Grey Scale #13
R G B WH GR BL C M Y K
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19
DANES-PICTA.COM

czyt. Rozpr. doktor.

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

IM. GENERAŁA BRONI KAROLA ŚWIERCZEWSKIEGO

Do użytku służbowego

Egz. Nr 19

Płk dr inż. Stanisław WÓJCIK

ZDJĘCIA LOTNICZE — MONOGRAFIA

Rozprawa habilitacyjna

ZESZYT NAUKOWY
Nr 06/84
Dodatek

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/42
05-001454-001-0

WARSZAWA 1984

12584

Colour Chart #13
Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3/Color Black
Inches Centimetres
DANES-PICTA.COM

czyt. Rozpr. doktor.

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
IM. GENERAŁA BRONI
KAROLA ŚWIERCZEWSKIEGO

Do użytku służbowego

Egz. Nr 19

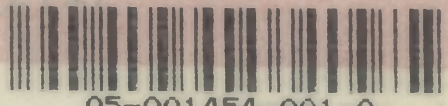
Płk dr inż. Stanisław WÓJCIK

ZDJĘCIA LOTNICZE — MONOGRAFIA

Rozprawa habilitacyjna

ZESZYT NAUKOWY
Nr 06/84
Dodatek

Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej
S/42



05-001454-001-0

12584

WARSZAWA 1984

AKADEMIA
SZTABU GENERALNEGO WP
IM. GENERAŁA BRONI
KAROLA ŚWIERCZEWSKIEGO

Do użytku służbowego

Egz. Nr 19

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid. II 12584
Akademii Obrony Narodowej

Płk dr inż. Stanisław WÓJCIK

ZDJĘCIA LOTNICZE — MONOGRAFIA

Rozprawa habilitacyjna

ZESZYT NAUKOWY
Nr 06/84
Dodatek

BIBLIOTEKA NAUKOWA AON WP
Egz. pojed.
S/42

WARSZAWA 1984

Redakcja „Zeszytów Naukowych"
00-910 Warszawa, bl. 25
tel. 10 95 35 wewn. 51 019

[redacted]

Nakładem Akademii Sztabu Generalnego WP
00-910 Warszawa

S/12

Redaktor techniczny: Anna Janowska
Korekta zbiorowa

Redakcja „Zeszytów Naukowych"
00-910 Warszawa, bl. 25
tel. 10 95 35 wewn. 51 019

Nakładem Akademii Sztabu Generalnego WP
00-910 Warszawa

ERRATA

Strona	Wiersz	Jest	Winno być
86	4 od d.	środka	środka źrenicy
88	11	kilku	kilkunastu
90	14	uwzględnieniu	uwzględnieniu /4.10/ i
119	18	układu optycznego	autokolimacji
163	2 od d.	odfustowane	zrektyfikowane
174	10	nawet	jeśli
175	8 od d.	Sposób	Spośród
199	7 od d.	lotniczych	ukośnych
204	10	wykreślenie	wykreślenie profilu
205	7	kilometrów	kilogramów
229	2	dokładność	dokładność nawigacji
241	19-20 od d.	numeryczne	analityczne
242	4 od d.	automaty numeryczne	autografy analityczne
242	10 od d.	wysokościa	wysokościa punktu
261	7	objętości	zakresu
406	8	800 nm ±	800 nm ± 50
445	13 od d.	płaszczyzna	powierzchnia
450	18	kamery	kanały
473	8 od d.	przeglądowania	zasięgu zobrazowania

Korekta zbiorowa

SPIS TREŚCI

WSTĘP.....9

CZĘŚĆ I: APARATURA FOTOLOTNICZA

1. ZARYS HISTORII ZDJĘĆ LOTNICZYCH.....15

Początki fotografii. Początki fotografii lotniczej. Fotografia lotnicza w zwiadzie wojskowym. Fotografia lotnicza w Polsce. Fotografia lotnicza po II wojnie światowej. Okres powojenny.

2. ATMOSFERA ZIEMI.....25

Budowa atmosfery. Wpływ atmosfery na proces fotografowania lotniczego.

3. ELEMENTY SKŁADOWE I MECHANIZMY KAMER LOTNICZYCH.....36

Charakterystyka ogólna kamer lotniczych. Podział kamer lotniczych. Migawki kamer lotniczych. Ładowniki kamer lotniczych. Podwieszenia kamer lotniczych. Mechanizm rozdzielczy i cykl pracy kamery lotniczej. Przyrządy sterujące.

4. UKŁADY OPTYCZNE KAMER LOTNICZYCH.....78

Charakterystyka ogólna obiektywów. Ogniskowa kamery lotniczej. Ortoskopia obrazu. Otwór względny. Kąt widzenia. Zdolność rozdzielcza. Optyczna funkcja przetwarzania. Siła światła. Przezroczystość spektralna. Rozkład oświetlenia w płaszczyźnie ramki. Rozproszenie światła w kamerze.

5. CHARAKTERYSTYKA WSPÓŁCZESNYCH KAMER LOTNICZYCH.....100

Automatyczne kamery szeregowe firmy Wild. Kamery AFA TE. Kamery MRB. Kamery RMK.

6. KALIBRACJA KAMER LOTNICZYCH.....118

Uwagi ogólne. Metody wizualne kalibracji. Metody fotograficzne.

Kalibracja kamer na podstawie gwiazd. poligony fotogrametryczne do kalibracji kamer. Sprawdzenie i justacja innych elementów kamery.

7. APARATURA POMOCNICZA.....134

Statoskopy. Wysokościomierze. Urządzenia do pomiaru kątów nachylenia zdjęć. Stabilizacja nachylenia kamery. Pomiar współrzędnych środka rzutów w czasie lotu. Światłomierze lotnicze. Kompensacja rozmazania obrazu.

8. NIEKTÓRE PROBLEMY EKSPLOATACJI APARATURY FOTOLOTNICZEJ.....164

Zasady ogólne. Cechy eksploatacyjno-techniczne aparatury fotolotniczej. Obsługiwanie aparatury fotolotniczej.

9. LOTNICZE MATERIAŁY ŚWIATŁOCZUŁE.....168

Zasady procesu fotograficznego. Sensytometria błon lotniczych. Charakterystyka częstotliwościowo-kontrastowa. Sensybilizacja błon lotniczych. Właściwości fotograficzne błon czarno-białych. Barwne materiały fotograficzne. Spektrostrefowe materiały lotnicze.

10. FOTOGRAMETRYCZNE STATKI POWIETRZNE.....188

Wymagania stawiane samolotom fotogrametrycznym. Ogólna charakterystyka samolotów fotogrametrycznych. Charakterystyka pozostałych statków powietrznych.

11. OPRZYRZĄDOWANIE NAWIGACYJNE SAMOLOTÓW FOTOGRAMETRYCZNYCH....208

Typowe przyrządy nawigacyjne. Specjalne przyrządy nawigacyjne. Systemy radionawigacyjne. Autonomiczne urządzenia nawigacyjne. Inne urządzenia i systemy nawigacyjne.

CZĘŚĆ II: PROJEKTOWANIE I WYKONANIE ZDJĘĆ LOTNICZYCH

12. OGÓLNE ZASADY PROJEKTOWANIA ZDJĘĆ LOTNICZYCH.....231

Schemat ogólny projektowania zdjęć lotniczych. Zasady ogólne wyboru skali zdjęć lotniczych.

13. UWARUNKOWANIA PRAC FOTOLOTNICZYCH 237

Wpływ czynników zewnętrznych. Wpływ czynników technicznych.

14. ZASADY WYBORU WARUNKÓW TECHNICZNYCH LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO.243

Ustalenia przedziału skal zdjęć lotniczych. Wybór wysokości fotografowania. Wybór pokrycia podłużnego. Wybór pokrycia poprzecznego. Warunki techniczne wykonania zdjęć celowanych. Wykonanie zdjęć lotniczych ze zwiększonym pokryciem podłużnym. Warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych przy równoczesnym fotografowaniu w dwóch skalach. Wyniki etapu wyboru warunków technicznych lotu fotogrametrycznego.

15. SCHEMATY WYBORU APARATURY, SPRZĘTU I MATERIAŁÓW FOTOLOTNICZYCH.....277

Wybór kamery lotniczej. Wybór statku powietrznego. Wybór aparatury pomocniczej. Wybór materiałów światłoczułych.

16. METODYKA PROJEKTOWANIA LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO.....295

Obliczenie podstawowych parametrów zdjęć lotniczych. Automatyzacja i optymalizacja prac fotolotniczych.

17. PROJEKTOWANIE ZDJĘĆ PERSPEKTYWICZNYCH I KONWERGENTNYCH.....315

Zdjęcia perspektywiczne. Zdjęcia konwergentne. Inne warianty zdjęć konwergentnych.

18. METODYKA WYKONANIA LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO.....322

Elementy nawigacyjne w zakresie potrzeb fotografowania lotniczego. Metodyka fotografowania lotniczego. Zasady nawigowania stosowane w czasie lotu fotogrametrycznego.

19. OBRÓBKA FOTOCHEMICZNA BŁON LOTNICZYCH.....331

20. SPRAWDZENIE I OCENA JAKOŚCI ZDJĘĆ LOTNICZYCH.....338

CZĘŚĆ III. ZDJĘCIA SPECJALNE

21. O KLASYFIKACJI ZDJĘĆ I OBRAZÓW.....347

O ogólnej teorii zdjęcia. Klasyfikacja zdjęć i obrazów.

22. KAMERY ROZPOZNAWCZE.....335

Kamery rozpoznawcze dzienne. Kamery rozpoznawcze nocne. Kamery szczelinowe. Kamery panoramiczne. Kamery dyfuzyjne.

23. FOTOGRAFIA WIELOSPEKTRALNA.....394

O zdolności odbijającej. Zasady fotografii wielospektralnej. Czeroobiektywowe kamery wielospektralne. Dziewięcioobiektywowe kamery wielospektralne. Aparatura wielokamerowa. Przeglądarki wielospektralne.

24. KAMERY LASEROWE I ELEKTROGRAFICZNE.....409

Kamery laserowe. Kamery elektrograficzne.

CZĘŚĆ IV: APARATURA OBRAZOWA

25. APARATURA TELEWIZYJNA.....417

Charakterystyka ogólna. Klasyfikacja aparatury telewizyjnej. Właściwości aparatury telewizyjnej. Zasady pracy aparatury telewizyjnej. Satelitarna aparatura telewizyjna. Aparatura fototelewizyjna.

26. ZOBRAZOWANIA W PODCZERWIENI.....430

Właściwości fizyczne promieniowania podczerwonego. Detektory podczerwieni. Urządzenia do obrazowania w podczerwieni. Aparatura termowizyjna. Skanery podczerwieni. Właściwości geometryczne.

27. SKANERY WIELOSPEKTRALNE.....450

28. ZOBRAZOWANIA RADIOTERMOLOKACYJNE.....453

Istota detekcji cieplnego promieniowania radiowego. O właściwościach fizycznych cieplnego promieniowania radiowego. O cieplnym promieniowaniu radiowym różnych ciał. Zasady tworzenia obrazu radiotermalnego. Aparatura radiotermolokacyjna.

29. ZOBRAZOWANIA RADIOLOKACYJNE /RADAROWE/.....466

Charakterystyka ogólna. Panoramiczne zobrazowania radiolokacyjne. Obrazy radiolokacyjne bocznego wybierania. Obrazy radiolokacyjne bocznego wybierania z anteną syntetyczną. Radar holograficzny. Właściwości interpretacyjne zobrazowań radiolokacyjnych. Właściwości geometryczne obrazów radiolokacyjnych. Zasady projektowania nalotu. Ogólne zasady opracowania obrazów radiolokacyjnych.

CZĘŚĆ V: ZDJĘCIA KOSMICZNE

30. OGÓLNE ZASADY FOTOGRAFOWANIA KOSMICZNEGO.....497

Klasyfikacja statków kosmicznych. Elementy składowe statków kosmicznych i ich funkcje. Zachowanie się statków kosmicznych w przestrzeni kosmicznej. Cechy charakterystyczne fotografowania kosmicznego. Właściwości zdjęć kosmicznych. Aparatura fotograficzna i obrazowa statków kosmicznych.

31. WAŻNIEJSZE PROGRAMY FOTOGRAFOWANIA I OBRAZOWANIA KOSMICZNEGO.....517

Satelity meteorologiczne. Satelity do badania środowiska ziemskiego. Satelity rozpoznawcze. Załogowe obiekty kosmiczne. Sondy międzyplanetarne.

SPIS LITERATURY.....551

WSTĘP

Zdjęcie lotnicze - fotograficzny obraz terenu wykonany ze swobodnego stanowiska nad ziemią - w końcu dwudziestego wieku staje się niezwykle ważnym i popularnym dokumentem obrazowym. Znajduje coraz szersze zastosowanie nie tylko w wojsku, lecz również w wielu gałęziach gospodarki, nauki i techniki. Obecnie trudno będzie znaleźć ważną dziedzinę życia, która nie wykorzystuje zdjęć lotniczych zarówno bezpośrednio pozytywów lub negatywów, względnie zdjęć opracowanych lub przetworzonych w postaci różnego rodzaju dokumentów kartograficznych czy fotograficznych. Pojawienie się wielu nowych metod otrzymywania zdjęć i obrazów lotniczych oraz powstanie możliwości fotografowania z przestrzeni kosmicznej i pozyskiwania informacji obrazowej o powierzchni Ziemi jak i innych planet Układu Słonecznego, wpłynęło na dalsze upowszechnienie zdjęć lotniczych.

Wśród wielu różnorodnych właściwości zdjęć lotniczych wyróżniają się dwie następujące ich cechy: pomiarowość i obrazowość, które determinują sposób ich wykorzystania. W związku z tym istnieją dwie główne metody zastosowania zdjęć lotniczych:

1/ metody wykorzystujące właściwości pomiarowe zdjęć do wykonania wszelkiego rodzaju map topograficznych, planów miast i innych dokumentów kartograficznych;

2/ metody wykorzystujące właściwości interpretacyjne zdjęć lotniczych do odczytania ich treści, głównie zaś charakterystyk krajobrazu, obiektów gospodarczych, obiektów o znaczeniu militarnym i innych.

Oba wymienione kierunki są nierozłącznie związane z sobą, a wyróżnianie jednego z nich wynika tylko z tego, który kierunek w danym przypadku dla konkretnych potrzeb jest ważniejszy i przeważa.

Uwzględniając kryteria resortowe również wydziela się dwie następujące grupy zastosowania zdjęć lotniczych:

1/ zastosowanie wojskowe,

2/ zastosowanie cywilne.

W obu przypadkach wykorzystuje się właściwości pomiarowe i interpretacyjne zdjęć lotniczych. W wojsku zastosowanie pomiarowe polega głównie na wykonaniu wszelkiego rodzaju wojskowych map topograficznych, planów miast, osiedli i obiektów wojskowych oraz wszelkiego rodzaju map specjalnych, fotodokumentów i innych dokumentów kartograficznych i bojowych.

Czynności te wchodzą w skład przedsięwzięć związanych z topograficznym zabezpieczeniem działań bojowych wojsk, są nawet najważniejszym elementem tych przedsięwzięć. W ramach przygotowania przyszłych teatrów działań wojennych opracowuje się mapy geograficzne i topograficzne w różnych skalach i na znaczne obszary. Przedsięwzięcia te służby topograficzne wykonują w sposób ciągły, przez cały czas trwania okesu pokojowego, okresu zagrożenia czy wojny. Działalność wojskowych służb topograficznych musi w tym zakresie wyprzedzać poczynania innych instytucji i komórek wojskowych, gdyż informacje o terenie i jego właściwościach są elementem składowym decyzji o działaniu wojsk potrzebnym jeszcze przed opracowaniem planów operacyjnych i przed podejmowaniem ostatecznych decyzji, a mapy topograficzne są również podkładem, na którym nanosi się te plany i decyzje. Podwyższa to rolę zdjęć lotniczych jako nośników informacji, które mogą dać najaktualniejsze dane o terenie, w miarę pełne i dokładne oraz w krótkim czasie. Przecież zdjęcia lotnicze są obecnie materiałem podstawowym przy opracowaniu i uaktualnianiu map topograficznych.

Ciągle rośnie znaczenie potencjału informacyjnego zawartego w treści zdjęć i obrazów lotniczych. Wynika to również z rozwoju metod i sposobów otrzymywania zdjęć i obrazów terenu. W siłach zbrojnych potencjał ten wykorzystuje się do wykonywania następujących zadań:

1/ do interpretacji taktycznej, w wyniku której uzyskuje się niezwykle ważne dane rozpoznawcze o obiektach terenu, obiektach wojskowych, o polu walki, zgrupowaniach i ruchu wojsk, zgrupowaniach techniki bojowej i innych;

2/ do interpretacji topograficznej, w której otrzymuje się dane o przedmiotach i obiektach terenu niezbędnych do zapełnienia treści mapy topograficznej i innych dokumentów kartograficznych, do rozpoznania terenu itp.

Wyżej omawiane problemy ujęto w niniejszej monografii w taki sposób, że jej część pierwsza i druga są poświęcone zdjęciom pomiarowym, natomiast część trzecia, czwarta i piąta zajmują się w większym stopniu pozostałymi rodzajami zdjęć lotniczych i kosmicznych, w których przeważają walory interpretacyjne.

Zdjęcia lotnicze traktowane jako przedmiot nauczania w szkole wyższej mają charakter wybitnie interdyscyplinarny. Wprawdzie głównym trzonem w tym przedmiocie jest technika i technologia fotografowania i otrzymywania zdjęć lub obrazów oraz uzyskiwanie informacji pomocniczych, niezbędnych przy wykorzystywaniu zdjęć, lecz dla właściwego zrozumienia procesu fotografowania i obrazowania lotniczego oraz do świadomego kierowania

tym procesem niezbędne są również informacje z innych dyscyplin naukowych jak:

- z teorii fotografii: wiadomości o procesach fotograficznych począwszy od najprostszych, aż do nowoczesnych w zakresie obróbki fotochemicznej materiałów czarno-białych i barwnych, metod dyfuzyjnych i innych metod szybkiej obróbki fotochemicznej;
- w zakresie lotnictwa: wiadomości o sprzęcie lotniczym i aparaturze nawigacyjnej, przy tym w nawigacji należy znać metody i sposoby nawigowania stosowane podczas fotografowania lotniczego począwszy od najprostszych, aż do nowoczesnych wykorzystujących aparaturę radionawigacyjną i radiogeodezyjną oraz satelity nawigacyjne;
- z wiadomości o atmosferze Ziemi: dane, które charakteryzują atmosferę jako ośrodek, przez który się fotografuje oraz ośrodek, w którym odbywa się lot fotogrametryczny;
- w zakresie sprzętu oraz aparatury fotograficznej i obrazowej: wiadomości z mechaniki, mechaniki precyzyjnej, optyki, elektroniki, elektrotechniki i automatyki;
- w zakresie techniki satelitarnej: teorię lotu orbitalnego sztucznych satelitów i zasady działania kompleksu kosmicznego.

Ponadto niezbędne są wiadomości o właściwościach źródeł promieniowania naturalnego i sztucznego, o promieniowaniu w paśmie podczerwieni i mikrofal, o właściwościach odbijających przedmiotów i obiektów terenu w różnych pasmach widma elektromagnetycznego i wiele innych.

Problematyka zdjęć lotniczych dotychczas nie znalazła właściwego odzwierciedlenia w polskim piśmiennictwie technicznym. Nieliczne publikacje książkowe na ten temat traktują o przedmiocie albo w sposób popularno-naukowy /np. A.Kurowski: Fotografia lotnicza. Wyd. MON, Warszawa 1955; H.Latoś: Fotografia na polu walki. Wyd. MON, Warszawa 1967/, albo zdjęcia lotnicze stanowią w nich jeden z rozdziałów będących częścią podręczników przeważnie z fotogrametrii, topografii lub fotografii /np. pozycje bibliografii [17], [24], [31], [41], [54], [65], [72], [79] /. W tym przypadku dość ważnym uzupełnieniem były artykuły publikowane na łamach periodyków fachowych /"Przegląd Geodezyjny", "Polski Przegląd Kartograficzny"/ i wojskowych /"Wojskowy Przegląd Techniczny", "Myśl Wojskowa", "Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk OPK" i inne/, w czym autor niniejszej monografii również aktywnie uczestniczył. Istnieje natomiast dość bogata literatura przedmiotu głównie w języku rosyjskim i angielkim. W bibliografii przedstawiono podstawowe pozycje literatury i publicystyki, których treść znalazła odzwierciedlenie przy opracowaniu niniejszej monografii, względnie które w jakiś sposób inspirowały własne

opracowania na podobny temat.

Jednym z celów opracowania i wydania niniejszej monografii jest zapełnienie luki w tej dziedzinie, mając na uwadze zarówno wyższe szkolnictwo wojskowe i cywilne o profilach geodezyjno-kartograficznych i pokrewnych, jak również instytucje i osoby zajmujące się planowaniem, wykonaniem lub wykorzystaniem zdjęć lotniczych zarówno pod względem pomiarowym jak i interpretacyjnym.

Praca nosi wprawdzie charakter monograficzny i jako taka jest w pewnym sensie przekrojem współczesnych światowych osiągnięć w zakresie fotografii lotniczej i kosmicznej, lecz również zawiera własny, dość pokaźny dorobek naukowy autora. Dorobek tem można znaleźć we wszystkich częściach pracy.

W części pierwszej monografii najistotniejsze pod tym względem jest sformułowanie wymagań i warunków techniczno-eksploatacyjnych w stosunku do fotogrametrycznych statków powietrznych. Wymagania te były wykorzystywane przy opracowaniu, pod względem fotogrametryczno-nawigacyjnym, projektu polskiego samolotu fotogrametrycznego MD-12F. Do autora niniejszej monografii należy między innymi zaprojektowanie wyposażenia fotogrametrycznego i specjalnego nawigacyjnego tego samolotu, następnie stały nadzór nad jego budową, opracowanie programu badań fotogrametrycznych, uczestniczenie w tych badaniach, jak również uczestniczenie w wielu lotach doświadczalnych w kraju i zagranicą. Kolejnym osiągnięciem, które znalazło swe odbicie w monografii, jest podobne opracowanie projektu śmigłowca fotogrametrycznego Mi-2. Do habilitanta należy projektowanie części fotogrametrycznej i specjalnej nawigacyjnej, nadzór nad jego budową oraz opracowanie programu badań specjalistycznych.

Część druga monografii prawie w całości jest opracowaniem oryginalnym autora. Problemy projektowania zdjęć lotniczych dotychczas nie były należycie przedstawione i to nie tylko w polskiej literaturze fachowej. Rozdziały od 12 do 16 mogą nawet stanowić oddzielną całość, w której rozpatruje się czynniki wpływające na warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych. W tej części analizuje się ogólne zasady projektowania oraz zasady zasady wyboru warunków technicznych wykonania zdjęć i lotu fotogrametrycznego. Ocenia się dotychczas stosowane sposoby projektowania oraz przedstawia się własne propozycje w tym zakresie. Na uwagę zasługuje uogólnienie metod projektowania zdjęć ze zwiększonym pokryciem podłużnym i projektowanie przy równoczesnym fotografowaniu w dwóch skalach. Szczegółowo przedstawiono schematy wyboru kamer lotniczych, statku powietrznego, aparatury pomocniczej i materiałów fotograficznych. Maja

one znaczenie zarówno dla etapu projektowania, jak i dla etapu wcześniejszego - zakupu oraz gromadzenia aparatury, sprzętu i materiałów.

Przedstawiono projekty optymalizacji i automatyzacji etapu wykonania zdjęć lotniczych; niektóre z nich są zaprogramowane na maszynie cyfrowej i znajdują praktyczne zastosowanie w produkcji.

Po raz pierwszy w polskiej literaturze fotogrametrycznej przedstawiono problem projektowania zdjęć pionowo-zbieżnych i przeanalizowano podstawowe warianty wykonania tych zdjęć.

W sumie druga część monografii jest dość istotnym osiągnięciem teoretycznym w tej dziedzinie, chociaż celowo pominięto w niej szereg pośrednich wyprowadzeń i udowodnień. Wynika to zresztą z charakteru niniejszej pracy.

Część trzecia początkuje problematykę zdjęć rozpoznawczych i innych o dużych walorach interpretacyjnych, dlatego rozpoczęto ją od próby uogólnienia współczesnych metod i sposobów otrzymywania zdjęć i obrazów. Przy współczesnym stanie i tendencjach rozwoju technik fotograficznych i obrazowych niezbędne są poszukiwania jednolitego podejścia do tych problemów, czego próbę zawiera rozdział 21. W kolejnych rozdziałach po raz pierwszy w polskiej literaturze fachowej przedstawiono dość obszernie zagadnienia zdjęć szczelinowych, panoramicznych, wielospektralnych, kamer laserowych i dyfuzyjnych.

W części czwartej zawarto problematykę zdalnego pozyskiwania obrazów terenu. Przedstawione metody są naukowym i technicznym osiągnięciem ostatnich kilku lub kilkunastu lat, jeszcze nie znalazły należytego odzwierciedlenia w naszej literaturze. W monografii opisuje się je zwracając główną uwagę na właściwości geometryczne i interpretacyjne obrazów, a więc z punktu widzenia użytkownika tych technik. Daje się również pojęcie o projektowaniu tych obrazów, jeśli zasady te różnią się od podanych w części drugiej monografii.

W części piątej, omawiającej zdjęcia i obrazy satelitarne, starano się wybrać i podać tylko te zagadnienia, które są istotne z punktu widzenia projektowania i wykorzystania ich. Dlatego wiele miejsca poświęcono omówieniu zasad zachowania się sztucznego satelity na orbicie planetocentrycznej oraz właściwościom geometrycznym tych zdjęć, gdyż bardziej szczegółowa analiza zdjęć i obrazów satelitarnych, szczególnie ich walorów pomiarowych i interpretacyjnych, jest zawarta w innej pracy autora /rozprawa doktorska nt. Analiza techniczno-wojskowa możliwości rozpoznania fotograficznego prowadzonego z obiektów kosmicznych. WAT 1976 r./.

Układ monografii starano się zachować na ogół zgodny z historią powstania i rozwoju przedmiotu "Zdjęcia lotnicze" oraz z ważnością problemów. Dlatego części I i II poświęcono pomiarowym zdjęciom lotniczym, część III zdjęciom rozpoznawczym, część IV różnego rodzaju zobrazowaniom i część V problemom kosmosu.

Niniejsza rozprawa jest wynikiem długoletnich studiów i pracy autora. Powstawała wstępnie jako podręcznik akademicki, następnie przerodziła się w obszerną monografię przedmiotu. Niektóre zagadnienia teoretyczne w niej zawarte są napisane dość dawno, częściowo nawet były publikowane w periodykach fachowych, obecnie tylko je zaktualizowano. Jednak część podstawowa monografii powstawała w wyniku bezpośredniej pracy nad podjętym tematem. W niektórych partiach wykorzystano również literaturę zagraniczną.

W zakończeniu pragnę wyrazić podziękowania tym wszystkim, a więc przede wszystkim przełożonym i kolegom z Akademii Sztabu Generalnego WP, Wojskowej Akademii Technicznej i wszystkim innym osobom, które służyły mi swoją radą i pomocą, a przede wszystkim starały się mnie zmobilizować wewnętrznie, abym doprowadził do końca pracę nad niniejszą monografią.

Część I

APARATURA FOTOLOTNICZA

1. ZARYS HISTORII ZDJĘĆ LOTNICZYCH

1.1. Początki fotografii

Pierwszych elementów fotografii można się dopatrzyć już w średniowieczu. Prawdopodobnie już w wiekach XI-XV znano urządzenie zwane camerą obscurą. Była to zwykła skrzynka światłoszczelna, ciemnia optyczna, mająca w jednej ze ścian mały otworek, przez który wpadało światło i na przeciwległej ściance tworzyło odwrócony obraz przedmiotów znajdujących się przed otworkiem. Ciemnię optyczną stosowano do rysowania obrazów, gdyż zachowywała perspektywę i proporcje pomiędzy przedmiotami.

Dla polepszenia ostrości obrazu do otworu wstawiano najpierw kulę szklaną, napełnioną wodą, następnie soczewki płaskowypukłe /XVI wiek/, a po udowonieniu przez Kepplera błędów soczewek rozpoczęto stosowanie układów soczewek, w wyniku czego otrzymywano obrazy optyczne o dobrej jakości, obejmujące znaczne obszary.

Rozwój prac w tym kierunku doprowadził do skonstruowania urządzenia zwanego camerą clarą /Huck, 1679 r./, w której na matówce lub ekranie powstawał obraz prosty /rysunek 1.1/. Obraz z camery clary można było rzutować na papier, skąd go przerysowywano. Pomimo, że rysunek był mało dokładny, Francuz Beautemps-Beaupré w latach 1791-1792 sporządził na jego podstawie obrys pasa przybrzeżnego wyspy Santa Cruz, następnie zaś rysunki te wykorzystał do sporządzenia mapy topograficznej danego obszaru.

Camera obscura i camera clara były podstawami optycznymi fotografii, brakowało jedynie dokładnego sposobu rejestracji otrzymywanego obrazu optycznego. Zjawisko światłoczułości poznano dość wcześnie, gdyż już w roku 1720 J.Schulze odkrył właściwości światłoczułe azotanu srebra /czernienie pod wpływem światła/. Następnie odkryto wpływ światła na sole żelaza i sole srebra.

Początek XIX wieku jest okresem wielu doświadczeń, które doprowadziły do wynalezienia fotografii. W roku 1820 Francuz Niépce[x/] wynalazł sposób utrwalenia obrazu na posrebrzanej płycie miedzianej, pokrytej warstwą laku asfaltowego, lecz czas naświetlania takiej płyty wynosił kilka godzin. Niépce podpisał umowę z Daguerrem na kontynuowanie badań nad zjawiskiem nazwanym później przez Herschela "fotogra-

x/ Joseph Nicéphore, oficer francuski /1765-1833/.

fią", lecz Niépce zmarł w roku 1833 i Daguerre sam doprowadził do odkrycia fotografii. W roku 1839 opublikował on technologię otrzymywania i utrwalania obrazu fotograficznego. Od nazwiska wynalazcy sposób nazwano dagerotypią i od tego momentu zaczyna się właściwy rozwój fotografii.

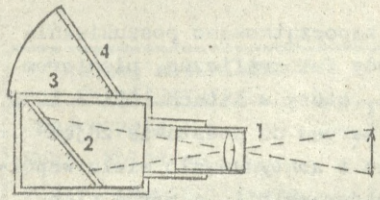
Dagerotypia polegała na uczuleniu płyty srebrnej w parach jodu i naświetleniu jej w kamerze. Pod wpływem światła otrzymywano obraz utajony, wywoływano go w parach rtęci, które tworzyły amalgamat ze srebrem. Następnie płytę utrwalano w siarczkach sodu i otrzymywano od razu obraz pozytywowy w pojedyńczym egzemplarzu.

Niska światłoczułość materiałów fotograficznych uniemożliwiła zastosowanie dagerotypii do fotografowania z lotu ptaka, dopiero wynalezienie procesu mokrokolodionowego w roku 1851 stworzyło przesłanki powstania fotografii lotniczej.

Równocześnie z dagerotypią światło dzienne ujrzało wiele innych procesów fotograficznych, które czasem znane były nawet wcześniej niż wynalazek Daguerra. Między innymi należą do nich heliografia Niepce'a i kalotypia Talbota.
Rok po wynalezieniu degorotypii Anglik Talbot opracował sposób, który składał się procesu negatywowego i pozytywowego, był więc jakby zalążkiem współczesnej fotografii umożliwiającej kopiowanie wielu egzemplarzy odbitek z negatywu.

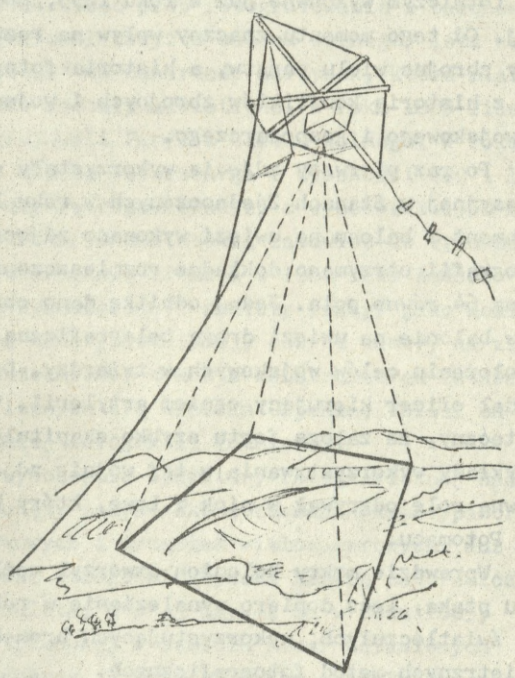
1.2. Początki fotografii lotniczej

W latach pięćdziesiątych ubiegłego stulecia fotograf paryski Felix Tournachon, znany pod pseudonimem Nadar, odkrywa możliwości fotografowania z lotu ptaka i zastosowania zdjęć zamiast mapy topograficznej. W roku 1855 sfotografował wioskę. Petit Bicetre, używając do tego celu kamery przez siebie skonstruowanej i balonu na uwięzi, a w roku 1858 w ten sam sposób sfotografował fragmenty Paryża z wysokości 80 i 200 metrów /rysunek 1.2/. Zastosowanie mokrego kolodionu do fotografowania z balonu nie dało dobrych wyników, gdyż gazy ulatniające się z powłoki balonowej wchodziły w reakcję z warstwą światłoczułą i powodowały powstawanie plam na obrazie fotograficznym. Nadar widział przyszłość swojej metody w barwach optymistycznych, o czym mogą świadczyć jego słowa: "dobry balon na uwięzi i dobry aparat fotograficzny - oto wszystko, czego potrzebuję, aby dowolny wycinek terenu, mały lub wielki, dokładnie zdjąć i pomierzyć". Jednak fotografowanie z lotu ptaka okazało się bardziej skomplikowane od zdjęć naziemnych, dlatego na wiele lat zaniechano go i tylko wojsko interesowało się tą metodą



Rys.1.1. Camera clara. 1 - obiektyw, 2 - zwierciadło, 3 - matówka, 4 - osłonka

Rys.1.2. Karykatura Nadara fotografującego Paryż.



Rys.1.3. Fotografowanie z latawca

i wykonywało szereg prób.

Prawie w tym samym czasie /1850 r./ zapoczątkowano poszukiwania zastąpienia metod geodezyjnych przez metody fotograficzne, pionierem był tu pułkownik francuski Aimé Laussedat, który w latach 1851 - 1859 podjął się szeregu prób wykonania planów terenu na podstawie zdjęć fotograficznych. Ten kierunek prac podjęło i kontynuowało wielu współczesnych jemu entuzjastów fotografii i fotogrametrii, a wśród nich znajdują się takie znane później nazwiska, jak Porro, Meydenbauer, Koppe, Jordan i wielu innych.

1.3. Fotografia lotnicza w zwiadzie wojskowym

Pierwsze próby zastosowania zdjęć lotniczych w wojskowym rozpoznaniu lotniczym wykonano już w roku 1859, podczas wojny austriacko-włoskiej. Od tego momentu znaczny wpływ na rozwój fotografii wywierają siły zbrojne wielu państw, a historia fotografii lotniczej przeplata się z historią konfliktów zbrojnych i wojen, a następnie historią wywiadu wojskowego i gospodarczego.

Po raz pierwszy zdjęcia wykorzystały wojska Północy podczas wojny secesyjnej w Stanach Zjednoczonych w roku 1862. Przy zdobywaniu fortu Richmont z balonu na uwięzi wykonano zdjęcie pozycji przeciwnika. Na fotografii otrzymano dokładne rozmieszczenie wojsk. Zdjęcie podzielono na 64 równe pola. Jedną odbitkę dano obserwatorowi, który wzniesiony w balonie na uwięzi drogą telegraficzną informował własne wojska o położeniu celów wojskowych w twierdzy. Drugą identyczną odbitkę posiadał oficer kierujący ogniem artylerii. Ogień artyleryjski był tak skuteczny, że załoga fortu szybko skapitulowała. Znane są jeszcze inne przykłady wykorzystywania w tej wojnie zdjęć wykonanych z balonu, a główną rolę odgrywał w nich T.Lowe, który był szefem aeronautyki w armii Potomacu.

Wprawdzie mokry kolodion stworzył możliwości fotografowania z lotu ptaka, lecz dopiero wynalezienie w roku 1878 żelatynowych materiałów światłoczułych, wykorzystujących bromek srebra, umożliwiło rozwój powietrznych metod fotograficznych.

Materiały bromożelatynowe, ciągle udoskonalane, przetrwały do dzisiaj i dalej są podstawą współczesnej fotografii. W tabeli 1.1 porównuje się czułość różnych materiałów fotograficznych.

Tabela 1.1

Rodzaj materiału światłoczułego	Rok	Czas naświetlania
Dagerotypia	1839	30 min
Mokry kolodion	1851	10 sek.
Płyty bromożelatynowe	1878	1/50 sek.
Płyty bromożelatynowe	1900	1/1 000 sek.
Materiały bromożelatynowe	1937	1/25 000 sek.
Współczesne materiały bromożelatynowe		1/1 000 000 sek, i mniej

Już od roku 1879 wzrastała ilość prób fotografowania z balonów. W 1879 roku Triboulet sfotografował Paryż z balonu wolnego, lecz na rogatkach urzędnik "skontrolował" mu zawartość skrzynek, które miał ze sobą, w wyniku czego klisze zostały naświetlone. W roku 1885 Tissandier i Ducon ponownie sfotografowali Paryż z balonu wolnego. W roku 1886 Kowańko wykonał zdjęcia ukośne Petersburga z wysokości 800 i 1200 m oraz zdjęcie pionowe twierdzy Petropawłowskiej z wysokości 1350 m. W tym samym okresie Batut we Francji zastosował latawiec do wynoszenia kamery fotograficznej nad powierzchnię ziemi, a w 1888 roku Amédée Denisse przedłożył możliwość wykorzystania rakiety /racy/ jako nosiciela małej dwunastoobiektywowej kamery lotniczej, powrót kamery na ziemię odbywał się za pomocą spadochronu. W Rosji konstruktorem latawców i specjalnych kamer fotograficznych był kapitan Uljanin. Wniósł on duży wkład do rozwoju rosyjskiej fotografii lotniczej.

Ograniczone możliwości wynoszenia aparatury fotograficznej nad teren i manewrowania nią nasunęły pomysł skonstruowania kamer panoramicznych, kamer wieloobiektywowych i urządzeń wielokamerowych. Już w roku 1881 Woodbury skonstruował czteroobiektywową kamerę panoramiczną. Aparatura fotograficzna Tribouleta, której używał on w roku 1883, składała się z jednej kamery pionowej i sześciu kamer ustawionych ukośnie, fotografujących widnokrąg. W roku 1889 Rosjanin Thiele skonstruował podobne urządzenie siedmiokamerowe, nazwane panoramografem, wyposażone w niwelator elektryczny, który uruchamiał wszystkie migawki, gdy oś optyczna kamery środkowej była w położeniu pionowym.

W latach 1904-1905 w czasie wojny rosyjsko-japońskiej Rosjanie fotografowali pozycje Japończyków z balonów na uwięzi, lecz były to tylko próby sporadyczne, raczej doświadczalne.

Początek XX wieku przynosi w wielu krajach nasilenie prac fotograficznych i fotogrametrycznych, a także wiele opracowań teoretycznych z dziedziny zastosowania zdjęć, konstrukcji nowych kamer fotograficznych i nowych przyrządów fotogrametrycznych. Spośród nich na uwagę zasługują urządzenia wielokamerowe Cailleteta i Scheimpfluga. Cailletet skonstruował urządzenie dziewięciokamerowe, w którym kamery były rozmieszczone w trzech poziomach, a Scheimpflug /Austria/ zbudował kamerę siedmioobiektywową.

Następują dalsze ulepszenia aparatury fotograficznej, pojawiają się kamery o ogniskowych rzędu 1 metra, format zdjęć wzrasta do 24 - 30 cm, na zdjęciach rejestruje się znaczki tłowe wyznaczające układ współrzędnych lokalnych, dane dotyczące czasu fotografowania, wskazania libeli i wysokościomierza, dla określenia nachylenia zdjęcia stosuje się fotografowanie horyzontu. Pojawiają się elementy stereofotogrametrii powietrznej, to znaczy fotografowanie z określonym pokryciem podłużnym i poprzecznym. W tym czasie jeszcze głównym nosicielem aparatury fotograficznej był aerostat, lecz począwszy od roku 1908 rozpoczyna się era samolotów i następuje nowy etap rozwoju fotografii lotniczej.

Pierwsze zastosowanie samolotu do fotografowania z lotu ptaka należy prawdopodobnie do Francuzów; miało to nastąpić w 1907 r. podczas konfliktu marokańskiego. W latach 1908 - 1912 wiele krajów przeprowadziło tego rodzaju próby, między innymi w roku 1910 armia rosyjska zastosowała samoloty do rozpoznania fotograficznego podczas manewrów jesiennych swoich wojsk. Dość szybko oceniono zalety zastosowania samolotów do fotografowania powietrznego, pomogły w tym przygotowania wojenne, a następnie I wojna światowa. O znacznym rozwoju samolotów w tym czasie mogą świadczyć dane zawarte w tabeli 1.2.

Tabela 1.2

Rok	Maksymalny czas lotu	Prędkość maksymalna	Wysokość lotu
1908-1909	$2^h\ 18^m$	80 km/h	510 m
1912-1913	$13^h\ 17^m$	170 km/h	5610 m

Wprawdzie tabela zawiera dane samolotów wyczynowych, ale już pod koniec I wojny światowej swobodnie fotografowano z wysokości 5 000 m, przeciętna prędkość wynosiła 220 km/h, a zasięg samolotów rozpoznawczych wynosił 600 km. Prawie równocześnie z samolotem pojawiają się

lotnicze kamery półautomatyczne, czyni się pierwsze próby zastosowania lotniczych materiałów fotograficznych na błonach /Eastman w USA zastosował w roku 1884 błonę fotograficzną do aparatów amatorskich Kodak/; rozwija się technika fotointerpretacji zdjęć lotniczych, rozwija się fotogrametria.

Pierwsza wojna światowa dostarczyła wielu przykładów zastosowania zdjęć lotniczych do rozpoznania wojskowego, sprzyjał temu pozycyjny charakter wojny. Każde działanie było poprzedzane szczegółowym rozpoznaniem, więc fotografia lotnicza najlepiej nadawała się do tego celu. Pierwsze walki powietrzne w historii wojen staczano z jednej strony dla umożliwienia rozpoznania i fotografowania pozycji nieprzyjacielskich, z drugiej dla przegnania samolotów fotografujących pozycje wojsk własnych. Każda z armii walczących podaje przykłady celowości i skuteczności zastosowania zdjęć lotniczych, gdyż prawie we wszystkich ważniejszych operacjach I wojny światowej prowadzono rozpoznanie fotograficzne.

Już w 1915 r. powstają pierwsze etatowe pododdziały do wykonywania zdjęć lotniczych, w wojskach rozpoczyna się również planowe szkolenie oficerów lotnictwa i sztabów w zakresie odczytywania i wykorzystywania zdjęć lotniczych.

W marcu 1915 r. alianci sfotografowali system transzei niemieckich pod Neuve Chapelle, co umożliwiło im przygotowanie ofensywy i odniesienie sukcesu. Niemcy podają, że fotografia lotnicza umożliwiła im wykrycie na czas manewru armii carskiej "Narew" pod Tanenbergiem, w wyniku czego nastąpiło jej okrążenie i rozbicie. W roku 1916 zdjęcia lotnicze ułatwiły armii rosyjskiej podjęcie ofensywy i zwycięstwo na froncie południowo-zachodnim.

W czasie ofensywy pod Argenne na froncie zachodnim, tylko piloci amerykańskiego korpusu ekspedycyjnego wykonali w ciągu czterech dni 56 tysięcy zdjęć lotniczych. Normalnie alianci wykonywali w tym czasie w ciągu jednego dnia około 1 000 zdjęć rozpoznawczych, podczas gdy Niemcy otrzymywali ich około 4 000 dziennie. Pod koniec wojny Niemcy posiadały już ponad 2 000 lotniczych kamer fotograficznych obsługiwanych ręcznie oraz około 100 kamer automatycznych.

Wiadomo również, że w czasie I wojny światowej armia rosyjska wykonała ponad 1,5 miliona zdjęć lotniczych. Do ciekawszych konstrukcji aparatury tego okresu należy półautomatyczna kamera lotnicza na błonę fotograficzną, skonstruowana w 1913 r. przez pułkownika armii rosyjskiej W.Potte. O jej doskonałości świadczy fakt, że przetrwała ona w uposażeniu armii radzieckiej aż do 1930 r. Była równocześnie wzorem

konstrukcji dla wielu firm europejskich.
W roku 1917 we Francji skonstruowano półautomatyczną kamerę do fotografowania szeregowego na błonie fotograficznej; można nią było wykonać 60 zdjęć o formacie 24 x 30 cm. W Anglii pojawiła się kamera Tornton - Piccard o ogniskowej 200 mm i formacie zdjęć 18 x 24 cm /w wersji późniejszej nawet o ogniskowych 500 i 1000 mm/. W roku 1918 w Stanach Zjednoczonych firma Eastman-Kodak wyprodukowała pierwszą automatyczną kamerę lotniczą K-1 przeznaczoną do celów pomiarowych.

1.4. Fotografia lotnicza w Polsce

Wprawdzie Polska odzyskała niepodległość dopiero w roku 1918, ale Polacy przyczynili się do rozwoju fotografii wcześniej, gdy kraj znajdował się jeszcze pod zaborami. Z pierwszych dat można odnotować rok 1889, w którym fotograf warszawski Brandel skonstruował pistoletowy aparat fotograficzny.

W Wiedniu dr Józef Eder zaobserwował, a następnie opracował problem sensybilizacji materiałów światłoczułych. Pod zaborem austriackim zagadnieniami fotogrametrii zajmował się prof. K. Weigel, późniejszy prezes Polskiego Towarzystwa Fotogrametrycznego.

W Moskwie prof. E.Warchałowski w roku 1912 opublikował pracę pt. "Oczerki fotogrammietrii".

Po pierwszej wojnie światowej w lotnictwie polskim obserwuje się powstawanie nowej specjalności - referenta fotograficznego, a w pułkach utworzono plutony foto; wkrótce w Wojskowym Instytucie Geograficznym powstaje Samodzielny Referat Fotogrametryczny, który zajmuje się fotografią naziemną i lotniczą oraz jej wykorzystaniem do celów pomiarowych i wojskowych. Pierwsze rodzime prace topograficzne, w których zastosowano zdjęcia lotnicze, wykonano w latach 1921 - 1924. I pułk lotniczy sfotografował fragment granicy polsko-radzieckiej; zdjęcia odczytano w terenie i wykonano z nich fotoplany, które posłużyły do spraw delimitacyjnych. W tym przypadku fotoplanami w skali 1:10 000 pokryto obszary przygraniczne o powierzchni 3 000 km^2. Kilka lat później w podobny sposób wykorzystano zdjęcia lotnicze przy delimitacji granicy z Rumunią.

W roku 1930 powstał "Fotolot" - wydział aerofotogrametryczny przy "Locie" - przedsiębiorstwo cywilne, zajmujące się wykonywaniem pomiarowych zdjęć lotniczych na potrzeby gospodarki kraju i dla wojska. "Fotolot" posiadał cztery samoloty fotogrametryczne, dwa autografy do fotogrametrycznego opracowania map warstwicowych, trzy przetworniki,

stereokomparator i inny sprzęt pomocniczy. Przedsiębiorstwem kierował M.B.Piasecki, późniejszy profesor Politechniki Warszawskiej. Przedsiębiorstwo zajmowało się fotografowaniem lotniczym i wykonaniem fotoplanów i fotomap w skalach od 1:1 000 do 1:10 000 dla potrzeb urbanistyki, rolnictwa, leśnictwa i innych gałęzi gospodarki.

W okresie międzywojennym pojawia się również sprzęt fotolotniczy polskiej konstrukcji. Między innymi w połowie lat 30 polskie kamery rozpoznawcze zastąpiły w lotnictwie wojskowym wysłużone francuskie kamery kliszowe z ręcznym naciągiem migawki. Tuż przed II wojną światową w Polskich Zakładach Optycznych wyprodukowano serię prototypową szeregowych kamer pomiarowych. Produkowano również pomocniczy sprzęt fotogrametryczny.

Lata międzywojenne charakteryzują się nie tylko kartograficznym wykorzystaniem zdjęć lotniczych. Rozwija się również wywiad powietrzny, a obrazy lotnicze obiektów wojskowych, takich jak bazy lądowe, lotniska, bazy morskie, mosty, linie komunikacyjne, obiekty przemysłowe i inne obiekty gospodarcze wzbogacają kartoteki celów, kompletowane przez przyszłych agresorów. Wywiad taki prowadzą przede wszystkim Niemcy, penetrując tereny Francji, Polski, Norwegii i Anglii. Następnie obejmują nim swe kolejne ofiary: Związek Radziecki, Jugosławię i inne kraje. Ich samoloty typu Junkers Ju-49 i Domier Do215 są poza zasięgiem ówczesnej artylerii przeciwlotniczej i lotnictwa myśliwskiego tych krajów; mogą więc bezkarnie wykonywać swoje zadania.

1.5. Fotografia lotnicza w II wojnie światowej

W okresie II wojny światowej nastąpiła dalsza popularyzacja fotografii lotniczej i jej zastosowanie zarówno w pracach kartograficznych, jak i w rozpoznaniu wojskowym. W dalszym ciągu zdjęcia lotnicze wykorzystywano do sporządzania nowych planów i map topograficznych dla obszarów interesujących armie walczące. Ponadto za pomocą zdjęć lotniczych określano zniszczenia wojenne i inne zmiany terenowe i w ten sposób uaktualniano istniejące mapy i plany topograficzne. Armie walczące wykorzystywały zdjęcia lotnicze we wszystkich fazach przygotowywania i prowadzenia działań bojowych, a zdjęcia te dawały gros informacji wywiadowczej otrzymywanej przez wojskowe organy rozpoznawcze. Amerykanie podają, że w czasie II wojny światowej 80% informacji o obiektach, które następnie podlegały bombardowaniu przez lotnictwo, uzyskano na podstawie zdjęć lotniczych. W niektórych operacjach ponad 90% informacji otrzymywano ze zdjęć lotniczych. Na przykład podczas

przygotowywania operacji krymskiej lotnictwo radzieckie sfotografowało 20 razy pozycje niemieckie, co między innymi pozwoliło wykryć zapory przeciwczołgowe i przeciwpiechotne znajdujące się na dnie płytkiego jeziora Siwasz. W 1945 r. w czasie pięciu dni operacji Wisła - Odra sfotografowano teren o powierzchni około 100 000 km^2. W przedsięwzięciu tym uczestniczyła również 4 Polska Mieszana Dywizja Lotnicza. Jako ciekawostkę z okresu II wojny światowej można również przytoczyć wykrycie na podstawie zdjęć lotniczych niemieckiego ośrodka rakietowego w Peenemünde. Dzięki fotografii lotniczej przewaga rozpoznania powietrznego nad rozpoznaniem agenturalnym, która po raz pierwszy zarysowała się w okresie I wojny światowej znacznie wzrosła.

W czasie II wojny światowej osiągnięcia polskie w zakresie fotografii lotniczej weszły w skład ogólnych sukcesów armii sojuszniczych. Rozpoznanie fotograficzne było prowadzone przez polskie jednostki lotnicze na różnych frontach i kontynuowane przez cały okres wojny, a do fotografowania pomiarowego przystąpiono dopiero w roku 1947.

Odbudowa gospodarki po zniszczeniach spowodowanych działaniami wojennymi spowodowała wzrost znaczenia zdjęć lotniczych w pracach topograficznych i kartograficznych. Zdjęcia lotnicze stały się podstawowym materiałem wyjściowym do sporządzania map topograficznych. Między innymi w Polsce w okresie powojennym opracowano mapy topograficzne w skalach: 1:5 000, 1:10 000 i 1:25 000. Opracowano i dalej opracowuje się mapy zasadnicze w skalach: 1:500, 1:1 000, 1:2 000 i 1:5 000. Aktualizuje się również mapy topograficzne w różnych skalach oraz sporządza się szereg map tematycznych dla potrzeb gospodarki narodowej.

Zdjęcia lotnicze znajdują coraz szersze zastosowanie nietopograficzne; wykorzystuje się je w wielu dziedzinach gospodarki i nauki, jak w rolnictwie, leśnictwie, geologii, geografii, hydrologii, architekturze, archeologii i innych. W latach 1950-1960 następuje znaczny wzrost dokładności lotniczej aparatury fotograficznej, co wpływa na polepszenie właściwości pomiarowych i interpretacyjnych zdjęć lotniczych. Powstaje wiele nowych konstrukcji kamer lotniczych, rozwija się teoria i technika fotografii lotniczej. Rozszerzono przedział spektralny czułości materiałów światłoczułych, wynaleziono wiele nowych rodzajów czujników promieniowania i elektrooptyczne przetwarzanie obrazów, dzięki czemu uzyskano możliwość otrzymywania zdjęć i obrazów lotniczych w całym paśmie promieniowania elektromagnetycznego. Powstaje wreszcie technika rakietowa i kosmiczna, która znacznie rozszerza przestrzeń wykorzystywania zdjęć lotniczych.

W roku 1978 ppłk pilot Mirosław Hermaszewski aktywnie uczestniczy przy fotografowaniu powierzchni naszego kraju z pokładu kompleksu kosmicznego "Salut 6 - Sojuz 30".

2. ATMOSFERA ZIEMI

2.1. Budowa atmosfery

Atmosfera ziemska jest powłoką gazową otaczającą Ziemię, podlegającą przyciąganiu ziemskiemu i obracającą się wraz z nią /przynajmniej w dolnych warstwach/. W zasadzie atmosfera jest mieszaniną fizyczną gazów, lecz zawiera również związki stałe i ciekłe. W dolnych warstwach do wysokości około 100 km skład atmosfery jest następujący: 78,09% azotu N_2, 20,95% tlenu O_2 i 0,93% argonu Ar. Ponadto w atmosferze znajdują się niewielkie ilości dwutlenku węgla CO_2, wodoru H_2, helu He, neonu Ne, kryptonu Kr, ksenonu Xe, ozonu O_3 i metanu N_2O_3. Wymienione gazy składają się na powietrze suche bez domieszek stałych.

W atmosferze ziemskiej znajduje się również pewna ilość zawiesin. Tworzą one tzw. aerozol atmosferyczny składający się z aerozoli naturalnych /mgieł, dymów, pyłów/, cząstek hydrometeorologicznych /pary wodnej, mgły, deszczu, kryształków lodu, płatków śniegu i gradu/, aerozolu biologicznego /wirusów, bakterii, zarodników, nasion/ i aerozolu technicznego /pyłu/. Do podstawowych zawiesin należy para wodna, która występuje w ilości od około 0,2% w strefach polarnych do około 3% w strefach tropikalnych.

Ilość zawiesin jest zmienna, zależy od wielu czynników. Dla przykładu w tabeli 2.1 podaje się ilości pyłów ziemnych i mikroorganizmów w zależności od rodzaju powierzchni, nad którą wznosi się atmosfera.

Tabela 2.1

Rodzaj powierzchni	Ilość pyłów w 1 cm^3
Ocean	70 - 340
Góry wysokie	400 - 8 000
Pola uprawne po deszczu	32 000
Pola uprawne w dni słoneczne	130 000
Miasta	170 000 - 470 000

Rozwój przemysłu na świecie, a w związku z tym powstawanie wciąż nowych pyłów przemysłowych, powoduje ciągły wzrost ilości pyłów w atmosferze, szczególnie nad miastami i ośrodkami przemysłowymi.

W zależności od składu gazów i od zmian temperatury atmosferę podzielono na kilka warstw. Warstwę do wysokości 95 km, w której skład atmosfery jest stały, nazwano h o m o s f e r ą. Powyżej rozciąga się h e t e r o s f e r a, w skład której do wysokości 200 - 250 km wchodzi przeważnie azot, do wysokości 500 - 700 km tlen atomowy, wyżej zaś - hel i wodór.

Uwzględniając warunki lotu obiektów powietrznych i kosmicznych atmosferę podzielono w następujący sposób:

- przestrzeń powietrzną - do wysokości 70 km nad powierzchni Ziemi;
- wokółziemska przestrzeń kosmiczna - od 70 do 150 km od Ziemi;
- bliski kosmos - od 150 do 1000 km od Ziemi;
- daleki kosmos - powyżej 1 000 km od Ziemi.

Atmosferę ziemską charakteryzują zmiany temperatury następujące wraz ze zmianą wysokości. Przedstawia się je w postaci gradienta temperatury, który wyraża zmianę temperatury na jednostkę wysokości:

$$\beta = - \frac{\Delta T}{\Delta h}$$

gdzie przez $\Delta T = T_2 - T_1$ oznaczono różnicę temperatur pomiędzy dwoma poziomami, a przez $\Delta h = h_2 - h_1$ różnicę wysokości tych poziomów. Gradient β zazwyczaj wyraża się w stopniach na 100 m lub na 1 km wysokości. Gradient temperatury zmienia się od $0{,}65^{\circ}$/100 m na granicy dolnej, do 0° na granicy górnej.

Uwzględniając powyższe zmiany Światowa Organizacja Meteorologiczna zatwierdziła w 1962 r. podział atmosfery na następujące warstwy: troposferę, stratosferę, mezosferę, termosferę i egzosferę. Pomiędzy warstwami zasadniczymi znajdują się warstwy pośrednie: tropopauza /po troposferze/, stratopauza i mezopauza /rys.2.1/.

Troposfera znajduje się najbliżej powierzchni Ziemi; jej średnia wysokość wynosi 11 km. W strefach polarnych grubość warstwy zmniejsza się do 8 km, w krajach tropikalnych zaś wzrasta do 18 km. W troposferze znajduje się 90% całej masy atmosfery dlatego powietrze jest tu najgęściejsze. Troposfera przylega bezpośrednio do powierzchni Ziemi, zatem nagrzewa się od niej, a warstwy położone niżej nagrzewają się mocniej od warstw bardziej oddalonych. Spadek temperatury jest scharakteryzowany średnim gradientem, który dla troposfery wynosi 6.5°C na

1 km. Nierównomierność oświetlenia powierzchni Ziemi, różne właściwości termiczne poszczególnych obszarów ziemskich oraz ruchy poziome i pionowe atmosfery powodują, że temperatura, ciśnienie i wilgotność atmosfery są w różnych jej miejscach różne i zmieniają się w czasie.

W troposferze jest zawarta prawie cała ilość pary wodnej. Szczegółowe badania umożliwiły podział troposfery na cztery następujące warstwy:

- warstwę pograniczną /o wysokości około 1 - 1,5 km/;
- troposferę średnią /na wysokości od 1 - 1,5 km aż do 6 - 7 km/;
- górną troposferę /od 6 - 7 km aż do tropopauzy/;
- tropopauzę.

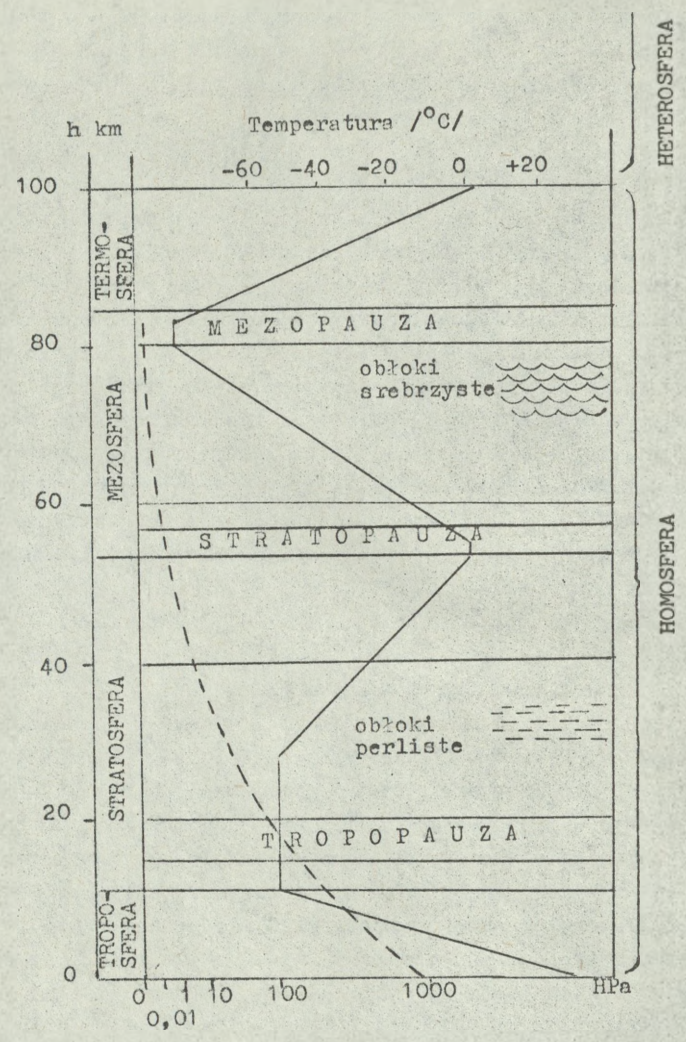
W warstwie pogranicznej, nazywanej również warstwą tarcia, masy powietrzne przemieszczają się w sposób mechaniczny i trą o chropowatą powierzchnię ziemi; występuje tu najsilniejsze bezpośrednie oddziaływanie powierzchni ziemi na atmosferę, a więc nagrzewanie i oziębianie.

Srednia troposfera jest najaktywniejszą warstwą powstawania chmur i opadów. Górna troposfera wyróżnia się najsilniejszymi wiatrami - prądami strumieniowymi. Obie te warstwy są również nazywane wolną troposferą, gdyż nie zachodzi w nich bezpośrednie oddziaływanie powierzchni Ziemi na masy powietrza.

Tropopauza jest przejściową warstwą do stratosfery. Jej grubość może wynosić od setek metrów do kilku kilometrów. Charakteryzuje się stałością, a nawet wzrostem temperatury.

Nad tropopauzą, aż do wysokości 50 - 55 km, rozpościera się stratosfera. W dolnych warstwach, do wysokości 25 - 30 km nad tropopauzą, temperatura stratosfery jest prawie niezmienna, natomiast wyżej zwiększa się, nawet przyjmuje wartości dodatnie. Wynika to z obecności ozonu, którego koncentracja wprawdzie nieznacznie się zwiększa, lecz wywiera to istotny wpływ na pochłanianie ultrakrótkiego promieniowania słonecznego i kosmicznego, co umożliwiło kiedyś powstanie, a obecnie podtrzymywanie życia organicznego na ziemi, Rozmieszczenie ozonu w stratosferze wywiera istotny wpływ na temperaturę i wiatry w tej warstwie atmosferycznej.

Minimalna zawartość pary wodnej nie sprzyja powstawaniu obłoków, lecz zdarza się, że do dolnych warstw stratosfery przedostaną się chmury kłębiaste burzowe /cumulonimbus/. Czasem jednak, szczególnie w pobliżu gór, nawet w górnych warstwach stratosfery na wysokości 20 - 30 km, z warst kryształków tworzą się obłoki perliste. Trudno je zauważyć z ziemi, lecz są dobrze widoczne z samolotów. Gradient temperaturowy w stratosferze od wysokości około 11 km do 46 km wynosi $-2,3^{\circ}C$, natomiast od 46 do 56 km równa się zeru.



Rys.2.1. Schemat stratyfikacji atmosfery

Nad stratosferą, powyżej stratopauzy, znajduje się m e z o - s f e r a . Rozciąga się ona od wysokości 55 km do około -90 km i charakteryzuje się spadkiem temperatury, następującym wraz ze wzrostem wysokości. Spadek ten wynosi od około 0°C do -80°C, a nawet -90°C przy górnej granicy mezosfery. Na wysokości 80 - 90 km czasem obserwuje się zachmurzenie w postaci tzw. obłoków srebrzystych, świadczy to o istnieniu w tej warstwie konwekcji i turbulencji. Na wysokości 50-65 km pod wpływem radiacji słonecznej następuje jonizacja powietrza i tworzy się warstwa utrudniająca łączność radiową na falach krótkich. W czasie nocy następuje rekombinacja, to znaczy, że wolne elektrony łączą się z molekułami gazów atmosferycznych, gdzie warstwa zjonizowana i polepsza się w ten sposób łączność radiowa.

Kolejna warstwa, termosfera, rozciąga się od wysokości 90 km, aż do 800 km i charakteryzuje się ciągłym wzrostem temperatury. Na podstawie badań przeprowadzonych za pomocą rakiet geofizycznych i sztucznych satelitów Ziemi stwierdzono, że temperatura termosfery zmienia się od około -90°C do około + 1 000° ÷ 2 000°C na wysokości 400 km, natomiast wyżej pozostaje prawie bez zmian. Trzeba zaznaczyć, że fizyczne pojęcie temperatury ośrodka jest w tym przypadku dość umowne, gdyż ze względu na duże rozrzedzenie gazów, temperaturę charakteryzuje się na podstawie prędkości przebiegu molekuł gazów tworzących termosferę. Gęstość powietrza w termosferze zależy również od pory doby i w dzień jest dużo większa niż w nocy. Np. na wysokości 200 km gęstość zmienia się 1,5 - 2 razy, a na wysokości 600 km 6 - 8 razy.

Termosfera posiada dwie warstwy maksymalnej jonizacji - na wysokości 100 km i 200 km; mają one stały charakter i nie zanikają w nocy. Warstwy te charakteryzuje duża elektroprzewodność, co utrudnia łączność radiową na falach krótkich.

Do innych zjawisk zachodzących w termosferze należą z o r z e p o l a r n e, które powstają na wysokości 100 km pod wpływem cząstek materialnych emitowanych przez Słońce.

E g z o s f e r a rozpoczyna się od wysokości 800 km i stopniowo przechodzi w przestrzeń międzyplanetarną. Za meteorologiczną granicę atmosfery przyjmuje się wysokość 1000 km, faktycznie zaś nie ma wyraźnej granicy. Gęstość gazów w egzosferze jest na tyle mała, że wolny przebieg molekuł i atomów dochodzi do dziesiątków i setek kilometrów /w troposferze wynosi zaledwie milionowe części milimetra/. Jak wykazują badania satelitarne, gęstość powietrza na wysokości 1000 km jest co najmniej dwukrotnie większa, niż zmiany gęstości powietrza w tej

warstwie. Z badań nad świeceniem nieba wynika, że atmosfera ziemska od strony nieoświetlonej ma ogon, składający się z silnie rozrzedzonych gazów, podobny do ogona komet i sięgający daleko w przestrzeń międzyplanetarną.

W niektórych klasyfikacjach można się spotkać z terminami m e t a s f e r a i p r o t o s f e r a, wprowadzonymi zamiast egzosfery. Metasfera obejmuje niższe warstwy egzosfery, w których środowisko nie jest jeszcze w pełni zjonizowane, natomiast protosfera rozciąga się od wysokości 1500 km i obejmuje zjonizowaną część atmosfery ziemskiej.

2.2. Wpływ atmosfery na proces fotografowania lotniczego

Atmosfera ziemska wywiera różnorodny wpływ na proces fotografowania lotniczego. Jako określony ośrodek fizyczny, przez który przechodzą promienie słoneczne i energia promienista odbita od przedmiotów terenowych /lub promieniowanie własne tych przedmiotów/, precyzuje ona zespół czynników, które można nazwać optycznymi warunkami fotografowania lotniczego. Ruchy atmosfery wpływają na sposób zachowania się statków powietrznych w czasie fotografowania lotniczego, a zmiany temperatury i ciśnienia następujące ze zmianami wysokości wywierają wpływ na parametry i pracę lotniczej aparatury fotograficznej, a także na organizm ludzki, a więc na stan fizyczny i psychiczny załogi realizującej proces fotografowania lotniczego. Czynniki te nazwiemy technicznymi warunkami atmosferycznymi procesu fotografowania lotniczego.

Wpływ atmosfery na optyczne warunki fotografowania

Optyczne warunki fotografowania zależą od intensywności i składu spektralnego promieniowania słonecznego, od stopnia osłabienia tego promieniowania przez atmosferę ziemską, od rozproszenia promieniowania w atmosferze oraz optycznych właściwości krajobrazu. Ilość i skład spektralny promieniowania słonecznego jakie dochodzi do zewnętrznej granicy atmosfery różni się od jego ilości i składu po przejściu przez atmosferę, odbiciu się od terenu i dotarciu do obiektywu kamery lotniczej. Bezpośrednie promieniowanie słoneczne, jakie dochodzi do górnej granicy atmosfery, składa się z fal elektromagnetycznych o długościach od $\lambda = 0{,}17$ do $\lambda = 4{,}0$ µm. Pasmo to dzieli się na trzy części: promieniowanie ultrafioletowe /0,17 µm $\leqslant \lambda \leqslant$ 0,4 µm/, promieniowanie widzialne /0,4 µm $\leqslant \lambda \leqslant$ 0,7 µm/ i promieniowanie podczerwone / $\lambda \geqslant$ 0,7 µm/.

Ilość energii promieniowania słonecznego padającej w czasie jednej minuty na płaszczyznę o powierzchni 1 cm^2, znajdującą się na granicy atmosfery i umieszczoną prostopadle do kierunku biegu promieni nosi nazwę stałej słonecznej $S_\odot$. Wynosi ona $S_\odot = 2.00$ [cal/cm^2 min] co odpowiada gęstości strumienia $1{,}39 \cdot 10^6$ [erg/cm^2s], a w jednostkach świetlnych jest równoważne 135 000 luksom. Z ilości tej około 43% promieniowania dochodzi do powierzchni Ziemi i jest przez nią wchłaniana, około 15% pochłania /rozprasza/ atmosfera, a 42% wraca odbite w przestrzeń międzyplanetarną. Osłabienie promieniowania słonecznego jest spowodowane kilkoma czynnikami, jak: pochłanianiem promieniowania przez molekuły gazów tworzących atmosferę, pochłanianiem promieniowania przez parę wodną, aerozole i ozon oraz odbiciem i rozproszeniem promieniowania przez niejednorodne warstwy atmosfery i przez cząsteczki aerozoli.

W górnej części atmosfery, na wysokości ponad 80 km pochłanianiu ulega krótkofalowe promieniowanie Słońca w obszarze dalekiego nadfioletu. W warstwie od 20 do 80 km pochłanianiu ulega część bliższego nadfioletu. Część krótkofalowa promieniowania jest również pochłaniana przez dolne warstwy atmosfery. Ponadto występują tutaj liczne pasma pochłaniania części długofalowej promieniowania słonecznego.

Stosunki pomiędzy potokiem energii wysyłanej do atmosfery F_o a jego częściami: pochłoniętą F_α, odbitą F_ϱ i przepuszczoną F określają dla warstwy atmosfery o grubości jednostkowej współczynniki pochłaniania α, odbicia ϱ i przepuszczania T [50, s.13]:

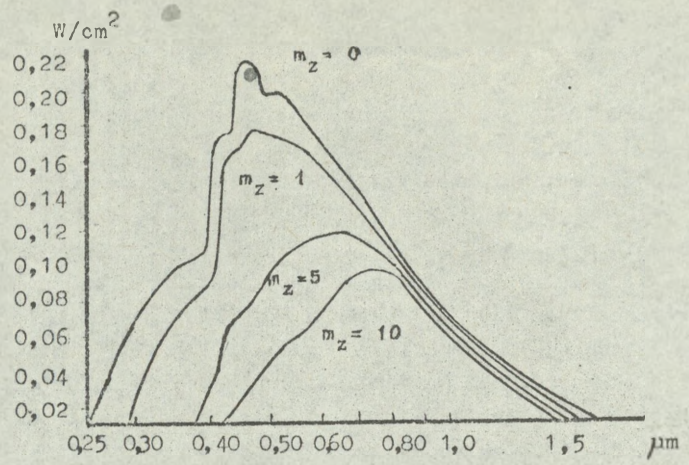
$$\alpha = \frac{F_\alpha}{F_o}, \quad \varrho = \frac{F_\varrho}{F_o}, \quad T = \frac{F}{F_o} \qquad /2.2/$$

gdzie ponadto zachodzi następująca zależność:

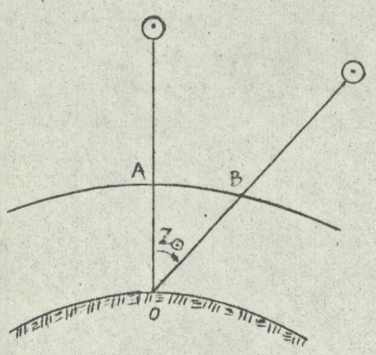
$$\alpha + \varrho + T = 1$$

Wpływ atmosfery na intensywność promieniowania słonecznego przedstawiono na rysunku 2.2. Krzywa oznaczona przez $m_z = 0$ opisuje skład spektralny promieniowania na granicy atmosfery, a krzywa $m_z = 1$ jego skład na poziomie morza.

Różnica pomiędzy nimi charakteryzuje stopień osłabienie promieniowania przez atmosferę przy prostopadłym biegu promienia /$Z = 0^o$/. Pozostałe krzywe wskazują na osłabienie promieniowania przy ukośnym biegu promienia, a więc przy jego przejściu przez zwiększoną masę atmosfery. Obliczenia masy atmosfery można dokonać wychodząc z następującego rozumowania /rys. 2.3/: jeśli m_o jest masą atmosfery przy

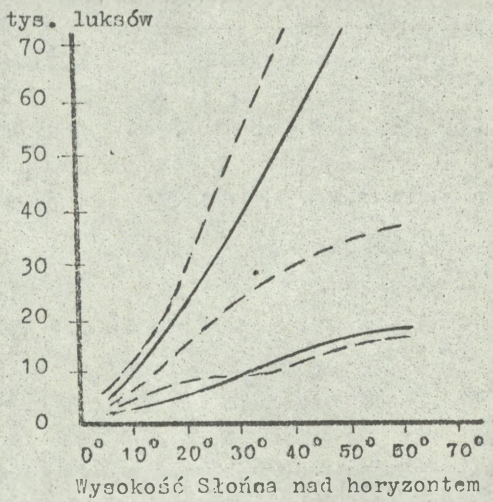


Rys.2.2. Skład spektralny promieniowania słonecznego w zależności od grubości warstwy atmosfery, przez którą przechodzi promieniowanie.



OA = OB sec Z⊙

Rys.2.3. Zasada obliczania masy atmosfery.



Rys.2.4. Zależność oświetlenia powierzchni Ziemi od wysokości Słońca nad horyzontem.
1 - bezchmurno, oświetlenie w słońcu, 2 - bezchmurno, oświetlenie w cieniu, 3 - chmury wysokie, oświetlenie w słońcu, 4 - chmury wysokie, oświetlenie w cieniu, 5 - pełne zachmurzenie.

dowolnej wartości z_o, to dla $z_o \leqslant 60^o$ można przyjąć, że

$$m_z = m_o \sec z_o \qquad /2.3/$$

Zakładając $m_o = 1$ otrzymuje się następującą zależność:

$$m_z = \sec z_o$$

Dla wartości $60^o < Z < 80^o$ można wykorzystać następujący wzór empiryczny [50, s.119] :

$$m_z = \sec Z_c - 2{,}8\,/90^o - Z_o/^{-2} \qquad /2.4/$$

Dla wartości $z_o \geqslant 80^o$ należy stosować wzory bardziej dokładne uwzględniające również wpływ refrakcji atmosferycznej.

Wartości m_z dla ciśnienia $P = 760$ mm H_g i temperatury $t = 0^oC$ podaje się w tabeli 2.2.

Tabela 2.2

Z_o	0	10	20	30	40	50	60	70	80	85	89
m_z	1,00	1,02	1,06	1,15	1,30	1,55	2,00	2,90	5,60	10,40	27,00

Z rysunku 2.2 wynika, że przy zwiększeniu się odległości zenitalnej Słońca następuje osłabienie mocy dawki promieniowania oraz zmiana jego składu spektralnego, polegająca na odcięciu części krótkiej /nadfioletu/ i przesunięciu się maksimum promieniowania w długofalową część widma. Ma to istotne znaczenie praktyczne przy wyborze warunków fotografowania lotniczego w zależności od czynników astronomiczno-gecgraficznych, takich jak: długość i szerokość geograficzna fotografowanego terenu oraz miesiąc, dzień i godzina fotografowania.

Wyżej podano zespół czynników, które wpływają na oświetlenie bezpośrednie terenu. Drugim, również ważnym elementem składającym się na optyczne warunki fotografowania lotniczego jest rozproszenie światła w atmosferze. Intensywność i skład spektralny promieniowania rozproszonego zależy od wielu takich czynników, jak: skład spektralny promieniowania słonecznego i jego intensywność, czynniki atronomiczno-geograficzne, skład atmosfery, zachmurzenie oraz zdolność odbijająca terenu. Ponieważ niektóre z wymienionych czynników ulegają ciągłym zmianom w czasie i przestrzeni, to uwzględnianie ich staje się dość kłopotliwe, dlatego zazwyczaj określa się je w sposób empiryczny.

Rozproszenie powoduje, że zwiększa się oświetlenie terenu. Na rysunku 2.4 przedstawiono charakterystykę oświetlenia powierzchni terenu przy niebie bezchmurnym oraz przy zachmurzeniu. Z wykresu wy-

nika, że przy zachmurzenie przez chmury wysokie kłębiasto-pierzaste oświetlenie terenu zwiększa się o 30 - 35%. Dlatego na przykład tereny górskie i wysokogórskie, gdzie występują duże obszary położone w cieniu, należy fotografować tylko przy oświetleniu rozproszonym.

Innym przejawem rozproszenia światła w atmosferze jest zamglenie. W praktyce fotografowania lotniczego pośrednim sposobem oceny zamglenia może służyć widzialność meteorologiczna S_m, czyli taka odległość, z której określone obiekty w terenie /ciała absolutnie czarne/, o wymiarach kątowych $9 \cdot 10^{-3}$ radiana, nie są dostrzegalne za pomocą wzroku.

Charakterystykę widzialności meteorologicznej przedstawiono w tabeli 2.3. Warunki średnio dogodne do fotografowania powietrznego rozpoczynają się od $S_m = 6$, jednak w wielu przypadkach, szczególnie przy fotografowaniu wielkoskalowym, dopuszcza się możliwości fotografowania i przy mniejszym stopniu widzialności meteorologicznej.

Zasięg widzialności meteorologicznej

Tabela 2.3

Stopień widzialności	Zasięg widzialności km	Charakterystyka wizualna stanu atmosfery
0	0,05	Bardzo silna mgła
1	0,2	Silna mgła
2	0,5	Średnia mgła
3	1,0	Słaba mgła
4	2,0	Bardzo silne zamglenie
5	4,0	Silne zamglenie
6	10	Słabe zamglenie
7	20	Widoczność zadowalająca
8	50	Dobra widoczność
9	50 - 150	Wyjątkowo dobra widoczność

A.S. Kuczko [50, s.20] wyróżnia jeszcze idealną atmosferę, która charakteryzuje się widocznością powyżej 150 km.

Wpływ atmosfery na techniczne warunki fotografowania

Z budowy atmosfery wynika, że zasadniczy wpływ na fotografowanie lotnicze w strefie powietrznej wywiera jej dolna warstwa - troposfera. Masy powietrzne troposfery znajdują się w ciągłym ruchu. Są to ruchy poziome /wiatry/, pionowe /prądy wstępujące i zstępujące/, ślizgowe i falowe. W zależności od prędkości i kierunku ruchu mas powietrznych występują trudności w nawigowaniu statkiem powietrznym. Ruchy te powodują zmiany kursu i powstawanie kątów znoszenia, a także zmiany wysokości fotografowania. Na przykład przy kącie znoszenia samolotu wynoszącym powyżej 10° i różnicach wysokości pomiędzy poszczególnymi stanowiskami fotografowania wynoszącymi $h_f/50$ /gdzie h_f - jest wysokością fotografowania nad terenem/ praktycznie nie wykonuje się zdjęć pomiarowych.

Zmiany temperatury i ciśnienia powietrza następujące wraz ze zmianami wysokości wywierają wpływ na aparaturę fotograficzną. Zmiana gęstości powietrza powoduje zmianę współczynnika załamania promieni świetlnych, co wyrazi się w zmianie długości ogniskowej kamery lotniczej. Różnica temperatur pomiędzy powierzchnią zewnętrzną i wewnętrzną soczewki obiektywu również powoduje zmiany długości ogniskowej wynikające z deformacji soczewki. Podobne zmiany nastąpią w wyniku skurczu materiału, z którego zbudowano kamerę. Ponadto przelot przez różne warstwy atmosfery może spowodować osadzanie się pary wodnej na obiektywie, wraz ze wzrostem wysokości zmniejsza się gęstość powietrza, następuje głód tlenu i objawy choroby górskiej. Równocześnie organizm ludzki staje się mniej wrażliwy na bodźce zewnętrzne, zmniejsza się jego zdolność obserwacji i manewrowania.

Wprawdzie przeciętny człowiek może żyć przy zmniejszeniu gęstości atmosfery do 64%, czyli na wysokości około 4 000 m, lecz już od wysokości 3 500 m obowiązkowo stosuje się aparaturę tlenową. Aparatura tlenowa osłabia jednak zdolność obserwacji w czasie lotu fotogrametrycznego, dlatego zarówno ze względu na ludzi, jak i na kamery lotnicze, najlepsza jest klimatyzacja wnętrza samolotu. Nie wszystkie wnętrza samolotów nadają się do klimatyzacji, dlatego z wymienionymi trudnościami można się często spotkać, szczególnie przy fotografowaniu lotniczym w skalach średnich i małych.

3. ELEMENTY SKŁADOWE I MECHANIZMY KAMER LOTNICZYCH

3.1. Charakterystyka ogólna kamer lotniczych

Pomiarowa kamera lotnicza jest współcześnie niezwykle precyzyjnym i równocześnie skomplikowanym przyrządem pomiarowym składającym się z elementów i podzespołów mechanicznych, optycznych, elektrycznych i elektronicznych. Wprawdzie różne typy współczesnych kamer lotniczych różnią się konstrukcyjnie pomiędzy sobą, często nawet w sposób dość istotny, to jednak można wydzielić następujące ich wspólne części składowe: kamerę właściwą, podwieszenie oraz urządzenie sterujące /rysunek 3.1/.

Kamera właściwa składa się z korpusu, stożka i kasety lub ładownika. Powstaje w niej obraz optyczny, który następnie zostaje zarejestrowany na materiale światłoczułym. W korpusie kamery zazwyczaj znajduje się walek rozdzielczy i napęd; ponadto korpus łączy poszczególne podzespoły kamer w jedną całość. W stożku znajduje się część optyczna kamery, a więc obiektyw, przysłona, filtr świetlny oraz mechanizm migawki. Ładownik służy do umieszczenia w nim zapasu materiałów światłoczułych /błon zwojowych, lub klisz fotograficznych/. Ponadto może posiadać następujące mechanizmy: przewijania i odmierzania błony fotograficznej oraz wyrównania filmu w płaszczyźnie ramki tłowej w momencie ekspozycji.

Podwieszenie służy do połączenia kamery właściwej ze statkiem powietrznym. Ponadto powinno zabezpieczyć kamerę przed szkodliwymi wpływami różnego rodzaju zakłóceń zewnętrznych i wewnętrznych występujących w postaci drgań/wibracji/. Podwieszenie umożliwia również właściwe ustawienie kamery w płaszczyźnie horyzontalnej oraz orientację kamery w stosunku do kierunku lotu.

Urządzenie sterujące służy do zdalnego kierowania kamerą i kontrolowania prawidłowości jej pracy. Zazwyczaj umożliwia włączanie i wyłączanie kamery, reguluje prędkość lub czas pracy kamery i odstęp czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami, a w najnowszych rozwiązaniach konstrukcyjnych można się również spotkać ze zdalną regulacją czasu ekspozycji lub przysłony oraz zdalną orientacją kamery. Ponadto urządzenie sterujące może kierować pracą aparatury pomocniczej, współpracującej z kamerą lotniczą.

W skład wyposażenia kamery lotniczej może wchodzić również komplet filtrów świetlnych, światłomierz lotniczy, ochronna płyta szklana osłaniająca kamerę przed wpływem warunków zewnętrznych, jak

również różnego rodzaju silniki zewnętrzne.

Ogólne wymagania techniczne, jakie się stawia kamerom lotniczym, zależą głównie od przeznaczenia zdjęć lotniczych i przewidywanego sposobu ich wykorzystania. Obejmują one całokształt takich danych, jak: minimalne wymiary i masa, pewność pracy kamery w różnych warunkach zewnętrznych, stałość elementów orientacji wewnętrznej, wysoka jakość fotograficzna i pomiarowość otrzymywanych zdjęć, możliwość zdalnego sterowania pracą kamery i kontrolowanie prawidłowości pracy poszczególnych podzespołów, możliwość wygodnej obsługi kamery w czasie lotu, maksymalna automatyzacja poszczególnych procesów /etapów pracy/, możliwość współpracy z innymi przyrządami i aparaturą pomocniczą, małe zużycie energii oraz małe koszty całej aparatury.

3.2. Podział kamer lotniczych

Kamery lotnicze można klasyfikować na podstawie wielu cech, wynikających z ich charakterystyk technicznych. Mogą to być takie cechy, jak: geometria zdjęcia lotniczego, kąt pola widzenia obiektywu, długość ogniskowej, wymiary zdjęcia, stopień automatyzacji kamery, pomiarowość zdjęć, rodzaj stosowanego podłoża materiałów fotograficznych, zakres promieniowania wykorzystywanego do otrzymania obrazu i inne. Cechy te trudno ująć w jeden schemat klasyfikacyjny, dlatego charakteryzuje się je kolejno.

Geometria obrazu fotograficznego wynika ze sposobu naświetlania. Rozróżnia się zdjęcia kadrowe, szczelinowe i panoramiczne oraz odpowiednie do nich rodzaje kamer lotniczych. Zdjęcia kadrowe otrzymuje się w rzucie środkowym w wyniku równoczesnego fotografowania, w danym momencie, obrazu na całej powierzchni kadru. Przyjmuje się, że środek rzutu /obiektyw/ w momencie fotografowania znajduje się w stanie spoczynku. Zdjęcia szczelinowe otrzymuje się przy ruchu postępowym środka rzutu, a zdjęcia panoramiczne - przy równoczesnym ruchu postępowym i obrotowym środka rzutu. W dwu końcowych przypadkach nie będą to rzuty środkowe.

Na podstawie kąta pola widzenia obiektywu, kamery dzielą się na wąskokątne, normalnokątne, szerokokątne i nadszerokokątne. Inny podział uwzględnia długość ogniskowej, według którego kamery podzielono na posiadające: długie ogniskowe /wąskokątne/, średnie ogniskowe /przeważnie normalno-kątne/ i krótkie ogniskowe /przeważnie szerokokątne i nadszerokokątne/.

Z kątem pola widzenia i długością ogniskowej kamery lotniczej jest związany format zdjęć, według którego kamery sklasyfikowano na:

małoformatowe /mniejsze od 18x18 cm/, normalnego formatu/ od 18x18 do 23x23 cm/ i wielkoformatowe /powyżej 23x23 cm/. Zdjęcia wykonywane kamerami kadrowymi mają przeważnie kształt kwadratu lub prostokąta, lecz w tym ostatnim przypadku stosunek boków zdjęcia $l_x:l_y$ utrzymuje się w przedziale:

$$0,7 \leqslant l_x:l_y \leqslant 1,4 \qquad /3.1/$$

Zdjęcia panoramiczne wykraczają poza podany przedział, natomiast zdjęcia szczelinowe otrzymuje się w postaci ciągłej taśmy, o długości określonej jedynie możliwościami konstrukcyjnymi ładownika kamery lotniczej, zezwalającymi na umieszczenie odpowiedniego zapasu błony fotograficznej.

Ponadto istnieją jeszcze następujące podziały kamer lotniczych:

- według stopnia zautomatyzowania, na: automatyczne, półautomatyczne i ręczne;
- według kąta nachylenia osi kamery w stosunku do linii pionu, na: pionowe, pionowo-zbieżne /konwergentne/ i ukośne;
- według rodzaju podłoża materiałów światłoczułych, na: kliszowe oraz do błon zwojowych;
- według pory fotografowania na dzienne i nocne;
- według liczby obiektywów na jednoobiektywowe i wieloobiektywowe;
- według liczby kamer pracujących synchronicznie na pojedyncze oraz zespoły kamer;
- według pasma odbieranego promieniowania na panchromatyczne, pracujące w podczerwieni oraz uniwersalne /pracujące zarówno w widzialnej części widma, jak i w podczerwieni bliskiej/;
- według wysokości fotografowania: do fotografowania z małych wysokości /przy dużych prędkościach lotu/, do fotografowania z dużych wysokości /powyżej 1 000 m/ oraz kamery satelitarne, przystosowane do fotografowania Ziemi z przestrzeni kosmicznej.

Najbardziej istotny jest podział według przeznaczenia; wyróżnia się w nim cechy pomiarowe zdjęć lotniczych. Z tego punktu widzenia kamery lotnicze przyjęto dzielić na topograficzne i nietopograficzne. Do topograficznego należą te kamery lotnicze, które umożliwiają wykonywanie zdjęć pomiarowych, spełniających zarówno wymagania dokładnościowe, jak i interpretacyjne, wynikające z zastosowania metod fotogrametrycznych. Pozostałe kamery - nietopograficzne - zazwyczaj nie spełniają warunków dokładnościowych, za to charakteryzuje je wysoka

jakość obrazu. Dlatego dość często zdjęcia wykonane kamerami topograficznymi uzupełnia się zdjęciami z kamer nietopograficznych.

3.3. Migawki kamer lotniczych

Parametry migawek

Migawka jest jednym z podstawowych mechanizmów kamery lotniczej. Umożliwia w określonym przedziale czasu dostęp światła od fotografowanego obiektu do warstwy światłoczułej. Migawka charakteryzuje się następującymi parametrami:

- czasem naświetlenia t i przedziałem tych czasów;
- optycznym współczynnikiem wydajności migawki. η.

Ponadto wpływa ona na jakość obrazu, jego ortoskopię i rozdział oświetlenia w płaszczyźnie ramki tłowej.

Czas naświetlania jest odstępem czasu, w przeciągu którego dowolny punkt warstwy światłoczułej jest oświetlony przez energię promienistą przechodzącą przez otwartą migawkę. Jest to więc czas, jaki upływa od momentu otwarcia migawki do jej zamknięcia. Przedziały czasów naświetlenia D_t określają graniczne ekspozycje możliwe do uzyskania za pomocą danej migawki, a więc t_{max} i t_{min}. Jeśli przyjąć, że

$$D_t = \frac{t_{max}}{t_{min}} \qquad /3.2/$$

to wartość D_t będzie charakteryzowała możliwości uzyskania poprawnych fotograficznie zdjęć przy zmianie warunków oświetlenia lub zmianie innych warunków fotografowania lotniczego, jak na przykład zmiany: przysłony, czułości błony fotograficznej, filtru, prędkości lotu, w wysokości fotografowania i innych. Współczesne pomiarowe kamery lotnicze mają wartość D_t zawartą w granicach

$$4 \leqslant D_t \leqslant 10 \qquad /3.3/$$

Dla otrzymania dobrych zdjęć w czasie całego dnia należy jednak aby współczynnik D_t był bliski 20.

Pracę migawki można przedstawić za pomocą wykresu /rysunek 3.2/. Pole figury OABC charakteryzuje wielkość energii świetlnej, jaka przeszła przez migawkę w czasie naświetlania. Można odróżnić trzy fazy: fazę początkową, której odpowiada czas od początku otwierania się migawki do jej pełnego otwarcia t_o; fazę pełnego otwarcia t_p; fazę zamykania t_z. Ponieważ $t_o > 0$ oraz $t_z > 0$, więc rzeczywisty czas naświetlania można określić z zależności

$$t_r = t_o + t_p + t_z \qquad /3.4/$$

Pracę idealnej migawki charakteryzuje prostokąt OEFC na rysunku 3.2. Stosunek pola OABC dopola OEFC wyraża stosunek energii przepuszczanej przez migawkę, która dotarła do materiału światłoczułego, do całkowitej energii, która doszła do migawki w tym samym czasie. Stosunek ten służy do określenia optycznego współczynnika wydajności migawki η. Jeśli pole figury OABC = S, a pole prostokąta OEFC=P, to współczynnik wydajności migawki:

$$\eta = \frac{S}{P} \qquad /3.5/$$

W fotografii lotniczej używa się jeszcze pojęcia naświetlania efektywnego. Jest to taki odstęp czasu, w którym migawka idealna $t_o=0$, $t_z=0$ przepuści taką samą porcję energii świetlnej, jaką przepuściła migawka realna podczas rzeczywistej ekspozycji. Jeśli pominąć pochłanianie i rozproszenie promieni świetlnych przez obiektyw, to

$$t_e = \int_0^t S / t / dt \qquad /3.6/$$

albo

$$t_r = S / t / \int_0^t dt$$

gdzie t_e i t_r oznaczają odpowiednio czasy naświetlania efektywnego i realnego.

Uwzględniając powyższe, współczynnik wydajności migawki można również wyrazić, jako stosunek t_e / t_r :

$$\eta = \frac{\int_0^t S_i / t / dt}{S_p / t / \int_0^t dt} \quad ; \text{ lub } \eta = \frac{t_e}{t_r} \qquad /3.7/$$

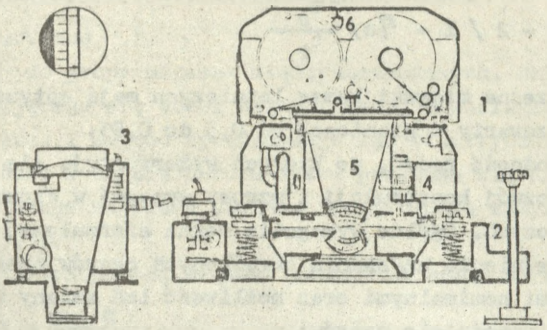
Jeśli dalej rozpatrywać poszczególne fazy pracy migawki, to na podstawie rysunku 3.2 można napisać, że

$$\eta = \frac{\int_0^{t_o} S_i / t / dt + \int_{t_o}^{t_o+t_p} S_i / t / dt + \int_{t_o+t_p}^{t_r} S_i / t / dt}{S_p \quad t_r} \qquad /3.8/$$

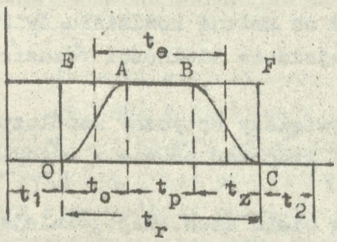
Jeśli wprowadzić oznaczenia poszczególnych współczynników wydajności odpowiednio do faz, jako ηo, ηp i ηz, to po przekształceniu otrzymuje się

$$\eta = \frac{t_o \eta_o + t_p + t_z \eta_z}{t_r} \qquad /3.9/$$

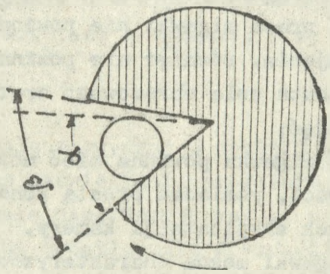
Zakładając, że elementy migawki będą miały jednakową prędkość w czasie fazy otwarcia i zamknięcia, to odpowiednie odgałęzienia krzywej charakterystycznej będą symetryczne. Wówczas $t_o = t_z$, a więc



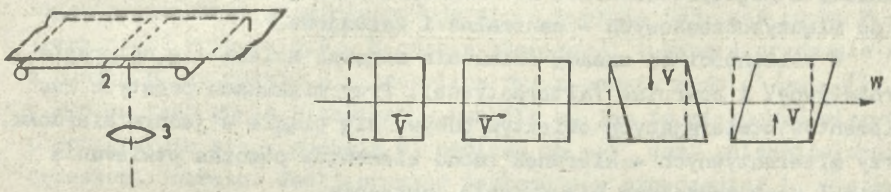
Rys.3.1. Schemat ogólny kamery pomiarowej: 1 - kamera właściwa, 2 - podwieszenie, 3 - urządzenie sterujące /wraz z regulatorem pokrycia/, 4 - korpus, 5 - stożek, 6 - ładownik.



Rys.3.2. Wykres pracy migawki: t_1 - faza rozpędu, t_2 - faza wyciszania.



Rys.3.3. Migawka tarczowa.



Rys.3.4. Migawka szczelinowa: a - zasada działania; b - rodzaje zniekształceń wnoszonych przez migawki szczelinowe. V - kierunek przesuwania się szczeliny, w - kierunek przesuwania się samolotu.

i $\eta_o = \eta_z$. Skąd wynika

$$\eta = 1 - 2 / 1 - \eta_o / \frac{t_o}{t_r} \qquad /3.10/$$

Współczesne migawki kamer lotniczych mają optyczny współczynnik wydajności zawarty w granicach od 0,3 do 0,95.

Różnorodność zadań, do których wykorzystuje się zdjęcia lotnicze, wpływa na rozwój konstrukcji i wzrost wymagań w stosunku do migawek kamer lotniczych. Ogólne wymagania można sformułować następująco:

1/ zapewnienie uzyskania określonych czasów ekspozycji, zgodnych z wartościami nomimalnymi oraz możliwość ich zmiany w sposób ciągły, w wymaganym przedziale czasów;

2/ zapewnienie jednoczesnego i równomiernego oświetlenia wszystkich punktów pola obrazowego;

3/ migawka powinna mieć stałe parametry, niezależne od przysłony;

4/ praca migawki nie powinna powodować zniekształceń geometrycznych zdjęcia, również nie powinna wpływać na zmianę rozdziału światła w granicach pola obrazowego oraz na zmniejszenie zdolności rozdzielczej zdjęć;

5/ migawka powinna mieć możliwie największy optyczny współczynnik wydajności, posiadać prostą konstrukcję i pracować pewnie w różnych warunkach eksploatacji kamery.

Migawki można charakteryzować według wielu cech. Najogólniejszy podział migawek uwzględnia zależność od charakteru konstrukcji elementów przysłaniających otwór i ich rozmieszczenia w stosunku do osi optycznej obiektywu. Dzieli się je wówczas na: tarczowe, szczelinowe, żaluzjowe i centralne.

W zależności od położenia migawki w kamerze, dzieli się je na fokalne i międzysoczewkowe. Do fokalnych należą migawki szczelinowe, a do międzysoczewkowych - centralne i żaluzjowe.

W zależności od zasady działania migawki dzielą się na proste /rotatywne/ i powrotne /alternatywne/. Przy migawkach prostych ruch elementów otwierających obiektyw odbywa się ciągle w jednym kierunku. Przy alternatywnych - kierunek ruchu elementów podczas otwierania migawki jest przeciwny niż w fazie zamykania.

W zależności od sposobu przepuszczania potoku świetlnego migawki dzielą się na równoczesnego i stopniowego działania. Migawki centralne naświetlają równocześnie całą powierzchnię pola obrazu, natomiast migawki szczelinowe i żaluzjowe - czynią to stopniowo.

Pod względem rodzaju napędu można wydzielić migawki z napędem sprężynowym, elektrycznym lub elektromagnetycznym.

Migawki tarczowe

Należą one do grupy migawek międzysoczewkowych. Składają się z dysku, obracającego się wokół osi położonej równolegle do osi optycznej obiektywu oraz z napędu sprężynowego lub elektrycznego. Dysk posiada wycięcia, które w czasie obrotu dysku przesuwa się nad osią optyczną. W wyniku czego najpierw otwiera, a następnie zamyka otwór obiektywu /rysunek 3.3/.

Czas naświetlenia za pomocą migawki tarczowej można określić z wzoru

$$t = \frac{\alpha + \beta}{360\ n} \qquad /3.11/$$

gdzie n - liczba obrotów tarczy na sekundę.

Współczynnik wydajności takiej migawki zależy od wymiarów i kształtu otworu. Jeśli $\alpha = \beta$, to współczynnik n = 0,5, gdyż w momencie pełnego otwarcia obiektywu rozpoczyna się faza zamykania. Przy tym $t_o = t_z$.

Migawki szczelinowe

Migawki szczelinowe umieszcza się zazwyczaj w pobliżu płaszczyzny ogniskowej kamery lotniczej. Podczas naświetlania promienie świetlne przechodzą przez szczelinę w materiale nieprzezroczystym, przesuwającym się pomiędzy obiektywem i warstwą światłoczułą /rysunek 3.4/. Cechą charakterystyczną tego typu migawek jest równomierność naświetlenia każdego punktu warstwy światłoczułej, chociaż naświetlenie następuje stopniowo, w miarę przesuwania się szczeliny. Nierównoczesność naświetlenia jest powodem powstawania zniekształceń obrazu. Wielkość tych zniekształceń można obliczyć na podstawie rysunku 3.5.

Jeśli naświetlenie następowałoby równocześnie na całej powierzchni zdjęcia, to punkt A odfotografuje się w punkcie "a", zaś punkt B - w b /lewa część rysunku 3.5/. W czasie ekspozycji t kamera przesunie się z punktu S_1 do punktu S_2, szczelina zaś z punktu m do m` /mm` = 1/. W wyniku tego punkt B zamiast w punkcie b, jak to miało być pierwotnie, odfotografuje się w punkcie b`, odcinek bb = δ_s jest zniekształceniem ortoskopii obrazu. Jeśli przyjąć następujące oznaczenia: L_s - szerokość szczeliny, l - średnica promienia tworzącego punkt B, w - prędkość podróżna samolotu, h - odległość od szczeliny do płaszczyzny ogniskowej, h_f - wysokość fotografowania i f_k - ogniskowa kamery, to:

$$\delta_s = \frac{f\ l\ t\ w}{h_f\ (L_s + l)} \left(1 - \frac{h}{f_k}\right) \qquad /3.12/$$

W zależności od kierunku ruchu szczeliny w stosunku do kierunku lotu zniekształcenie mogą mieć różny charakter /rysunek 3.4b/.

Jeśli przyjąć, że szczelina przesuwa się z jednakową prędkością, to czas naświetlenia wyraża następujący wzór:

$$t_r = \frac{L_s + \frac{2a}{f_k} h}{V} \qquad /3.13/$$

gdzie 2a : f_k jest otworem względnym obiektywu

Optyczny współczynnik wydajności migawki szczelinowej równa się:

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{2ah}{f L_s}} \qquad /3.14/$$

Migawki szczelinowe umożliwiają otrzymanie czasów naświetlenia rzędu 1 /2 000 s i współczynników wydajności dochodzących do 0,9.

Migawki żaluzjowe

Migawki żaluzjowe mają zastosowanie w kamerach o długich ogniskowych i dużym otworze czynnym obiektywu oraz w kamerach do fotografowania nocnego. Składają się z szeregu blaszek /płytek/ umieszczonych w przestrzeni międzyobiektywowej, które obracają się w płaszczyźnie prostopadłej do osi optycznej obiektywu. Przez obrót otwierają lub zamykają obiektyw /rysunek 3.6/.

Migawki żaluzjowe dzielą się na rotatywne i alternatywne.

Migawki rotatywne otwierają i zamykają obiektyw poprzez obrót blaszek w jednym kierunku o kąt 180°; kolejna ekspozycja odbywa się poprzez obrót blaszek w kierunku przeciwnym o ten sam kąt. Migawki rotatywne można podzielić na dwie grupy: obracające się w sposób ciągły oraz z zatrzymaniem blaszek przy pełnym otwarciu obiektywu.

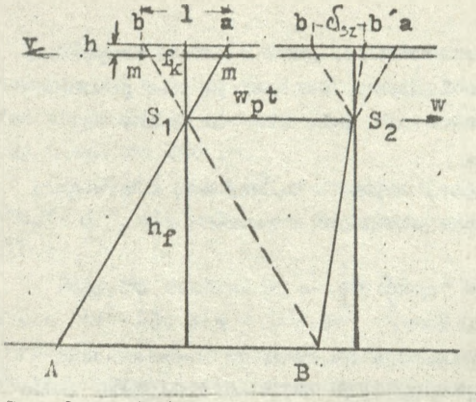
Migawki alternatywne w czasie fazy otwarcia obracają się o kąt 90° w jednym kierunku, a przy zamykaniu obracają się o ten sam kąt, lecz w kierunku przeciwnym.

Migawki żaluzjowe należą do grupy migawek stopniowo naświetlających obraz, co jest przyczyną naruszenia jego ortoskopii. Podstawowymi parametrami migawek żaluzjowych są:

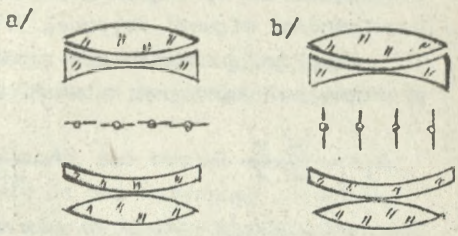
- liczba blaszek;
- szerokość blaszek /b/;
- odległość pomiędzy osiami obrotu blaszek /a/;
- prędkość kątowa obrotu blaszek /ω/.

Współczynnik pokrycia blaszek można obliczyć ze wzoru:

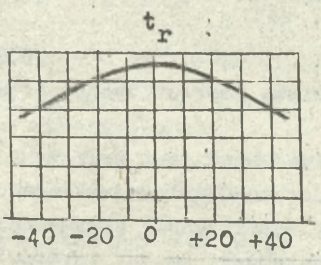
$$k = \frac{b - a}{a} \qquad /3.15/$$



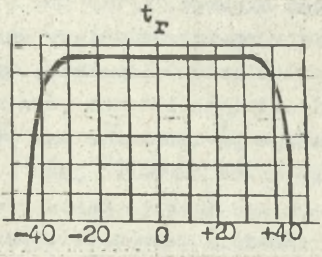
Rys.3.5. Zniekształcenia obrazu spowodowane migawką szczelinową. S_1 - położenie w momencie początkowym; S_2 - położenie po zakończeniu naświetlania; δ_{sz} - zniekształcenie obrazu.



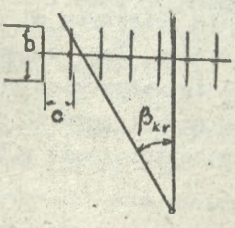
Rys.3.6. Migawka żaluzjowa: a - zamknięta, b - otwarta.



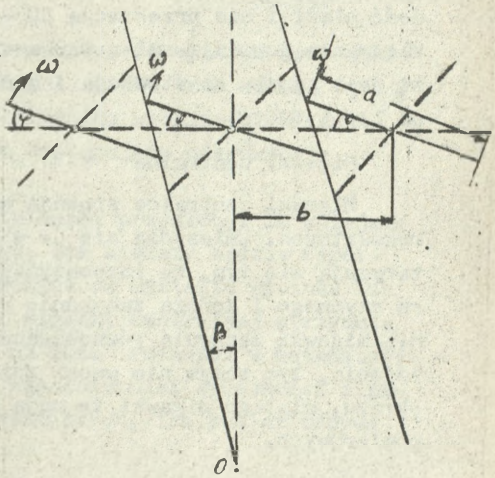
Rys.3.7. Zmiany rzeczywistego czasu naświetlania t_r dla migawek żaluzjowych z ciągłym obrotem lamelek.



Rys.3.8. Zmiany rzeczywistego czasu naświetlania t_r dla migawek żaluzjowych przy zatrzymaniu lamelek.



Rys.3.10. Kąt krytyczny migawki żaluzjowej.



Rys.3.9. Bezwładność migawki żaluzjowej. β - kąt bezwładności.

Jego wartość nie powinna być mniejsza od 0,2, gdyż w innym przypadku nie zapewni szczelnego zamknięcia obiektywu. Wartość ta nie powinna być większa od 0,4, gdyż jej przekroczenie zwiększa tak zwany kąt bezwładności migawki /rysunek 3.9/.

Ekspozycję rzeczywistą rotacyjnej migawki żaluzjowej dla wiązki promieni padającej pod kątem β można obliczyć z wzoru:

$$t_r = \frac{2}{\omega}\left[\frac{\pi}{2} - \arccos\left(\frac{1}{k+1}\cos\beta\right)\right] \qquad /3.16/$$

Obecność funkcji kąta β we wzorze wskazuje na różnice naświetlania dla różnych punktów pola obrazu. Wykresy tych zmian dla migawki rotacyjnej obracającej się w sposób ciągły oraz z zatrzymaniem przedstawiono na rys. 3.7 i 3.8. Istnieje zasadnicza różnica pomiędzy obiema typami migawek.

Jeśli rozpatrywać zmiany ekspozycji w kierunku prostopadłym do osi obrotu blaszek /lamelek/, to przy migawce z zatrzymującymi się lamelkami istnieje istotna różnica pomiędzy częścią środkową i brzegami. Powoduje ją istnienie tak zwanego kąta krytycznego /rysunek 3.10/, który można określić jako

$$\beta_k = \operatorname{arc\,tg}\frac{c}{b} \qquad /3.17/$$

Zmianę czasu naświetlania uzyskuje się poprzez zmianę prędkości obrotu lamelek.

Istotnym niedostatkiem migawek żaluzjowych jest dyfrakcja światła, która wywołuje pogorszenie zdolności rozdzielczej układu obiektyw - materiał światłoczuły, a optyczny współczynnik sprawności jest dość niski i nie przekracza 50 - 60%. Natomiast zmiany wartości przysłony nie powodują zmian parametrów tych migawek. Ich największą zaletą jest prosta konstrukcja i możliwość uzyskania czasów mniejszych od 1 / 1 000 s.

Migawki centralne

Migawki centralne stosuje się w kamerach szerokokątnych i nadszerokokątnych. Umieszcza się je w przestrzeni międzysoczewkowej. Charakteryzują się tym, że rozpoczynają otwieranie obiektywu od środka otworu czynnego i kończą zamykanie również w środku. Taki sposób działania migawki zapewnia równoczesne naświetlenie wszystkich punktów zdjęcia, tym samym nie wnosi zniekształceń geometrycznych do treści obrazu, dlatego migawki te mają najszersze zastosowanie w kamerach pomiarowych.

Złożoność konstrukcji migawek centralnych ogranicza ich zastosowanie do obiektywów, które mają niewielkie wymiary otworu czynnego. Jednak ostatnio spotyka się je w kamerach o średnicy otworu dochodzącej nawet do 100 mm.

Zasłonki migawek centralnych znajdują się w równoległej wiązce promieni i nie wpływają na zmianę oświetlenia w płaszczyźnie ramki tłowej.

Migawka centralna składa się z wycinków, lub dysków z wycięciami, które obracają się wokół osi równoległych do osi optycznej obiektywu /rysunek 3.11/. Ich obrót może się odbywać w jedną stronę /migawki centralne rotatywne/, lub ze zmianą kierunku obrotu /migawki centralne alternatywne/. W niektórych współczesnych konstrukcjach zamiast segmentów płaskich używa się wycinków sferycznych.

Jeśli przez α oznaczyć kąt, pod jakim z osi obrotu wycinka obserwuje się otwór czynny obiektywu, przez γ - kąt wycinka w dysku, to można wyprowadzić zależność dla rzeczywistego czasu naświetlenia:

$$t_r = t_o + t_p + t_z = \frac{\alpha}{2\omega} + \frac{\gamma - \alpha}{\omega} + \frac{\alpha}{2\omega} = \frac{\gamma}{\omega} \qquad /3.18/$$

Z powyższego wzoru wynika, że rzeczywisty czas naświetlenia zależy od prędkości kątowej obrotu wycinka oraz od kąta wycięcia, natomiast nie zależy od przysłony.

Jeśli przez η_o oznaczyć współczynnik wydajności fazy otwarcia, to optyczny współczynnik wydajności migawki centralnej będzie się równał:

$$\eta = 1 - /1 - \eta_o/\frac{\alpha}{\gamma} \qquad /3.19/$$

Z porównania dwóch końcowych wzorów wynika, że możliwa jest zmiana czasu naświetlania przez zmianę prędkości obrotu oraz zmianę kąta γ co jednak spowoduje również zmianę współczynnika wydajności migawki. Praktycznie zawsze powinna być spełniona następująca nierówność:

$$\gamma \geqslant \alpha$$

Z wzoru /3.19/ wynika, że η zależy od wielkości przysłony. Im mniejsza będzie średnica otworu czynnego obiektywu, tym większy będzie współczynnik wydajności. Praktycznie, w zależności od kształtu wycinku lub wycięć, optyczny współczynnik wydajności migawki centralnej utrzymuje się w granicach 0,7 ÷ 0,95. Ze względu na duże trudności w matematycznym sformułowaniu wzorów, określających współczynniki wydajności migawek centralnych dla wycinków o różnych kształtach, ich pomiar odbywa się różnymi metodami pośrednimi.

Uwzględniając uprzednio podaną zależność, z której wynika, że $t_o = t_r \eta$, po podstawieniu odpowiednich wartości i po przekształceniach otrzymuje się dla migawek centralnych

$$t_e = \frac{1}{\omega} [\gamma - (1 - \eta_o)] \qquad /3.20/$$

Z powyższego wzoru wynika więc, że naświetlenie efektywne przy migawkach centralnych zależy od przysłony. Dość istotną wadą migawek centralnych jest trudność uzyskania krótkich czasów naświetlania. Praktycznie trudno jest otrzymać czasy ekspozycji krótsze od 1 / 800 s.

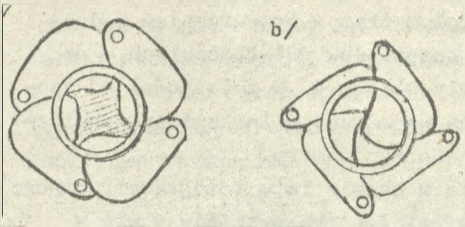
Ostatnio coraz częściej znajdują zastosowanie wstęgowe migawki centralne. Otwieranie i zamykanie takiej migawki odbywa się za pomocą cienkiej wstęgi z materiału nieprzeźroczystego, która porusza się ruchem prostoliniowym. Wstęga posiada odpowiednie wycięcia umożliwiające dostęp energii świetlnej. Całość jest umieszczona w przestrzeni międzysoczewkowej.

Migawki rotacyjne

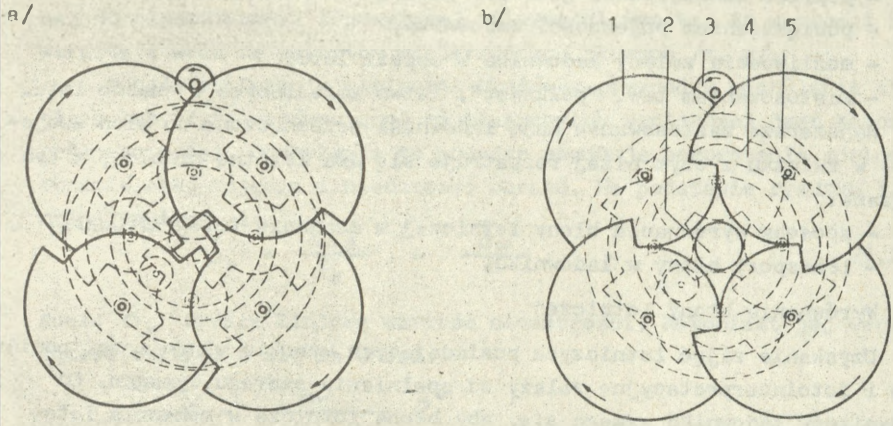
Uzyskanie za pomocą migawek centralnych czasów naświetlenia rzędu 1/1 000 s i krótszych stało się możliwe dzięki zastosowaniu tzw. migawek rotacyjnych /rys.3.12/. W migawce takiej cztery blaszki wirują stale z określoną prędkością kątową. Jednocześnie dysk z wycięciem na obwodzie wiruje z mniejszą prędkością. Naświetlenie następuje tylko wówczas, kiedy obiektyw zostanie odsłonięty równocześnie przez otwór w dysku, przez blaszki wirujące i przez otwór w blaszce klinowej. Czas naświetlania zależy od prędkości obrotu blaszek i można go zmieniać w sposób ciągły. Migawki rotacyjne znajdują zastosowanie w większości współczesnych kamer pomiarowych szerokokątowych i nadszerokokątnych.

3.4. Ładowniki kamer lotniczych

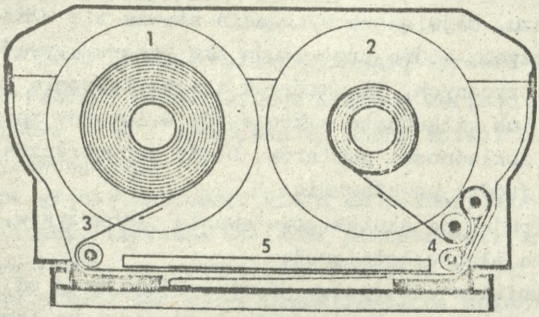
Górna część kamery lotniczej, w której umieszcza się materiał światłoczuły i w której znajdują się mechanizmy do zmiany materiału światłoczułego i jego wyrównania w momencie ekspozycji, nazywa się ładownikiem. Oprócz tego ładowniku może się znajdować wskaźnik zapasu filmu, wskaźnik przewijania filmu, mechanizm kompensacji zmazu fotograficznego i inne mechanizmy. Jeśli ładownik stanowi nierozłączną część kamery lotniczej, wówczas często nazywa się go częścią kasetową kamery.



Rys.3.11. Migawka centralna:
a - otwarta, b - zamknięta



Rys.3.12. Migawka rotacyjna stosowana w kamerach Zeissa MRB:
a - migawka zamknięta, b - migawka otwarta. 1 - łopatka migawki, 2 - przysłona stała, 3 - koło napędowe, 4 - łopatka przysłony rotacyjnej, 5 - koło zębate.



Rys.3.13. Ładownik kamery lotniczej. 1 - szpula z błoną lotniczą, 2 - szpula nawijająca, 3 i 4 - wałki, 5 - płyta wyrównująca.

W zależności od sposobu przewijania filmu ładowniki można podzielić na dwie grupy: z przewijaniem ciągłym oraz z przewijaniem kadrowym. W zależności od rodzaju podłoża materiałów światłoczułych - na ładowniki do błon zwojowych oraz kasety kliszowe. W zależności od sposobu napędu mechanizmów ładownika - na napędzane silnikami autonomicznymi oraz mające napęd od wałka rozrządczego kamery.

Współczesne dążenie do posiadania w czasie lotu fotogrametrycznego możliwie największego zapasu błony fotograficznej rozwiązuje się w różny sposób:

- poprzez zmniejszenie grubości podłoża błony lotniczej;
- powiększeniem pojemności ładownika;
- możliwością zmiany ładownika w czasie lotu;
- zastosowaniem tzw. "półkaset", łatwo zmienianych w czasie lotu.

Najszersze zastosowanie mają ładowniki przeznaczone do błon zwojowych, w związku z czym niżej rozpatruje się dwa istotne problemy z tym związane:

- sposoby wyrównania błony lotniczej w momencie fotografowania;
- transport błony w ładowniku.

Wyrównanie błony lotniczej

Uzyskanie zdjęć lotniczych posiadających wysokie właściwości pomiarowe i fotointerpretacyjne zależy od spełnienia szeregu wymagań. Od mechanizmów ładownika wymaga się, aby błona lotnicza w momencie fotografowania /naświetlenia/ znajdowała się dokładnie w płaszczyźnie ogniskowej kamery lotniczej /tj. w płaszczyźnie ramki tłowej/ oraz aby sama stanowiła idealną płaszczyznę. Odstępstwa od powyższych wymagań powodują powstawanie miejscowych zniekształceń geometrycznych oraz nieostrość obrazu. Największe wymagania stawia się w stosunku do tych zdjęć lotniczych, które przewiduje się wykorzystywać do opracowań stereofotogrametrycznych, dla których zniekształcenia geometryczne już rzędu kilku lub kilkunastu mikrometrów w istotny sposób wpływają na pogorszenie dokładności pomiarów. Błędy geometryczne mają w tym przypadku kilka źródeł powstawania:

- występują na skutek powstawania pęcherzyków, wypukłości, lub pofałdowań na błonie lotniczej;
- są wynikiem odstępstwa płyty wyrównującej od płaszczyzny ogniskowej na skutek wygięcia lub innych nierówności na samej płycie, względnie przylegania samej błony lotniczej do tej płyty w momencie ekspozycji
- powstają na skutek zniekształcenia wiązki promieni tworzącej obraz ze względu na zastosowanie wyrównujących płyt szklanych.

Pierwsza grupa błędów zależy od dokładności wyrównania przez mechanizm wyrównujący ładownika, natomiast druga i trzecia - od właściwości mechanicznych i optycznych płyt wyrównujących.

W wyniku fałdowania błony powstaną miejscowe zniekształcenia, których wielkość, wyrażoną zmianami współrzędnych tłowych zdjęcia, można obliczyć ze wzorów:

$$\delta_x = \delta_\omega \frac{x}{f_k} \qquad \delta_y = \delta_\omega \frac{y}{f_k} \qquad /3.21/$$

gdzie przez δ_ω oznaczono błąd wyrównania /odchylenie błony fotograficznej od płaszczyzny/. Z powyższej zależności wynika, że wartości błędów wzrastają wraz ze wzrostem współrzędnych tłowych /x, y/.

Sposób obliczenia wielkości błędów w przypadku odchylenia się błony lub płyty wyrównującej od płaszczyzny ogniskowej jest podobny do podanego wyżej. Odchylenie to ponadto powoduje pogorszenie zdolności rozdzielczej zdjęcia i nieostrość obrazu. Na podstawie rysunku 3.14 można napisać, że:

$$\delta_r = \frac{\delta_\omega d}{f_k} = \frac{\delta_\omega}{n} \qquad /3.22/$$

gdzie δ_r wyraża liniową wartość nieostrości. Natomiast jej wartość kątową otrzymuje się ze wzoru:

$$\psi'' = \frac{\delta_r}{f_k - \delta_\omega} \rho''$$

Ze względu na mały wpływ δ_ω w stosunku do f_k w mianowniku powyższej zależności oraz po podstawieniu wartości δ_r, otrzymuje się:

$$\psi'' = \frac{\delta_\omega}{n f_k} \rho'' \qquad /3.23/$$

gdzie $n = f_k / d$ - jest liczbą charakteryzującą wartość przysłony.

W powyższych wzorach przedstawiono liniową wartość nieostrości obrazu $/\delta_r/$ i kątową $/\psi''/$ spowodowanej odchyleniami błony lotniczej od płaszczyzny wyrównującej.

Ze względu na głębię ostrości, którą charakteryzuje się każdy obiektyw fotograficzny, fizyczna wielkość nieostrości, spowodowanej wymienionymi przyczynami, zazwyczaj jest mniejsza od jej wielkości teoretycznej. W związku z tym wpływ nieostrości na pogorszenie zdolności rozdzielczej również będzie mniejszy.

Jeśli w płaszczyźnie ramki tłowej znajduje się płyta szklana, służąca do wyrównania błony lotniczej, to wpływa ona na zmianę biegu promieni tworzących obraz. Płyta ta znajduje się w zbieżnej wiązce

promieni, więc na podstawie rysunku 3.15 zmianę kierunku biegu promieni można obliczyć według wzoru

$$\delta_1 = d/\frac{1}{n} tg\beta - \frac{\sin\beta}{\sqrt{n^2 - \sin^2\beta}}/ \qquad /3.24/$$

gdzie przez n oznaczono współczynnik załamania płyty szklanej, a przez d – grubość płyty.

Płyta spowoduje również zmianę długości ogniskowej, którą można obliczyć z następującego wzoru:

$$\delta_f = d\,\frac{n-1}{n} \qquad /3.25/$$

Dlatego, szczególnie dla kamer szerokokątnych i nadszerokokątnych, wpływ wyrównującej płyty szklanej powinien być uwzględniony już przy obliczeniach układu optycznego tych kamer.

Sposoby wyrównania błony lotniczej

Wszystkie znane sposoby wyrównania błon lotniczych można podzielić na cztery następujące grupy: sposoby mechaniczne, pneumatyczne, mechaniczno-pneumatyczne i elektryczne.

Do sposobów mechanicznych można zaliczyć następujące:

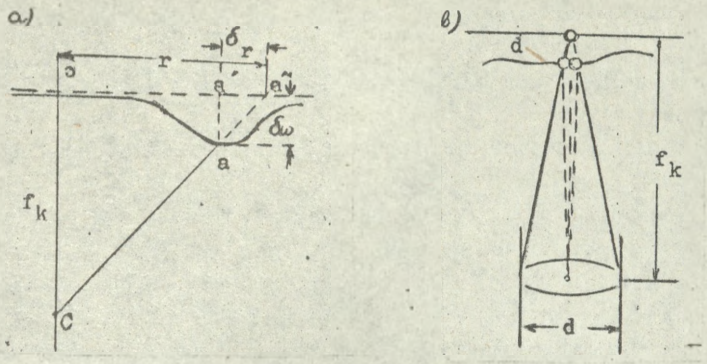
- wyrównanie poprzez naciągnięcie błony;
- wyrównanie poprzez przyciśnięcie błony do płytki szklanej.

Wyrównanie poprzez naciąg błony pomiędzy dwoma wałkami prowadzącymi może się odbywać albo poprzez naciąg jednostronny, albo naciągiem dwustronnym. Mechanizny służące do realizacji obu wymienionych sposobów charakteryzują się dość skomplikowaną konstrukcją, sam zaś sposób jest mało dokładny, niepewny w eksploatacji i nie nadaje się do wyrównania błon o dużych szerokościach stosowanych zazwyczaj w fotografii lotniczej. Zbyt słaby naciąg nie zapewnia wyrównania błony, natomiast zbyt silny naciąg może spowodować deformacje obrazu, a nawet doprowadzić do uszkodzeń mechanicznych błony lotniczej.

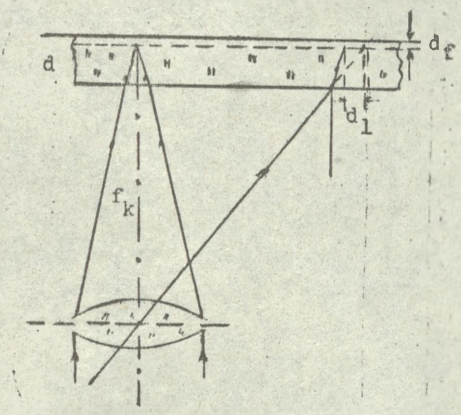
Na podstawie danych z mechaniki można określić wielkość siły, której działanie spowoduje deformację podłoża filmu, przewyższające wartości dopuszczalne:

$$P = S\,E\,\frac{\Delta l}{l} \qquad /3.26/$$

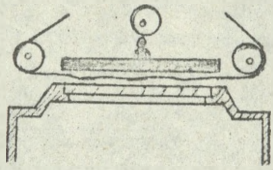
gdzie S - jest powierzchnią przekroju błony lotniczej, E - modułem sprężystości materiału, $\Delta l / l$ - deformacją względną błony /na przykład dla błon lotniczych na podłożu acetatowym przyjmuje się wartość modułu $E = 2{,}5 \cdot 10^4$ $[kg/cm^2]$ /.



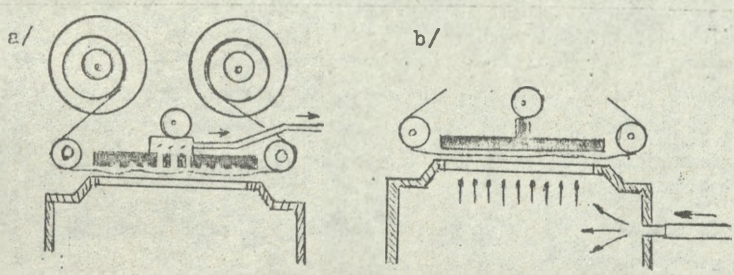
Rys.3.14. Wpływ błędów wyrównania błony lotniczej: a - powstawanie pęcherzyków, b - wpływ odchylenia błony lotniczej od płaszczyzny.



Rys.3.15. Wpływ wyrównującej płyty szklanej na zmianę kierunku biegu promieni rzutujących.



Rys.3.16. Wyrównanie błony przez dociskanie do płyty szklanej.



Rys.3.17. Wyrównanie pneumatyczne błony lotniczej; a - wytworzenie podciśnienia w płaszczyźnie ramki tłowej, b - wytworzenie ciśnienia dodatniego we wnętrzu stożka.

Wyrównanie błony poprzez dociśnięcie jej do płyty szklanej ma szereg zalet, takich jak:

- względnie dokładne wyrównanie podczas lotów na małych i dużych wysokościach;
- wyrównanie dotyczy powierzchni materiału światłoczułego, a nie podłoża;
- wyrównanie błony jest przeprowadzone bez dodatkowych urządzeń /np. pompy ssąco-tłoczącej, rurki Venturiego itp./;

Niezależnie od wymienionych zalet, sposób ten posiada szereg wad, takich jak:

- powodowanie dodatkowych zniekształceń geometrycznych obrazu;
- dodatkowe pochłanianie energii świetlnej przez płytę dociskającą;
- zmiana długości ogniskowej kamery lotniczej;
- niewielkie pogorszenie jakości fotograficznej zdjęć lotniczych.

Niektóre z tych wad już uprzednio charakteryzowano, dlatego w dalszym ciągu analizuje się tylko pozostałe cechy charakterystyczne tego sposobu.

Wprawdzie płyta szklana ma zaledwie 6 - 8 mm grubości i normalne straty energetyczne, wynikające głównie z odbicia promieni, nie przewyższają 9%, lecz dla kamer szerokokątnych przy dużym kącie padania promieni na skrajach pola obrazowego, mogą one dochodzić do 20 - 25%.

Przyłożenie siły w momencie wyrównania może spowodować wygięcie płytki szklanej. Wielkość tego wygięcia można obliczyć ze wzoru: [76, s.108] :

$$\Delta_{st} = \alpha \frac{a^4 p}{E d^3} \qquad /3.27/$$

gdzie a - jest długością płytki szklanej, d - jej grubością, p - ciśnieniem i α - współczynnikiem.

Celem uniknięcia niedopuszczalnych wartości ugięcia, jak również dla jak najdokładniejszego usunięcia powietrza z przestrzeni pomiędzy płytą szklaną i błoną lotniczą, stosuje się różne sposoby docisku /rys. 3.16/, jak: sposób książki, docisk od środka za pomocą dwóch sprężyn, lub docisk równoczesny na całej powierzchni.

Dość szeroko rozpowszechnione są sposoby pneumatyczne. Można je podzielić na dwie grupy /rys. 3.17/:

- wyrównanie za pomocą podciśnienia; wówczas błona jest przyssana do płyty wyrównującej;
- wyrównanie za pomocą nadciśnienia; wówczas błona jest dociskana do płyty wyrównującej przez nadciśnienie panujące wewnątrz kamery.

W pierwszym sposobie, pomiędzy błoną lotniczą i płytą wyrównującą wytwarza się próżnię. Służy do tego pompa próżniowa lub rurka Venturiego. Do odprowadzenia powietrza służy system specjalnych rowków i otworków w płycie wyrównującej. Błona lotnicza jest wyrównywana w wyniku różnicy ciśnień, jaka panuje pomiędzy wnętrzem kamery, a błoną i płytą wyrównującą. W przypadku zastosowania rurki Venturiego efektywność tego sposobu zależy więc od wysokości lotu i prędkości powietrznej statku powietrznego. Najlepsze wyrównanie otrzymuje się na małych wysokościach, a przy wysokościach przekraczających 13 000 m różnica ciśnień będzie zbyt mała i nie zapewni prawidłowego wyrównania błony. Dokładność omawianego sposobu, podawana według różnych źródeł, wynosi około 17 - 30 mikrometrów na całej powierzchni zdjęcia, przy tym odchylenia od płaszczyzny w granicach odcinka długości 1 - 2 cm mogą dochodzić do 8 µm.

Przy wyrównaniu za pomocą nadciśnienia powietrze zostaje wtłoczone do wnętrza kamery za pomocą pompy tłoczącej. Dość znaczna masa powietrza, potrzebna w krótkim czasie pracy kamery lotniczej wymaga zastosowania mocnych pomp tłoczących. Ponadto powietrze musi być pozbawione pyłów oraz mieć temperaturę wnętrza kamery. W przeciwnym przypadku może nastąpić zapylenie i zapotnienie obiektywu kamery.

Ostanio coraz częściej znajdują zastosowanie sposoby pneumatyczno-mechaniczne. Ich istota polega na tym, że przy wyrównaniu mechanicznym przez docisk do płyty szklanej, pomiędzy płytą dociskową i błoną lotniczą znajduje się poduszka gumowa z powietrzem. Ciśnienie w poduszce może być stałe lub może się zmieniać doraźnie podczas pracy kamery. Specjalna konstrukcja poduszki zapewnia pełne odprowadzenie powietrza i uniknięcie powstawania pęcherzyków.

Inne sposoby pneumatyczno-mechaniczne polegają na dociśnięciu błony do płyty wyrównującej za pomocą dwóch wałków, rozmieszczonych na brzegach zdjęcia, z równoczesnym wytworzeniem próżni, względnie dociśnięcie za pomocą wałków do szyby wyrównującej w połączeniu z podciśnieniem.

Wyrównanie elektryczne polega na wytworzeniu w kamerze pola elektrostatycznego /rys. 3.18/, w którym umieszcza się błonę lotniczą. Błona zachowuje się jak półprzewodnik, polaryzuje się, przyjmuje ładunki odwrotne do tych, jakie się znajdują na płycie dociskowej, w wyniku czego pod wpływem sił elektrostatycznych przylega do płyty i w ten sposób zostaje wyrównana. W tym przypadku nie potrzeba stosować szyb wyrównujących.

W tabeli 3.1 zawarto charakterystykę porównawczą różnych sposobów wyrównania błon lotniczych.

Tabela 3.1

Sposób wyrównania	Charakter sił	Pośredni ośrodek optyczny	Wpływ wysokości lotu	Źródła błędów	Naciąg wstępny
Mechaniczny	dociskanie	płyta szklana	nie	ugięcie płyty szklanej	tak
Pneumatyczno-mechaniczny	dociskanie	płyta szklana	nie	ugięcie płyty szklanej	tak
Pneumatyczny	różnica ciśnień	nie ma	tak	ugięcie płyty dociskowej	tak
Elektryczny	siły elektrostatyczne	nie ma	nie	ugięcie płyty dociskowej	tak

Przewijanie błony lotniczej w ładowniku

Błonę lotniczą przewija się w ładowniku kamery lotniczej w sposób automatyczny. Mechanizm transportujący błonę przewija ją ze szpuli rozwijającej na szpulę nawijającą. Najczęściej stosuje się trzy następujące typy mechanizmów:

- mechanizm niemierzący;
- mechanizm mierząco-ciągnący;
- mechanizm ciągnąco-mierzący.

Mechanizmy niemierzące mają najprostszą konstrukcję. W mechanizmach tych szpula nawijająca podczas cyklu pracy obraca się stale o ten sam kąt, w związku z czym, w miarę wykonywania zdjęć, zwiększa się promień nawijanej rolki filmu. Jest to z kolei przyczyną faktu, że w czasie cyklu pracy przewijane są coraz dłuższe odcinki filmu i następuje wzrost odstępów na filmie pomiędzy poszczególnymi kadrami.

Jeśli r_o jest promieniem szpuli nawijającej, to wymagany kąt obrotu oblicza się ze wzoru:

$$\varphi = \frac{l + c}{r_o} \qquad /3.28/$$

gdzie l - jest długością pojedynczego kadru na filmie lotniczym, a c - odstępem pomiędzy kadrami. Przy wykonywaniu wszystkich zdjęć na danej rolce błony lotniczej, w tym również i ostatnich, kąt obrotu będzie taki sam, a ponieważ zwiększy się promień szpuli nawijającej, więc

większy również będzie odstęp pomiędzy kadrami:

$$\varphi = \frac{1 + c'}{r_1}$$

Różnica $\Delta c = /r_1 - r_o/$

jest wskaźnikiem nieproduktywnego rozchodu błony lotniczej. Jeśli przyjąć współczynnik wykorzystania błony lotniczej równy:

$$\Omega = \frac{L_o}{L} \qquad /3.29/$$

gdzie L_o - jest długością błony lotniczej potrzebnej do wykonania n zdjęć, a L - rzeczywistą długością błony lotniczej, zużytej do wykonania tej liczby zdjęć, z uwzględnieniem odstępów pomiędzy kadrami, to współczynnik ten, w porównaniu z innymi, dla mechanizmów niemierzących będzie przybierał najmniejsze wartości. Celem polepszenia wartości tego współczynnika stosuje się skokową zmianę kąta obrotu, co określoną liczbę zdjęć, lub ciągłą zmianę tego kąta za pomocą specjalnego urządzenia, mierzącego wzrost średnicy szpuli z nawijanym filmem i odpowiednio do tego zmniejszającego kąt φ. Oba podawane sposoby nie znalazły jednak szerszego zastosowania.

W mechanizmie mierząco-ciągnącym najpierw się odmierza, a następnie nawija. Mechanizm taki posiada wałek odmierzający, który podczas cyklu pracy kamery wykonuje zawsze jednakową liczbę obrotów. Umożliwia to odmierzanie odcinka błony zawsze o jednakowej długości, niezależnie od kąta obrotu i promienia szpuli. Również prędkość liniowa przewijania błony jest jednakowa. Wałek odmierzający musi być wykonany w taki sposób, aby zapewniał ciągły kontakt z przewijaną błoną. W tym celu wykorzystuje się trzy następujące rodzaje wałków:

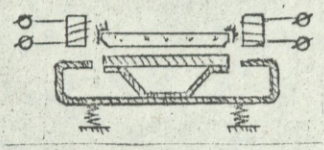
- wałek /lub dwa wałki/, w którym styk z błoną lotniczą następuje poprzez wykorzystanie siły tarcia;
- wałek odmierzający z występami na brzegach w postaci igiełek;
- wałek odmierzający z ząbkami na brzegach dla perforacji filmu.

Celem zwiększenia siły tarcia wałki pokrywa się specjalnym tworzywem.

Mechanizmy mierząco-ciągnące charakteryzują się posiadaniem przekładni ciernych na osiach szpuli nawijającej i rozwijającej. Ponieważ napęd szpuli nawijającej odbywa się przez sprzęgło, więc średni kąt poślizgu można obliczyć z wzoru [76,str.116]

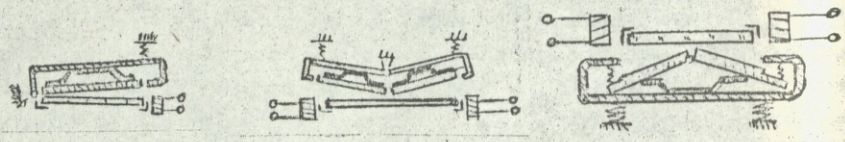
$$\psi = 1 - \frac{\ln \nu}{\nu - 1} \qquad /3.30/$$

gdzie ν - jest końcowym promieniem względnym i oblicza się go z wzoru $\nu = r_k / r_o$, w którym r_o jest promieniem szpuli nawijającej na początku pracy kamery, a r_k - na końcu pracy.

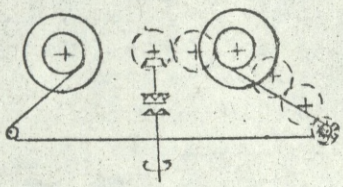


Rys.3.18. Równoczesne wyrównanie błony lotniczej sposobem elektromechanicznym.

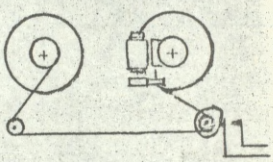
a/ b/ c/



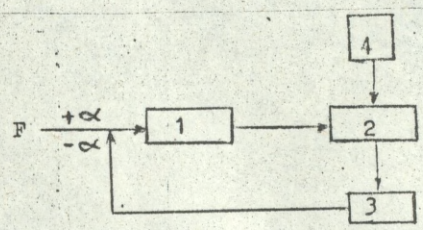
Rys.3.19. Zasada mechanicznego wyrównania błony lotniczej: a - sposobem książki, b - za pomocą dwóch sprężyn talerzowatych, c - za pomocą jednej sprężyny talerzowatej.



Rys.3.20. Mechanizm mierząco-ciągnący transportu błony lotniczej.



Rys.3.21. Mechanizm ciągnąco-mierzący transportu błony lotniczej.



Rys.3.22. Schemat działania podwieszenia giroskopowego 1 - blok giroskopów, 2 - blok przetwarzania, 3 - s lnik, 4 - blok korekcji; F - moment siły zewnętrznej.

Współczynnik wykorzystania błony lotniczej dla mechanizmów mierząco ciągnących wynosi około 0,95 - 1.00. Ponadto mechanizmy te charakteryzują się dość prostą konstrukcją.

Niedostatkiem tego typu mechanizmów jest konieczność częstego sprawdzania i regulacji przekładni ciernych oraz zastosowany sposób przewijania, polegający na przyłożeniu siły ciągu do brzegów błony lotniczej, dlatego mechanizmy te rzadko się stosuje w ładownikach o dużej pojemności oraz o krótkim czasie cyklu pracy. W mechanizmach tych stosuje się przekładnie cierne, działające na zasadzie mechanicznej, lub elektromagnetycznej. Istnieją duże różnice momentów sił na początku i na końcu nawijania filmu, dlatego wykorzystuje się przekładnie cierne o momentach siły zmieniających się wraz ze wzrostem średnicy wałka szpuli służącej do nawijania filmu lotniczego.

W mechanizmach ciągnąco-mierzących mierzenie filmu jest podporządkowane nawijaniu /rys.3.21/. Napęd od silnika, poprzez mechanizm rozdzielczy, przenosi się na szpulę nawijającą, która ciągnie błonę lotniczą. Pod wpływem przesuwania się błony obraca się wałek odmierzający; wykonuje on zawsze jednakową liczbę obrotów, co umożliwia odmierzanie długości kadru i reguluje pracę szpuli nawijającej. Mimośród, znajdujący się na wałku, powoduje w odpowiednim momencie wyłączenie silnika napędzającego szpulę. W miarę nawijania filmu będzie się zwiększał promień wałka szpuli nawijającej, co spowoduje zmianę prędkości przewijania błony lotniczej oraz zmianę prędkości kątowej obrotu wałka odmierzającego. W sumie zmniejszy się czas pracy przeznaczony na transport błony lotniczej.

Mechanizmy ciągnąco-mierzące nie mają przekładni ciernych, naciąg następuje wzdłuż całej szerokości błony lotniczej, co stawia je wyżej od poprzednio omawianych mechanizmów. Ponadto charakteryzują się dużą pewnością pracy i wysokim współczynnikiem wykorzystania błony.

W tabeli 3.2 podaje się charakterystykę porównawczą mechanizmów przewijania błony lotniczej [76, s.118]

Tabela 3.2

Mechanizm przewijający	Element wiodący	Element prowadzący	Długość błony przewijanej w jednym cyklu	Czas pracy przewijania	Prędkość na początku i na końcu pracy	Prędkość kątowa wałka odmierzającego	Łączenie szpuli nawijającej z napędem
1	2	3	4	5	6	7	8
Mierzący	szpula nawijająca	szpula rozwijająca	zmienna	zmienny	różna	-	stałe

1	2	3	4	5	6	7	8
Mierząco-ciągnący	wałek odmierzający	szpula rozwijająca	stała	stały	stała	stała	elastyczne
Ciągnąco mierzący	szpula nawijająca	wałek odmierzający	stała	zmienny	różna	zmienna	stałe

3.5. Podwieszenia kamer lotniczych

Rodzaje podwieszeń

Podwieszenie jest przeznaczone do zamocowania kamery lotniczej na statku powietrznym, orientowania kamery w przestrzeni stosownie do potrzeb, zabezpieczenia pracy mechanizmów od przeciążeń, amortyzacji drgań spowodowanych wibracją statku powietrznego oraz amortyzacji innych drgań kamery, pochodzących od momentów sił zewnętrznych. W wyniku spełnienia powyższych zadań podwieszenie powinno zapewniać jak najdłuższą i jak najpewniejszą pracę kamery lotniczej.

Oprócz szeregu wymagań technicznych, z których do najważniejszych można zaliczyć umieszczenie środka ciężkości układu kamera-podwieszenie w taki sposób, aby znajdował się jak najbliżej płaszczyzny przechodzącej przez punkt zamocowania kamery w podwieszeniu oraz aby częstotliwość drgań takiego układu była znacznie mniejsza od najmniejszej częstotliwości drgań zakłócających, podwieszenie musi również spełniać inne wymagania lotnicze, jakim powinno odpowiadać oprzyrządowanie samolotu.

Wszystkie podwieszenia kamer lotniczych można sklasyfikować następująco:

1. Według kąta nachylenia osi kamery lotniczej na:

- pionowe, umożliwiające fotografowanie przy odchyleniu osi kamery pionu o kąt nie przewyższający 3°;

- ukośne, umożliwiające fotografowanie przy dowolnym nachyleniu osi kamery lotniczej w stosunku do linii pionu; zazwyczaj fotografuje się w przedziale nachyleń od 30° do 85°;

- pionowo - zbieżne, nazywane również konwergentnymi, które umożliwiają symetryczne odchylanie osi kamery lotniczej, w wyniku czego ten sam fragment terenu fotografuje się dwukrotnie przy różnych kątach nachylenia osi kamery;

2. W zależności od sposobu zamocowania kamery w statku powietrznym, jako służące:

- do umocnienia kamery na stałe;
- do umocnienia ruchomego.

W podwieszeniu stałym oś główna kamery nie zmienia swego położenia w stosunku do statku powietrznego. Obecnie wykonuje się takie podwieszenia dla kamer pojedyńczych, jak również dla zespołów kamer /dwóch, trzech i więcej kamer/. W fotografii wielospektralnej stosuje się nawet podwieszenia dla sześciu i dziewięciu kamer lotniczych,

Podwieszenia ruchome można podzielić na kardanowe i wahadłowe. W podwieszeniu kardanowym kamera może być nachylana zazwyczaj o niewielkie kąty wokół osi X, Y i Z. Większość kamer pomiarowych umieszcza się właśnie w takich podwieszeniach. Podwieszenia wahadłowe umożliwiają, w trakcie pracy kamery, nachylenie jej o określone, stałe kąty. Nachyleń dokonuje się w kierunku podłużnym lub poprzecznym do kierunku lotu. W zależności od liczby nachyleń /wahnięć/ kamery odróżnia się podwieszenia dwu, trzy i czterotaktowe. W przypadku wahnięć poprzecznych, kamery fotografują wówczas równocześnie dwa, trzy, lub cztery szeregi. W przypadku wahnięć podłużnych wykonuje się zdjęcia pionowo-zbieżne /konwergentne/.

Do specjalnej grupy podwieszeń ruchomych można zaliczyć podwieszenie ze stabilizacją giroskopową. W zależności od sposobu połączenia giroskopu z kamerą lotniczą podwieszenia te można podzielić na siłowe oraz na połączenia luźne. W podwieszeniu siłowym giroskop jest połączony z kamerą lotniczą na stałe, natomiast w drugim typie urządzeń giroskop jest oddzielony od podwieszenia. Jest on elementem śledzącym za zmianami kąta nachylenia w stosunku do linii pionu oraz regulującym za pomocą luźnych połączeń położenie osi głównej kamery lotniczej /rys.3.22/.

Podwieszenie giroskopowe składa się zazwyczaj z następujących elementów: giroskopu w zawieszeniu kardanowym, bloku przetwornika, silników i bloku korekcji. W urządzeniu tym wykorzystuje się właściwość giroskopu, polegającą na utrzymaniu swej osi obrotu zawsze w jednakowym położeniu w stosunku do osi świata. Jeśli na giroskop działa jakaś siła zewnętrzna, która chce odchylić jego oś od położenia pierwotnego, to następuje precesja giroskopu. W bloku przetwarzającym powstaje prąd elektryczny o napięciu proporcjonalnym do kąta precesji, a więc i do momentu siły zewnętrznej. Napięcie to jest przesyłane do silników elektrycznych, które wytwarzają moment siły równy momentowi siły zewnęt-

rznej, lecz o kierunku przeciwnym. W wyniku tego zostanie zachowane położenie pierwotne osi giroskopu.

W czasie lotu fotogrametrycznego po trasie szeregu wymaga się, aby oś giroskopu była zawsze zgodna z linią pionu. Służy do tego blok korekcji, wyposażony w libelę elektrolityczną, wahadło, lub inny nadajnik kierunku pionu miejscowego. Blok korekcji wypracowuje więc odpowiednie momenty sił, które umożliwiają kompensację odchylenia osi giroskopu spowodowanego ruchem dobowym Ziemi, zmianami położenia przestrzennego statku powietrznego, rozbalansowaniem układu stabilizującego, tarciem, luzami i wieloma innymi przyczynami.

Wpływ ruchów liniowych i kątowych na jakość zdjęć lotniczych

Pomiarowa kamera lotnicza umieszczona na statku powietrznym posiada zazwyczaj sześć stopni swobody: trzy ruchy liniowe - wzdłuż osi X, Y i Z oraz trzy ruchy kątowe wokół tych samych osi /rys.3.23/. Ruchy te, jeśli będą wykonywane przez kamerę w czasie ekspozycji, spowodują poruszenie obrazu optycznego w płaszczyźnie ogniskowej, a więc w efekcie zmaz fotograficzny, który pogorszy jakość wykonywanych zdjęć.

Kamera lotnicza w procesie fotografowania powietrznego wykonuje złożone ruchy liniowe. Można je rozłożyć na trzy składowe prostolinijne, równoległe do osi OX, OY i OZ. Ruch w każdym z wymienionych kierunków odbywa się z prędkościami w_x, w_y i w_z. Ruch obrazu w płaszczyźnie ogniskowej kamery będzie się odbywał wzdłuż osi OX i OY z prędkościami v_x i v_y skierowanymi odwrotnie do prędkości w_x i w_y.
Uwzględniając ogniskową kamery i wysokość fotografowania, prędkości te są wzajemnie uzależnione następująco:

$$v_x = w_x \frac{f_k}{h_f} \qquad /3.31/$$

$$v_y = w_y \frac{f_k}{h_f}$$

lub $$v_x = \frac{w_x}{m} ; \qquad v_y = \frac{w_y}{m}$$

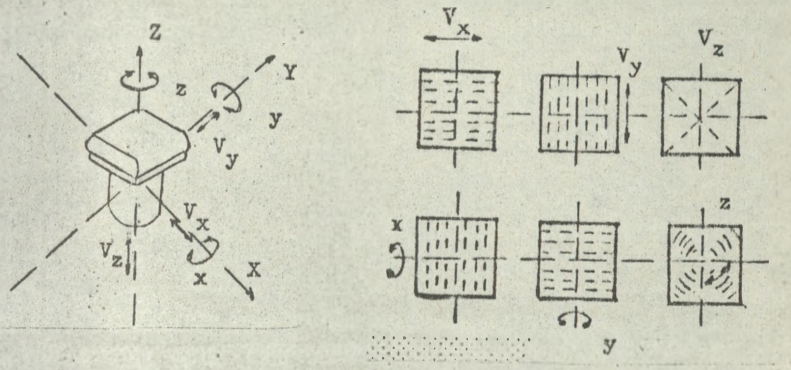
gdzie m - jest mianownikiem skali zdjęć.

W czasie ekspozycji t obraz przesuwa się w płaszczyźnie ogniskowej o odcinek proporcjonalny do czasu t i prędkości:

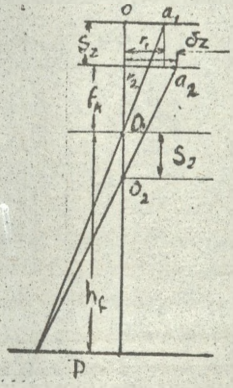
$$\delta_x = v_x t = w_x \frac{t}{m} \qquad /3.32/$$

$$\delta_y = v_y t = w_y \frac{t}{m}$$

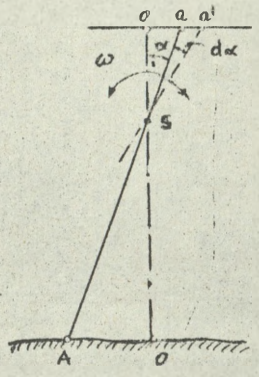
a/ b/



Rys.3.23. Sześć stopni swobody kamery lotniczej /a/ oraz ich wpływ na zniekształcenie obrazu fotograficznego /b/. Na rys. 3.23.b - w górnym rzędzie pokazano wpływ zniekształceń ruchów liniowych, w dolnym rzędziw - ruchów obrotowych.



Rys.3.24. Wpływ ruchów liniowych na jakość zdjęcia.



Rys.3.25. Wpływ ruchów katowych na jakość zdjęcia.

Z powyższego wynika, że przesunięcia te będą jednakowe dla każdego punktu zdjęcia.

Na rysunku 3.24 przedstawiono wpływ ruchu pionowego wzdłuż osi OZ. Z rysunku wynika, że jeśli kamera lotnicza w czasie ekspozycji zmieni swoje położenie, co przedstawiono zmianą położenia obiektywu z punktu O_1 do O_2:

$$O_1O_2 = S_z = w_z\, t \qquad /3.33/$$

to obraz punktu A przesunie się w płaszczyźnie obrazowej z punktu a_1 do a_2, co można wyrazić zmianą odległości od punktu głównego zdjęcia:

$$\delta_z = r_2 - r_1$$

Ponieważ

$$D = r_1 \frac{h_f}{f_k} \qquad \text{oraz} \qquad D = \frac{/\, h_f - s_z \,//\, r_1 + \delta_z \,/}{f_k}$$

to porównując te wyrażenia otrzymuje się:

$$\delta_z = \frac{r_1\, s_z}{h_f + s_z} \qquad /3.34/$$

Ze względu na małość s_z w stosunku do h_f powyższą zależność można napisać następująco:

$$\delta_z = \frac{r_1\, s_z}{h_f} \qquad /3.35/$$

a po uwzględnieniu zależności /3.33/

$$\delta_z = \frac{r_1}{h_f} w_z\, t \qquad /3.36/$$

lub

$$\delta_z = \frac{r_1}{f_k} w_z \frac{t}{m} \qquad /3.37/$$

Z powyższej zależności wynika, że wpływ przesunięcia pionowego δ_z zależy od położenia punktu w stosunku do środka zdjęcia.

Ogólnie ruchy liniowe kamery lotniczej, spowodowane wibracjami, można rozpatrywać jako ruchy harmoniczne, opisywane równaniem

$$s = s_o \sin /\omega t + \Psi / \qquad /3.38/$$

W przypadku zgodności amplitud /s_o/ i faz /Ψ/ dla wszystkich punktów zamocowania podwieszenia, to dla poszczególnych składowych /x,y,z/ można napisać

$$s_x = s_{o_x} \sin/\omega t + \Psi_x / \qquad /3.39/$$

$$s_y = s_{o_y} \sin(\omega t + \psi_y)$$

$$s_z = s_{o_z} \sin(\omega t + \psi_z)$$

oraz

$$w_x = \frac{ds_x}{dt} = s_{o_x}\,\omega \cos(\omega t + \psi_x) \qquad /3.40/$$

$$w_y = \frac{ds_y}{dt} = s_{o_y}\,\omega \cos(\omega t + \psi_y)$$

$$w_z = \frac{ds_z}{dt} = s_{o_z}\,\omega \cos(\omega t + \psi_z)$$

Po podstawieniu powyższych zależności do uprzednio określonych wartości przesunięć otrzymuje się:

$$\delta_x = \frac{s_{o_x}\,\omega t}{m} \cos(\omega t + \psi_x)$$

$$\delta_y = \frac{s_{o_y}\,\omega t}{m} \cos(\omega t + \psi_y) \qquad /3.41/$$

$$\delta_z = \frac{s_{o_z}\,\omega t}{m} \cos(\omega t + \psi_z)$$

Wartości maksymalne zmian spowodowanych ruchami liniowymi będą występowały przy $\cos(\omega t + \psi) = 1$.

W momencie ekspozycji kamera może się również nachylać. Jeśli w płaszczyźnie prostopadłej do terenu nastąpiło nachylenie o kąt α, to na podstawie zależności /rys.3.25/:

$$r = f_k \operatorname{tg} \alpha$$

otrzymuje się po jej zróżniczkowaniu

$$\delta_\omega = dr = f_k \frac{1}{\cos^2 \alpha}\, d\alpha$$

Uwzględniając prędkość kątową drgań i czas ekspozycji można napisać, że:

$$d\alpha = \omega t.$$

Jeśli jeszcze podstawić wartość:

$$\cos^2 \alpha = \frac{f_k^2}{f_k^2 + r^2}$$

to otrzyma się:

$$\delta\omega = \omega \left/ f_k + \frac{r^2}{f_k} \right/ t$$

Rozkładając nachylenie na kąty składowe w płaszczyznach przechodzących ponadto przez oś OX i OY, otrzymuje się:

$$\delta\omega_x = \omega_x \left/ f_k + \frac{x^2}{f_k} \right/ t \qquad /3.42/$$

$$\delta\omega_y = \omega_y \left/ f_k + \frac{y^2}{f_k} \right/ t$$

Z powyższych zależności wynika więc, że w miarę wzrastania współrzędnych tłowych zdjęcia wzrasta zmaz spowodowany nachyleniami kamery.

Obrót kamery w momencie ekspozycji w płaszczyźnie równoległej do terenu spowoduje przesunięcie obrazu punktów po łuku, wykreślonym w punkcie obrotu. Niech odległość brazu od środka obrotu wynosi l, to

$$\delta\omega_z = l\,\alpha_z$$

Ponieważ $\alpha_z = \omega_z \; t$, więc /3.43/

$$\delta\omega_z = l\omega_z \; t$$

Rozpatrując dalej ruchy wibracyjne kamery można zauważyć, że jeśli amplitudy i fazy drgań poszczególnych punktów zamocowania kamery nie są zgodne, lub gdy jest zgodność amplitud i równoczesna niezgodność faz, wówczas wstępują wibracje kątowe kamery. Wychodząc ze wzoru /3.38/ i stosując podobny tok rozumowania jak wyżej, otrzymuje się wartości zmazu obrazu spowodowane ruchami wibracyjnymi kamery

$$\delta_x = \frac{f^2 + r^2 \sin^2/\omega t + \Psi_x/}{f} \; \frac{2\omega s \cos/\omega t + \Psi/}{l} \; t \qquad /3.44/$$

$$\delta_y = \frac{f^2 + r^2 \sin^2/\omega t + \Psi_y/}{f} \; \frac{2\omega s \cos/\omega t + \Psi/}{l} \; t$$

$$\delta_z = \frac{f^2 + r^2 \sin^2/\omega t + \Psi_z/}{f} \; \frac{2\omega s \cos/\omega t + \Psi/}{l} \; t$$

Jeśli porównywać wpływ ruchów oraz drgań liniowych z kątowymi na jakość i pojemność informacyjną obrazu fotograficznego, to łatwo dojść do wniosku, że dla polepszenia zdolności rozdzielczej zdjęć lotniczych należy przede wszystkim zmniejszyć ruchy kątowe kamery lotniczej. Można to osiągnąć za pomocą odpowiednio skonstruowanego podwieszenia, głównie zaś przez zastosowanie amortyzatorów o odpowied-

niej budowie, tłumiących maksymalne drgania kamery.

Źródła drgań oraz sposoby ograniczenia ich wpływu

Wszystkie źródła powodujące wibracje kamery lotniczej można podzielić na dwie grupy, źródła zewnętrzne i wewnętrzne.

Do ważniejszych zewnętrznych źródeł zakłóceń należą następujące:

1/ wibracje statku powietrznego spowodowane pracą jego silnika;

2/ wibracje pochodzenia aerodynamicznego;

3/ ruch mas powietrza w stosunku do fotoluku;

4/ nagłe zmiany warunków lotu.

Drgania spowodowane wymienionymi źródłami zakłóceń charakteryzują się małymi amplitudami i dużą częstotliwością.

Do wewnętrznych źródeł zakłóceń należą:

1/ praca mechanizmu transportu błony lotniczej;

2/ praca mechanizmu wyrównującego błonę lotniczą w momencie ekspozycji;

3/ praca migawki /wraz z silnikiem/;

4/ zmiany środka ciężkości kamery w czasie jej pracy.

Ponadto źródłami zakłóceń, powodującymi wibracje, może być mechanizm kompensacji zmazu fotograficznego, praca podwieszenia wahadłowego, względnie inne dodatkowe urządzenia w wypadku, gdy się je wykorzystuje w procesie fotografowania powietrznego.

Wewnętrzne źródła zakłóceń oraz praca silnika statku powietrznego są stałymi przyczynami drgań. Pozostałe drgania, powodowane źródłami zewnętrznymi, należą do przyczyn doraźnych. Z różnych porównań wynika, że amplituda drgań kamery lotniczej w czasie lotu jest dwukrotnie większa w czasie pracy kamery, niż w czasie gdy kamera nie pracuje.

Drgania liniowe i kątowe kamery lotniczej w czasie trwania ekspozycji wpływają na jakość zdjęcia, głównie na jego zdolność rozdzielczą. Istotną więc sprawą jest ograniczenie wpływu tych drgań, względnie nawet ich pełne tłumienie. Powyższą rolę spełniają amortyzatory. Najlepiej stosować amortyzatory o wysokim stopniu tłumienia drgań. Nadają się do tego amortyzatory gumowe, sprężynowe równoczęstotliwościowe oraz z tłumieniem powietrzno-gumowym.

Ogólne wymagania w stosunku do amortyzatorów są następujące:

- zachowanie symetrii osiowej sprężystości amortyzatorów;
- współczynniki sprężystości amortyzatorów /podłużny i poprzeczny w stosunku do osi/ powinny być wprost proporcjonalne w stosunku do przewidywanego obciążenia i odwrotnie proporcjonalne do odległości amortyzatorów od środka masy układu amortyzowanego;

- osie symetrii amortyzatorów powinny być wzajemnie równoległe i skierowane wzdłuż wektora sił zakłócających;

- środek ciężkości kamery lotniczej powinien się znajdować w środku płaszczyzny tłumienia amortyzatorów.

Do oceny efektywności zastosowania danego podwieszenia można stosować następujący współczynnik:

$$K_e = \frac{R_a}{R_o}$$

gdzie R_a - jest zdolnością rozdzielczą zdjęcia lotniczego, otrzymanego wtedy, gdy na kamerę lotniczą działały źródła zakłócające, a R_o - zdolnością rozdzielczą zdjęcia bez zakłóceń.

3.6. Mechanizm rozdzielczy i cykl pracy kamery lotniczej

Mechanizm rozdzielczy jednoczy i kieruje pracą wszystkich elementów ruchomych i mechanizmów kamery. Zazwyczaj mieści się w korpusie kamery. Napęd pobiera od silnika, następnie przekazuje go do mechanizmów migawki, transportu filmu, wyrównania filmu oraz innych mechanizmów kontrolujących pracę kamery.

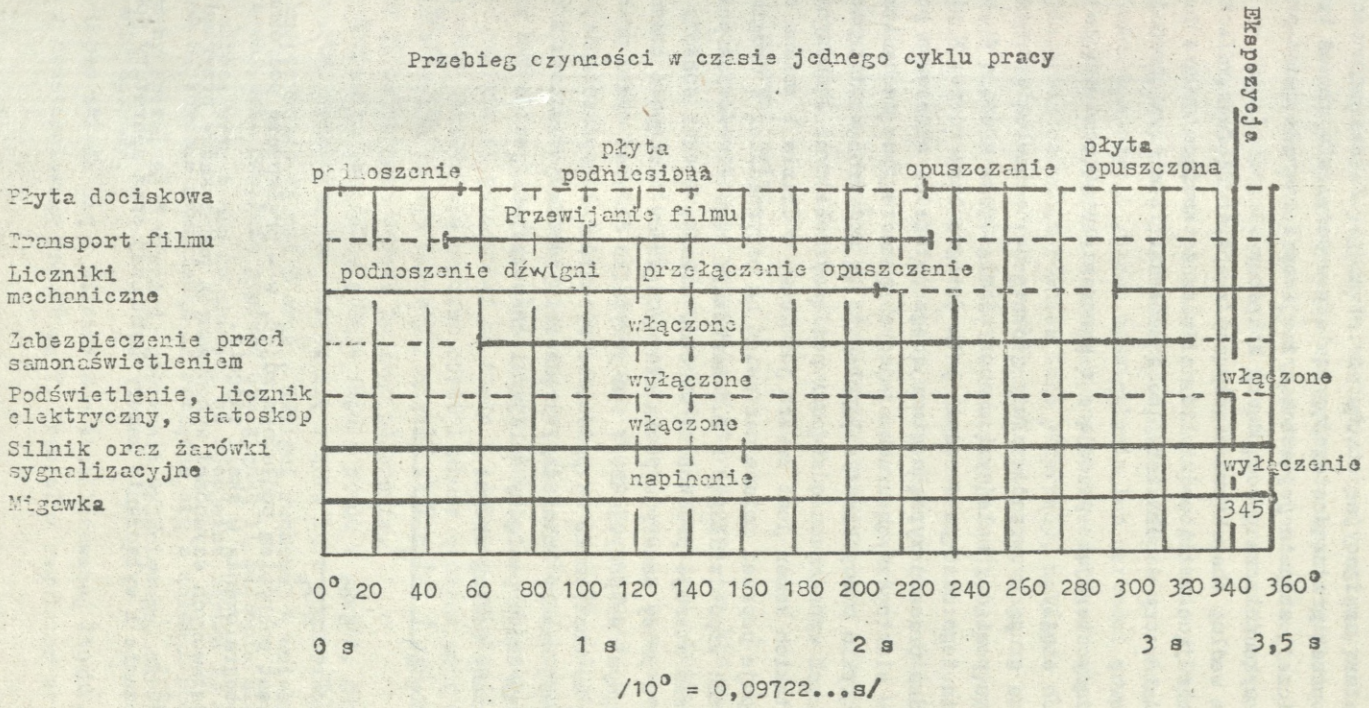
Mechanizm rozdzielczy składa się z wałka wejściowego, wałka centralnego i wałków wyjściowych, reduktora, sprzęgła i mimośrodów sterujących poszczególnymi mechanizmami oraz włączającymi i wyłączającymi poszczególne obwody elektryczne.

Wałek centralny spełnia zasadniczą rolę w uruchomieniu i wyłączaniu poszczególnych elementów kamery. Zazwyczaj w czasie jednego obrotu wałka kamera wykonuje jeden pełny cykl pracy. Cykl pracy kamery Wilda RC - 8 w zależności od kąta obrotu wałka centralnego przedstawiono na rysunku 3.27.

Rozwój elektroniki umożliwił elektryczne, lub nawet elektroniczne sterowanie pracą kamery, co ogranicza zakres czynności mechanizmu rozdzielczego. W tym przypadku wiele czynności przyjęły przyrządy sterujące.

3.7. Przyrządy sterujące

Przyrząd sterujący należy do niezwykle istotnych urządzeń kamery lotniczej. Służy do zdalnego sterowania pracą kamery, sterowania i kontroli pracy poszczególnych mechanizmów kamery oraz do współdziałania kamery z innymi przyrządami pomocniczymi wchodzącymi w skład aparatury fotolotniczej. Może również służyć do współpracy aparatury fotolotni-



Rys.3.27. Cykl pracy kamery Wild RC - 8.

czej z aparaturą nawigacyjną statku powietrznego. Zakres czynności spełnianych przez przyrząd sterujący zależy w dużym stopniu od typu kamery lotniczej, stopnia jej automatyzacji oraz zakresu zadań przewidzianych do wykonania za pomocą danej aparatury.

Ogólnie według charakteru współpracy z aparaturą fotograficzną przyrządy sterujące można podzielić na dwie następujące grupy:

1/ interwalometry współdziałające z kamerami lotniczymi pracującymi impulsowo;

2/ przyrządy sterujące pracujące z kamerami lotniczymi działającymi w sposób ciągły.

Pierwsza grupa przyrządów służy głównie do nastawienia wymaganego odstępu czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami, druga grupa - do ciągłego określenia tego odstępu w czasie lotu fotogrametrycznego. W pierwszym przypadku praca przyrządu sterującego polega na okresowym podawaniu impulsów elektrycznych uruchamiających poszczególne mechanizmy uczestniczące w cyklu pracy kamery. Impulsy te są podawane w odstępach czasu odpowiadających wymaganemu odstępowi pomiędzy kolejnymi ekspozycjami. Cykl pracy takich kamer jest zawsze jednakowy w czasie i zmiana czasu cyklu następuje poprzez zmianę nastawień na przyrządzie. W drugim przypadku przyrząd współdziałając z automatycznym regulatorem pokrycia podłużnego sam steruje prędkością obrotów silnika w taki sposób, aby długość cyklu pracy kamery odpowiadała wymaganemu odstępowi czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami. W tym przypadku długość cyklu pracy określa się automatycznie na podstawie wysokości fotografowania, długości ogniskowej kamery lotniczej, prędkości podróżnej samolotu i bazy zdjęć. Odstęp czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami jest w tym przypadku obliczany według wzoru:

$$T = \frac{1 / 1 - P /}{w} \frac{h_f}{f_k} \qquad /3.45/$$

albo

$$T = \frac{b\, h_f}{w\, f_k}$$

gdzie P - jest pokryciem podłużnym zdjęć, w - prędkością podróżną, b - bazą fotografowania w skali zdjęcia.

Do podstawowych czynności wykonywanych przez każdy przyrząd sterujący należą:

- włączanie i wyłączanie kamery lotniczej oraz aparatury pomocniczej;

- utrzymanie wymaganych odstępów czasu pomiędzy kolejnymi cyklami pracy kamery /lub utrzymanie wymaganego pokrycia podłużnego/;
- kontrola pracy kamery i aparatury pomocniczej;
- sygnalizowanie zacięć i innych niesprawności aparatury;
- liczenie ilości cyklów pracy kamery.

Ponadto w zależności od stopnia automatyzacji kamery lotniczej przyrząd sterujący może pośredniczyć w określeniu i ustawianiu wymaganej wartości ekspozycji /czasu naświetlania lub wartości przysłony/.

Oprócz przyrządów sterujących w czasie fotografowania lotniczego znajdują zastosowanie również inne przyrządy, należące do aparatury kierującej procesem fotografowania lotniczego. Mogą to być różnego rodzaju pulpity sterownicze, automaty regulacji ekspozycji, nadajniki prędkości i wysokości lotu, urządzenia elektroniczne koordynujące pracę aparatury fotolotniczej z nawigacyjną i inne. Oddzielną grupę stanowią przyrządy sterujące pracą kamer wyposażonych w urządzenia optyczne lub mechaniczne, kompensujące zmaz obrazu oraz przyrządy sterujące pracą kamer szczelinowych lub panoramicznych.

Interwalometry

Interwalometry są przyrządami sterującymi, na których nastawia się wymagany przedział czasu pomiędzy ekspozycjami. Dotychczas najczęściej stosuje się interwalometry pracujące na zasadzie mechanicznej lub mechaniczno - elektrycznej. Jeden ze schematów budowy i działania interwalometru przedstawiono na rysunku 3.28. Odróżnia się w nim trzy zespoły mechanizmów: czasowy /interwałowy/, centralny i napędowy. Mechanizm czasowy składa się z limbusa 1, noniusza 2 i dźwigni 13 ze stykami S, połączonej na stałe z limbusem. Wielkość przedziału czasowego ustawia się poprzez obrót limbusa o odpowiedni kąt. W przyrządzie będzie to kąt zawarty pomiędzy stykami S i wskaźnikiem oporowym 5, zajmującym zawsze to samo położenie.

Mechanizm centralny podaje impuls prądu w chwili, gdy styki S są zwarte. Mechanizm ten składa się z koła 10 o powierzchni karbowanej zamocowanego na osi 9 oraz z dźwigni ruchomej 4 umieszczonej na tej samej osi. Dźwignia poprzez dźwigienkę 11 zaczepia się na kole 10 i obraca wraz z nim do chwili, aż specjalna płytka 12 nie zamknie styków S. Wówczas dźwigienka 11 rozłącza się z kołem i pod wpływem sprężyny spiralnej 3 wraca do położenia wyjściowego, określonego przez wskaźnik oporowy.

Napęd składa się z silnika 8 o stabilizowanej liczbie obrotów oraz z dwustopniowego reduktora 7. Specjalny regulator odśrodkowy za-

pewnia stałą prędkość kątową obrotów silnika. Napęd służy do wprawienia w ruch mechanizmu centralnego.

Typowym przykładem podobnego przyrządu jest interwalometr B - 3B firmy Fairchild. Interwalometr ten posiada skalę czasów od 2 do 120 s, wzrastającą co sekundę. Czas trwania jednego impulsu wynosi 0,25 + 0,05 s. Na dwie sekundy przed ekspozycją zapalają się żarówki kontrolne przy stanowisku pilota i fotooperatora. Niezależnie od podawanych impulsów, można wykonywać zdjęcia dodatkowe nie naruszające cyklicznej pracy interwalometru. Przyrząd jest wyposażony w termostat. Licznik elektromagnetyczny wskazuje liczbę wykonanych zdjęć.

W podobne interwalometry są wyposażone kamery radzieckie z serii AFA TE. Przyrząd taki umożliwia ustawianie czasów od 1 do 120 s w przedziale co 0,2 a oraz od 5 do 100 s co jedną sekundę. Przyrząd posiada ponadto szereg wskaźników sygnalizujących prawidłowość pracy kamery, licznik zdjęć, przycisk umożliwiający wykonywanie zdjęć dodatkowych /poza cyklem pracy kamery/ oraz dwie żarówki sygnalizacyjne.

Półautomatyczne przyrządy sterujące

Istotnym elementem procesu fotografowania lotniczego jest pokrycie podłużne zdjęć lotniczych, które podczas lotu fotogrametrycznego, jeśli zachowane są inne warunki lotu, zależy od odstępu czasu pomiędzy ekspozycjami. Działanie półautomatycznych przyrządów sterujących polega na pośrednim określaniu tego odstępu czasu w sposób optyczno-mechaniczny i następnie na automatycznym sterowaniu pracą kamery lotniczej zgodnie z określonym wstępnie odstępem czasu.

We wzorze /3.45/ takie dane, jak ogniskowa kamery lotniczej, wymiary zdjęcia i pokrycie podłużne /lub baza zdjęcia/ są stałymi parametrami i wynikają z założonych warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Wartościami zmiennymi będzie więc wysokość fotografowania i prędkość podróżna samolotu:

$$T = \frac{C}{w / h_f} \qquad /3.45/$$

gdzie $C = \frac{l_x/1 - P/}{f_k} = \frac{b}{f_k}$

Podstawowe zadanie przyrządu sterującego polega więc na określeniu stosunku w / h_f i następnie na podaniu odpowiednich impulsów prądu, które będą sterowały pracą kamery. Do określenia stosunku w / h_f służą przystawki optyczne wbudowane w przyrząd sterujący, względnie specjalne

lunety celownicze sprzężone z przyrządem sterującym i kamerą lotniczą. Na ekranie przystawki przesuwa się obraz terenu, równocześnie obserwuje się na nim przesuwające się linie lub systemy innych znaków. Zgranie prędkości przesuwania się linii /lub znaków/ z prędkością przesuwającego się obrazu terenu jest równoznaczne z określeniem stosunku w / h_f. Następnie urządzenia mechaniczne, elektryczne lub elektroniczne, zawarte w przyrządzie sterującym, wykonują w sposób automatyczny resztę czynności, związanych ze sterowaniem pracą kamery w locie.

Na rysunku 3.30 przedstawiono schemat działania takiego przyrządu sterującego. Obraz terenu jest rzutowany przez obiektyw 1 na ekran 2 przyrządu sterującego. Równocześnie żarówka 4 przez dodatkowy układ optyczny 5 - 7 oświetla i rzutuje na ekran obraz linii, które znajdują się na ruchomej tarczy 8. Prędkość obrotu tarczy zależy od prędkości obrotów silnika 9, tę ostatnią zaś można zmieniać za pomocą potencjometru 10. Silnik jest również połączony z generatorem, który wypracowuje impuls odpowiedni do prędkości obrotów tarczy z kreskami. Impuls ten poprzez układ całkujący 12 i system przekaźników 14 postępuje do kamery lotniczej.

Na rysunku 3.31 przedstawiono przekrój przyrządu sterującego kamery MRB Zeissa Jena, a obok - widok zewnętrzny tego przyrządu. W polu widzenia przyrządu przesuwa się drabina, której szczeble należy zgrać z obrazem przesuwającego się terenu.

Kamery RC firmy Wilda posiadają dodatkową lunetę celowniczą, osadzoną w korpusie kamery. W polu widzenia tej lunety przesuwają się kreski poprzeczne, będące fragmentem spirali Archimedesa.

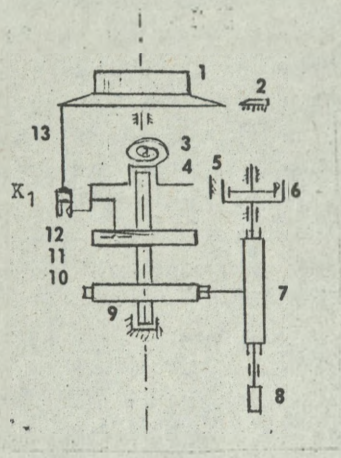
Niektóre kamery pomiarowe są wyposażone w urządzenia do automatycznej kompensacji zmazu fotograficznego, powstałego w wyniku ruchu obrazu w momencie ekspozycji. Ponieważ wielkość zmazu zależy od stosunku w / h_f, więc te same urządzenia, które określają odstęp czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami, można wykorzystać do automatycznego sterowania urządzeniami do kompensacji zmazu.

Zasady działania automatycznych przyrządów sterujących

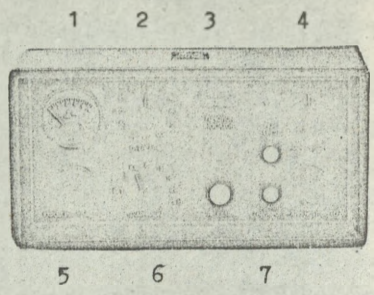
Rozwój elektroniki i automatyzacji w zakresie aparatury nawigacyjnej umożliwił pełną automatyzację procesu fotografowania lotniczego. Obecnie istnieją dwa kierunku rozwoju automatycznych przyrządów sterujących:

1/ z wykorzystaniem optyczno-elektronicznych mierników prędkości przesuwania obrazu terenu oraz

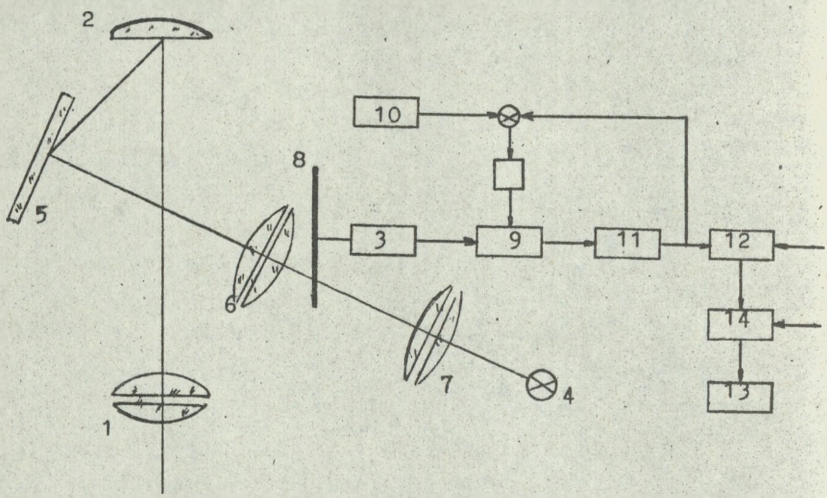
2/ z wykorzystaniem aparatury radionawigacyjnej.



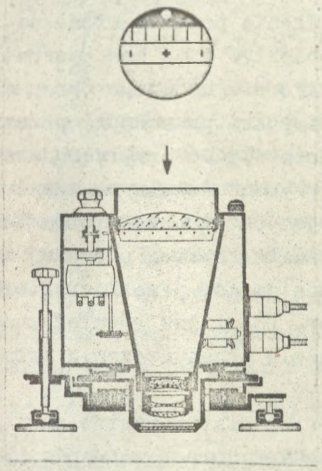
Rys.3.28. Schemat budowy interwalometru.



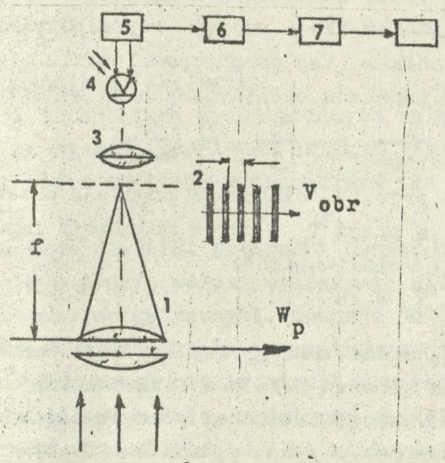
Rys.3.29.
Przyrząd sterujący kamery Wild RC-10.
1 - wskaźnik ekspozycji, 2 - regulator pokrycia poprzecznego, 3 - licznik zdj
4 - przełącznik rodzaju pracy, 5 - reg
lator ekspozycji, 6 - pokrętło przysło
7 - żarówki sygnalizujące pracę mechan
zm'w kamery.



Rys.3.30. Schemat działania elektronicznego przyrządu sterującego



Rys.3.31. Przyrząd sterujący kamery MRB w przekroju. U góry widok ekranu przyrządu z drabinką i znaczkami służącymi do regulacji pokrycia podłużnego.



Rys.3.32. Schemat działania autómatycznego przyrządu sterującego.

Optyczno-elektroniczne mierniki prędkości obrazu są budowane na zasadzie korelacji optycznej impulsów lub ich filtracji przestrzenno-częstotliwościowej. Schemat takiego urządzenia przedstawiono na rysunku 3.32. Obraz terenu przechodzi przez obiektyw 1 do kondensora 3 i detektora promieniowania 4. Po drodze nakłada się na niego obraz siatki 2. Następnie po zamianie na odpowiednie impulsy przechodzi przez blok elektroniczno-obliczeniowy 5 i 6, skąd dochodzi do przyrządu sterującego 7 i do kamery lotniczej. Powyższy przyrząd działa na zasadzie filtracji przestrzennej impulsów postępujących od przedmiotów terenu, których obraz rzutuje się na nieruchomą siatkę rastra o znanej zmianie przeźroczystości. Stosuje się sinusoidalną zmianę przezroczystości rastra /np. urządzenie firmy Perkin-Elmer, USA/, jak również znane są zastosowania rastrów o prostokątnej zasadzie przepuszczania promieni świetlnych.

Potok świetlny po zmodulowaniu go przez siatkę rastra postępuje na kondensor, a następnie dobiega do detektora promieniowania, którego impulsy, po otrzymaniu dawki promieniowania będą miały częstotliwość równą częstotliwości modulacji potoku świetlnego. Częstotliwość modulacji będzie wprost proporcjonalna do prędkości i odwrotnie proporcjonalna do wysokości lotu, natomiast długość ogniskowej f_{od} układu optycznego odbiornika i odstęp r pomiędzy kreskami rastra będą określały współczynnik k tej proporcjonalności.

Częstotliwość impulsów elektrycznych na wyjściu będzie się równała

$$\nu_w = \frac{1}{T_w} = \frac{V_I}{\Delta} = \frac{f_{od}\, w}{h_f\, \Delta} \qquad /3.47/$$

W powyższym wzorze przez V_I oznaczono prędkość przesuwania się obrazu w polu odbiornika, a przez T_w - okres modulacji impulsów. Uwzględniając, że $k = f_{od} : \Delta$ można napisać: /3.48/

$$\nu_w = k\, h_f$$

Ogólnie biorąc widmo takiego impulsu jest dość skomplikowane, dlatego do wydzielenia głównej składowej harmonicznej i wykorzystania jej do sterowania pracą kamery lotniczej stosuje się różne sposoby opracowania impulsów. Stosunek w / h_f będzie określany zmienną składową impulsu postępującego od detektora, a wielkość tej zmiennej charakteryzuje się głębią modulacji.

Raster jest po prostu filtrem przestrzenno-częstotliwościowym i jego widmo można określić jako kwadrat funkcji przeniesienia pomnożony przez widmo Wienera tła:

$$W\ /N/ = \left[T_p\ /N/\right]^2 W_S\ /N/ \qquad /3.49/$$

Potok świetlny rzutowany przez kondensor na powierzchnię światłoczułą będzie się równał:

$$\phi = \int_{-\infty}^{\infty}\int P/x,y,t/\ E'\ /x,y/\ dx\ dy \qquad /3.50/$$

gdzie P /x,y,t/ charakteryzuje sposób przepuszczania przez raster punktów obrazuo współrzędnych x,y i momencie czasu t, zaś E'/x,y/ określa rozdzielenie oświetlenia w płaszczyźnie rastra.

Widmo przestrzenno-częstotliwościowe S /N/ funkcji jasności dla terenu podlegającego fotografowaniu B/x,y/ jest wynikiem bezpośredniej transformacji Fouriera według znanej funkcji jasności:

$$S/N/ = \int_{-\infty}^{\infty}\int B/x,y/\ \exp\left[-j/2\pi N_1 x + 2\pi N_2 y/\right] dx\ dy$$

Widmo przestrzenno-częstotliwościowe w płaszczyźnie detektora promieniowania można określić z zależności

$$E'/N/ = k\ S\ /N/\ T_{ob}/N/\ T_r/N/ \qquad /3.51/$$

jeśli znane są funkcje częstotliwościowo-kontrastowe obiektywu i rastra.

Widmo przestrzenno-częstotliwościowe impulsu wychodzącego z detektora można otrzymać w wyniku pomnożenia przez siebie częstotliwości przestrzennych i prędkości obrazu w detektorze

$$U\ /V/\ = a\ E'/N,V_{ob}/ \qquad /3.52/$$

gdzie a - jest współczynnikiem skalowym.

Podczas realizacji technicznej wyżej podanych zależności matematycznych napotyka się na szereg ograniczeń dotyczących m.in. rastra i jego częstotliwości, które wynikają z charakteru tła i wymiarów przedmiotów terenowych.

Optyczno-elektroniczne mierniki prędkości obrazu charakteryzują się dużą samodzielnością w pracy, małymi wymiarami, niewielkim ciężarem i znikomymi potrzebami energetycznymi. Cechuje je duża dokładność i możliwość pracy w szerokim przedziale parametrów wejściowych. Do ich wad można zaliczyć niezbędność istnienia w terenie pewnej liczby przedmiotów o dużym kontraście, podatność na wpływ atmosfery, dość skomplikowany sposób wydzielenia impulsu użytecznego oraz niezbędność bloku pamięciowego.

Na dokładność optyczno-elektronicznych mierników prędkości obrazu wpływają również kąty nachylenia /dynamiczne i statyczne/, jak również kąt znoszenia. Obecność tych kątów wymaga dodatkowych wstępnych czynności, ograniczających ujemny wpływ wymienionych czynników.

Do określenia stosunku w /h_f interesujące jest zastosowanie korelatorów optycznych. Zasada działania takiego korelatora polega na porównaniu dwóch impulsów otrzymanych od tego samego przedmiotu w różnym czasie. Korelator taki posiada dwa niezależne kanały wybierania terenu, nad którym przelatuje statek powietrzny. Impuls z pierwszego kanału zostaje zatrzymany w czasie, następnie jest porównywany z impulsem postępującym od drugiego kanału. Jeśli na wyjściu otrzyma się impuls maksymalny, będzie to świadczyło, że nastąpiło sumowanie obu impulsów, które jest równoznaczne ze zgodnością prędkości przesuwania się obrazu terenu z założoną prędkością, sam zaś impuls na wyjściu korelatora będzie proporcjonalny do stosunku w / h_f. Dość prosty sposób pomiaru stosunku w / h_f, jak również wysoka dokładność tego pomiaru /0,1%/ umożliwiają szerokie zastosowanie korelatorów w pracach fotolotniczych, między innymi do automatycznej regulacji pokrycia podłużnego, do automatyzacji kompensacji zmazu obrazu, do pomiaru kursu i kąta znoszenia, pomiaru wysokości fotografowania i szeregu innych pomiarów i określeń.

Automatyczne przyrządy sterujące połączone z automatami służącymi do nawigowania w czasie lotu fotogrametrycznego - to najbliższy kierunek rozwoju w pracach fotolotniczych, który zapewni pełną automatyzację procesu fotografowania lotniczego i równocześnie dotrzymanie warunków technicznych wykonywania zdjęć lotniczych.

4. UKŁADY OPTYCZNE KAMER LOTNICZYCH

4.1. Charakterystyka ogólna obiektywów kamer lotniczych

Podstawowymi elementami układów optycznych kamer lotniczych są obiektywy fotogrametryczne. Po przejściu przez nie promienie świetlne tworzą na powierzchni błony lub płyty fotograficznej /w płaszczyźnie ramki tłowej/ wyraźny i wierny obraz fotografowanego terenu. W pomiarowych kamerach lotniczych najczęściej wykorzystuje się anastygmaty, a więc obiektywy pozbawione wad astygmatyzmu. W skład układu optycznego pomiarowej kamery lotniczej oprócz obiektywu może wchodzić jeszcze wiele innych elementów optycznych, takich jak: płytki płaskorównoległe, kliny optyczne, pryzmaty, filtry świetlne, zwierciadła, mikroobiektywy i inne. Wszystkie one wpływają na jakość i dokładność zdjęcia lotniczego.

Układ optyczny kamery lotniczej w znacznym stopniu określa właściwości pomiarowo-fotointerpretacyjne zdjęcia lotniczego, przez co w znacznej mierze decyduje o możliwościach i sposobach późniejszego opracowania fotogrametrycznego lub innego wykorzystania zdjęć lotniczych.

Oceniając wierność odwzorowania terenu na zdjęciu lotniczym należy również uwzględnić fakt, iż oprócz błędów spowodowanych przez układ optyczny kamery lotniczej dodatkowe zniekształcenia obrazu mogą wynikać z pracy układu "kamera lotnicza - samolot", pracy innych optycznych i mechanicznych elementów kamery lotniczej oraz deformacji podłoża warstwy światłoczułej.

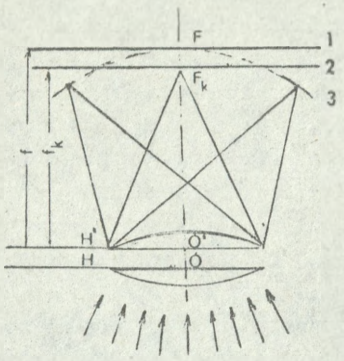
Układy optyczne kamer lotniczych można charakteryzować i oceniać na podstawie wielu cech na przykład wymiarów układu optycznego, jego właściwości energetycznych, wpływu aberracji oraz właściwości techniczno-ekonomicznych i eksploatacyjnych aparatury.

Niżej omawia się tylko kilka cech, te, które są najistotniejsze dla układów optycznych stosowanych w pomiarowych kamerach lotniczych. Są to mianowicie: odległość ogniskowa obiektywu, ortoskopia obrazu, otwór względny, kąt rozwarcia i pole obrazu, zdolność rozdzielcza, optyczna funkcja przetwarzania, siła światła, przezroczystość spektralna, rozkład oświetlenia w płaszczyźnie ramki tłowej oraz rozproszenie światła we wnętrzu kamery lotniczej. Natomiast w tabeli 4.1 podaje się podstawowe dane techniczne niektórych obiektywów kamer lotniczych najczęściej stosowanych we współczesnej fotografi pomiarowej.

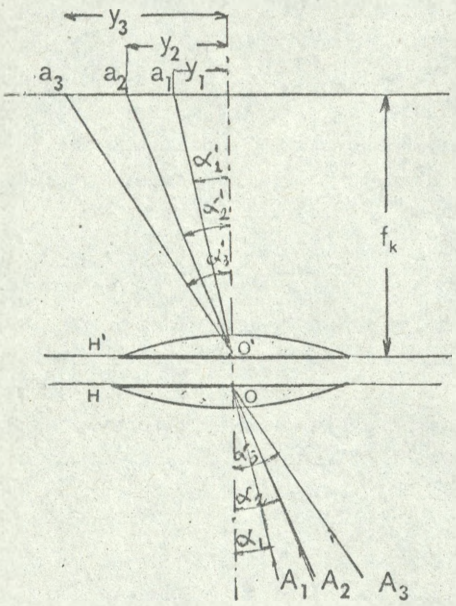
4.2. Ogniskowa kamery lotniczej

Ogniskowa jest odległością między głównym punktem obrazowym układu optycznego i odpowiadającym mu ogniskiem. W przypadku kamer lotniczych przyjmuje się, że jest to umowna odległość między płaszczyzną kliszy /ramki tłowej/ i główną płaszczyzną obrazową obiektywu: nazywa się ją odległością obrazu kamery pomiarowej i oznacza symbolem f_k. Ponadto często spotyka się jej równoważną nazwę - stała kamery lotniczej c_k.

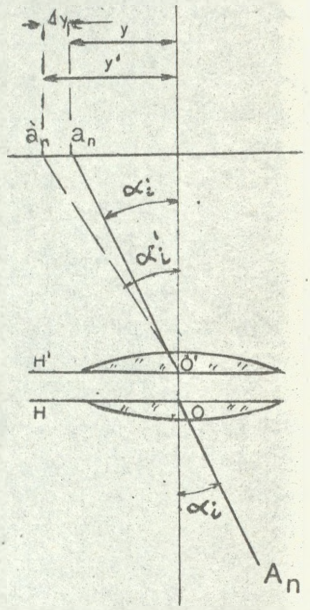
Odległość obrazu kamery lotniczej może się różnić od długości ogniskowej obiektywu tejże kamery /rys.4.1/. Wynika to z faktu, że w obiektywach realnych płaszczyzna, w której obraz ma największą zdolność rozdzielczą nie pokrywa się z płaszczyzną, w której występują minimalne błędy dystorsji. Dlatego odległość obrazu kamery lotniczej ustala się w taki sposób, aby wpływ poszczególnych błędów, pogarszających jakość obrazu, był możliwie najmniejszy.



Rys.4.1. Wybór ogniskowej kamery lotniczej. 1 - płaszczyzna ogniskowa obiektywu, 2 - odległość obrazu kamery lotniczej, równocześnie płaszczyzna najmniejszej dystorsji, 3 - powierzchnia najlepszej ostrości obrazu.



Rys.4.2. Ortoskopia układu optycznego kamery lotniczej.



Rys.4.3. Dystorsja fotogrametryczna obiektywu kamery lotniczej.

Dane techniczne niektórych obiektywów kamer lotniczych

Tabela 4.1

Nazwa obiektywu	Kraj produkcji i firma	f_k mm	$2\beta^\circ$	Otwór względny	Dystorsja maksymalna /um/	Typ kamery
Pinatar Pl 4/210	NRD C.Zeiss Jena	210	62	1:4	± 5	MRB 21/1818
Lamegon Pl 4/115	" "	115	93	1:4	± 8	11,5/1818
Lamegon Pl 4,5/150	" "	152	92	1:4,5	± 8	15/2323
Superlamegon 5,6/90	" "	90	121,5	1:5,6		9/2323
Aviotar	Szwajcaria Wild	210	60	1:4,2		RC-8
Aviogon	"	100 115 152	90	1:5,6		RC-7 RC-8 RC-5a
Aviogon Universal	"	152	90	1:5,6		RC-10
Super Aviogon II	"	88	120	1:5,6		RC-10
Super Infragon	"	88	120	1:5,6		RC-9
Rodina	ZSRR	55	133	1:8		AFA TE
Russar 296	"	70	122	1:6,8		29 G
Russar 44b	"	100	103	1:6,8		AFA TES
Plazmat	"	65	200	1:9		AFA TEU
Super Pleogon	RFN OPTON	85	125	1:4		RMK 0,5/23
Pleogon	"	152	90	1:5,6		RMK A 15/23
Topogon	"	305	60	1:5,5		RMK A 30/23
Topar	"	610	30	1:6,3		RMK A
Planigon	USA Fairchild	152	90	1:6,3		KC-1B

Na odległość obrazu kamery lotniczej wpływa również długość fali świetlnej wykorzystywanej do fotografowania /a więc widmowy rozkład czułości detektora światła/ oraz warunki baryczne panujące w momencie fotografowania. W związku z wpływem wyżej wspomianych czynników w każdej kamerze lotniczej odróżnia się trzy następujące rodzaje ogniskowych:

1/ ogniskową nominalną, której wartość wynika z obliczeń;

2/ ogniskową realną, odpowiadającą standardowym warunkom temperatury i ciśnienia /t = 20°C, P = 1 atm/ w określonym obszarze widma; ogniskowa realna może się różnić od ogniskowej nominalnej o wartość

nie przekraczającą 1,5%;

3/ ogniskową rzeczywistą, odpowiadającą konkretnym warunkom temperaturowym, barycznym i spektralnym istniejącym w momencie fotografowania.

Odległość obrazu kamery lotniczej jest jednym z elementów orientacji wewnętrznej zdjęcia. Jeśli z głównego punktu obrazowego obiektywu opuścić prostopadłą na płaszczyznę ramki tłowej /zdjęcia/, to spadek tej prostopadłej wyznaczy punkt główny zdjęcia /O'/, którego współrzędne /x'_o, y'_o/ w układzie współrzędnych tłowych również są kolejnym elementem orientacji wewnętrznej zdjęcia.

4.3. Ortoskopia obrazu

Układ optyczny kamery lotniczej powinien zapewnić pełne podobieństwo fotografowanych przedmiotów do ich obrazów na całej płaszczyźnie pola obrazu. Na skutek zmian wielkości powiększenia liniowego i kątowego, w różnych miejscach obrazu występują zniekształcenia nazywane dystorsją układu optycznego.

Przy wiernym odwzorowaniu obrazu przez układ optyczny pomiędzy współrzędnymi punktów terenu A_1 /X_1, Y_1/, A_2 /X_2, Y_2/, ..., A_n/X_n, Y_n/ i odpowiadającymi im współrzędnymi punktów zdjęcia lotniczego a_1 /x_1, y_1/, a_2 /x_2, y_2/, ..., a_n /x_n, y_n/ zachodzą następujące zależności: $\frac{y_1}{y_1} = \frac{y_2}{y_2} = \ldots = \frac{y_n}{y_n} = \text{const}$,

oraz $\frac{x_1}{x_1} = \frac{x_2}{x_2} = \ldots = \frac{x_n}{x_n} = \text{const}$, które oznaczają, że powiększenia liniowe są stałe. Podobnie będzie z kątami /rys.4.2/:

$$\frac{tg\alpha'_1}{tg\alpha_1} = \frac{tg\alpha'_2}{tg\alpha_2} = \ldots = \frac{tg\alpha'_n}{tg\alpha_n} = \text{const}$$

W tym przypadku odległość obrazu kamery lotniczej będzie wartością stałą dla dowolnych kątów α_i i współrzędnych /x_i, y_i/.
Jeśli uwzględniać tylko oś rzędnych, to wyrazi ją wzór:

$$f_k = \frac{y_i}{tg\alpha_i} \qquad /4.1/$$

Ze względu na obecność dystorsji dowolny punkt A_i zamiast w punkcie a_1 odwzoruje się w a'_i, w związku z tym, że $tg\alpha_i \neq tg\alpha'_i$ /rys.4.3/. Powstanie więc dystorsja liniowa wyrażona przez różnicę:

$$\Delta y' = y'_i - y_i \qquad /4.2/$$

Dystorsję często podaje się jako wartość względną w stosunku do modelu wiernego /bez dystorsji/:

$$\Delta = \frac{y_i' - y_i}{y_i} = \frac{y_i}{y_i} \qquad /4.3/$$

lub w procentach:

$$\Delta\% = \frac{y_i' - y_i}{y_i} 100\% \qquad /4.3/$$

Dystorsja wyrażona w postaci różnicy rzędnych /4.2/ nazywa się dystorsją fotogrametryczną. Obecność dystorsji fotogrametrycznej spowoduje, że ogniskowa obiektywu dla różnych punktów obrazu będzie przybierała różne wartości. Jeśli błędy spowodowane dystorsją wywierają wystarczająco mały wpływ, to odległość obrazu kamery można obliczyć jako średnią arytmetyczną z wielu wartości f_{k_i} obliczonych w różnych miejscach pola:

$$f_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} f_{k_i}' = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} \frac{y_i'}{tg \alpha_i} \qquad /4.4/$$

Niekiedy wartość odległości obrazu kamery lotniczej oblicza się jako ogólną średnią arytmetyczną /ważoną/, przy tym wagi przyjmuje się proporcjonalnie do odległości pomiędzy punktem mierzonym a punktem głównym zdjęcia. Obliczenia wykonuje się przyjmując warunek zerowości sumy

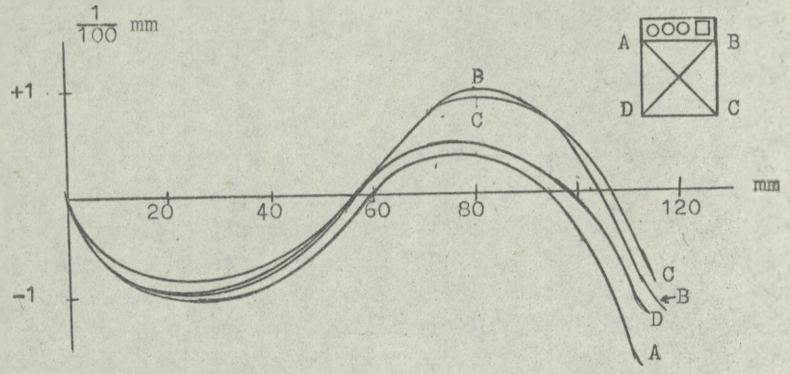
$$\sum_{i=1}^{i=n} \Delta y_i' = 0 \qquad /4.5/$$

lub wychodząc z założenia minimum sumy kwadratów błędów dystorsji

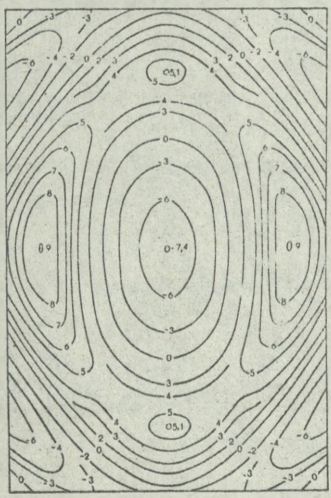
$$\sum_{i=1}^{i=n} \Delta^2 y_i' \qquad \min \qquad /4.6/$$

Dla warunku /4.5/ otrzymuje się wzór

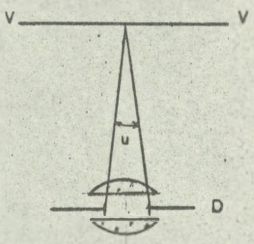
$$f_k = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} y_i'}{\sum_{i=1}^{i=n} tg \alpha_i'} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} f_{k_i} tg \alpha_i'}{\sum_{i=1}^{i=n} tg \alpha_i} \qquad /4.7/$$



Rys.4.4. Wykres dystorsji obiektywu Aviotar wzdłuż przekątnych zdjęcia.



Rys.4.5. Wykres warstwicowy dystorsji obiektywu Aviotar dla płaszczyzny ogniskowej kamery.



Rys.4.6. Określenie kąta apertury. VV - płaszczyzna obrazowa kamery, D - przysłona.

Wartości dystorsji ostatecznej podaje się w metryce kamery lotniczej w formie wykresu wzdłuż przekątnych zdjęcia /rys.4.4/, lub wykresu warstwicowego linii równych błędów dystorsji /rys.4.5/.

Dystorsję niekiedy rozpatruje się w postaci dwóch składowych: składowej radialnej, rozchodzącej się promieniście od punktu głównego zdjęcia i składowej tangencjalnej prostopadłej do promieni. Druga składowa jest kilkakrotnie mniejsza od pierwszej, dlatego praktycznie często się jej nie uwzględnia; ponadto ławy optyczne stosowane w praktyce do pomiaru dystorsji nie pozwalają na jej określenie. Zależność pomiędzy składowymi dystorsji można wówczas otrzymać, przedstawiając dany układ optyczny w postaci dwóch składowych: obiektywu idealnego i równoważnego klina optycznego umieszczonego przed obiektywem w równoległej wiązce promieni [1].

Dla dowolnego przekroju takiego układu można wówczas napisać równanie analityczne dla obu składowych dystorsji

$$\left.\begin{aligned}\Delta_r &= f_k \cos\varphi \left\{ /1-tg^2 \; / \left[\sqrt{n^2 + /n^2-1/\; tg^2} \; -1 \right]^{-/n-1/} \right\} \alpha \\ \Delta_t &= f_k \sin\varphi \left[\sqrt{n^2 + /n^2-1/\; tg^2\beta} \; -n \right] \alpha \end{aligned}\right. \qquad /4.8/$$

gdzie oznaczono:

Δ_r i Δ_t - składowa radialna i tangencjalna dystorsji,

α - kąt załamania klina, n - współczynnik załamania klina, 2β - kąt pola widzenia obiektywu, φ - kąt azymutalny utworzony pomiędzy kierunkiem pomiaru dystorsji i głównym przekrojem klina.

Ponieważ:

$$\alpha = \frac{\sqrt{\Delta_{r_i}^2 + \Delta_{t_i}^2}}{f_k \left\{ /1+tg^2\beta \; / \left[\sqrt{n^2 + /n^2-1/tg^2\beta} \; -1 \right]^{-/n-1/} \right\}} \qquad /4.9/$$

oraz

$$tg\,\varphi = \frac{\Delta r_i}{\Delta t_i}$$

co mierząc pełną dystorsję i jej składową radialną można na tej podstawie obliczyć składową tangencjalną.

4.4. Otwór względny obiektywu

Otwór względny jest stosunkiem źrenicy wejściowej /otworu czynnego/ obiektywu do jego odległości ogniskowej. Wyraża się go wzorem:

$$1 : n_o = d_o : f \qquad /4.10/$$

gdzie n_o nazywa się liczbą przysłony, lub przysłoną.

Kąt u pomiędzy skrajnymi promieniami wiązki świetlnej wchodzącej do kamery, w tym przypadku kąt, pod którym z punktu głównego płaszczyzny obrazowej obserwuje się średnicę źrenicy wejściowej, jest kątem apertury /rys.4.6/. Dla kamer lotniczych, które są zogniskowane dla nieskończoności i które mają bardzo mały kąt u , aperturę kątową oblicza się z wzoru:

$$\sin u \approx \frac{d_o}{2 f_k} \qquad /4.11/$$

Otwór względny obiektywu zazwyczaj ogranicza przysłona, której średnica określa wymiary wiązki prostopadłej i wiązek promieni nachylonych.

Wielkość średnicy otworu względnego obiektywu podniesiona do kwadratu wyznacza oświetlenie w płaszczyźnie ramki tłowej kamery lotniczej często nazywa się ją jasnością lub świetlnością obiektywu. Można to przedstawić następująco:

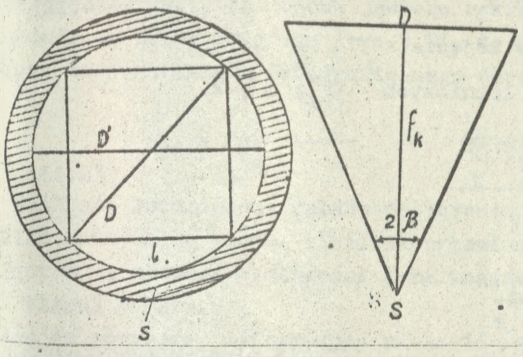
$$/\text{jasność obiektywu}/ = \frac{d^2}{f_k^2} = \left(\frac{d}{f_k}\right)^2 = /\text{otwór względny}/^2.$$

4.5. Kąt rozwarcia kamery pomiarowej

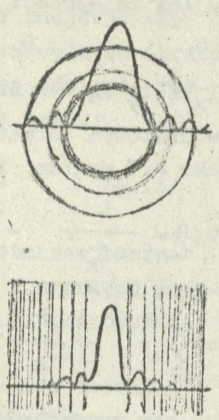
Pole widzenia obiektywu jest częścią przestrzeni odwzorowywanej przez ten obiektyw. W kamerze lotniczej występuje wiele elementów ograniczających wymiary potoku świetlnego. Ten element /lub jego krawędź/, który ze środka otworu czynnego obserwuje się pod najmniejszym kątem nazwano luką wejściową, natomiast kąt pod którym obserwuje się tę lukę wejściową jest kątem widzenia 2α /rys.4.7/.

Obraz otrzymywany w polu widzenia obiektywu kamery lotniczej może mieć różne właściwości geometryczne i optyczne. Ta część pola, w której obraz odpowiada wymaganiom fotogrametrycznym nazywa się polem obrazu, a kąt pod którym obserwuje się to pole ze środka wejściowej jest kątem rozwarcia $/2\beta_o/$.

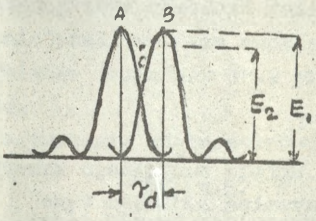
Jeśli przez D oznaczyć średnicę pola obrazu, to format zdjęcia wyznaczonego przez wymiary ramki tłowej kamery określa się uwzględniając



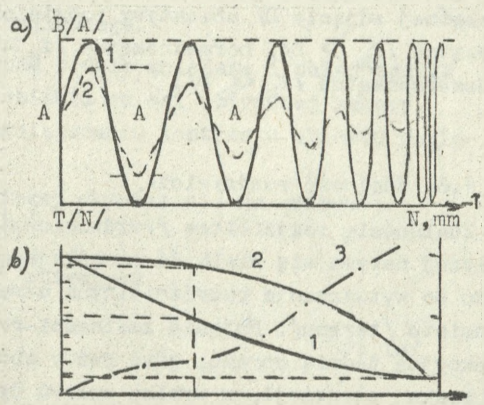
Rys.4.7. Wybór kąta rozwarcia kamery. S - strefa spadku zdolności rozdzielczej i jasności obiektywu, 2β - kąt rozwarcia.



Rys.4.8. Obrazy dyfrakcyjne: a - punktu, b - linii.



Rys.4.9. Zasada określenia dyfrakcyjnej zdolności rozdzielczej; $E_2 = 0{,}95\ E_1$



Rys.4.10. Charakterystyka częstotliwościo-kontrastowa obiektywów: a - zasada ogólna, b - charakterystyki częstotliwościowo-kontrastowe niektórych obiektywów.

następującą zależność:

$$D \geqslant \sqrt{l_x^2 + l_y^2} \qquad /4.12/$$

gdzie l_x i l_y są wymiarami boków zdjęcia.

Przy kwadratowym formacie zdjęć lotniczych $D \geqslant l\sqrt{2}$.

Z rysunku 4.7 wynika, że

$$tg\beta = \frac{D}{2f_k} = \frac{\sqrt{l_x^2 + l_y^2}}{2f_k} \qquad /4.13/$$

to dla $l_x = l_y = l$

$$tg\beta = \frac{l\sqrt{2}}{2f_k} \approx 0{,}71\frac{l}{f_k} \qquad /4.14/$$

lub $\beta = \text{arc tg } 0{,}71\frac{l}{f_k}$

Obiektywywspółczesnych pomiarowych kamer lotniczych mają kąty rozwarcia wynoszące od kilku do około 150°. W zależności od wymiarów pola obrazu /przekątnej zdjęcia D/ obiektywy podzielono na następujące grupy: wąskokątne /$f_k > D$/, normalnokątne /$f_k \approx D$/, szerokokątne /$f_k < d$/ i nadszerokokątne /$f_k \ll D$/.

4.6. Zdolność rozdzielcza

Zdolnością rozdzielczą /rozdzielczością/ układu optycznego kamery lotniczej nazywa się wielkość określającą maksymalną zdolność tego układu do wytwarzania rozróżnialnych obrazów małych elementów badanego przedmiotu /terenu/. Pojęcie zdolności rozdzielczej jest związane z dyfrakcyjną teorią obrazu, gdyż każdy obraz świecącego punktu, nawet przy braku aberracji, w wyniku wpływu dyfrakcji ma postać jasnego krążka o skończonej średnicy, otoczonego na przemian ciemnymi i jasnymi pierścieniami /rys.4.8/. W krążku tym koncentruje się 84% energii przechodzącej przez otwór czynny, natomiast pozostała część obrazu dyfrakcyjnego tworzy dość równomierne tło, tylko w niewielkim stopniu zmniejszające kontrast obrazu. Promień r_d plamki świetlnej tworzącej krążek wyraża się następującym wzorem:

$$r_d = 0{,}61\frac{\lambda}{u} \qquad /4.15/$$

gdzie: u - jest aperturą kątową, λ - długością fali promieniowania elektromagnetycznego użytego do tworzenia obrazu.

Jeśli przyjąć kryterium Rayleigha, według którego obrazy dwóch punktów o jednakowej jasności zlewają się w jeden gdy znajdują się w takiej odległości, że środek jednego z krążków dyfrakcyjnych obrazów przypadnie na brzeg drugiego /rys.4.9/, to dyfrakcyjną zdolność rozdzielczą takiego układu fotograficznego określa się z wzoru:

$$R_d = \frac{1}{r_d} = \frac{u}{0{,}61\lambda} \qquad /4.16/$$

Zdolność rozdzielczą układu optycznego kamery lotniczej można określić maksymalną liczbą linii na przemian białych i czarnych przypadających na odcinek o długości 1 mm znajdujący się w płaszczyźnie ramki tłowej kamery.

Przyjmując powyższe, dyfrakcyjna zdolność rozdzielcza dla średniej długości fali świetlnej w widzialnej części widma słonecznego / $\lambda = 0{,}555\ \mu m$/ będzie się równała:

$$R_d \approx \frac{1473}{n_o} \qquad /4.17/$$

gdzie n_o jest mianownikiem otworu względnego.

Rzeczywista zdolność rozdzielcza będzie mniejsza i dalej będzie się zmniejszała w miarę oddalenia obiektu od osi optycznej kamery, przy zmianie apertury oraz przy zmniejszaniu kontrastu obiektu względem tła.

Pogorszenie zdolności rozdzielczej określa się ze wzorów [50, s.82] :

1/ jeśli nie ma winietowania[x/] obiektywu

$$R_{d,t} = R_d \cos^3\beta \qquad /4.18/$$

$$R_{d,r} = R_d \cos\beta$$

---

x/ Winietowaniem nazwano zjawisko zmniejszenia się oświetlenia obrazu dla obszarów oddalonych od środka wynikające z tego, że pęki promieni skośnych są diafragmowane nie tylko przez przysłonę, ale i przez brzegi oprawy obiektywu.

2/ jeśli jest winietowanie aberracyjne obiektywu rzędu 1 : $\cos^3\beta$ to:

$$R_{d,t} = R_d \cos^2\beta \qquad /4.19/$$

$$R_{d,r} = R_d \cos\beta$$

gdzie $R_{d,r}$ jest zdolnością rozdzielczą w kierunkach radialnych w stosunku do punktu głównego i $R_{d,t}$ - w kierunkach prostopadłych do radialnych. Ponadto zdolność rozdzielczą układu optycznego należy łączyć z ziarnistością odbiornika przymującego obraz.

Często zdolność rozdzielczą wyraża się w mierze kątowej. Wówczas będzie to kąt, pod którym ze środka obrazu czynnego obserwuje się odcinek odpowiadający dyfrakcyjnej zdolności rozdzielczej:

$$\psi'' = \frac{r_d}{f_k}\,\varrho'' \qquad /4.20/$$

Po uwzględnieniu /4.17/ otrzymuje się, że:

$$\psi'' = \frac{140}{d_o} \qquad /4.21/$$

Wartość kątową zdolności rozdzielczej można również otrzymać bezpośrednio z jej wartości liniowej:

$$\psi'' = \frac{\varrho''}{R_d \cdot f_k} \cdot \frac{200\,000}{R_d \cdot f_k} \qquad /4.22/$$

Znajomość ψ'' jest potrzebna do określenia minimalnych wymiarów obiektów /L_{min}/, które mogą być widoczne na zdjęciu wykonanym z wysokości h_f i rozróżniane jako obiekty oddzielne.
Wówczas

$$L_{min} = \psi\, h_f\, \frac{1}{\varsigma} \qquad /4.23/$$

Zdolność rozdzielcza jest kryterium jakości odwzorowania.
W [76, s.46] wprowadzono pojęcie "dobroci" układu fotograficznego, łączącego zdolność rozdzielczą z długością ogniskowej kamery. Tak wyrażona "dobroć" kamery charakteryzuje cechy informacyjne danego układu. Analogicznie do tego można określić "dobroć" układu optycznego kamery lotniczej /q/, jako:

$$q = 2\, R_{dmax}\, f_k \qquad /4.24/$$

Wówczas /4.23/ można przepisać w postaci

$$L_{min} = \frac{h_f}{q} \qquad /4.25/$$

4.7. Optyczna funkcja przetwarzania *)

Podobnie jak przy badaniach materiałów światłoczułych, zdolność rozdzielczą układu optycznego począwszy od lat 60-tych uzupełnia się za pomocą nowego kryterium optycznej funkcji przetwarzania i jej składowych: charakterystyki kontrastu i charakterystyki fazy. Funkcja ta umożliwia ocenę układu optycznego na podstawie zmian charakterystyki kontrastu w zależności od częstotliwości przestrzennych, a nie na podstawie granicznej częstotliwości odwzorowywanej przez ten układ, jak to ma miejsce w przypadku posługiwania się kryterium zdolności rozdzielczej. Każdy układ optyczny można opisać następującą funkcją przetwarzania [50, s.84] :

$$P\,/\,N\,/\ = T\,/N/\exp\ [i\,\varphi\ \ /N/] \qquad /4.26/$$

w której T /N/ jest funkcją przenoszenia amplitudy i wskazuje na sposób przenoszenia kontrastów, a funkcja φ/N/, wchodząca w skład wykładnika, jest charakterystyką fazy i określa ortoskopię obrazu.

Początkowo podstawy teorii optycznej funkcji przetwarzania podał Duffieux już w 1946 r., lecz zrozumienie i rozwój tej metody badania układów optycznych nastąpił dopiero w końcu lat pięćdziesiątych, wraz z rozwojem telewizji /Hempenius, 1964/.

Analizując zdolność rozdzielczą układu optycznego kamery, jako sygnał wejściowy rozpatruje się test o sinusoidalnej zmianie luminancji. Luminancja obrazu optycznego takiego obiektu również będzie sinusoidalna, lecz w środku pola będzie się różniła od testu pierwotnego mniejszym kontrastem. Ponadto w miarę przesuwania od środka ku brzegom będzie następowało dalsze zmniejszenie kontrastu i przesunięcie sinusoidy w stosunku do położenia, jakie powinna zajmować w przypadku doskonałego układu optycznego. Obraz w płaszczyźnie ramki tłowej w dalszym ciągu pozostanie sinusoidą, lecz będzie coraz mniej kontrastowy.

Wielkość kontrastu obrazu /głębię modulacji/ określa się z wzoru:

$$K = \frac{E'_{max} - E'_{min}}{E'_{max} + E'_{min}} \qquad /4.27/$$

gdzie E'_{max} i E'_{min} - jest nastężeniem oświetlenia obrazu optycznego w miejscach ciemnych i jasnych.

Na podstawie powyższego wzoru otrzymuje się wykresy charakterystyk kontrastu różnych układów optycznych, które są wówczas wzajemnie porównywalne.

---

*) Ponadto używa się terminów: „optyczna funkcja przenoszenia" i „funkcja przenoszenia układu optycznego".

Stosunek kontrastu obrazu siatki sinusoidalnej $/K_s'/$ do kontrastu samej siatki $/K_s/$

$$T_s = \frac{K_s'}{K_s} \qquad /4.28/$$

nazywa się współczynnikiem przeniesienia kontrastu lub współczynnikiem przeniesienia modulacji. Ponieważ $K_s' < K_s$, to współczynnik T_s zmienia się w przedziale od 0 do 1.

Sposób określenia współczynnika kontrastu oraz konstrukcji krzywej charakterystyki kontrastu podano na rysunku 4.10. W części górnej rysunku krzywa 1 przedstawia kontrast przedmiotu, a krzywa 2 - kontrast obrazu. Kontrast przedmiotu nie zmienia się, natomiast wraz ze zwiększeniem częstotliwości N zmniejsza się kontrast obrazu. W dolnej części rysunku 4.10 krzywa oznaczona cyfrą 1 opisuje charakterystykę kontrastu zgodną z rozdziałem jaskrawości wyrażonych na rysunku 4.10a. Częstotliwość oznaczona przez N_p odpowiada kontrastowi pogranicznemu Ts_{pogr}, a więc takiemu kontrastowi, który może być jeszcze zauważony w danych warunkach obserwacji; jest to częstotliwość graniczna, która wyznacza granicę rozdzielczości badanego układu optycznego.

Krzywa opisująca charakterystykę kontrastu ubywa monotonicznie wraz z częstotliwością. W układach optycznych wynika to z obecności resztkowej aberracji i dyfrakcji.

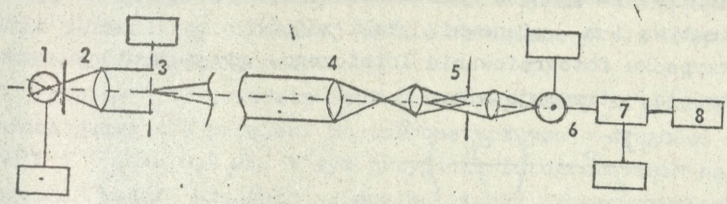
Zalety wynikające z zastosowania optycznej funkcji przetwarzania można już zilustrować porównując krzywe 1 i 2 z rysunku 4.10b. Wprawdzie oba układy przedstawione tymi krzywymi, mają jednakową częstotliwość graniczną N_p, to przy wartościach $N < N_p$ w różny sposób przekazują one kontrasty i nie ulega wątpliwości, że krzywa 2 będzie miała lepszy współczynnik przeniesienia kontrastu T_s niż krzywa 1.

Określenie niektórych charakterystyk funkcji przetwarzania optycznego odbywa się za pomocą urządzeń zwanych ławami elektrono-optycznymi. Schemat takiego urządzenia przedstawiono na rysunku 4.11.

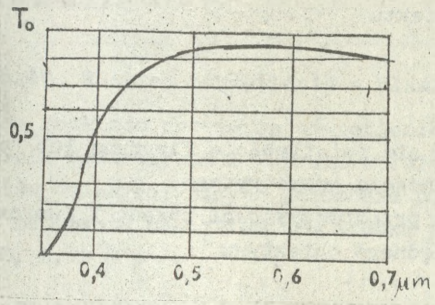
4.8. Siła światła

Siła światła jest stosunkiem natężenia oświetlenia obrazu E' do jasności B danego obiektu. Według [50, s.74] :

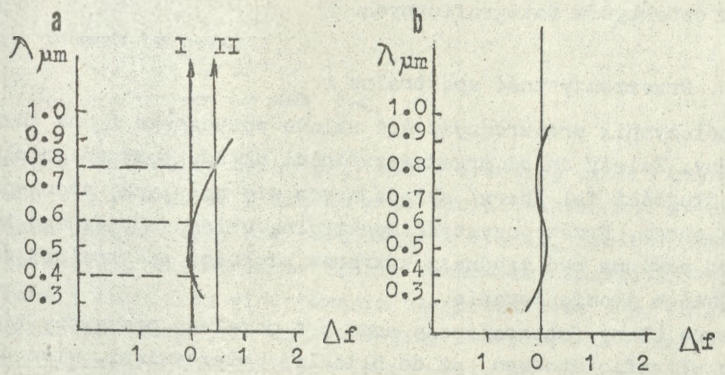
$$K_s = \frac{E'}{B} = \frac{\pi T_o}{4} \left(\frac{d_o}{f}\right)^2 \frac{m^2}{(1+m)^2} \qquad /4.29/$$



Rys.4.11. Schemat blokowy ławy elektronooptycznej: 1 - źródło światła, 2 - matówka i kondensor, 3 - mira z silnikiem, 4 - obiektyw badany, 5 - mikroobiektyw, szczelina i soczewka Fabriego, 6 - fotopowielacz, 7 - wzmacniacz niskiej częstotliwości, 8 - oscylograf, Z_1, Z_2 i Z_3 - układy zasilania.



Rys.4.12. Krzywa obrazująca przezroczystość spektralną obiektywu kamery lotniczej. Dla większości obiektywów wykorzystywanych w fotografii lotniczej T_0 0,8.



Rys.4.13. Wykresy aberracji obiektywów kamer lotniczych: a - obiektywu achromatycznego, b - obiektywu apochromatycznego.

gdzie przyjęto następujące oznaczenia T_o - współczynnik przezroczystości obiektywu i m - mianownik skali zdjęć.

W przypadku fotografowania lotniczego, gdy m jest wystarczająco dużą wartością, otrzymuje się:

$$K_s = \frac{\pi T_o}{4} \left(\frac{d_o}{f}\right)^2 \qquad /4.30/$$

lub $$K_s = \frac{\pi T_o}{4 n_o^2} \qquad /4.30'/$$

Jeśli przyjąć, że oświetlenie obiektu jest wartością stałą, to natężenie oświetlenia E'jest wielkością mierzoną, która scharakteryzuje praktyczną siłę światła obiektu

$$E' = \frac{\pi B T_o}{4 n_o^2} \qquad /4.31/$$

Wielkość T_o / n_o^2 nazywa się świetlnością fizyczną lub "efektywną", a wielkość $1/ n_o^2$ świetlnością geometryczną.

Uwzględniając współczynnik przezroczystości układu T_o wprowadzono pojęcie efektywnego otworu względnego obiektywu

$$\frac{1}{n_{o,e}} = \frac{\sqrt{T_o}}{n_o} \qquad /4.32/$$

Jest to wartość, którą się podaje w metrykach kamer i wytłacza na oprawach obiektywów fotograficznych.

4.9. Przezroczystość spektralna

Współczynnik przezroczystości układu optycznego T_o ma charakter spektralny. Zależy on od przezroczystości układu optycznego dla poszczególnych długości fal /barw/ składających się na wiązkę promieniowania tworzącą obraz. Przezroczystość spektralna układu optycznego kamery lotniczej powinna być zgodna z zakresem czułości spektralnej detektora odbierającego promieniowanie.

Współczesne błony fotograficzne mogą być uczulone począwszy od promieniowania ultrafioletowego, aż do bliskiej podczerwieni, więc układy optyczne kamer lotniczych również powinny być przezroczyste, w tym samym obszarze widma /rys.4.12/. W wyniku dyspersji promieni o barwach mieszanych na barwy elementarne powstanie aberracja chromatyczna, któ

spowoduje, że dla poszczególnych barw płaszczyzna obrazu będzie różna. Położenie płaszczyzny obrazowej będzie określane przez krzywą ostatecznej aberracji chromatycznej.

Na rysunku 4.13 przedstawiono obiektyw, który ma usuniętą aberrację chromatyczną dla promieni monochromatycznych o długości fali $\lambda = 0{,}6$ i $\lambda = 0{,}4\ \mu m$. W tym przypadku fotografowanie na błonie podczerwonej będzie wymagało zmiany położenia płaszczyzny obrazowej z I na II.

Druga krzywa przedstawiona na rysunku 4.13b wskazuje na obiektyw apochromatyczny, który ma również zmniejszoną aberrację w obszarze podczerwieni. Większość współczesnych obiektywów kamer lotniczych ma usuniętą aberrację równocześnie w obszarze fal widzialnych i bliskiej podczerwieni.

4.10. Rozkład oświetlenia w płaszczyźnie ramki

Funkcja rozkładu natężenia oświetlenia $E\ /\alpha/$ opisuje prawo zmiany natężenia oświetlenia E' obrazu w różnych punktach pola w zależności od kątów α, określających położenie punktów w stosunku do środka pola. Jeśli natężenie oświetlenia w środku pola oznaczyć przez E_o, to [50, s.75] :

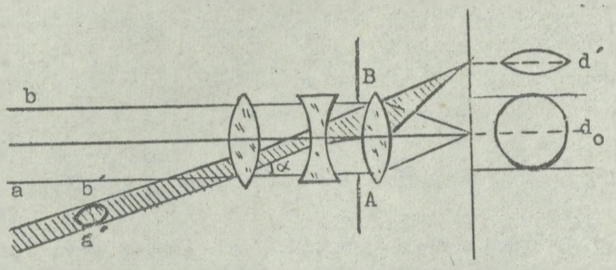
$$E\ /\alpha/ = \frac{E'_\alpha}{E_o} = \cos^i \alpha \qquad /4.23/$$

gdzie i - jest wykładnikiem potęgi, wynikającym z prawa zmiany oświetlenia.

Zgodnie z prawem Lamberta

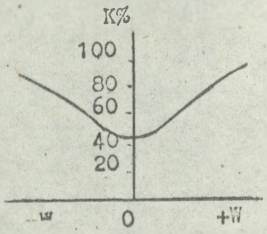
$$E_\alpha = \frac{E'}{E_o} = \cos^4 \alpha \qquad /4.34/$$

Wzór ten jest prawdziwy tylko przy małej średnicy otworu czynnego oraz przy braku winietowania. W środku pola winietowanie jest równe zeru; w miejscach znajdujących się całkowicie w cieniu, spowodowanym przez oprawę obiektywu, winietowanie będzie całkowite. Zazwyczaj w polu obrazu kamery lotniczej winietowanie nie przekracza 50%. Jeśli wprowadzić pojęcie współczynnika winietowania, który będzie wyrażał stosunek powierzchni przekroju plamki po winietowaniu do powierzchni plamki bez winietowania /rys.4.14/, to współczynnik ten $/K_\alpha$ / będzie wpływał na zmianę rozdziału oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej w sposób następujący:

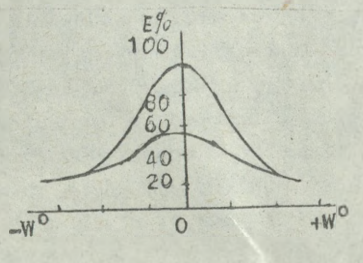


Rys.4.14. Zasada określania współczynnika winietowania K_α: AB – przysłona, d_o - średnica plamki świetlnej odpowiadająca źrenicy wejściowej, s_o - powierzchnia tej plamki, d - średnica plamki świetlnej po winietowaniu, s_α - powierzchnia tej plamki dla wiązki promieni biegnącej pod kątem α; $K_\alpha = s_\alpha / s_o$.

Rys.4.15. Wykres zmian współczynnika przepuszczania światła przez filtr cieniujący.



Rys.4.16. Wykres zmian oświetlenia:
a - bez filtru cieniującego,
b - z filtrem cieniującym.



$$E/\alpha/ = \frac{E'_\alpha}{E_o} = K_\alpha \cos^4 \alpha \qquad /4.35/$$

Przy $K_\alpha \leqslant 1$ i dalszym maleniu wartości K_α w miarę oddalania się od środka pola /rys.4.15/ zmiany oświetlenia będą następowały szybciej, niż to może wynikać z wzoru /4.34/. Niezwykle duże różnice pomiędzy środkiem i brzegiem pola będą miały miejsce w kamerach z obiektywami szerokokątnymi i nadszerokokątnymi. Celem zmniejszenia wpływu winietowania stosuje się różne sposoby, takie jak: winietowanie aberracyjne, filtry cieniujące, zwiększenie średnicy soczewek, konstrukcja układów optycznych z dużą dystorsją ujemną i inne.

Wyrównanie oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej kamery lotniczej sposobem winietowania aberracyjnego pierwszy zastosował M.M.Rusinow, /1930/. Konstruując w odpowiedni sposób obiektywy kamer, otrzymał współczynnik winietowania $K_\alpha > 1$. W wyniku tego uzyskał obiektywy, w których nierównomierność oświetlenia w płaszczyźnie ramki jest proporcjonalna do cosinusów w potędze „i" przy czym wykładniki potęgi "i" są równe 3,0 i 2,7, a dla niektórych obiektywów nawet równają się 2,0 i 1,5.

Drugi, również często stosowany, sposób wyrównania natężenia oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej kamery lotniczej polega na zastosowaniu filtrów cieniujących. Filtr taki składa się z cienkiej półprzezroczystej warstewki metalicznej o zmiennej grubości, tak dobranej do danego układu optycznego, że posiada on charakterystykę przepuszczania promieniowania odwrotną w stosunku do charakterystyki obiektywu. W wyniku tego, miejsca najbardziej jasne ulegają osłabieniu, a oświetlenie w miejscach o dużym spadku jasności nie ulega zmianie /rys.4.16/. Warstewki cieniujące są nanoszone na jedną z powierzchni układu optycznego, bardzo często na filtr świetlny. Istotnym niedostatkiem tego sposobu jest znaczny ogólny spadek natężenia oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej kamery lotniczej, dla obiektywów szerokokątnych i nadszerokokątnych trzykrotny i większy. Powoduje to odpowiednie zwiększenie czasu ekspozycji, większe rozproszenie światła w kamerze, zmniejszenie kontrastu obrazu i ogólne pogorszenie jakości zdjęć.

Winietowanie aberracyjne i filtry cieniujące są najczęściej stosowanymi sposobami wyrównania natężenia oświetlenia we współczesnych kamerach lotniczych.

Natężenie oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej jest istotną składową fotometrycznej charakterystyki kamery lotniczej wyrażonej współczynnikiem K_k

$$K_k = \eta \tau_o \cos^i \frac{\beta}{2} \qquad /4.36/$$

gdzie kąt $\beta/2$ charakteryzuje punkty położone w średniej części płaszczyzny obrazowej, a η - jest współczynnikiem wydajności migawki

4.11. Rozproszenie światła w kamerze

Swiatło dobiegające do płaszczyzny obrazu kamery lotniczej /płaszczyzny ramki tłowej/ składa się z potoku świetlnego tworzącego obraz fotografowanych obiektów /terenu/ oraz z promieni rozproszonych, odbitych od powierzchni elementów układu optycznego, od oprawy obiektywu, płytek przysłony oraz rozpraszanych przez ośrodek przezroczysty we wnętrzu kamery. Wielkość rozproszenia światła w kamerze lotniczej charakteryzuje współczynnik rozproszenia $\varkappa_r$, który wskazuje, jaka część promieniowania, padającego na obiektyw, dobiega do płaszczyzny obrazu jako promieniowanie rozproszone:

$$\varkappa_r = \frac{L_r}{L_o T_o} \qquad /4.37/$$

gdzie L_r - jest luminancją światła rozproszonego, L_o - luminancją powierzchni białej rozpraszającej idealnie i T_o - współczynnikiem przepuszczania obiektywu.

Swiatło rozproszone zmniejsza kontrast obrazu, a do określenia współczynnika zmniejszenia kontrastu służy wzór [50, s.80] :

$$C_r = \frac{u'}{u''} = \frac{r_{min} + \varkappa_r}{r_{min} + \frac{\varkappa_r}{u}} \qquad /4.38/$$

gdzie jest kontrastem potoku świetlnego padającego na obiektyw - kontrastem obrazu optycznego utworzonego w płaszczyźnie obrazu i r_{min} - współczynnikiem luminancji najciemniejszych elementów obrazu. Przy tym

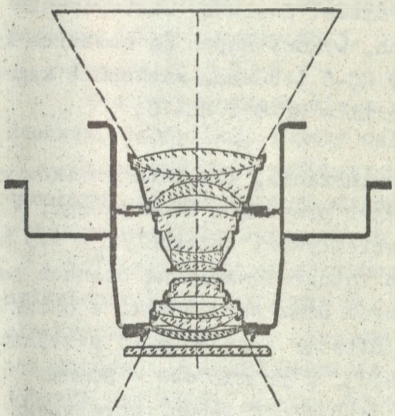
$$u'' = \frac{r_{max} + \varkappa_r}{r_{min} + \varkappa_r}$$

a

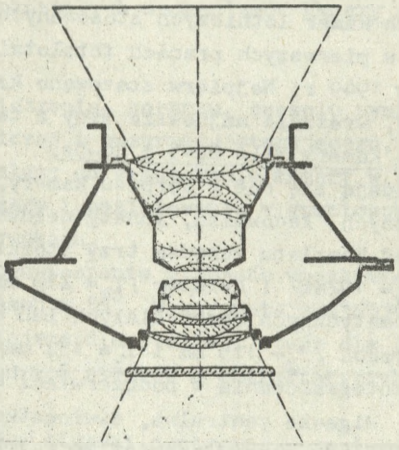
$$u' = \frac{L_{min}}{L_{max}} = \frac{r_{min}}{r_{max}}$$

Współczynnik rozproszenia światła w kamerze zazwyczaj waha się w granicach od 0,02 do 0,30 i zależy od jakości powierzchni soczewek i filtrów świetlnych, dokładności zaczernienia elementów oprawy obiektywu, płytek przysłony i wnętrza kamery oraz od składu spektralnego światła.

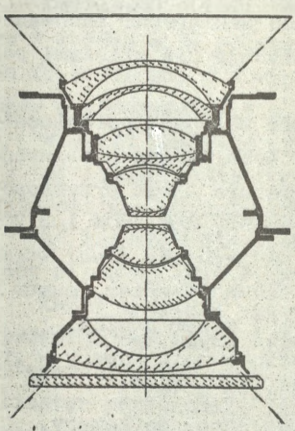
a/



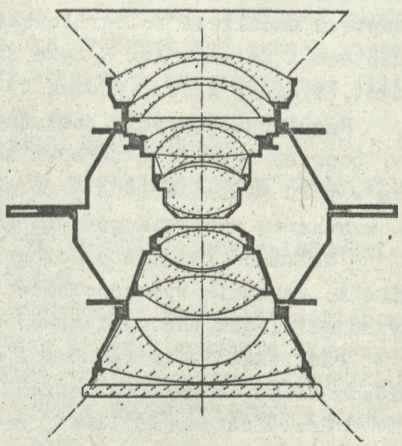
b/



c/



d/



Rys.4.17. Obiektywy kamer lotniczych firmy Wild: a - "Aviotar I", f/5,6 , f = 300 mm; b - "Aviotar II", f/4, f = 300 mm; c - "Universal Aviogon I", f/5.6, f = 152 mm; d - "Universal Aviogon II", f/4, f = 152 mm.

5. CHARAKTERYSTYKA WSPÓŁCZESNYCH KAMER LOTNICZYCH.

5.1. Automatyczne kamery szeregowe firmy Wild.

Kamery lotnicze firmy Wild /Szwajcaria/ należą do najpopularniejszych kamer lotniczych stosowanych w Polsce. Znalazły zastosowanie już w pierwszych pracach fotolotniczych, wykonywanych na obszarze kraju w 1949 r. Najpierw stosowano kamery RC-5 i RC-5a, następnie kamery RC-7, wreszcie najnowsze typy z tej serii - RC-8 i RC-10.

Kamery Wild RC-5 i RC-5a.

Składają się one z korpusu kamery, podwieszenia, kompletu stożków wymiennych, ładownika, lunety celowniczej i przyrządu sterującego. W skład kompletu wchodzą trzy stożki z obiektywami Aviogon /f_k= 115 mm i f_k= 152mm/ i Aviotar /f_k= 210 mm/ do fotografowania na błonach panchromatycznych czarnobiałych lub barwnych oraz trzy stożki z obiektyw Infragon /f_k= 115 mm i f_k= 152 mm/ i Infratar /f_k=210 mm/, przeznaczo do fotografowania w podczerwieni bliskiej, w paśmie 600 - 900nm.

Migawka centralna, dwułopatkowa, międzysoczewkowa, sprężynowa posiada dwa czasy naświetleń / 1/300 s i 1/150 s/, regulowane przez zmianę sprężyny. Ładownik pomieszcza zapas błony fotograficznej o dłu gości 60 m. Szerokość błony wynosi 19 cm dla stożków o ogniskowych 115 mm i 210 mm oraz 24 cm dla stożka 152 mm. Zastosowanie specjalnej adaptera umożliwia fotografowanie na kliszach szklanych. Ładowanie adaptera i zmiana klisz odbywa się ręcznie; ładuje się kliszami pojedyczymi. Wymiary klisz wynoszą 19 x 21,5 cm.

Regulacja pokrycia podłużnego odbywa się w sposób półautomatyczny, poprzez zgranie z terenem nitek spirali Archimedesa przesuwającyc się w polu widzenia lunety celowniczej. Aparatura jest przystosowana do uzyskania pokrycia podłużnego wynoszącego 20%, 25%, 60% lub 70%.

Na ramce zdjęcia odfotografowują się następujące dane: wskazani libeli, wskaźnik wysokościomierza, zegar z sekundomierzem, numer kol ny zdjęcia, długość ogniskowej w milimetrach i numer stożka.

Podwieszenie trzypunktowe umożliwia poziomowanie kamery w granicach kilku stopni oraz orientację w przedziale $\pm$ 180°.

Przewidziano możliwość podłączenia statoskopu do kamery.

Kamery Wild RC-7 i RC-7a.

Są to kamery fotografujące na płytkach szklanych. Zdjęcia te n stępnie wykorzystuje się do kartowania, wykonywania zdjęć w skalach ych. Zmiana klisz szklanych o formacie 15 x 15 cm odbywa się w spos automatyczny. Jednorazowo w dwu ładownikach można pomieścić 80 klisz Sposób zmiany klisz przedstawiono na rys.5.1. Kamera RC-7 posiada st

z obiektywem Aviotar o ogniskowej f_k= 170 mm i przysłonie 1 : 4,2. Kamera RC-7a posiada dodatkowo stożek z obiektywem Aviogon o f_k= 100 mm i przysłonie 1 : 5,6. Migawka sprężynowa ma czasy naświetlania wynoszące 1/200 s i 1/300 s. Działanie pozostałych mechanizmów kamery jest podobne jak w kamerze RC-5.

Kamera Wild RC-8.

Kamera ta składa się z podwieszenia, korpusu, sześciu wymiennych stożków, ładownika, lunety celowniczej i przyrządu sterującego.

Czteropunktowe podwieszenie służy do zamocowania kamery w luku samolotu, do amortyzacji drgań kamery i poziomowania w granicach ± 6° w dwu wzajemnie prostopadłych kierunkach.

Korpus kamery umieszczono w podwieszeniu w sposób umożliwiający ustawienie kąta znoszenia w granicach ± 35°. W korpusie znajduje się elektryczny mechanizm napędowy, miejsce dla stożka i otwór dla lunety celowniczej. W skład kompletu wchodzi 6 stożków o charakterystykach podobnych jak stożki kamery RC-5a.

Ponadto w stożkach znajdują się migawki centralne o naciągu sprężynowym i czasach naświetlenia wynoszących 1/200 lub 1/300 s., ramka tłowa ze znaczkami tłowymi, zegarem, libelą, wysokościomierzem i licznikiem wykonanych cykli pracy.

Dystorsja obiektywów jest mniejsza od 0,01 mm, zdolność rozdzielcza w środku pola osiąga 50 linii/mm, na brzegach zaś wynosi nieco ponad 25 linii/mm, z zewnętrznej strony obiektywu umieszcza się filtr żółty o krotności 1.3 x lub 2.0 x.

W skład kompletu wchodzą dwa rodzaje ładowników:

a/ ładownik dla formatu 23 x 23 cm, mieszczący 60 m błony filmowej wystarczające na wykonanie 235 zdjęć;

b/ ładownik dla formatu 18 x 18 cm, umożliwiający załadowanie 60 m błony filmowej wystarczające na 280 zdjęć.

Każdy ładownik posiada płytę wyrównującą, mechanizm odmierzający i przewijający błonę filmową. Wyrównanie filmu w momencie ekspozycji następuje poprzez przyssanie go do płyty. Na ładowniku znajduje się sygnalizator przewijania filmu, licznik zapasu błony filmowej i manometr wskazujący wielkość podciśnienia.

Luneta celownicza może być umieszczona w korpusie kamery lub w innym dowolnym miejscu samolotu. W polu widzenia lunety znajdują się: ramki wyznaczające obszar obejmowany przez zdjęcie wykonane kamerą normalnokątną i szerokokątną z zaznaczeniem punktu głównego zdjęcia, podziałka kątowa z odstępami co 2°, libela oraz ruchome linie poprzeczne służące do ustawiania i regulacji pokrycia poprzecznego.

Przyrząd sterujący jest oddzielnym blokiem. Zazwyczaj umieszcza się go na ścianie bocznej samolotu, obok stanowiska fotooperatora. Na górnej ścianie przyrządu znajdują się przełączniki i wskaźniki umożliwiające wykonanie lub obserwację następujących czynności:

- włączenie kamery na fotografowanie pojedyncze lub szeregowe;
- nastawienie pokrycia podłużnego o wartości 20%, 60%, 70% lub 80%;
- przełączenie przyrządu sterującego na współpracę z kamerą normalnokątną lub szerokokątną;
- wykonanie dodatkowych zdjęć pojedynczych w trakcie fotografowania szeregowego;
- wskaźnik cyklu pracy kamery;
- sygnalizacja świetlna /żarówka zielona/ początku cyklu pracy kamery.

Kamera RC-8 może być umieszczona w uniwersalnym podwieszeniu PAV-2, w związku z czym może współpracować z mechanizmem PNG-1, który kąty nachylenia i skrętu lunety /celownika/ nawigacyjnej NF-1 przekazuje na kamerę i ustawia ją w takim samym położeniu, w jakim znajduje się luneta. Ponadto może współpracować ze statoskopem RST-2 /wówczas wskaźnik statoskopu odfotografowuje się na ramce zdjęcia/ oraz z kamerą horyzontalną HC-1.

Kamera Wild RC-9.

Jest ona przeznaczona do fotografowania w skalach małych. Posiada dwa stożki wymienne: "Super-Aviogon" o ogniskowej 88.5 mm, przysłonie 1 : 5.6, dystorsji obiektywu poniżej 0,05 mm, formacie zdjęcia 23x23 i migawce 1/200 lub 1/300 s oraz drugi stożek "Super-Infragon" dla fotografowania w podczerwieni, o takich samych parametrach. Kamera jest ogrzewana. Pozostałe części składowe kamery i jej dane są podobne jak w przypadku kamery RC-8.

Kamera RC-9 może pracować w komplecie składającym się dodatkowo z podwieszenia PAV-2, mechanizmu PNG-1, kamery horyzontalnej HC-1, celownika nawigacyjnego NF-1 i statoskopu RST-2.

Kamera Wild RC-10.

Kamera ta należy do ostatnich osiągnięć tej firmy. Ma ona wielokierunkowe przeznaczenie, a przede wszystkim może być stosowana do fotografowania w celach kartograficznych i fotointerpretacyjnych. Kamera składa się z trzech stożków, podwieszenia, ładownika, optyczno-mechanicznego regulatora pokrycia i przyrządu kierującego.

Podwieszenie kardanowe umożliwia odchylenia kamery w granicach $\pm 5^{\circ}$ i uwzględnienie kąta znoszenia w przedziale $\pm 30^{\circ}$.

Tabela 5.

Ważniejsze dane kamer lotniczych firmy Wilda /Szwajcaria/

Nazwa kamery	Obiektyw	f_k mm	Format zdjęć cm	Czas migawek s	Czas cyklu pracy s	Zapas materiałów światłoczułych w ładowniku	Uwagi
RC - 5 RC - 5a	Aviogon Aviotar Infragon Infratar	115, 152 210 115, 152 210	18x18, 23x23 18x18 18x18, 23x23 18x18	1/300 1/300	3,5	60 m	
RC - 7 RC - 7a	Aviogon Aviotar	100 140	14x14 14x14	1/200, 1/300		80 płyt szklanych	
RC - 8	Aviogon Aviogon Aviotar Super-Aviogon	115 152 210 152	18x18 23x23 18x18 23x23	1/200, 1/300 1/100 -1/1000	3,5	60 m 60 m	Ponadto można wykorzystywać stożki Infragon i Infratar
RC - 9	Super-Aviogon Super-Infragon	88,5 88,5	23x23 23x23	1/200, 1/300 1/200, 1/300	3,5	60 m 60 m	
RC - 10	Super-AviogonII Universal-Aviogon I Universal-AviogonII Normal-AviogonII AviotarII	88,5 152 152 210 306	23x23 23x23 23x23 23x23 23x23	1/100 -1/1000 1/100 -1/1000 1/100 -1/1000 1/100 -1/1000 1/100 -1/1000	1,6	60 lub 75 m 120 lub 150 m	Regulacja pokrycia od 20 do 30% oraz od 50 do 90% w odstępach co 5%.

Pięć wymiennych stożków o formacie 23x23 cm /9 "X9"/ umożliwia wykonanie zdjęć panchromatycznych, barwnych, w podczerwieni i spektrostrefowych.

Stożek nadszerokątny z obiektywem SUPER-AVIOGON II ma f_k=88,5 mm, dystorsję poniżej 0,01 mm, kąt rozwarcia $2\beta = 120^o$ i przysłony od 5,6 do 22,0. Migawka rotacyjna umożliwia dowolne nastawienie czasu w przedziale od 1/100 s do 1/1000 s. W skład wyposażenia standardowego wchodzą dwa filtry świetlne o przepuszczalności powyżej 500 i 700 mm. Można stosować również inne dowolne filtry w przedziale fal o długościach 420 - 700 nm.

Drugi stożek szerokątny z obiektywem UNIWERSAL-AVIOGON I o odległości obrazu 152 mm, otworze czynnym f/5,6 i kącie rozwarcia $2\beta = 90^o$ posiada pozostałe charakterystyki zbliżone do poprzedniego.

Trzeci stożek UNIWERSAL-AVIOGON II o ogniskowej f= 152 mm i otworze czynnym f/5,6 jest przeznaczony do fotografowania przy złym oświetleniu terenu.

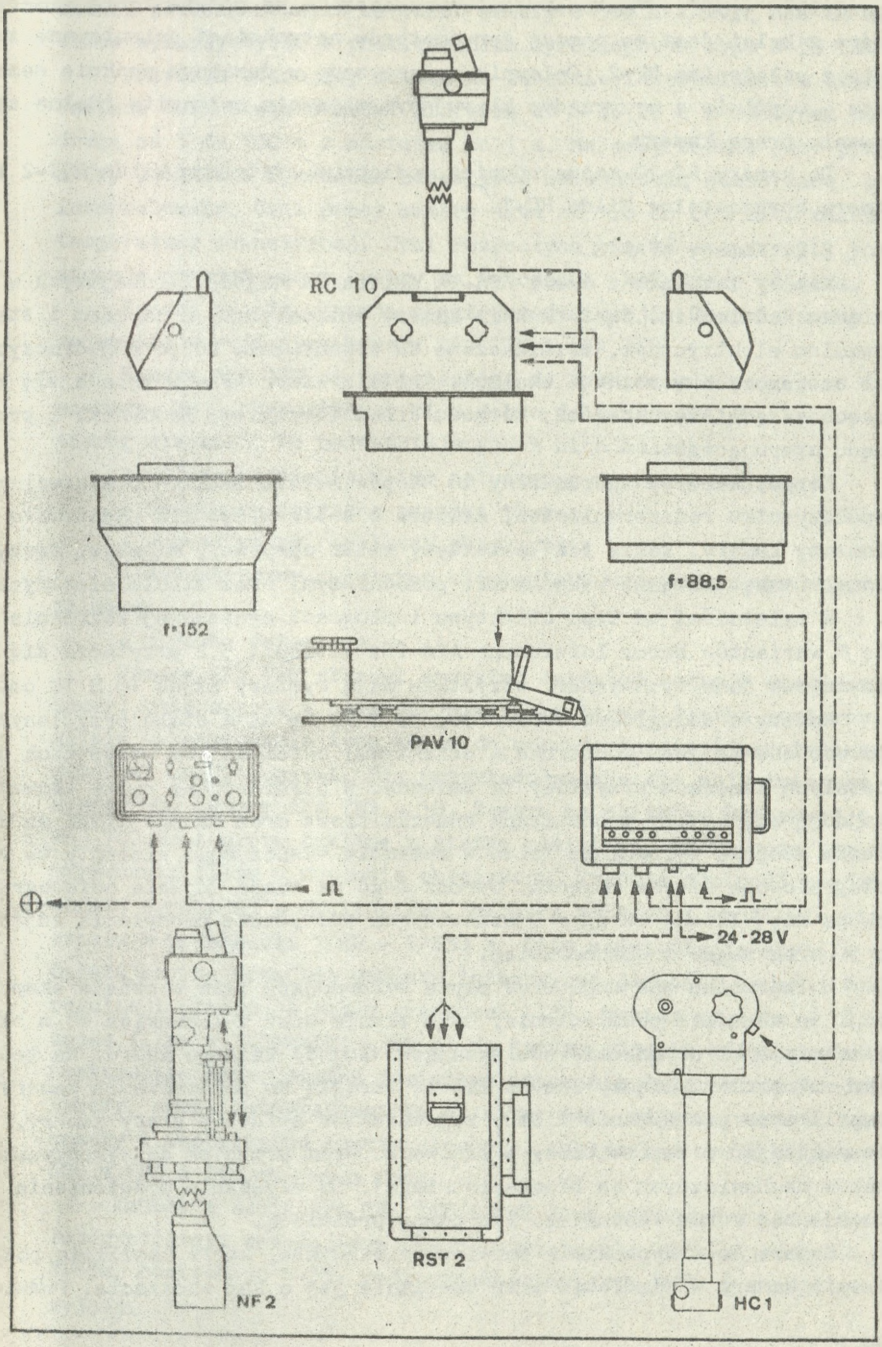
Stożek czwarty AVIOGON-NORMAL II/f/4 i f_k= 210 mm/ oraz piąty AVIOTAR II /f/4 i f_k = 306 mm/ są przeznaczone do fotografowania wielkoskalowego.

Ładownik składa się z dwóch identycznych, oddzielnych części /połówek/. W jednej znajduje się szpula nawijająca, a w drugiej - szpula z ładunkiem błony fotograficznej. Po naświetleniu całego filmu zdejmuje się połówkę ładownika z naświetloną błoną, a druga - może być wykorzystywana jako nawijająca. Szerokość filmu wynosi 24 cm, długość rolki do 120 m.

Regulator pokrycia działa podobnie jak w poprzednich kamerach z serii RC. Pokrycie podłużne zdjęć można regulować od 20% do 30% oraz od 50% do 90% w odstępach co 5%.

W przyrządzie kierującym wykorzystano technikę półprzewodnikową; zawiera on wszystkie elementy potrzebne do zdalnego sterowania i kontroli pracy kamery. Posiada pokrętło i wskaźnik ustawienia czasu migawki, przełącznik do ustawiania planowanego procentu pokrycia podłużnego, regulator prędkości przebiegu nitek pokrycia w lunecie obserwacyjnej, potrętło przysłony, główny przełącznik, przycisk do mechanicznego znakowania zdjęć, licznik zdjęć oraz sygnalizację świetlną pracy poszczególnych podzespołów /transport filmu, podciśnienie, przygotowanie do pracy/.

Kamera RC-10 może współpracować z celownikiem nawigacyjnym NF-2, który po sprzężeniu go przewodami z kamerą może oprócz pełnienia zasadniczych funkcji, zastępować równocześnie optyczno-mechaniczny regulato



Rys.5.1. Schemat systemu fotolotniczego Wilda AVIOFOT.

pokrycia. Nachylenia celownika w granicach ± 5° oraz kąt znoszenia przedziale ±30° są automatycznie przenoszone na podwieszenie kame które z kolei jest za pomocą serwomotorów natychmiast orientowane dnie z położeniem NF-2. Celownik umieszczony w dowolnym punkcie sa lotu - wspólnie z przyrządem kierującym zapewnia całkowite zdalne rowanie pracą kamery.

Do kamery RC-10 można również podłączyć statoskop Wilda RST-2 kamerą horyzontalną Wilda HC-1.

5.2. Kamery AFA-TE.

Kamery lotnicze z serii AFA-TE należą do najpopularniejszych Związku Radzieckim. Są to lekkie kamery automatyczne z napędem i s rowaniem elektrycznym, przeznaczone do wykonywania zdjęć pojedyncz lub szeregowych w różnych skalach. Każda z kamer AFA-TE składa się trzech zasadniczych części: korpusu z podwieszeniem, ładownika i p rządu sterującego.

Korpus kamery, sporządzony ze stopów metali lekkich o minimal współczynniku rozszerzalności, zawiera w sobie wszystkie podstawow elementy kamery, takie jak: obiektyw, filtr optyczny, migawkę, prz słonę, ramkę tłową ze wskaźnikami pomocniczymi oraz silnik elektry

W zależności od typu obiektywu i długości ogniskowej rozróżni się 8 wariantów kamer lotniczych AFA-TE. W tabeli 5.2 przytacza si podstawowe dane tych kamer, wszystkie mają wymiary zdjęć 18 x 18 c

Kamery o odległości obrazu 36, 55 i 70 mm mają stałe przysłon spowodowane to jest konstrukcją obiektywu; natomiast we wszystkich zostałych kamerach przysłony są zmienne. W płaszczyźnie ramki tłow znajdują się cztery mechaniczne znaczki tłowe oraz cztery nitki do ślenia stopnia wyrównania filmu w momencie ekspozycji; elementy te fotografowują się na zdjęciu. Oprócz tego na ramce zdjęcia odfotog fowują się: libela okrągła umożliwiająca odczytanie nachylenia zdj do 5° oraz zegar z sekundnikiem.

W ładowniku znajdują się: płyta wyrównująca film w czasie eks zycji na zasadzie podciśnienia, dwie szpule wraz z ładunkiem 60 m ny lotniczej i urządzenie odmierzające długość każdego kadru. Na ł niku umieszczono między innymi libelę okrągłą do poziomowania kame sygnalizator przewijania filmu, sygnalizator świetlny pracy kamery licznik zdjęć i zapasu błony w ładowniku oraz przycisk do wykonywa znaków mechanicznych na błonie lotniczej. Do uzyskania podciśnieni stosuje się rurkę Venturiego lub pompę próżniową.

Kamera ma trzypunktowe podwieszenie zwykłe, które umożliwia p mowanie kamery w samolocie oraz skręcanie jej o kąt znoszenia. Pod

szenie pozwala również na obrót kamery o 360°. Kamerą AFA TE można także wykorzystywać z podwieszeniem żyroskopowym typu N-55 lub N-55 m.

Przyrząd sterujący działa na zasadzie interwolometru czasowego. Posiada dwie skale czasów: pierwszą od 1 do 20 s z odstępem co 0.2 i drugą od 5 do 100 s z odstępem co 1 s. Na przyrządzie jest przycisk, który umożliwia wykonanie zdjęć poza kolejnością odmierzaną przez interwalometr. Cykl pracy kamery trwa od 1.8 do 2.5 sek. zależnie od temperatury zewnętrznej. Cykl rozpoczyna się od ekspozycji, potem następuje przygotowanie kamery do wykonania kolejnego zdjęcia.

Kamery AFA TE ulegają ciągłej modyfikacji. Obecnie znane są dwie najnowsze wersje tych kamer: AFA TEU i AFA TES.

Kamery AFA TEU są przeznaczone do tych samych zadań, co ich pierwowzory. Mają charakterystyki podobne do kamer AFA TE, lecz posiadają szereg ulepszeń. Do najważniejszych z nich należą:

- odfotografowanie klina optycznego na ramce zdjęcia;
- dodatkowe optyczne znaczki tłowe;
- automatyczny regulator ekspozycji;
- automatyczny regulator ciśnienia w urządzeniu wyrównującym błonę filmową;
- migawka rotacyjna.

Kamera AFA TES stanowi przykład dalszego rozwoju omawianej serii kamer. Umieszczona w płaszczyźnie ramki tłowej siatka pomiarowa umożliwia wykorzystanie tych kamer do rozwijania sieci aerotriangulacji metodami analitycznymi. Dla przykładu podaje się najważniejsze charakterystyki kamery AFA TES - 10. Kamera ma obiektyw Russar-63 o ogniskowej 100 mm i płytę szklaną z siatką pomiarową, która poza tym służy do wyrównania filmu w momencie ekspozycji. Średnia zdolność rozdzielcza obrazu wynosi 25 - 30 linii/mm. Migawka rotacyjna umożliwia otrzymanie czasów w przedziale 1/80 - 1/850 s. Czas naświetlania określa automat działający na zasadzie pomiaru integralnej jasności terenu; dokładność regulacji utrzymuje się w granicach ±15%. Wymiar zdjęcia - 18 x 18 cm, zapas filmu w ładowniku - 60 m. Na każdym zdjęciu odfotografowują się następujące dane: siatka pomiarowa wskazania dwóch numeratorów, numer kamery, cecha fotografowanego obiektu, data zdjęcia, wartość ogniskowej kamery i współrzędne punktu głównego. Maksymalne wymiary kamery - 600 x 600 x 550 mm, waga 85kg.

Kamery z serii AFA TE, TEU i TES mogą pracować w lotniczym systemie fotograficznym składającym się z podwieszenia giroskopowego N-55 lub N-55m, statoskopu S-51, radiowysokościomierza RWTD i stacji radiogeodezyjnej.

Tabela 5.2.

Podstawowe dane techniczne kamer radzieckich z serii AFA-TE.

Typ kamery	Typ obiektywu	f_k mm	Przysłona	Zdolność rozdzielcza		Czas migawek s	Optyczny współczynnik wydajności migawki
				w środku zdjęcia	na brzegu zdjęcia		
AFA - TE - 50	Ortoniar - 3	500	1:7 - 1:16	30	18	1/75-1/300	0,5
AFA - TE - 35	Tafar - 3	350	1:6 - 1:16	39	30	1/75-1/330	0,7
AFA - TE - 20	Russar-Plazmat	200	1:6,3-1:16	45	24	1/80-1/260	0,7
AFA - TE - 14	Russar - 43	140	1:6,8-1/16	35	18	1/80-1/280	0,7
AFA - TE - 10	Russar - 44	100	1:6,8-1/16	34	18	1/80-1/280	0,7
AFA- TE - 7	Russar - 29	70	1:6,8	35	12	1/80-1/280	0,7
AFA - TE - 5,5	Rodina - 26	55	1:8,2	36	12	1/80-1/280	0,7
AFA - TE - 3,6	Russar - 38	36	1:7,7	30	10	1/40-1/140	0,9

Kamery AFA-41.

Kamery lotnicze AFA-41 również są produkowane w Związku Radzieckim z przeznaczeniem do kartowania w skalach średnich i małych. Wykonuje się je w trzech wariantach: AFA-41/20, AFA-41/10 i AFA-41/7.5.

Tabela 5.3.

Podstawowe dane przytoczono w tabeli.

Typ kamery	Typ obiektywu	f_k mm	Przysłona	t w sek.	zdolność rozdzielcza		Optyczny wsp.wyd.
					środek	brzeg	
AFA-41/20	Orion	200	1:6,3 - 1:22	1/60-1/500	45	20	0,85 - 0,60
AFA-41/10	MPO - 2	100	1:8	1/60-1/500	40	12	0,85 - 0,60
AFA-41 7,5	Ortogon - 7	75	1:6,3 - 1:22	1/70-1/700	40	12	0,85 - 0,60

Kamery posiadają migawki centralne. Wyrównanie błony filmowej w momencie ekspozycji następuje poprzez dociśnięcie do płyty szklanej, znajdującej się w płaszczyźnie ramki tłowej. Kamera AFA-41/20 posiada dwie wymienne płyty szklane: na jednej są wygrawerowane znaczki tłowe, cztery linie proste równoległe do ramek zdjęcia wyznaczające w przecięciu kwadrat o boku 140 mm oraz okrąg, którego środek określają punkt główny zdjęcia; druga płyta jest podobna, jedynie nie posiada wygrawerowanych linii. Kamery z ogniskowymi 75 i 100 mm mają dodatkową płytę z siatką reseau o kwadratach 20 x 20 mm. Każdy komplet aparatury jest wyposażony w cztery filtry optyczne: żółty, pomarańczowy, czerwony i podczerwony. Na pozaramkowej części zdjęcia rejestrują się wskazania zegara, libeli, licznika zdjęć, wartość ogniskowej, numer kamery, oznaczenie rozpoczęcia szeregu i oznaczenia co piątego zdjęcia w szeregu. Wymiary zdjęć 18 x 18 cm; czas jednego cyklu pracy wynosi - 1,8 s; w kasecie ładownika można umieścić 60 lub 120 m błony filmowej.

Przyrząd sterujący umożliwia ustawienie odstępów czasu pomiędzy kolejnymi zdjęciami w przedziale od 3 do 90 sek, nastawienie czasu ekspozycji, włączanie i wyłączanie kamery oraz kontrolę jej pracy za pomocą systemu żarówek sygnalizacyjnych i liczników.

Charakterystykę innych najczęściej spotykanych radzieckich kamer lotniczych, podaje się w tabeli 5.4.

Tabela 5.4.

Podstawowe dane innych radzieckich kamer lotniczych wykorzystywanych do celów pomiarowych.

Typ kamery	Typ obiektywu	f_k mm	Format zdjęć cm	Rodzaj migawki	Czasy migawek s	Czas cyklu pracy s	Zapas błony w ładowniku
AFA - 37	Russar - 29	70	17 x 18	centralna	1/50 - 1/300	2	60 m
AFA - 33/20	Orion - 1 A	200	30 x 30	centralna	1/50 - 1/200	4	60 m
AFA - 33/50		500	30 x 30	żaluzjowa	1/50 - 1/200	4	60 m
AFA - 33/75		750	30 x 30	żaluzjowa	1/50 - 1/200	4	60 m
AFA - 33/100		1000	30 x 30	żaluzjowa	1/50 - 1/200	4	60 m

5.3. Kamery MRB.

Zakłady Carl Zeiss w Jenie /NRD/ produkują kamery lotnicze z serii MRB. Aktualnie znane są następujące typy tych kamer: MRB 11,5/1818 i 21/1818 o formacie zdjęć 18 x 18 cm oraz MRB 15/2323 MRB 9/2323 i MRB 30/2323 o formacie zdjęć 23 x 23 cm.

Kamera MRB składa się z następujących zasadniczych części: kamery właściwej, ładownika, podwieszenia kamery i przyrządu sterującego.

W kamerze właściwej znajduje się obiektyw, migawka rotacyjna, przysłona, filtr optyczny oraz ramka tłowa. We wszystkich wariantach kamer mają zastosowanie filtry żółte G-2 /1.6^x/ i pomarańczowe G-1 /2^x/, a w kamerach o odległości obrazu 90 i 152 cm obiektywy są również skorygowane dla podczerwieni bliskiej i ponadto przewidziano dla nich filtr R-2 odcinający część promieniowania krótszego od 650mm. W płaszczyźnie ramki tłowej odfotografowują się znaczki tłowe, cztery linijki z podziałem centymetrowym służące do pomiaru deformacji błony filmowej, klin optyczny, libela, wskazania zegara i wysokościomierza, liczbowe wartości ogniskowej, licznik zdjęć oraz tabliczka, na której można zanotować dowolną treść.

Ładownik posiada płytę do wyrównania filmu, dwie szpule na film, mechanizm przewijający i odmierzający błonę filmową. Wyrównanie filmu następuje poprzez wytworzenie podciśnienia i przyssanie błony filmowej do płyty wyrównującej ładownika. Na szpuli można umieścić, zależnie od grubości podłoża, 120 lub 150 m błony filmowej o szerokości 19 lub 20 cm /dla kamer o formacie 18 x 18 cm/, albo ó szerokości 24 cm. /dla kamer formatu 23 x 23 cm/. Na ładowniku znajdują się licznik wykonanych zdjęć, przycisk do mechanicznego oznaczania kadru zdjęcia, sygnalizator przewijania filmu i libela. Podwieszenie kamery jest trzypunktowe. Umożliwia poziomowanie kamery w granicach $\pm 5.5^g$ w kierunku lotu, $\pm 3.3^g$ poprzecznie oraz służy do ustawiania kąta znoszenia w granicach $\pm 33^g$. Najnowszy typ podwieszenia oferowany przez firmę może być wykorzystany z dowolnym typem kamery właściwej.

Przyrząd sterujący, połączony z kamerą za pomocą kabla elektrycznego, składa się z urządzenia sterującego i podwieszenia; umożliwia on automatyczne i zdalne kierowanie pracą kamery. Wszelkie ruchy przyrządu sterującego, polegające na ustawieniu kąta nachylenia lub kąta znoszenia, są automatycznie przenoszone na kamerę. Specjalna żarówka sygnalizuje prawidłowość przenoszenia kąta znoszenia. W górnej części przyrządu znajduje się matówka, na której w czasie lotu obserwuje się fotografowany teren. Na matówce równocześnie z terenem obser-

wuje się dwie linie kursu i ruchome znaczki do regulacji pokrycia podłużnego. W czasie fotografowania przyrząd sterujący powinien być tak ustawiony, aby obraz terenu na matówce przesuwał się równolegle do linii kursu oraz aby ruchome znaczki przesuwały się z taką samą prędkością jak teren. Wówczas automatycznie będzie ustawiony kąt znoszenia a kamera będzie wykonywała zdjęcia z uprzednio nastawionym procentem pokrycia podłużnego. Ponadto przyrząd sterujący umożliwia wykonanie następujących czynności:

- włączenie i wyłączenie kamery,
- ustawienie pokrycia poprzecznego o wartościach 20%, 30%, 40%, 60%, 65%, 70%, 80%, 90%,
- włączenie kamery do wykonania zdjęć pojedynczych lub szeregowych
- ustawienie czasu naświetlania,
- mechaniczne oznaczenie zdjęć,
- przełączenie przyrządu sterującego w zależności od typu wykorzystywanej kamery,
- włączenie licznika zdjęć,
- sygnalizowanie prawidłowości pracy ładownika /żarówka biała/,
- sygnalizowanie zużycia zapasu błony filmowej, względnie zasłonięcia obiektywu /żarówka czerwona/,
- sygnalizacja przygotowania kamery do wykonania kolejnego zdjęcia /żarówka zielona/.

Kamery MRB pracują w komplecie ze statoskopem "REGISKOP" i światłomierzem lotniczym "AEROLUX".

5.4. Kamery RMK.

Firma OPTON /Oberkochen, RFN/ produkuje automatyczne kamery szeregowe serii RMK oraz różnego rodzaju wyposażenie pomocnicze do kamer. Podstawowa seria obejmuje pięć kamer o ogniskowym 85, 153, 210, 305 i 600 mm; wszystkie z wymienionych kamer przeznaczone są do formatu zdjęć 23 x 23 cm. Kamery o ogniskowych 153 i 305 mm mogą być dodatkowo wyposażane w siatkę pomiarową. Ponadto w dalszym ciągu produkuje się kamery starszego typu o odległościach obrazu 115 i 210 mm i formacie zdjęć 18 x 18 cm do wykonywania zdjęć pionowych i konwergentnych. Wszystkie kamery posiadają wymienne stożki.

Dzięki daleko posuniętej standaryzacji poszczególnych podzespołów kamer i aparatury pomocniczej, wszystkie kamery o formacie zdjęć 23 x 23 cm mogą pracować wspólnie z następującym wyposażeniem pomocniczym:

- podwieszeniem AS-5 /z adapterem/;

Tabela 5.5.

Podstawowe dane techniczne kamer MRB produkcji firmy C.Zeiss Jena /NRD/

Typ kamery	Typ obiektywu	f_k mm	Kąt rozwarcia obiektywu	Przysłona	Dystorsja m	Czas cyklu pracy s	Czasy migawek	Współczynnik wydajności migawki
MRB 21/1818	Pinatar PI	210	62°	1 : 4	5	2	1/100-1/1000	80%
MRB 11,5/1818	Lamegon PI	115	93°	1 : 4	8	2	1/100-1/1000	80%
MRB 15/2323	Lamegon PI	152	92°	1 : 4,5	8	2	1/100-1/1000	80-89%
MRB 9/2323	Superlamegon	90	121,5°	1 : 5,6	8	2	1/50 -1/500	90-96%
MRB 30/2323	Lamegon PI	305	54°	1 : 5,6	4	2	1/100-1/1000	80-89%

Obiektywy oznaczone literami "PI" mają usuniętą aberrację chromatyczną zarówno w paśmie promieniowania widzialnego, jak i w bliskiej podczerwieni.

- ładownikiem FK - 24/120;
- przyrządem sterującym ICC;
- automatycznym regulatorem pokrycia NS-1;
- lunetami nawigacyjnymi NT-1 lub NT-2;
- statoskopem S-2-c;
- aparaturą DCON, służącą do zdalnej orientacji kamery;
- aparaturą FS-2 do zdalnego sterowania i orientacji kamery w sposób automatyczny;
- światłomierzem EMI-1 lub światłomierzem automatycznym EMI-2.

Kamery są przystosowane do pracy w różnych temperaturach i charakteryzuje je duża stabilność elementów orientacji wewnętrznej w warunkach ekstremalnych.

Typy kamer oznaczone dodatkowo literą "A" są wyposażone w obiektywy, które mają doskonale skorygowaną aberrację chromatyczną; za pomocą tych kamer można fotografować na materiałach światłoczułych panchromatycznych, podczerwonych, barwnych i spektrostrefowych. Kamery oznaczone ponadto literą "R" są wyposażone w siatkę pomiarową, a zdjęcia wykonane za ich pomocą mają doskonałe właściwości pomiarowe i nadają się do opracowania metodami analitycznymi.

Wszystkie kamery są wyposażone w migawki rotacyjne, które umożliwiają uzyskanie czasów naświetlenia, wynoszących od 1/100 do 1/1000 /lub od 1/200 do 1/2000/; jedynie kamera o odległości obrazu 85 mm ma przedział czasów od 1/50 do 1/500. Obiektywy kamer o odległości obrazu 305 mm i krótszych mają błędy dystorsji nie przekraczające 7 µm. Nastawienia przysłony irysowej mogą być zmieniane w czasie trwania lotu albo ręcznie /za pomocą pokrętła znajdującego się na kamerze lub zdalnie/ albo automatycznie przy wykorzystaniu światłomierza automatycznego EMI-2/.

W skład standardowego wyposażenia kamery wchodzą trzy filtry świetlne: przeźroczysty oraz dwa barwne, ograniczające promieniowanie dłuższe od 480 i 535 nm. Ponadto przewiduje się możliwość zastosowania jeszcze ośmiu innych filtrów, ograniczających promieniowanie o różnych długościach fali, zawartych w przedziale od 440 do 700 nm. Zmiana filtrów w kamerach o ogniskowych 153, 210 i 305 mm może się odbywać w czasie lotu, po odchyleniu w bok kamery w podwieszeniu.

Ładowniki mieszczą do 120 m błony lotniczej na podłożu normalnym /o grubości 0,13 mm/, lub 150 m na podłożu poliestrowym /o grubości 0,10 mm/. Wyrównanie filmu odbywa się na skutek wytworzenia podciśnienia we wnętrzu stożka.

W kamerach wykorzystuje się trzy rodzaje podwieszeń. Podwieszen

AS-5 jest standardowym podwieszeniem dla kamer o formacie zdjęć 23 x 23 cm. W zasadzie jest przeznaczone do kamery o odległości obrazu 85 mm; dla pozostałych typów kamer wykorzystuje się je ze specjalnym adapterem. Podwieszenie AS-2 służy do zamocowania kamer w małych samolotach, mających ograniczone miejsce; podwieszenie to nie nadaje się do kamer RMK A 8,5/23. Podwieszenie AS-3 jest przystosowane do zamocowania kamer w samolotach mających grubą podłogę; podwieszenie to również nie nadaje się do kamer nadszerokokątnych. Podwieszenia umożliwiają nachylenia kamery w granicach $\pm 5^{\circ}$ i obrót o $\pm 30^{\circ}$.

Różnorodna aparatura pomocnicza umożliwia pracę kamery przy różnym składzie załogi. Przy załodze trzyosobowej /pilot, nawigator i fotooperator/ kamera lotnicza może pracować łącznie z regulatorem pokrycia NS-1 i lunetą celowniczą NT-1. W tym przypadku pilot koncentruje się tylko na dokładnym prowadzeniu samolotu po trasie szeregu.

Przy załodze dwuosobowej /pilot i nawigator-fotooperator/ wspólnie z kamerą można wykorzystywać lunetę nawigacyjną NT-2 oraz urządzenie DCON, które wszystkie ruchy lunety automatycznie przenosi na kamerę.

Przy załodze jednoosobowej /tylko pilot/ wykorzystuje się aparaturę FS-2 do zdalnego sterowania pracą kamery.

Podstawowe dane kamer RMK zawarto w tabeli 5.6, natomiast dane innych kamer, produkcji francuskiej, włoskiej, angielskiej i amerykańskiej - w tabeli 5.7.

Tabela 5.6.

Tabela ważniejszych danych kamer lotniczych firmy OPTON /Oberkochen, RFN/

Nazwa kamery	Obiektyw	f_k mm	Przysłona	Dystorsja maksymalna	Kąt rozwarcia obiektywu	Czasy migawek s	Czas cyklu pracy s	Format zdjęć cm	Uwagi
RMK A 8,5/23	S-Pleogon A	85	1:4 - 1:8	7 µm	125°	1/50-1/500	2,5	23x23	
RMK A 15/23	Pleogon A	153	1:4 - 1:11	2 µm	93°	1/100-1/1000	2,5	23x23	
RMK AR 15/23	Pleogon AR	153	1:4 - 1:11	5 µm	93°	1/100-1/1000	2,5	23x23	Reseau
RMK A 21/23	Toparon A	210	1:5,6-1:11	4 µm	75°	1/100-1/1000	2,5	23x23	
RMK A 30/23	Topar A	305	1:5,6-1:11	3 µm	56°	1/100-1/1000	2,5	23x23	
RMK AR 30/23	Topar AR	305	1:5,6-1:11	3 µm	56°	1/100-1/1000	2,5	23x23	Reseau
RMK A 60/23	Telikon A	600	1:6,3-1:12,5	50 µm	30°	1/100-1/1000	2,5	23x23	
RMK A 21/18		210	1:4			1/100-1/1000	2,5	18x18	
RMK 11,5/18		115	1:5,6			1/100-1/1000	2,5	18x18	

Tabela 5.7.

Charakterystyka pozostałych ważniejszych typów pomiarowych kamer lotniczych

Typ kamery	f_k mm	Przysłona	Format zdjęć cm	Czasy migawek s	Czas cyklu pracy s	Zapas błony w ładowniku m	Uwagi
Galileo Santoni Mod IV	152	1 : 5,6	23x23	1/125-1/400	2,5 s	54, 108 m	Włochy
SOM	125	1 : 6,2	18x18	1/75 -1/150	4,0	50 m	Francja
Hilger-Watts 105	152	1 : 4,5	23x23	1/250-1/500		75 m	Wielka Brytania
Williamson F-49	152		23x23	1/50 -1/300	5,0		Wielka Brytania
	304		23x23	1/50 -1/300	5,0		
T - 11	152	1 : 6,3	23x23	1/75 -1/500	2,5	117 m	USA
KC - 1a, 1b	152	1 : 6,3	23x23	1/75 -1/500	2,5	117	USA
KC - 2	152	1 : 6,3	23x23	1/100-1/800	4,0	75	
KC - 3	88	1 : 5,6	23x23	1/100-1/800	2,5	117	
KC - 4	152	1 : 5,6	23x23	1/25 -1/400	2,5	117	
KC - 6a	152	1 : 5	23x23	1/100-1/800	2,5	117	
K - 17B	152	1 : 6,3	23x23	1/50 -1/300	3,0	117	USA
K - 17D	152	1 : 6,3	23x23	1/25 -1/300	1,0	117	
	304	1 : 5	23x23	1/25 -1/300	1,0	117	
	608	1 : 6	23x23	1/25 -1/300	1,0	117	
K - 37	304	1 : 2,5	23x23	1/25	3,0	117	
	608	1 : 4	23x23	1/50	3,0	117	
	1016	1 : 5	23x23	1/100	3,0	117	

6. KALIBRACJA KAMER LOTNICZYCH

6.1. Uwagi ogólne

Pozyskiwanie podstawowych danych charakteryzujących układ optyczny kamery lotniczej, głównie zaś elementów orientacji wewnętrznej kamery oraz dystorsji obiektywu, nazywa się kalibracją. Najczęściej stosuje się dwie podstawowe metody kalibracji pomiarowych kamer lotniczych:

1/ metody wizualne, polegające na pomiarze zniekształconej wiązki promieni przy przejściu jej z przestrzeni obrazowej do przedmiotowej;

2/ metody fotograficzne, polegające na fotografowaniu wiązki promieni na materiale światłoczułym przy tymże przejściu jej z przestrzeni przedmiotowej do obrazowej /odległości kątowe pomiędzy fotografowanymi przedmiotami muszą być znane/ i na pomiarze otrzymanych obrazów.

W wyniku kalibracji określa się następujące dane:

- ekwiwalentną odległość ogniskową kamery /odległość obrazową/ f
- kalibrowaną odległość ogniskową kamery f_{kal},
- średnią dystorsję radialną i tangencjalną,
- położenie punktu głównego najlepszej symetrii dystorsji,
- odległości pomiędzy znaczkami tłowymi,
- kąt pomiędzy liniami łączącymi przeciwległe znaczki tłowe,
- położenie punktu głównego autokolimacji,
- średnią zdolność rozdzielczą.

W czasie kalibracji należy mieć na względzie dwa następujące zagadnienia, które wpływają w istotny sposób na dokładność pozyskiwanych danych:

1/ dokładność wykorzystywanej aparatury pomiarowej,

2/ metodykę i ocenę dokładności wykonywanych pomiarów oraz sposoby obliczania wyników.

Zarówno wśród metod wizualnych jak i fotograficznych można wyróżnić wiele sposobów, które istotnie różnią się między sobą zarówno pod względem wykorzystywanej aparatury czy sprzętu pomiarowego, jak i uzyskiwanych dokładności danych z kalibracji. Niżej charakteryzuje się tylko dość ogólnie poszczególne sposoby, zwracając uwagę na ich zalety i wady, natomiast dla szczegółowego zaznajomienia się z nimi, co może być ważne dla osób zajmujących się kalibracją, odsyła się do odpowiedniej literatury.

6.2. Metody wizualne kalibracji kamer lotniczych

Pierwsze kalibracje kamer lotniczych wykonywano metodami wizualnymi wykorzystując do tego celu goniometr lub teodolit łącznie z siatkami lub linijkami pomiarowymi. Metody te do dzisiaj znajdują zastosowanie w wielu krajach.

Istota metody wizualnej jest następująca. W płaszczyźnie ogniskowej kamery umieszcza się siatkę kontrolną lub płytkę szklaną z naniesionymi krzyżami kresek, których położenie jest określone z dużą dokładnością. W przestrzeni przedmiotowej mierzy się kąty zawarte pomiędzy znaczkami pomiarowymi /lub skrzyżowaniami siatki/ a wierzchołkiem, którym jest tylny punkt węzłowy obiektywu.

Jeśli przez α_i' oznaczyć pomierzony kąt, r_i zaś jest znaną długością odcinka, to /rys. 6.1/ długość ogniskowej dla każdego punktu /strefy/ oblicza się z wzorów:

$$f_i = \frac{r_i}{tg\alpha_i'} \qquad /6.1/$$

ogniskową zaś kamery jako:

$$f_k = \frac{\sum r_i}{\sum tg\alpha_i'} \qquad /6.2/$$

Jeśli początek układu siatki pomiarowej będzie się znajdował w punkcie głównym układu optycznego kamery, to wielkość dystorsji dla każdego punktu siatki określa się według zależności:

$$\delta_i = r_i - f_k tg\alpha_i \qquad /6.3/$$

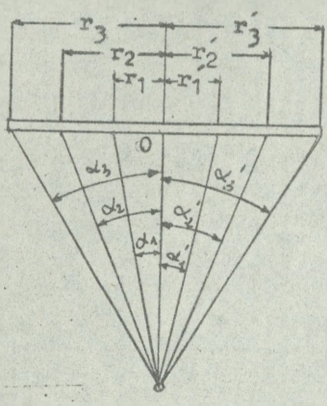
Zazwyczaj punkt główny nie pokrywa się z początkiem układu siatki pomiarowej i posiada współrzędne $/x_o, y_o/$. Narusza to symetrię mierzonego układu /rys.6.1/. Wówczas przy dużej liczbie n pomiarów można również obliczyć współrzędne tego punktu:

$$x_o = \frac{\sum \delta_{n'} - \sum \delta_n}{2 \sum tg^2 \alpha_n} \qquad /6.4/$$

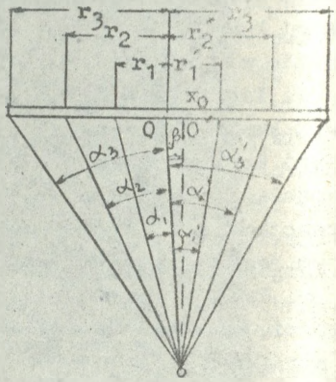
$$y_o = \frac{\sum \delta_{n'} - \sum \delta_n}{2 \sum tg^2 \alpha_{n_o}}$$

Sposób wyprowadzenia powyższych wzorów jest podany w [56, s.161]

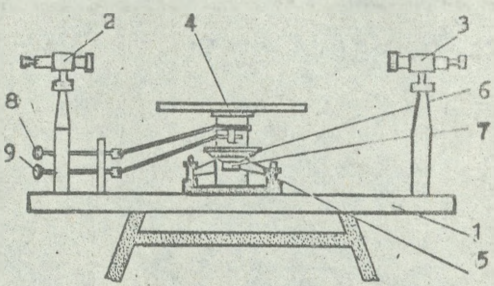
Istnieje współcześnie wiele różnego typu przyrządów umożliwiających pomiary parametrów kamery lotniczej. Do najczęściej spotykanych



Rys.6.1. Zasada pomiaru kątów w wizualnej metodzie kalibracji kamer lotniczych - przypadek idealny.



Rys.6.2. Zasada pomiaru kątów w wizualnej metodzie kalibracji kamer lotniczych - przypadek ogólny.



Rys.6.3. Schemat ławy optycznej produkcji firmy C.Zeiss Je

należą goniometry, umieszczane pionowo lub poziomo oraz ławy optyczne wyposażone w przyrząd do pomiaru kątów. Jeden z takich przyrządów, mianowicie ławę optyczną firmy C.Zeiss Jena, przedstawiono na rysunku 6.3. Działanie ławy jest następujące. Na masywnej podstawie 1 są umocowane dwie lunety 2 i 3 posiadające okulary autokolimacyjne; lunety te można obracać w trzech płaszczyznach oraz zmieniać ich wysokość. W części środkowej podstawy znajduje się stół 4, który można poziomować za pomocą trzech pokręteł mikrometrycznych 5. Wartość kąta obrotu płyty stołu odczytuje się na limbusie 6 oraz na mikrometrze 7. Pokrętło 8 umożliwia dokładne naprowadzanie kątowe płyty stołu, a pokrętło 9 jest zaciskiem unieruchamiającym.

Przed przystąpieniem do kalibracji kamery lotniczej przeprowadza się justację samej ławy optycznej. Polega to na pionowym ustawieniu osi obrotu stołu, zgraniu osi optycznych obu lunet w taki sposób, aby leżały na jednej prostej prostopadłej do osi obrotu stołu. Jedną z linii krzyża nitek w lunetach ustawia się pionowo. Następnie na płycie stołu ławy optycznej stawia się odpowiednio przygotowaną kamerę lotniczą. W płaszczyźnie ogniskowej kamera ma umieszczoną siatkę kontrolną, na której winny być zaznaczone wszystkie punkty przeznaczone do pomiaru. Kamerę ustawia się w taki sposób, aby przedni punkt węzłowy obiektywu znajdował się na osi obrotu stołu, prosta zaś, wzdłuż której będzie się prowadziło pomiary, powinna być położona w poziomie i na wysokości osi ławy optycznej. Równocześnie płaszczyzna ramki tłowej i umieszczona w niej siatka pomiarowa powinny zajmować ściśle pionowe położenie.

Pomiaru kątów dokonuje się poprzez kolejne zgrywanie punktów siatki kontrolnej /pomiarowej/ z osią optyczną ławy i odczytywanie wartości kątowych na limbusie. Po wykonaniu pomiarów, kolejne czynności polegają na obliczaniu elementów orientacji wewnętrznej kamery lotniczej przy wykorzystaniu do tego wyżej podanych wzorów.

W 1968 r. docent Wacław Grądzki przedłożył własne oryginalne sposoby pomiaru szeregu parametrów metrologicznych kamer lotniczych, wykorzystując do tego celu ławę optyczną, lunety autokolimacyjne oraz instrumenty geodezyjne. W pracy [30] podaje szczegółowo idee oraz uzasadnienie matematyczne swoich sposobów. Jego rozważania dotyczą głównie takich parametrów kamery lotniczej, jak:

1/ pomiar odległości ogniskowej obiektywu i położenie jego punktów węzłowych;

2/ określenie dokładności zogniskowania w płaszczyźnie ramki tłowej;

3/ określenie współrzędnych punktu głównego zdjęcia;

4/ określenie prostopadłości ramki tłowej do osi optycznej obiektywu;

5/ pomiar zdolności rozdzielczej obiektywu;

6/ pomiar dystorsji obiektywu.

Sposoby te znalazły zastosowanie i w latach 1968-1969 K.Szymborski wykonał szereg pomiarów i określeń parametrów kamer lotniczych.

6.3. Metody fotograficzne kalibracji kamer lotniczych

Jedną z idei powstania metod fotograficznych kalibracji kamer było dążenie do przybliżenia warunków kalibracji do warunków pracy kamery. Osiąga się to przez pionowe ustawienie kamery, imitowanie w przestrzeni przedmiotowej wiązki promieni rzutujących przecinających się w jednym punkcie oraz fotograficzną rejestrację tej wiązki na emulsji światłoczułej przy przejściu jej z przestrzeni przedmiotowej do obrazowej.

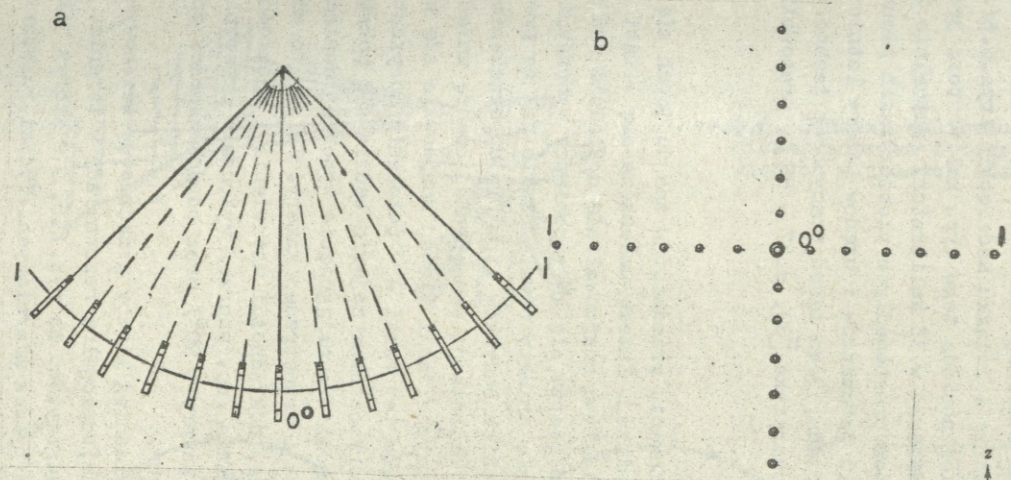
Metody fotograficzne można najogólniej podzielić na laboratoryjne i polowe. W metodach laboratoryjnych wykorzystuje się specjalne konstrukcje optyczne zwane kalibratorami lub ławami fotograficznymi, natomiast metody polowe wymagają wykonania dodatkowych prac polowych, w tym zakładania specjalnych pól testowych /poligonów fotolotniczych/. Do metod polowych można również zaliczyć kalibrację kamer lotniczych na podstawie fotografii gwiazd.

Metody laboratoryjne

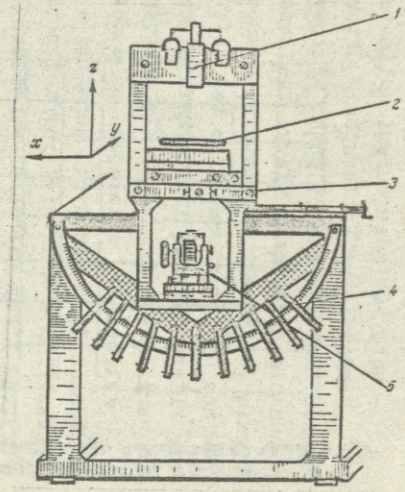
Kalibrator tworzy wiązkę promieni w przestrzeni przedmiotowej za pomocą układu kolimatorów /rys.6.4/, których osie powinny się przecinać w jednym punkcie. Istnieją kalibratory, których kolimatory znajdują się w jednej płaszczyźnie /tzw kalibratory płaskie/ względnie w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach /kalibratory przestrzenne/. Obrazy krzyży kresek kolimatorów są fotografowane na materiale światłoczułym umieszczonym w płaszczyźnie ogniskowej kamery lotniczej. Po wykonaniu zdjęć mierzy się współrzędne odfotografowanych krzyży kresek i porównuje ze znanymi kątami pomiędzy kolimatorami. W wyniku obliczeń otrzymuje się elementy orientacji wewnętrznej kamery lotniczej i dystorsję obiektywu.

Przed przystąpieniem do kalibracji przyrząd powinien spełniać kilka warunków:

- obraz krzyża kresek w każdym kolimatorze powinien być widziany w nieskończoności,



Rys.6.4. Schemat rozmieszczenia kolimatorów w przestrzennym kalibratorze fotograficznym: a/ rozmieszczenie kolimatorów w płaszczyźnie I-I; b/ rozmieszczenie kolimatorów w płaszczyźnie prostopadłej do I-I.



Rys.6.5. Kalibrator fotograficzny produkcji ZSRR: 1 - autokolimator 2 - stół dla kamery lotniczej, 3 - część górna kalibratora, 4 - kolimatory, 5 - przyrząd do pomiaru kątów.

- osie kolimatorów powinny się przecinać,
- kąty pomiędzy osiami kolimatorów powinny być znane.

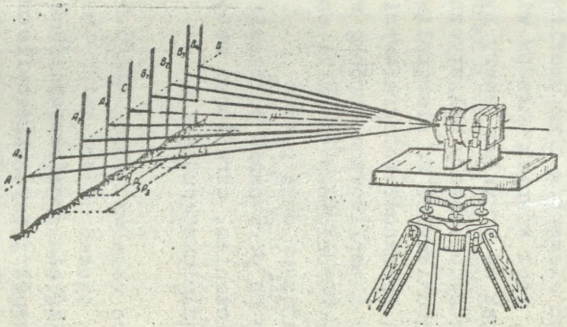
Następnie na kalibratorze ustawia się kamerę lotniczą w taki sposób, aby zewnętrzny punkt węzłowy obiektywu kamery znajdował się w punkcie przecięcia wiązki kolimatorów oraz aby oś kamery była zgran z osią środkowego kolimatora. Równocześnie płaszczyzna ramki tłowej powinna być prostopadła do tej osi. Wówczas na ramce tłowej kładzie się kliszę szklaną i fotografuje obrazy krzyży kolimatorów. Współrzęd ne obrazów krzyży mierzy się następnie na komparatorze precyzyjnym.

Kalibratory działające na podobnej zasadzie znajdują zas sowani w Stanach Zjednoczonych, Kanadzie i Związku Radzieckim /rys.6.5/. Polska /AGH w Krakowie/ również posiada tego typu kalibrator; jest to przyrząd firmy Fairchild wyposażony w 33 kalibratory /aktualnie 29 pr cujących/ rozmieszczone w dwóch prostopadłych płaszczyznach pionowych. Umożliwia on wyznaczenie wielu parametrów i błędów kamery lotniczej. Szczegółowy opis samego przyrządu, jego zasad pracy oraz technologii kalibracji zawiera praca A.Tokarczyka [80, s.47 - 58], pracownika na ukowego AGH w krakowie.

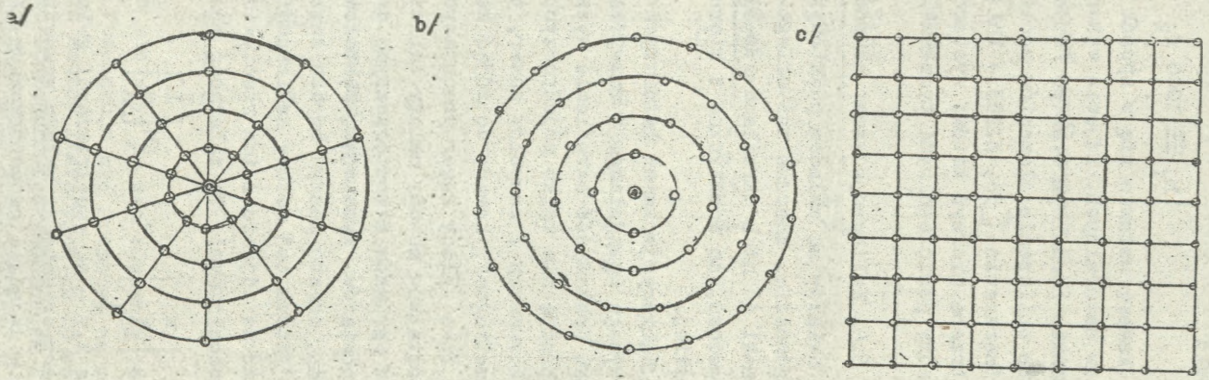
Metody polowe.

Polegają one na fotografowaniu przedmiotów znajdujących się w pe nej odległości od kamery lotniczej. Kamerę umieszcza się w taki sposó aby przedni punkt węzłowy obiektywu znajdował się dokładnie nad punkt z którego za pomocą teodolitu mierzy się kąty pomiędzy wybranymi prze miotami. Do pomiaru wybiera się obiekty trwałe, takie jak na przykład wieże, kominy, krawędzie wysokich budynków itp. Dla uproszczenia późniejszych obliczeń elementów orientacji wewnętrznej kamerę umieszcza się w taki sposób, aby płaszczyzna ramki tłowej znajdowała się w poło niu pionowym, jeden zaś z boków tej ramki - w położeniu horyzontalny wówczas płaszczyzna główna horyzontalna zdjęcia będzie się pokrywała z horyzontem. Podany sposób umożliwia osiągnięcie wysokiej dokładności określenia elementów orientacji wewnętrznej kamery. Zależy to od dokł ności pomiaru kątów w terenie, dokładności ustawienia i spoziomowania kamery, od metody fotografowania /np. poprzez wykonanie czterech zdję każde następne przy obrocie kamery o 90^{o}/ oraz od dokładności pomiaru na zdjęciach i metody obliczeń.

W przypadku braku odpowiedniej liczby przedmiotów terenowych moż fotografować obiekty sztuczne, specjalne rozstawiane w terenie. Jeden z tego rodzaju sposobów przedstawiono na rys. 6.6, w którym jako przedmiotów terenowych użyto tyczek mierniczych. Tyczki rozstawia się



Rys.6.6. Schemat kalibracji polowej kamery lotniczej poprzez fotografowanie tyczek rozstawionych w znanych odstępach.



Rys.6.7. Sposoby rozmieszczenia punktów na poligonach fotogrametrycznych wykorzystywanych do kalibracji kamer lotniczych: a/ sposób radialny, b/ spoaób Hallerta stosowany w Szwecji, 3/ sposób w kształcie siatki kwadratów.

w terenie wzdłuż prostej, w jednakowych odległościach od siebie. Odległość h_f od tyczki środkowej do kamery w przybliżeniu powinna wynosić

$$h_f \cong 1000\ f_k$$

Kamerę ustawia się w sposób podobny jak dla fotografowania przedmiotów naturalnych. Zdjęcia wykonuje się dwukrotnie: pierwszy raz w położeniu normalnym oraz po raz drugi po obrocie kamery o 90°. Sposób obliczenia elementów podlegających kalibracji jest podany przez A.P.Szerszenia [56, s.153 - 161] . W podanym sposobie w zasadzie nie trzeba mierzyć kątów; wystarczy dokładna znajomość odległości pomiędzy poszczególnymi tyczkami.

6.4. Kalibracja kamer na podstawie gwiazd

Gwiazdy są układem punktów, których współrzędne są znane z dużą dokładnością, znaczne zaś odległości do gwiazd pozwalają przyjąć, że kierunki do nich określane z dowolnego punktu Ziemi, a nawet z bliskiego kosmosu, są identyczne z kierunkami wychodzącymi ze środka kuli ziemskiej.

Kalibracja kamer lotniczych na podstawie gwiazd ma wiele zalet. Nie wymaga specjalnego i zazwyczaj drogiego oprzyrządowania, zapewnia wysoką dokładność określenia wyznaczanych elementów oraz umożliwia kalibrację nie tylko pojedynczych kamer, lecz również układów wielo-obiektywowych i zespołów kamer, takich jak na przykład kamery typu "Trimetrogon", kamery do zdjęć konwergentnych, kamery balistyczne oraz inne układy kamer pracujących synchronicznie. Do niewątpliwych niedostatków metody należy zaliczyć dużą zależność fotografowania gwiazd od warunków atmosferycznych oraz dość skomplikowaną obróbkę wyników pomiarów, wymagającą zastosowania elektronicznej techniki obliczeniowej, często maszyn bardzo szybkich mających dużą pamięć.

Istota tej metody kalibracji polega na porównaniu położenia gwiazd na zdjęciu z ich rzeczywistym położeniem, określonym metodami astronomicznymi. Tę zależność można wyrazić następująco:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ -f_k \end{bmatrix} = KM \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} \qquad /6.5/$$

gdzie x,y - są współrzędnymi gwiazd na zdjęciu /pomierzonymi/, M - macierzą orientacji układu wewnętrznego współrzędnych kamery lotniczej Sxyz w układzie geocentrycznym OXYZ; czynniki tej macierzy są funkcj

mi deklinacji / δ_o/ i wznoszenia prostego / α_o/ stanowiska kamery oraz azymutu /A_x/ osi x zdjęcia; M - współczynnik proporcjonalności oraz l, m, n - cosinusy kierunkowe gwiazd w układzie geocentrycznym

$$\begin{aligned} l &= \cos\alpha \cos\delta \\ m &= \sin\alpha \cos\delta \\ n &= \sin\delta \end{aligned} \qquad /6.6/$$

Jeśli z równania /6.5/ wyłączyć współczynnik M, to otrzyma się równania kolinearne typu

$$\bar{x}, \bar{y} = /f_k, l, m, n/$$

które można przedstawić następująco:

$$\bar{x} = -f_k \frac{a_{11}l + a_{12}m + a_{13}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} = -f_k \frac{V}{W} \qquad /6.7/$$

$$\bar{y} = -f_k \frac{a_{21}l + a_{22}m + a_{23}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} = -f_k \frac{V}{W}$$

Współrzędne gwiazd pomierzone na zdjęciu należy poprawić o wartość poprawek do współrzędnych punktu głównego x_o, y_o:

$$\begin{aligned} x' &= x - x_o \\ y' &= y - y_o \end{aligned}$$

oraz o wartość dystorsji:

$$\begin{aligned} x' &= \frac{\Delta r}{r} x' \\ y' &= \frac{\Delta r}{r} y' \end{aligned}$$

Uwzględniając powyższe można napisać równania

$$\begin{aligned} /x' - x_o/ \; /1 - \frac{\Delta r}{r} / + f_k \frac{U}{W} &= 0 \\ /y - y_o/ \; /1 - \frac{\Delta r}{r} / + f_k \frac{V}{W} &= 0 \end{aligned} \qquad /6.8/$$

Dla każdej gwiazdy otrzymuje się więc po dwa równania warunkowe. Cały układ równań danego zdjęcia rozwiązuje się sposobem najmniejszych kwadratów, stosując do rozwiązania metody iteracyjne aż do osiągnięcia określonych wartości błędów. Celem szczegółowego zapoznania się z tą metodą odsyła się do [59], względnie do prac H.H.Schmidta, D. Browna

lub E.L. Merritta, przy tym sposób opisany przez Schmidta ma zastos
wanie do kalibracji i orientacji kamer balistycznych, sposób Browna
do kalibracji z zastosowaniem EMC, sposób zaś Merritta - wówczas,
do obliczenia wyników służy jedynie poręczny kalkulator lub inna
prosta maszyna elektryczna.

Przed przystąpieniem do fotografowania kamerę ustawia się w t
sposób, aby jej główna oś była skierowana pionowo /na zenit/ oraz
jedna z osi układu współrzędnych zdjęcia leżała w płaszczyźnie poł
nika miejscowego.

Zdjęcia gwiazd wykonuje się na płytach szklanych, a jeśli jes
niemożliwe, to na błonie fotograficznej niedeformującej się /na po
żu poliestrowym/. Emulsja musi być na tyle czuła, aby w warunkach
malnej pracy kamery umożliwiała sfotografowanie gwiazd 5 wielkości
Zazwyczaj wykonuje się serię składającą się z 5 zdjęć. Na każdym z
ciu powinny być odfotografowane znaczki tłowe i inne dane pozaramk
Jedna z metod fotografowania przewiduje, iż pierwsze fotografowani
powinno trwać długo, ekspozycja może wynosić 5 - 10 minut, wówczas
gwiazdy odfotografują się w postaci kresek o długości 5 - 7 mm. Na
pnie po pewnym czasie wykonuje się zdjęcia z nastawieniami roboczy
jak podczas fotografowania lotniczego, wówczas obraz gwiazd otrzym
się w postaci zbioru punktów. Długie kreski służą do identyfikacji
punkty do pomiaru współrzędnych gwiazd. Identyfikację zazwyczaj pr
prowadza się na EMC wykorzystując w tym celu odpowiednio przygotow
program.

W momencie fotografowania zapisuje się datę zdjęcia, współrzę
geograficzne stanowiska fotografowania /z dokładnością ± 30"/, ter
raturę, ciśnienie i wilgotność względną powietrza oraz moment foto
fowania z dokładnością 1 s.

Pomiary współrzędnych gwiazd na zdjęciu wykonuje się na bardz
dokładnych przyrządach typu monokomparatorów lub stereokomparator
precyzyjnych. Spośród przyrządów posiadanych w Polsce dobre wyniki
daje monokomparator "Ascorecord" firmy C.Zeiss Jena, który umożliw
dokładność odczytu współrzędnych rzędu dziesiętnych części mikrom

6.5. Poligony fotogrametryczne do kalibracji kamer lotniczych

Rozwój nowoczesnych metod fotogrametrycznych, a w związku z
wzrost wymagań w stosunku do dokładności zdjęć lotniczych wymaga
szenia dokładności kalibracji kamer lotniczych. Dokładność zdjęci
lotniczego zależy nie tylko od kamery lotniczej, lecz składa się

nią wiele takich czynników jak: deformacja materiału światłoczułego, zachowanie się kamery pomiarowej podczas lotu fotogrametrycznego, wpływy wibracji samolotu, wpływ warunków atmosferycznych, błędy wnoszone przez dodatkowe elementy optyczne oraz wiele innych. W takim przypadku wyniki kalibracji uzyskane za pomocą wyżej opisanych metod można wykorzystać jedynie jako informacje wstępne, natomiast należy się starać, aby kalibracja była wykonywana w warunkach zbliżonych do realnych, jakie panują w czasie lotu fotogrametrycznego. Uważa się więc, że najdoskonalszą będzie metoda, która umożliwi wykonanie kalibracji kamery właśnie podczas lotu. W praktyce można to osiągnąć dwoma sposobami:

1. W pierwszym sposobie określa się parametry wszystkich składowych układu fotograficznego /jest to układ: kamera - materiał światłoczuły - samolot/, rejestruje się dane dotyczące warunków fotografowania i następnie na tej podstawie oblicza się wartości poprawek do współrzędnych poszczególnych punktów zdjęcia lotniczego.

2. Drugi sposób polega na wykonaniu w czasie lotu fotogrametrycznego kilku dodatkowych zdjęć, które opracowuje się równocześnie z pozostałymi i na podstawie których oblicza się dane kalibracyjne i wprowadza poprawki do współrzędnych punktów zdjęcia. Zdjęcia dodatkowe w tym przypadku są zdjęciami specjalnego poligonu fotogrametrycznego, składającego się z szeregu punktów terenu o znanych współrzędnych. Do obliczenia danych kalibracji i poprawek wykorzystuje się znane w teorii fotogrametrii wzory wynikające z zależności pomiędzy współrzędnymi terenowymi a współrzędnymi fotogrametrycznymi /w układzie zdjęcia/.

Jeśli przez X,Y oznaczyć współrzędne geodezyjne, a przez x,y współrzędne fotogrametryczne tych samych punktów, to istnieje pomiędzy nimi następująca zależność matematyczna:

$$X = X_o + h_f \frac{a_{11}x + a_{12}y + a_{13}f_k}{a_{31}x + a_{32}y + a_{33}f_k} \qquad /6.9/$$

$$Y = Y_o + h_f \frac{a_{21}x + a_{22}y - a_{23}f_k}{a_{31}x + a_{32}y - a_{33}f_k}$$

gdzie X_o, Y_o - są współrzędnymi geodezyjnymi stanowiska fotografowania, f_k - ogniskową kamery lotniczej, a_{ij} - elementami macierzy orientacji układu współrzędnych zdjęcia w układzie geodezyjnym wyrażonymi za pomocą kątowych elementów orientacji zewnętrznej α, ω i κ.

Współrzędne pomierzone łączą z obliczonymi następujące zależno

$$\bar{x}_i = x_i + \delta x_o + \delta x_i$$
$$\bar{y}_i = y_i + \delta y_o + \delta y_i \qquad /6.10/$$

gdzie poprawki δx_o, δy_o wynikają z błędów określenia elementów orientacji zewnętrznej, a δx_i, δy_i - z sumarycznego wpływu wszys kich pozostałych błędów.

Uwzględniając /6.9I i /6.10/ oraz sprowadzając otrzymane zależności do postaci liniowej [56, s.181] otrzymuje się dla każdego pu po dwa równania z jedenastoma niewiadomymi. Dla otrzymania poprawek należy więc mieć wiele punktów, zaś cały układ równań rozwiązać spos bem najmniejszych kwadratów. Dla ułatwienia w pierwszej iteracji pr muje się przybliżone wartości kątowych elementów orientacji, a popra δx i δy równe zeru. W ten sposób otrzymuje się pierwsze wartości poprawek i po ich wprowadzeniu wykonuje się następną iterację. W tak sposób postępuje się do momentu, dopóki nie osiągnie się wymaganej d kładności.

Do oceny dokładności wykorzystuje się błąd pojedynczego spostrz żenia:

$$\mu = \sqrt{\frac{[vv]}{2n - 1}} \qquad /6.11/$$

w którym przez n oznaczono liczbę punktów kontrolnych poligonu fotogrametrycznego.

Dokładności poszczególnych elementów ocenia się według wzorów:

$$m_{x_o} = \mu\sqrt{Q_{11}} \qquad m_x = \mu\sqrt{Q_{44}}$$
$$m_{y_o} = \mu\sqrt{Q_{22}} \qquad m_y = \mu\sqrt{Q_{55}} \qquad /6.12/$$
$$m_f = \mu\sqrt{Q_{33}}$$

Poligonom przeznaczonym do kalibracji kamer lotniczych stawia s odpowiednie wymagania dokładnościowe, jak również inne dotyczące ch rakteru terenu, gęstości i układu punktów, wymiarów i kształtu znak zewnętrznych. Zazwyczaj wybiera się teren o wyraźnej rzeźbie oraz s bilny pod względem tektonicznym. Z praktyki wynika, że różnice wys kości terenu nie powinny być mniejsze od $0{,}2\ h_f$.

Stosuje się kilka sposobów /schematów/ rozmieszczenia punktów w terenie. Na rysunku 6.7 przedstawiono trzy z nich:

1/ sposób radialny; wówczas gęstość punktów zmniejsza się od środka w kierunku brzegów;

2/ rozmieszczenie punktów na okręgach współśrodkowych w określonym i stałym odstępie; jest to sposób zaproponowany przez B.Hallerta i stosowany w Szwecji;

3/ rozmieszczenie punktów w postaci siatki kwadratów; wówczas gęstość punktów na całej powierzchni pola testowego jest jednakowa.

Wymiary poligonu powinny być takie, aby punkty znajdowały się na całej powierzchni zdjęcia. Uwzględniając skalę /1:m/ i wymiar zdjęcia /l/ długość boku poligonu można obliczyć ze wzoru:

$$L = l\,m \qquad /6.13/$$

Wszystkie punkty powinny być oznakowane w taki sposób, aby można było w czasie pomiarów fotogrametrycznych dokładnie ustawić znaczek pomiarowy. W przybliżeniu wymiary znaku /jego średnicę lub bok/ określa się ze wzoru:

$$d_{cm} = \frac{m}{300} \qquad /6.14/$$

Dokładność określenia współrzędnych geodezyjnych punktów w terenie powinna być większa niż odpowiednia dokładność pomiarów fotogrametrycznych na zdjęciu. Można ją określić z następujących zależności:

$$\sqrt{\left(\frac{m_X}{m}\right)^2 + \bar{m}_x^2} \leqslant \frac{1}{3} m_x$$

$$\sqrt{\left(\frac{m_Y}{m}\right)^2 + \bar{m}_y^2} \leqslant \frac{1}{3} m_y \qquad /6.15/$$

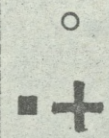
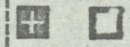
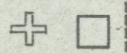
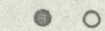
$$\sqrt{P\left(\frac{m_Z}{h_f}\right)^2 + \bar{m}_x^2} \leqslant \frac{1}{3} m_p$$

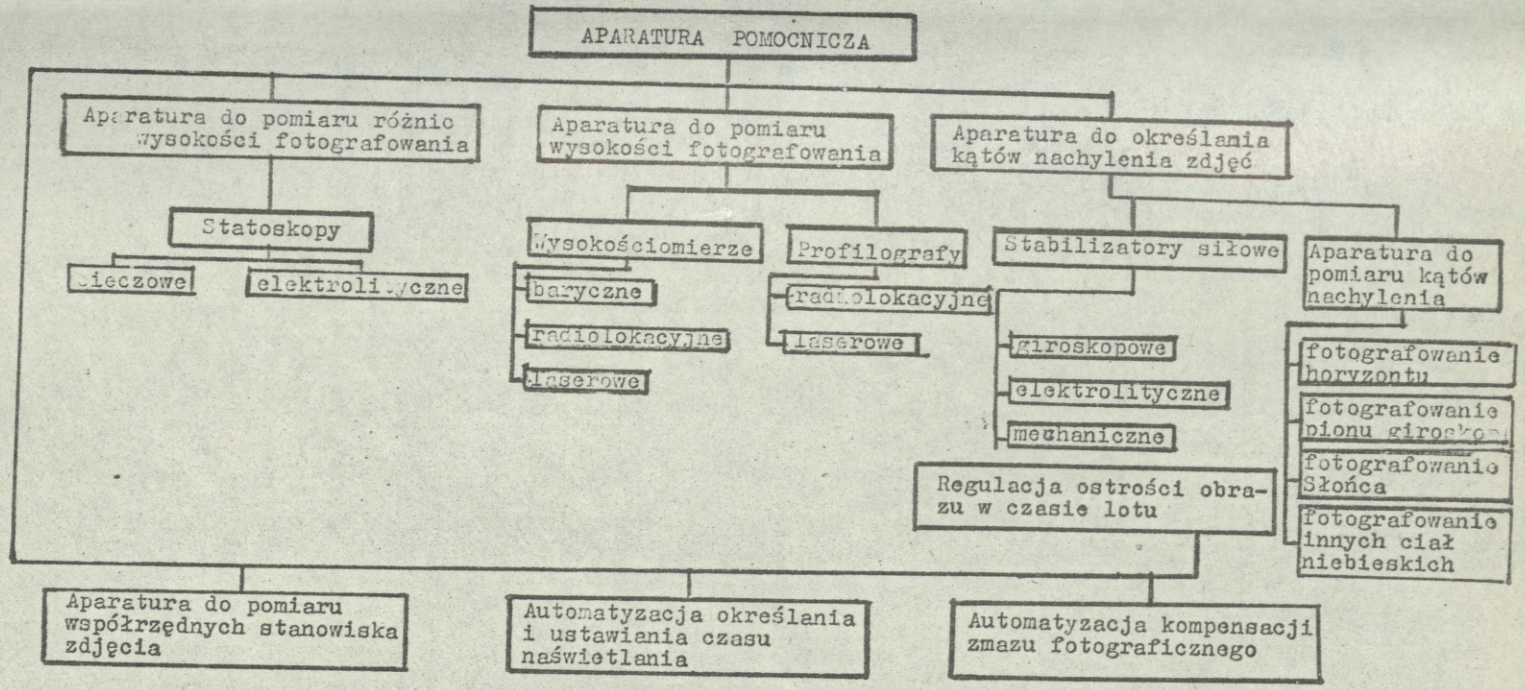
gdzie m_X, m_Y, m_Z = dokładność współrzędnych geodezyjnych punktów poligonu; $\bar{m}_x$, $\bar{m}_y$ - dokładność identyfikacji punktów; m_x, m_y, m_p - dokładność pomiaru współrzędnych i paralaks na zdjęciu.

Z wzoru 6.13 - 16 wynika, że poligony służące do kalibracji kamer lotniczych mogą służyć jedynie dla określonej skali lub niewielkiego przedziału skal zdjęć lotniczych. Są również projekty założenia takich poligonów dla dużego przedziału skal.

W różnych krajach zakłada się poligony do kalibracji kamer. W tabeli 6.1 podano podstawowe charakterystyki poligonów w niektórych krajach [57]

Tabela 6.1

Kraj	Rzeźba /przewyższenia/ m	Wymiary km^2	Liczba znaków	Gęstość znaków na 1 km^2	Markowanie: kształt	Markowanie: opis	Błędy /mm/: m_x	Błędy /mm/: m_y	Skala fotografowania
ZSRR	płaska	1,80x1,65	160	52,3		Biały krzyż o średnicy 0,6 m na tle czarnego kwadratu	± 12	± 10	1:10 000
Szwecja	płaska 90 - 620	1,8x1,8 9x9	70			Betonowe kręgi o średnicy 1,2 m Kwadraty o wymiarze 0,15x0,15 i 0,30x0,30 i krzyże o wymiarze 0,80x0,80	± 20 ± 50	± 20 ± 50	1: 3 000 1: 8 000
Francja	płasko-równinna	1,1x0,8 1,1x0,8 2,2x1,6 6,8x3,8	6,8 24 50 36			Płyty betonowe czarne z krzyżami lub kwadratami lub kwadratami żółtego koloru	± 30	± 20	
Czechosłowacja	200		292	58,4		Krzyże i kwadraty z białej folii poliestrowej	± 30 ± 20	± 20 ± 10	
RFN	300	3x3	600	66,7		Płyty metalowe kwadratowe 0,25x0,25	± 10	± 10	1: 8 000 1:12 000
Kanada	równina	1,3x2,0	125	5,0		Czarne i białe kręgi	± 50	± 20	1:10 000
USA		25x25	244	0,4		Krzyże maltańskie o wymiarach 16x16 m			1: 100 000



Rys.7.1. Rodzaje pokładowej aparatury pomocniczej służącej do określenia elementów orientacji zewnętrznej i polepszenia jakości zdjęć lotniczych w czasie lotu.

7. APARATURA POMOCNICZA

Do aparatury pomocniczej wykorzystywanej w pracach fotolotni-
czych zalicza się te wszystkie urządzenia, aparaturę i przyrządy p
dowe, których zastosowanie w czasie lotu polepsza jakość zdjęć lot
czych, uzupełnia informacje zawarte w treści zdjęcia, ułatwia wyko
tanie tej informacji oraz ogranicza lub nawet eliminuje konieczność
wykonywania dodatkowych prac polowych.

Aparaturę pomocniczą według jej przeznaczenia dzieli się na n
pujące grupy:

- aparaturę do pomiaru różnic wysokości fotografowania / Δh_f
- aparaturę do pomiaru wysokości fotografowania /h_f lub h_{abs}/
- aparaturę do stabilizacji lub pomiaru kątów nachylenia kame
  lotniczej w czasie fotografowania / φ i ω /;
- aparaturę do pomiaru współrzędnych środka rzutów /X,Y,Z/;
- przyrządy do pomiaru i ustawiania czasu naświetlania;
- urządzenia do automatycznej kompensacji rozmazania obrazu /
  zu fotograficznego/;
- urządzenia do regulacji ostrości obrazu w czasie lotu.

Rodzaje i przeznaczenie poszczególnych typów aparatury przedstawio
na schemacie /rys.7.1/.

7.1. Statoskopy

Statoskopy są przyrządami mierzącymi różnice ciśnienia baryc
i na tej podstawie określające różnice wysokości w stosunku do wyb
nej powierzchni izobarycznej. Statoskop włączony podczas lotu foto
metrycznego na określonej wysokości będzie cały czas wskazywał róż
wysokości lotu w stosunku do wysokości, na której nastąpiło włącze
Zasadę działania statoskopu przedstawiono na rysunku 7.2. Rurka sz
na wygięta w kształcie litery U jest napełniona cieczą. Jeden koni
rurki jest otwarty, natomiast drugi jest połączony za pomocą zawor
z naczyniem o temperaturze stałej, wynoszącej $0^{o}C$. Jeśli zawór jes
otwarty, to powietrze ma dostęp do obu końców rurki; z obu stron j
jednakowe ciśnienie atmosferyczne i poziomy cieczy są równe. Jeśli
wór jest zamknięty, to z prawej strony ciśnienie będzie stałe, nat
miast z lewej strony będzie zależało od ciśnienia atmosferycznego.
Wówczas przy stałej wysokości poziomy cieczy będą równe, natomiast
przy zmianach wysokości wystąpią różnice poziomów proporcjonalne d
zmian ciśnienia atmosferycznego, a te będą uzależnione zmianami wy

kości lotu. Różnice poziomów d odczytuje się na podziałce. Wartość jednego interwału podziałki zależy od ciśnienia statycznego B_o w naczyniu oraz temperatury powietrza t. Obliczy się ją według wzoru:

$$\delta h = / 1 + \frac{1}{273} t / \; / C_1 + \frac{C_2}{B_o} / \qquad /7.1/$$

a różnice wysokości otrzymuje się jako

$$\Delta h = d \; \delta h$$

We wzorze /7.1/ przez C_1 i C_2 oznaczono stałe statoskopu, uzależnione od przekroju rurki, ciężaru właściwego cieczy oraz pojemności naczynia.

Dla statoskopu Wild, produkowanego przez firmę Wild i wykorzystywanego w Polsce w okresie powojennym, różnicę wysokości lotu obliczano według następującego wzoru:

$$\Delta h = d \; a \; /0,15 + \frac{1180}{B_h} C / \qquad /7.2/$$

gdzie $a = 1 + 0,003 \; B_h$ - jest ciśnieniem powietrza w milimetrach słupka rtęci na wysokości lotu, a C - ciężarem właściwym cieczy. W statoskopie tym rejestrator fotografuje oba poziomy cieczy na tle skali pionowej.

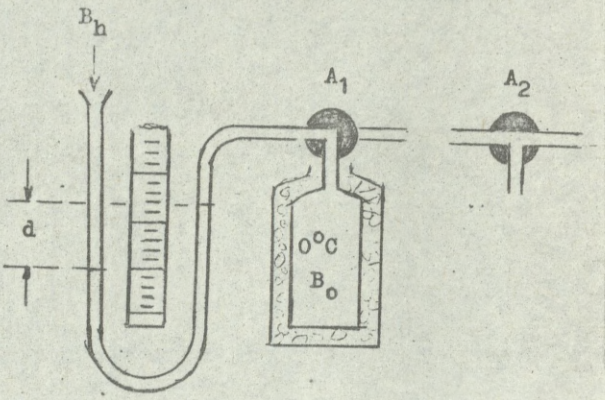
Na podobnej zasadzie są zbudowane statoskopy radzieckie S-50 i S-51 /rys.7.3/. Są to niezwykle czułe przyrządy pomiarowe, w związku z czym mają zakres pomiaru ograniczony do 40-50 m. Przy występowaniu większych różnic wysokości ciecz może zostać wypchnięte z rurki, dlatego w statoskopach tych zastosowano dwa jednakowe bloki pomiarowe działające w taki sposób, że gdy w pierwszym włączonym statoskopie ciecz osiągnie pewien poziom graniczny /górny lub dolny/, to następuje automatyczne wyłączenie się danego bloku i równoczesne włączenie drugiego bloku pomiarowego. Poziomy cieczy są rejestrowane na taśmie filmowej. Do obliczenia różnic wysokości wykorzystuje się następujący wzór:

$$h = Q \; d \qquad /7.3/$$

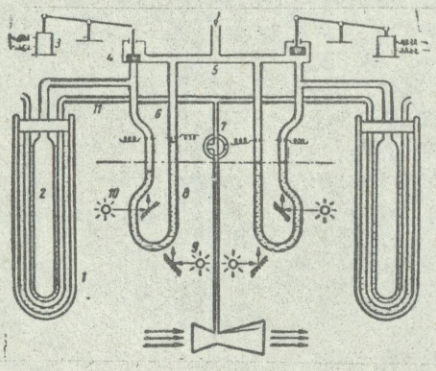
gdzie

$$Q = \frac{7991}{V B_b} / 1 + \alpha t / \; k_o / 1 - \beta t / + 0,5 \, C B_h$$

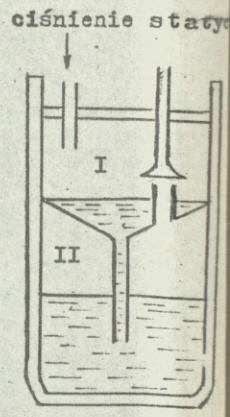
W powyższym wzorze przyjęto oznaczenia: V - powiększenie fotorejestratora; $\alpha = 1 / 273$; k_o - stosunek ciężaru cieczy użytej w statoskopie do ciężaru rtęci; β - współczynnik rozszerzalności cieczy; t - temperatura powietrza na wysokości lotu; C - stała statoskopu.



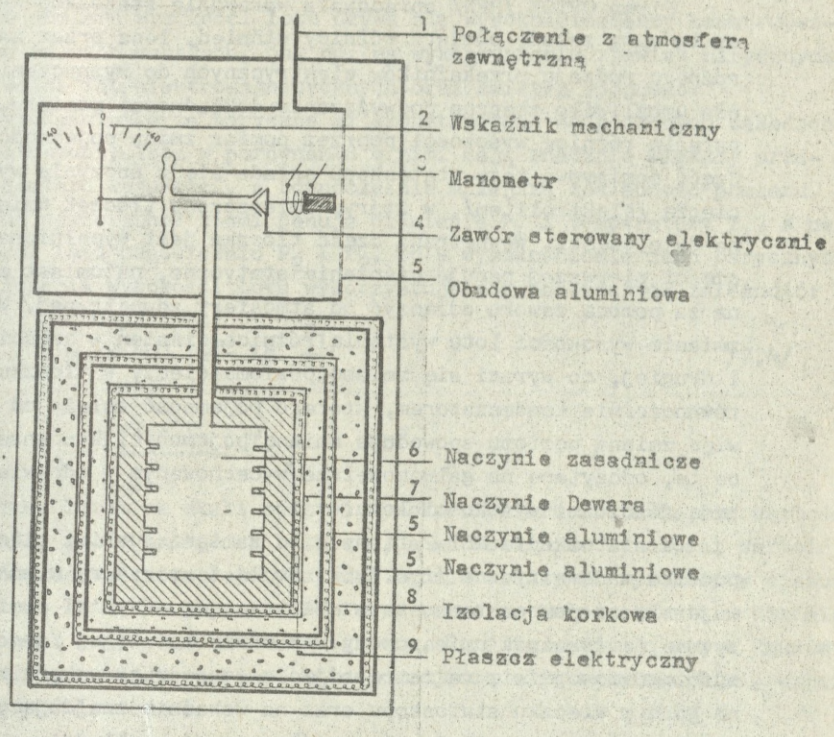
Rys.7.2. Zasada działania statoskopu cieczowego. A_1 - zawór zamknięty, A_2 - zawór otwarty.



Rys.7.3. Schemat cieczowego statoskopu kaskadowego



Rys.7.4. Schemat działani statoskopu elekt tycznego.



Rys.7.5. Schemat budowy statoskopu RST-2 firmy Wild.

Firma OPTON /RFN/ opracowała wprawdzie statoskop wykorzystu
cy tą samą zasadę pomiaru różnicy ciśnień, lecz przez zastosowan
różnego rodzaju przekaźników elektrycznych do wyznaczenia zmian
nia umożliwiło znaczne podwyższanie dokładności pomiaru. Statosk
określa różnice wysokości poprzez pomiar zmian pojemności konden
Część pomiarowa tego statoskopu składa się z naczynia wypełnione
cieczą /elektrolitem/, w którym umieszczono tłoczek dzielący nac
na dwie części. Wewnętrzna część tłoczka jest wypełniona cieczą.
części pierwszej panuje ciśnienie statyczne, natomiast część dru
na za pomocą zaworu odłączyć od atmosfery zewnętrznej. Wówczas p
zmianie wysokości lotu wystąpią różnice ciśnień w częściach pier
i drugiej, co wyrazi się zmianą poziomu cieczy w tłoczku. Tłocze
równocześnie kondensatorem, którego pojemność zależy od poziomu
więc zmiana poziomu spowoduje zmianę pojemności kondensatora, a
ce te, odczytane na galwanometrze wycechowanym w odpowiedni spos
będą różnicami wysokości lotu.

W statoskopie RST-2 firmy Wild zamiast rurki z cieczą zasto
pudełko manometryczne /rys.7.5/. Stałą temperaturę w manometrze
muje się za pomocą termostatu elektrycznego. Wyniki pomiaru są p
zywane na wskaźnik umieszczony w kamerze lotniczej /jego wskazan
odfotografowują się na ramce zdjęcia/, na drugi wskaźnik umieszc
na górnym wieczku statoskopu oraz na wskaźnik znajdujący się w k
pilota. Statoskop RST-2 może współpracować w układzie z kamerami
RC-9 i RC-10. Dokładność pomiaru różnic wysokości przy fotografo
na wysokościach do 5 000 m wynosi $\pm$ 0,5 m.

Firma Carl Zeiss Jena /NRD/ produkuje statoskopy "Regiscop"
W ich konstrukcji również wykorzystano elementy elektryczne. Sta
kop ten współpracuje z kamerami typu MRB;, może pracować w przed
wysokości lotu od 0 do 8 000m n.p.m., mierząc różnice wysokości
nicach $\pm$ 40 m z dokładnością $\pm$ 0,5 m.

7.2. Wysokościomierze

W procesie fotografowania lotniczego używa się następujących
jęć wysokości lotu:

- wysokość lotu bezwzględna, liczona od poziomu morza;
- wysokość lotu w stosunku do lotniska /h_{lot}/;
- wysokość fotografowania /h_f/, liczona w stosunku do średn
  płaszczyzny rejonu zdjęć.

Do pomiaru wysokości lotu używa się wysokościomierzy konstruowanych na różnych zasadach, jak np. na wykorzystaniu zjawisk barycznych, właściwości fal elektromagnetycznych oraz światła spójnego.

Wysokościomierze baryczne są skonstruowane na podobnych zasadach jak statoskopy, lecz w porównaniu z nimi mają znacznie większy przedział pomiaru wysokości, a równocześnie mniejszą dokładność pomiaru. Jeśli na powierzchni ziemi panuje ciśnienie P_1 i temperatury T_1, a na wysokości lotu odpowiednio P_2 i T_2, to w wysokościomierzach barycznych do obliczenia wysokości lotu wykorzystuje się następującą zależność:

$$h = 18\,400 \frac{T_m}{T_o} \lg \frac{P_1}{P_2} \qquad /7.4/$$

gdzie

$$T_m = \frac{T_1 + T_2}{2}, \quad T_o = -273^{\circ}.$$

Przed lotem na skali ciśnień wysokościomierza ustawia się wartość ciśnienia, jakie panuje na lotnisku, a na wskaźniku wysokości wartość 0 m. Wówczas w czasie lotu przyrząd będzie wskazywał wysokość w stosunku do poziomu lotniska. Wysokościomierze baryczne umieszcza się w kabinie pilota oraz przy stanowisku nawigatora. Ponadto znajdują się w kamerach lotniczych, wówczas na ramce każdego zdjęcia odfotografowuje się wskaźnik wysokościomierza.

Radiowysokościomierze są przyrządami działającymi na zasadzie radiolokacji. Pracują przeważnie w systemie impulsowym z pasywnym odbiciem fal elektromagnetycznych. Schemat rozmieszczenia radiowysokościomierza na pokładzie samolotu przedstawiono na rysunku 7.7. Nadajnik poprzez antenę nadawczą wysyła wiązkę fal elektromagnetycznych. Fale docierają do powierzchni ziemi, odbijają się od niej i poprzez antenę odbiorczą wracają do odbiornika. Moment wysłania fal i ich powrotu jest zapisywany na ekranie wskaźnika. Czas w jakim impuls dotrze do powierzchni ziemi i powróci do odbiornika wynosi:

$$t = \frac{2D}{c}$$

gdzie c jest prędkością rozchodzenia się fal elektromagnetycznych. Rzeczywista odległość od samolotu do najbliższego punktu na powierzchni ziemi będzie się więc równała:

$$D = \frac{1}{2} t c \qquad /7.5/$$

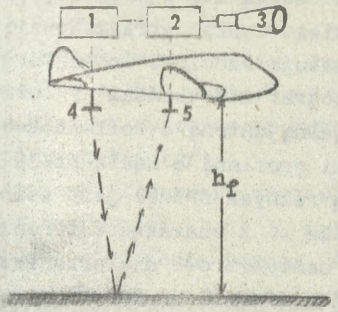
Wskaźnik mierzy czas od momentu wyjścia impulsu do jego powrotu. P
nieważ pomiędzy mierzonym czasem a odległością D istnieje zależnoś
liniowa, więc skalę wskaźnika można wycechować w metrach. Jeśli wó
czas moment wyjścia impulsu będzie zgrany z punktem zerowym skali,
moment powrotu zostanie zaznaczony w miejscu wskazującym n rzeczy
wistą odległość samolotu od powierzchni Ziemi. W terenie rów innym
odległość ta będzie równoznaczna z wysokością fotografowania /lotu
nad terenem/, natomiast w terenie pofałdowanym i górzystym zawsze
będzie ona odległością najkrótszą /rys.7.8/. Wówczas do określenia
miejsca odbicia fal radiowysokościomierza wykorzystuje się pomiary
stereofotogrametryczne zdjęć, względnie specjalnie do tego celu pr
stosowane, tzw. płytki Konszyna. Płytki te, nałożone na oba zdjęci
tworzące stereogram, dają stereoskopowy obraz siatki w kształcie s
ze środkiem umieszczonym w stanowisku zdjęcia. Na tej podstawie ok
la się punkty położone najbliżej samolotu. Wówczas wysokość fotogr
fowania oblicza się jako:

$$h_f = D + \Delta D$$

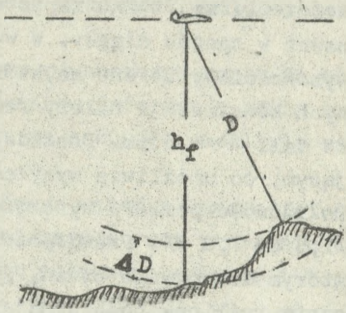
gdzie D - otrzymuje się z radiowysokościomierza, zaś ΔD - za pom
pomiaru stereofotogrametrycznego.

Do najbardziej znanych wysokościomierzy tego typu należy zali
radiowysokościomierz topograficzny RWTD produkcji radzieckiej. Skła
się on z nadajnika i odbiornika wraz z antenami, wskaźnika z ekran
oraz przystawki fotografującej obraz ze wskaźnika. Radiowysokościom
RWTD pracuje na fali λ = 68 cm. Fala ta doskonale przenika przez s
roślinną /korony drzew, krzaki/ i odbija się od powierzchni ziemi,
wierzchni lodu, lustra wody itd. Odbiornik posiada antenę szeroko u
runkowaną. Celem odcięcia impulsów postępujących od punktów dalej p
żonych stosuje się urządzenie, które zamyka wejście odbiornika naty
miast po otrzymaniu impulsu od najbliższego punktu terenu. Skala ws
nika ekranowego jest wycechowana do 500 m; najmniejsza wartość podz
łki wynosi 5 m; zakres pomiaru wysokości wynosi od 100 do 10 000 m;
dokładność pomiaru w terenie równinnym jest rzędu $\pm$ 1,2 m; w tereni
górzystym może dochodzić do $\pm$ 2,5m.

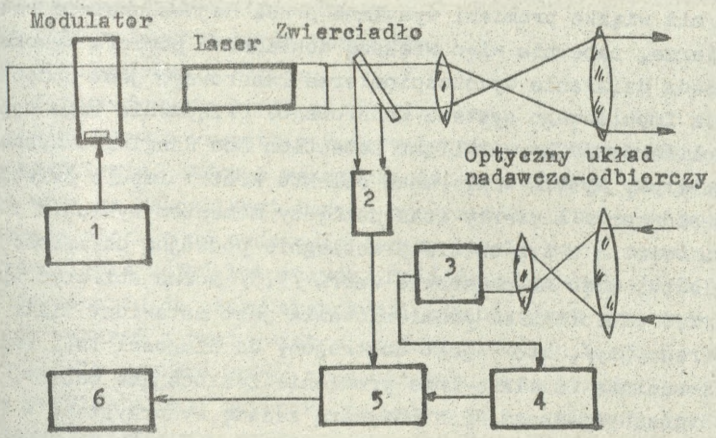
Spośród innych przyrządów tego typu należy wymienić radiowyso-
kościomierze "Baza-6C" oraz "Relief", również produkcji radzieckiej,
pracujące na fali λ = 3 cm. Radiowysokościomierz "Relief" pracuje
w przedziale wysokości od 500 do 5 000 m, wysyła wiązkę fal o szero-
kości 3°, ma błąd średni pomiaru wysokości dla terenów równinnych
$\pm$ 2 m, dla terenów górzystych $\pm$ /3 - 4/ m.



Rys.7.7. Schemat działania radiowysokościomierza: 1 - nadajnik 2 - odbiornik, 3 - wskaźnik, 4 - antena nadawcza, 5 - antena odbiorcza.



Rys.7.8. Zasada radiolokacyjnego pomiaru wysokość lotu: h_f - wysokość fotografowania, D - odległość do najbliższego punktu pod samolotem.



Rys.7.9. Schemat działania impulsowego wysokościomierza laserowego. 1 - generator sterujący promieniowaniem, 2 - odbiornik impulsu oporowego, 3 - odbiornik impulsu odbitego od terenu, 4 - wzmacniacz, 5 - blok pomiaru czasu opóźniania, 6 - wskaźnik wysokości lub urządzenie rysujące profil terenu.

Radioprofilografy działają na podobnej zasadzie jak radiowysokościomierze, tylko zapis wysokości odbywa się w nich częściej, lub nawet w sposób ciągły. W wyniku takiego zapisu otrzymuje się profil wysokościowy terenu na,którym przelatuje samolot. Do najbardziej znanych konstrukcji należy radioprofilograf amerykański APR pracujący na fali λ = 3 cm. Posiada on specjalną antenę z reflektorem odbijającym, co umożliwia wysyłanie wiązki promieni o kącie rzędu 1 - 2°. Dokładność pomiaru wysokości według różnych źródeł jest różna /1,5 do 7,8 m/. Prawdopodobnie wynika to z charakteru terenu, nad którym dokonywano badań, gdyż fale centymetrowe nie przenikają przez szatę roślinną /odbijają się od liści drzew i krzewów/.

Wysokościomierze i profilografy laserowe. Nawet najlepsze urządzenia oparte na zasadzie radiolokacji wysyłają wiązkę promieni elektromagnetycznych o rozbieżności wynoszącej kilka stopni, co przy dużych wysokościach lotu powoduje obniżenie dokładności pomiaru. Wykorzystanie promieni lasera stworzyło nowe możliwości w tym zakresie.

Wiązka promieni laserowych charakteryzuje się dużą gęstością mocy i małym kątem rozbieżności /1 - 2'/; jest więc ponad 100 razy węższa, niż wiązka promieni wysyłana przez najdoskonalsze radiowysokościomierze, zapewnia więc większą dokładność pomiaru wysokości.

Zasada działania wysokościomierza laserowego jest podobna do działania impulsowego systemu radarowego. Urządzenia tego typu noszą nazwę kolidarów /COherent LIght Detection And Ranging/. Wysokościomierz laserowy wysyła w kierunku obiektu krótki impuls świetlny /błysk światła spójnego/ i mierzy czas pomiędzy momentem wysłania i powrotu impulsu. Światło w tym czasie przebiegnie podwójną odległość do mierzonego obiektu, więc na podstawie wzoru /7.5/ można obliczyć wysokość lotu. Przed odbiornikiem promieniowania jest ustawiony filtr świetlny /interferencyjny/, który jest dostrojony do długości fali światła laserowego i odcinka wszelkie inne promienie zakłócające odbiór.

W Stanach Zjednoczonych powyższą zasadę wykorzystano w lotniczym profilografie laserowym, służącym zarówno do pomiaru wysokości lotu jak i do wykreślenia profilu trasy. Całe urządzenie składa się z czterech zespołów:

1/ zespół służący do ciągłego pomiaru wysokości lotu za pomocą lasera helowo-neonowego o długości fali 6328 Å /wielkość plamki świetlnej na ziemi wynosi kilkadziesiąt cm^2; zespół posiada trzy poziomy czułości: 6, 30 i 150 m, które można włączać równocześnie, lub w dowolnej kombinacji/;

2/ zespół barometryczny, rejestrujący powierzchnię izobaryczną, którą wykorzystuje się do obliczania różnic wysokości pomiędzy samolotem i terenem;

3/ zespół rejestrujący, umożliwiający równoczesny zapis na błonie filmowej lub taśmie papierowej sześciu kanałów informacji /duża częstotliwość zapisu, wynosząca ponad 100 cykli na sekundę, umożliwia uznanie zapisu za ciągły/;

4/ zespół fotograficzny, w skład którego wchodzi kamera fotograficzna o szerokości błony 35 mm, która rejestruje rzut promienia laserowego na powierzchnię terenu. Kamera jest połączona sztywno i współosiowo z zespołem pierwszym.

Na podstawie wielu badań oceniano dokładność profilografu. Z porównań danych profilografu i pomiarów polowych wynika, że ponad 60% pomiarów posiada błędy wysokościowe nie przekraczające $\pm$ 1 m.

7.3. Urządzenia do pomiaru kątów nachylenia zdjęć lotniczych

Do określenia kątów nachylenia zdjęć lotniczych wykorzystuje się następujące sposoby pomiaru:

1/ wskazania libeli cieczowej;

2/ fotografowanie linii horyzontu;

3/ fotografowanie Słońca;

4/ fotografowanie linii pionu giroskopu.

Libele. Prawie wszystkie kamery lotnicze są wyposażone w okrągłe libele wewnętrzne, których wskazania odfotografowują się przy ramce zdjęcia wraz ze wskaźnikami innych przyrządów. Libele są odpowiednio wycechowane dlatego na podstawie obrazu libeli można oceniać wielkość kątów nachylenia zdjęć lotniczych. Dość duża bezwładność libel cieczowych w porównaniu do czasu ekspozycji zdjęcia jest przyczyną niezgodności ich wskazań z rzeczywistymi kątami nachylenia zdjęć. Ponadto na ciecz w libeli wywiera wpływ prędkość lotu oraz przyspieszenia w płaszczyźnie horyzontalnej; czynniki te wpływają na zmianę położenia pęcherzyka libeli w stosunku do jego położenia właściwego. Dlatego wskazania libeli służą raczej do ogólnej oceny stateczności samolotu w czasie fotografowania danego szeregu. Dokładność określenia kątów nachylenia zdjęć za pomocą libel jest rzędu kilkunastu minut i więcej.

Fotografowanie linii horyzontu synchronicznie z wykonywaniem zdjęć pionowych ma na celu określenie składowych kąta nachylenia zdjęcia φ i ω. Powyższa metoda jest znana od 1930 r., lecz praktycznie stosuje się ją tylko w Finlandii.

Fotografowanie horyzontu może się odbywać dwoma sposobami:

1/ za pomocą aparatury wbudowanej w kamerę lotniczą /sposób Nenonena/;

2/ za pomocą specjalnej aparatury fotograficznej /sposób Wilda/.

Zasada wykorzystania zdjęć horyzontalnych jest w obu sposobach taka sama.

Załóżmy, że kamera horyzontalna jest skierowana poprzecznie do kierunku lotu. Jeśli w momencie ekspozycji kamera pomiarowa zajmowała położenie ściśle pionowe, to obraz horyzontu sfotografuje się w sposób przedstawiony w górnej części rysunku 7.10: linia horyzontu będzie zgrana z bocznymi znaczkami pomiarowymi. Natomiast przy nachyleniu kamery pomiarowej /a więc i sprzężonej z nią horyzontalnej/ przedstawiony kąt φ będzie charakteryzował nachylenie podłużne, natomiast odcinek $a = OC$ - nachylenie poprzeczne. Jeśli przyjąć następujące oznaczenia: $O_1O_2 = l$, $AO_1 = P_1$ oraz $AO_2 = P_2$, to kąty nachylenia podłużnego i poprzecznego można obliczyć z następujących zależności:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{P_1 + P_2}{l}$$

$$\operatorname{tg}\omega' = \frac{a}{f_{kh}}$$

gdzie f_{kh} jest długością ogniskowej kamery horyzontalnej. Do uzyskania wartości rzeczywistej nachylenia poprzecznego należy jeszcze wnieść poprawkę spowodowaną refrakcją atmosferyczną. Można tutaj wykorzystać ogólnie znany wzór:

$$\nu = \varsigma' \sqrt{\frac{2h_f}{R}}$$

gdzie R - jest promieniem kuli ziemskiej.

Wówczas kąt nachylenia poprzecznego oblicza się z zależności:

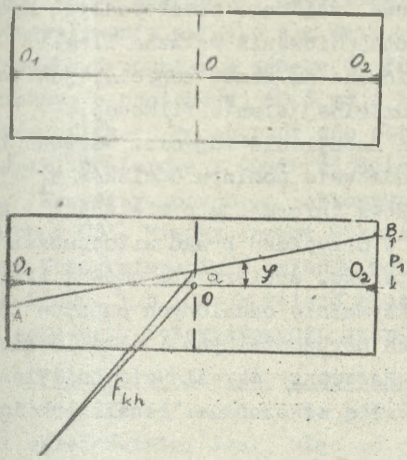
$$\omega = \omega' - \nu \qquad /7.6/$$

Kąt ten można również obliczyć na podstawie pomierzonych wartości P_1 i P_2, lecz wówczas, oprócz poprawki za refrakcję, we wzorze /7.6'/ należy jeszcze uwzględnić poprawkę spowodowaną krzywizną Ziemi:

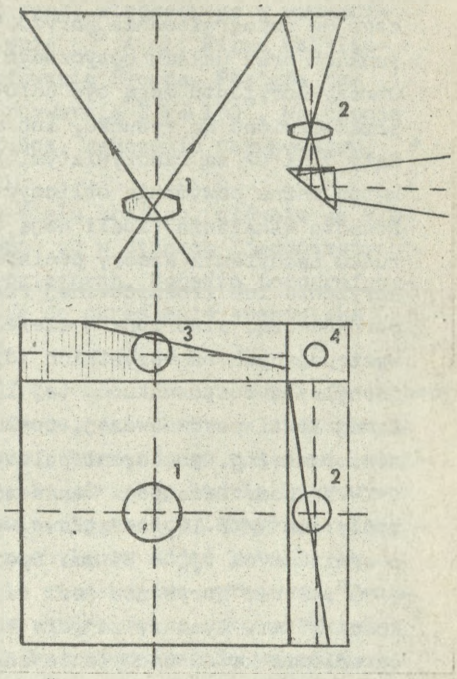
$$\omega = \omega' - \nu + \mu \qquad /7.6'/$$

gdzie $\mu = \varsigma' \frac{D}{2R} \operatorname{tg}\beta$, D jest odległością od samolotu do linii horyzontu, β - kątem rozwarcia kamery horyzontalnej.

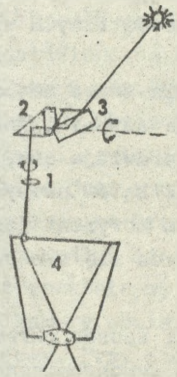
W sposobie Nenonena kamera jest podzielona na cztery części /rys. 7.11/: kamerę pomiarową do fotografowania pionowego, dwa układy opty-



Rys.7.10. Fotografowanie horyzontu - zasada pomiaru. Na rysunku górnym - nachylenie równe 0^o, na rysunku dolnym kamera nachylona na kąt φ.



Rys.7.11. Fotografowanie horyzontu dwiema kamerami. 1 - zdjęcie z kamery pomiarowej, 2 i 3 - zdjęcia z kamer horyzontalnych, 4 - libela okrągła.



Rys.7.13.
Fotografowanie Słońca. 1 - obiektyw peryskopu, 2 i 3 - pryzmaty, 4 - kamera pomiarowa.

czne do fotografowania horyzontu w dwu wzajemnie prostopadłych kierunkach oraz układu optycznego do fotografowania wskazań libeli. Obrazy horyzontu mogą być odfotografowane na ramce zdjęcia, jak to przedstawiono na rysunku, lub na oddzielnej błonie filmowej. Kąty φ i ω są rzeczywistymi kątami nachylenia zdjęcia. Wartość tych kątów można powtórnie obliczyć na podstawie pomiaru odcinków a_1 i a_2. Ponadto wskazania libeli dają dodatkową informację o wielkości i kierunku nachylenia kamery pomiarowej. W przypadku braku widoczności horyzontu lub zróżnicowanej rzeźby terenu, wybiera się umowną linię porównawczą, utworzoną z szeregu maksymalnie oddalonych punktów terenu występujących na wszystkich zdjęciach horyzontalnych i określa się nachylenia w stosunku do tej linii. Następnie określa się nachylenie samej linii porównawczej, posługując się wskazaniami libeli lub innymi sposobami /np. pomiarami polowymi/.

Na podstawie idei Nenonena firma Zeiss zbudowała w 1938 r. kamerę pomiarową RMKP-10, dodatkowo wyposażoną w dwie kamery horyzontalne o ogniskowych f_{kh} = 75 mm. Specjalny pryzmat odchyla bieg promieni o 90°. Obraz horyzontu jest rejestrowany na oddzielnej błonie o szerokości 35 mm. Wymiary zdjęcia horyzontu wynoszą 24 x 55 mm; dokładność określenia kątów nachylenia zdjęć jest rzędu ± 2 - 3′.

Firma Wild wyprodukowała specjalną kamerę horyzontalną HC-1, która na oddzielnej błonie fotograficznej rejestruje obraz horyzontu w czterech kierunkach, pokrywających się z kierunkami wyznaczanymi przez ramki zdjęć pionowych. Kamera HC-1 jest oddzielnym urządzeniem, które umieszcza się obok kamery lotniczej, w tym samym podwieszeniu /rys. 7.12/. Na podstawie wielu badań określono dokładność pomiaru kątów nachylenia zdjęć. W zależności od warunków zewnętrznych wynosi ona od około ± 0,5 do 3,0′.

Na dokładność określenia kątów nachylenia zdjęć metodą fotografowania horyzontu istotny wpływ wywierają takie czynniki jak zamglenie horyzontu oraz zróżnicowana rzeźba terenu. Sprawiają one, że w niektórych przypadkach nie można tą metodą określić kątów nachylenia zdjęć. Na przykład fotografowaniu z wysokości 3500 m horyzont jest oddalony ponad 200 km, dlatego w tych przypadkach zaleca się stosowanie błon fotograficznych uczulonych na podczerwień.

Fotografowanie Słońca. Santoni opracował sposób określenia kątów nachylenia zdjęć lotniczych φ i ω za pomocą synchronicznego rejestrowania położenia Słońca na firmamencie niebieskim. W sposobie tym specjalny peryskop słoneczny, zespolony na stałe z kamerą pomiarową, rejestruje obraz Słońca. Na podstawie pomierzonej wysokości Słońca

oraz znanej szerokości geograficznej i czasu miejscowego w momencie fotografowania określa się kąty nachylenia φ i ω. Firma Galileo-Santoni wyprodukowała kamerę do fotografowania Słońca. Posiada ona obiektyw o ogniskowej 62,5 mm i kącie rozwarcia $2\beta = 130^{\circ}$. Na błonie fotograficznej rejestruje ona obraz Słońca, wskazania chronometru, znaczki pomiarowe i numer zdjęcia.

Powyższy sposób ma zastosowanie w wielu krajach, głównie we Włoszech i USA. Między innymi wykorzystywano go w Stanach Zjednoczonych przy fotografowaniu z balonów meteorologicznych. Ponadto fotografowanie Słońca lub innych gwiazd stosuje się do określenia stanowiska zdjęcia przy fotografowaniu kosmicznym.

Fotografowanie pionu giroskopu. Giroskop o trzech stopniach swobody posiada zdolność zachowania położenia swojej osi obrotu w stosunku do osi wszechświata. Jeśli więc oś giroskopu, sprzężonego z kamerą lotniczą, ustawić równolegle do linii pionu, to giroskop będzie zachowywał takie położenie niezależnie od zachowania się kamery. Powyższą właściwość wykorzystano do określenia kątów nachylenia zdjęć lotniczych.

Jednym z pierwszych było urządzenie giroskopowe opracowane jeszcze w latach 30-tych przez firmę Zeissa, które można było ustawiać na kamerze pomiarowej. Wirnik giroskopu był równocześnie wahadłem. W górnej części urządzenia znajdował się znaczek punktowy, który za pomocą zwierciadełka, umieszczonego na giroskopie, rzutowano na płaszczyznę zdjęcia, gdzie odfotografowywał się na tle skali. Na podstawie stopnia odchylenia znaczka od punktu zerowego skali określano wielkość i kierunek nachylenia kamery pomiarowej.

We Włoszech Nistri opracował urządzenie giroskopowe, które rejestrowało na zdjęciu położenie punktu nadirowego. Zasadę działania urządzenia przedstawiono na rysunku 7.14. Kolimator, który jest zespolony na stałe z kamerą pomiarową, rzutuje z nieskończoności obraz znaczka w postaci krzyża. Obraz ten poprzez zwierciadełko kolimatora jest przenoszony na drugie zwierciadełko, umieszczone przed obiektywem kamery pmiarowej, skąd jest rzutowany na płaszczyznę zdjęcia. Drugie zwierciadełko jest sterowane przez giroskop w taki sposób, że zawsze rzutuje obraz znaczka wzdłuż linii pionu. Gdy płaszczyzna zdjęcia będzie w położeniu horyzontalnym, wówczas linia pionu będzie się pokrywała z osią główną kamery pomiarowej i obraz znaczka pokryje się z punktem głównym zdjęcia. Przy nachyleniach zdjęcia znaczek odfotografuje się w innym miejscu, a wielkość kątów nachylenia można będzie określić na podstawie współrzędnych tłowych punktu nadirowego $/x_n, y_n/$:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{x_n}{f_k}, \qquad \operatorname{tg}\omega = \frac{y_n}{f_k}$$

Zwierciadełko, które znajduje się przed obiektywem kamery pom rowej nie odfotografuje się na zdjęciu, wpłynie jedynie na zwiększ nie strat energii świetlnej postępującej od terenu o około 7%.

W kamerze Foma 53/A i Foma 53/B Nistri zastosował dwa girosko działające w podobny sposób, z których jeden rejestruje nachylenia podłużne, a drugi - nachylenia poprzeczne kamery pomiarowej. Obraz znaczków, charakteryzujące nachylenia, odfotografowują się przy ra kach zdjęcia. Położenie punktu nadirowego określa się na specjalny przyrządzie na podstawie obrazu obu znaczków.

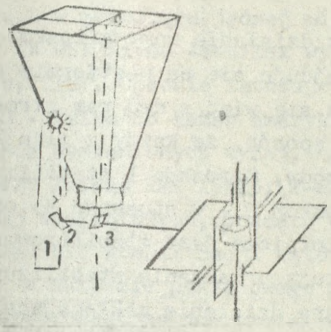
Błąd średni rejestracji kątów nachylenia powyższą metodą wyno około $\pm$ 2,0′; w badaniach laboratoryjnych uzyskano nawet dwukrotni większe dokładności.

7.4. Stabilizacja nachylenia kamery lotniczej

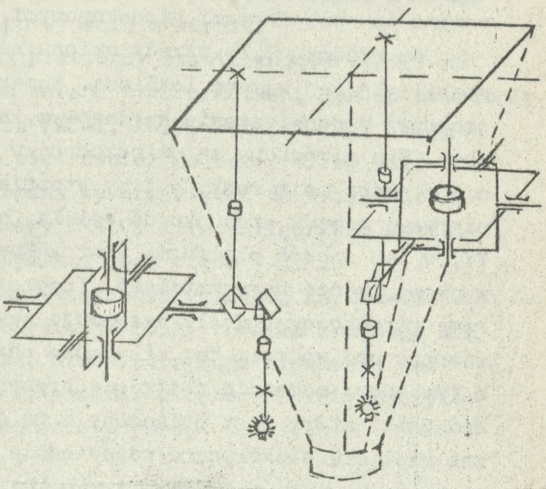
Znajomość kątów nachylenia kamery ułatwia opracowanie fotogra tryczne zdjęć lotniczych, lecz znacznie większe korzyści osiąga si jeśli otrzymane zdjęcia lotnicze nie będą miały nachyleń. Stosowan różne rozwiązania tego problemu, jak zastosowanie urządzenia wykor tujących siłę ciężkości /wahadła, libele elektrolityczne/ oraz wła wości zachowania się giroskopu. Te ostatnie są obecnie najczęściej wykorzystywane, gdyż umożliwiają otrzymanie najlepszych wyników.

Istnieją dwa sposoby stabilizacji kamery lotniczej w locie za pomocą giroskopów. W pierwszym sposobie giroskopy służą do określe kąta nachylenia osi głównej kamery lotniczej w stosunku do linii p nu. Następnie za pomocą specjalnego układu giroskopowego, śledzące nachylenie, poprawia się położenie kamery odpowiednio do zaistniał nachyleń. Urządzenia tego rodzaju noszą nazwę układów wskaźnikowyc

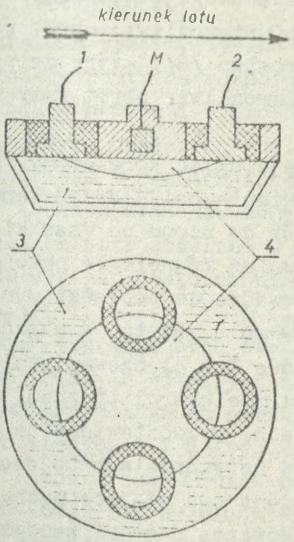
Drugi sposób polega na zastosowaniu bezpośredniej stabilizacj siłowej samej kamery. Układy takie składają się z jednego lub kilk giroskopów, w zależności od liczby osi, w stosunku do których nale zastosować stabilizację. W układach stabilizujących w pierwszej ko ności nachyleniem osi głównej kamery podczas lotu będą się przeciw wiały momenty sił wytworzone przez same giroskopy. Pionowe położen osi głównej kamery lotniczej będzie następnie podtrzymywane za pom specjalnych silników elektrycznych, nazywanych silnikami stabilizu cymi, które będą wytwarzały momenty sił przeciwne do powstałych za ceń. Siłowa stabilizacja kamer lotniczych znalazła najszersze zast



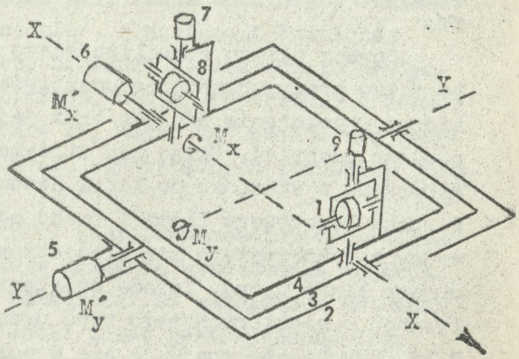
Rys.7.14. Fotografowanie pionu giroskopu: 1 - kolimator, 2 - zwierciadełko, 3 - zwierciadełko sterowane giroskopem, 4 - kamera pomiarowa.



Rys.7.15. Schemat wykorzystania dwóch giroskopów do określania kątów nachylenia zdjęcia.



Rys.7.17. Zasada działania libeli elektrolitycznej; u góry przekrój libeli, u dołu - widok z góry. 1 i 2 - styki wlutowane do wieczka, 3 - elektrolit, 4 - pęcherzyk powietrza, M - masa



Rys.7.16. Zasada działania platformy giroskopowej stabilizującej kamerę wzdłuż osi X i Y.

wanie praktyczne, a urządzenia wykorzystujące tę zasadę nazywają się ramami lub platformami giroskopowymi.

Na rysunku 7.16 przedstawiono schemat działania ramy giroskopowej stabilizującej kamerę lotniczą. Kamera znajduje się na platformie umieszczonej w podwieszeniu kardanowym, składa się więc z dwu ram giroskopowych. Oba giroskopy są umieszczone w taki sposób, że każdy z nich łączy się z jedną osią ramy ma trzy stopnie swobody. Giroskop 1 stabilizuje pierwszą ramę w stosunku do osi XX, a giroskop 8 - w stosunku do osi YY, w ten sposób platforma wraz z kamerą lotniczą jest stabilizowana w płaszczyźnie horyzontalnej. Inaczej pracują urządzenia stabilizujące ramę giroskopową. Jeśli następuje zewnętrzne działanie zakłócające, wówczas pod wpływem tej siły może nastąpić obrót ramy wokół osi XX. W tym samym momencie następuje precesja giroskopu 1 wokół osi pionowej. Nadajnik, który jest połączony z tą osią, przy obrocie giroskopu wytwarza napięcie elektryczne odpowiednie do kierunku i wielkości obrotu. Napięcie to jest podawane do silnika stabilizującego 6, który wytwarza przeciwdziałający moment siły M'_x, równy momentowi zakłócającemu M_x, lecz o kierunku przeciwnym i w ten sposób uniemożliwia obrót ramy wokół osi XX. W podobny sposób działa drugi giroskop /8/, który za pomocą nadajnika 7 i silnika stabilizującego 5 uniemożliwia obrót ramy wokół osi YY.

Oprócz układu stabilizującego istnieje układ korekcyjny, który na początku pracy urządzenia umożliwia ustawienie osi głównej kamery lotniczej w położenie pionowe oraz jej powrót do pionu po wszelkich przypadkach odchyleń. Układ ten utrzymuje również równoległe położenie osi giroskopu w stosunku do linii pionu, wprowadzając poprawki wynikające z ruchu obrotowego Ziemi i ruchu postępowego samolotu. W układach korekcyjnych wykorzystuje się elementy wahadłowe lub cieczowe, stale utrzymujące linię pionu. Zasadę działania libeli elektrolitycznej, wykorzystywanej w niektórych tego typu urządzeniach, przedstawiono na rysunku 7.17. Gdy libela znajduje się w położeniu horyzontalnym to opory R_{1-M} i R_{2-M} są równe. Przy nachyleniu zmieni swe miejsce pęcherzyk powietrza, co spowoduje, że $R_{1-M} = R_{2-M}$. Wówczas nastąpi samoczynne włączenie silników korekcyjnych i doprowadzenie libeli, a równocześnie i pionu giroskopu, do położenia pierwotnego.

Do bardzo znanych od wielu lat urządzeń stabilizujących kamerę lotniczą należy radziecka platforma N-55 i jej wersja zmodernizowana N-55 m. Służy do stabilizacji kamer z serii AFA-TE. Platforma ta umożliwia stabilizację z dokładnością rzędu $\pm$ 8 - 10'. Oś główna kamery lotniczej na początku pracy platformy zajmuje pionowe położenie w prz-

ciągu trzech minut od momentu włączenia giroskopów, natomiast podczas lotu - w przeciągu jednej minuty po wyjściu z wirażu.

W USA firma Aeroflex wytwarza platformy stabilizujące typu T-28 /rys.7.18/. Obecnie istnieje kilka wersji tych urządzeń, jak na przykład: T-28 - tylko do kamer amerykańskich /KC-1, K-17, T-11, T-12/; T-28A - oprócz wymienionych wyżej, nadaje się również do kamer firmy Wild oraz kamery Zeissa RMK 15/23; T-28B - można wykorzystywać do wszystkich wyżej wymienionych, ponadto do kamery FX-105 firmy Hilger and Watts. Dokładność stabilizacji kątów nachylenia jest rzędu ± 25".

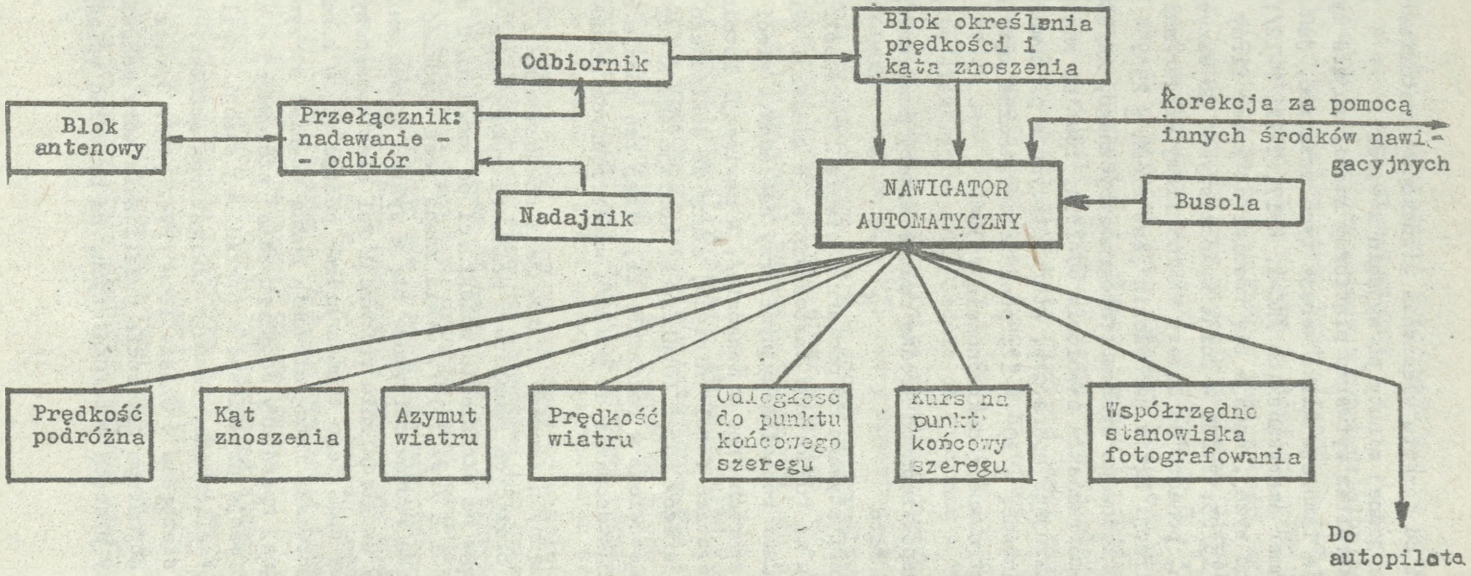
W składzie pokładowego systemu fotogrametrycznego, AN/USQ-28, umieszczonego na amerykańskim samolocie RC-135A, również znajduje się giroskopowa stabilizująca aparatura, która utrzymuje pionowość osi lotniczej z dokładnością ± 10 - 12; ponadto ostateczne kąty nachylenia zdjęć są rejestrowane z dokładnością ± 30".

7.5. Pomiar współrzędnych środka rzutów kamery pomiarowej w czasie lotu

Aparatura wykorzystywana do pomiaru w czasie lotu współrzędnych X i Y środków rzutu ma różnorodne zastosowanie. W geodezji służy do pomiaru boków metodami radiolokacyjnymi przy zakładaniu sieci trilateracji na dużych obszarach /np. w Kanadzie/. W nawigacji lotniczej, szczególnie zaś w pracach fotolotniczych, służy do dokładnego nawigowania po trasach szeregów zdjęć lotniczych. Rodzaje aparatury i zasady jej działania przedstawiono w rozdziale 11, niżej zaś podaje się jedynie przykłady jej zastosowania do pomiaru współrzędnych stanowisk fotografowania.

Pomiar współrzędnych środków rzutów jest równoznaczny z określeniem współrzędnych bieżących samolotu w momencie wykonywania zdjęcia. Istota pomiaru polega na określeniu odległości od samolotu C do dwóch stacji naziemnych A i B /rys.7.19/. Jeśli znana jest wysokość lotu, to współrzędne środka rzutów otrzymuje się w wyniku rozwiązania trójkąta płaskiego ABC, przy uwzględnieniu refrakcji fal elektromagnetycznych. Bardziej szczegółowy opis tego typu urządzeń podaje się w rozdziale 11.

Wspórzędne stanowiska fotografowania można również otrzymać za pomocą radiolokacyjnej aparatury dopplerowskiej stosowanej w nawigacji lotniczej. Informacje uzyskiwane z pokładowej stacji dopplerowskiej postępują do przelicznika, zwanego nawigatorem automatycznym, który oblicza dane niezbędne w czasie lotu /rys.7.20/. Oprócz danych wykorzystywanych w normalnym przelocie przelicznik może podawać informacje potrzebne przy pracach fotolotniczych, na przykład odległość



Rys.7.20. Schemat blokowy nawigatora automaty-cznego

do końcowego punktu danego szeregu, kurs do tego punktu oraz współrzędne bieżące samolotu. Współrzędne może podawać w trzech układach: geograficznym, prostokątnym i polarnym, w tym ostatnim przypadku początkiem układu może być dowolny punkt na kuli ziemskiej. Zapis wyników może się odbywać w sposób cyfrowy, lub graficznie /wykreślenie trasy przelotu na mapie/. Błąd względny pomiaru odległości wynosi 1 /1000. W pracach fotolotniczych stacje dopplerowskie można wykorzystywać do zadania odwrotnego, wówczas samolot będzie automatycznie leciał po uprzednio zaplanowanej trasie i wykonywał zdjęcia w uprzednio zaplanowanych miejscach.

7.6. Światłomierze lotnicze

Jakość fotograficzna zdjęć lotniczych zależy od prawidłowej ekspozycji, a ta z kolei od wielu czynników charakteryzujących itegralną jasność obiektów terenu na obszarze objętym zdjęciem, sprawność migawki, jakość układu optycznego /obiektyw, przysłona, filtr świetlny/ oraz czułość spektralna i światłoczułość materiałów fotograficznych.

Naświetlenie /ekspozycja/ M to wielkość energii lub dawki promieniowania padającej na materiał światłoczuły i wywołującej efekt fotochemiczny. Można ją wyrazić za pomocą wzoru:

$$H = E\,t \qquad /7.7/$$

gdzie E jest oświetleniem, a t czasem naświetlania.

Uwzględniając spektralny charakter oświetlenia można napisać, że:

$$H\,/\lambda/ = t \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E\,/\lambda/\,d\lambda \qquad /7.8/$$

Stałe warunki fotografowania będą zachowane, jeśli H = const. Ponieważ nie ma możliwości zmiany pierwszego czynnika /E/ przy fotografowaniu dziennym, więc stałość naświetlenia można osiągnąć przez zmianę czasu t.

Z określenia światłoczułości wynika

$$S = \frac{K_s}{H_{D,k}}, \quad \text{lub} \quad H_{D,k} = \frac{K_s}{S} = E_{śr}t$$

gdzie K_s jest współczynnikiem uzależnionym od przyjętego systemu sensytometrycznego, a $E_{śr}$ średnim oświetleniem obrazu. Jak wiadomo z optyki średnie oświetlenie równa się:

$$E_{śr} = E\,r\,\mathcal{T}_H\,\mathcal{T}_{ob}\,/\frac{d}{f}/^2\,\frac{1}{4}\,\cos^n\beta \qquad /7.9/$$

gdzie E jest to oświetlenie terenu światłem bezpośrednim i rozproszo-

Tabela 7.1

Ważniejsze dane techniczne niektórych światłomierzy lotniczych

Rodzaj światłomierza	Mierzone elementy					Przelicznik		
	Przedział szerokości spektralnej nm	Uczulenie maksymalne nm	Korekcja temperaturowa	Kąt pola obrazu	$\frac{\beta}{2}$	Dane wprowadzane: Przysłona	Dane wprowadzane: Czułość filmu	Czas naświetlania t
Aerolux - Zeiss Jena	350 - 700	580	-40 do +30°C	45°	21°	4,5,6,8, 11 i 16	9 - 30 DIN	1/25 - 1/2000s
PEM-1 Wild	400 - 1100	800	± 50°C	60°C		4 5,6 8 11 16 22	25 - 1600 ASA	0 - 1/1000s
EMI-1 OPTON			± 30°C			4 - 16	9 - 24 DIN	1/50 - 1/1000s

nym, τ_H i τ_{ob} współczynnikami przezroczystości atmosfery i układu kamery, $\bar{r}$ - średni współczynnik jasności, $\frac{d}{f}$ - otwór względny obiektywu, β - kąt widzenia odpowiadający średniemu oświetleniu obrazu oraz n - współczynnik uzależniony od charakterystyk obiektywu.

Po podstawieniu powyższego wyrażenia do 7.7/ i przekształceniu otrzymuje się:

$$t\,d^2 = \frac{4\,K_s\,f^2}{E\,\bar{r}\,\tau_H\,\tau_{ob}\cos^n\beta\,S} \qquad /7.10/$$

Z lewej strony powyższego równania znajdują się wartości, które można zmieniać w czasie fotografowania, z prawej strony - wielkości mierzone, charakteryzujące warunki fotografowania, oraz wielkości stałe będące parametrami aparatury fotograficznej i materiału światłogo. W danych warunkach te ostatnie można przyjąć za stały współczynnik więc ostatecznie naświetlenie będzie uzależnione od warunków fotografowania /oświetlenia terenu, współczynnika jasności, przejrzystości atmosfery/, a stałą wartość naświetlenia można będzie zachować poprzez zmianę czasu t lub przysłony. W eksponometrii wielkość naświetlenia określa się praktycznie dwoma sposobami:

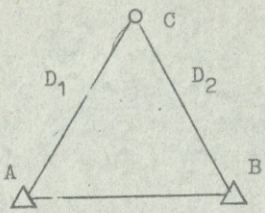
1/ na podstawie integralnej jasności B, lub współczynnika jasności $\bar{r}$ i integralnego oświetlenia E w określonym układzie czułości;

2/ na podstawie minimalnej jasności lub minimalnego współczynnika jasności r_{min} i integralnego oświetlenia, również w określonym układzie sensytometrycznym.

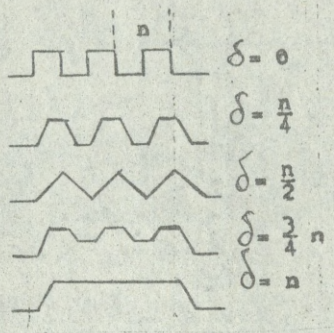
Dla błon lotniczych często przyjmuje się, że gęstość negatywu winna być o 0,85 większa od zadymienia podłoża, wówczas we wzorze /7.10/ K_s = 10 oraz przyjmuje się, że S=0,85 S. Sposób pierwszy jest najczęściej stosowany praktycznie.

Drugi sposób stosuje się przy $S_{0,2}$ i K_s = 1 wówczas, gdy istnieje niebezpieczeństwo niedoświetlenia negatywów w miejscach zacienionych, a miejscom tym przydaje się ważne znaczenie. Stosuje się go dość rzadko, gdyż praktycznie trudno jest określić i pomierzyć oświetlenie w miejscach o minimalnej jasności, a które mają służyć za podstawę do obliczeń eksponometrycznych.

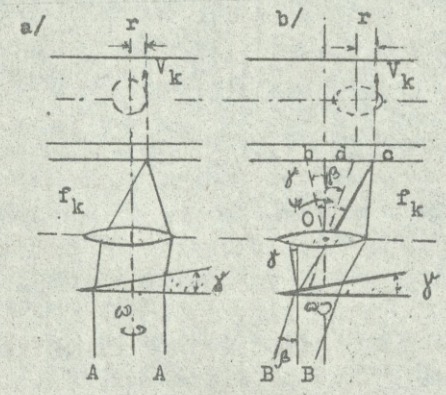
We wzorze /7.10/ nie uwzględniono składu spektralnego oświetlenia obrazu oraz czułości spektralnej materiałów fotograficznych. Wzór ten wykorzystuje się do opracowania tabel i nomogramów eksponometrycznych, jak również przy konstrukcji światłomierzy lotniczych.



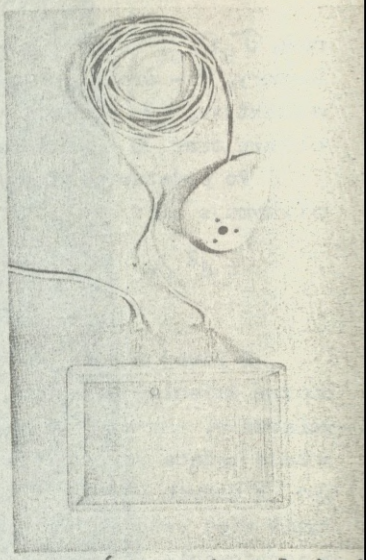
Rys.7.19. Zasada pomiaru współrzędnych środka rzutów metodą impulsową: A i B - stacje naziemne, C - stacja samolotowa.



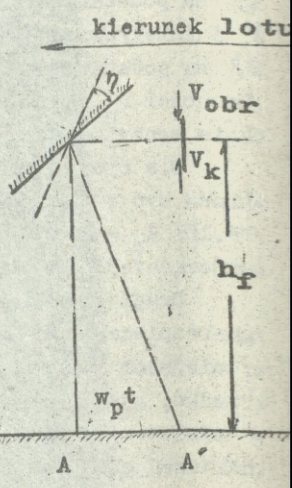
Rys.7.24. Wpływ rozmazania na obraz fotograficzny obiektów w kształcie prostokątów. Przy braku ruchu - zmaz zerowy; przy zmazie równym rozdzielczości następuje pełny zanik granic.



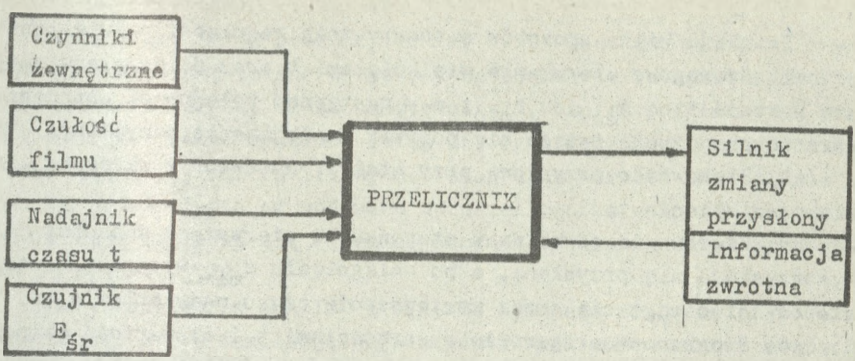
Rys.7.26. Kompensacja rozmazania za pomocą klina optycznego: a - wzdłuż osi głównej, b - przy nachyleniu promieni.



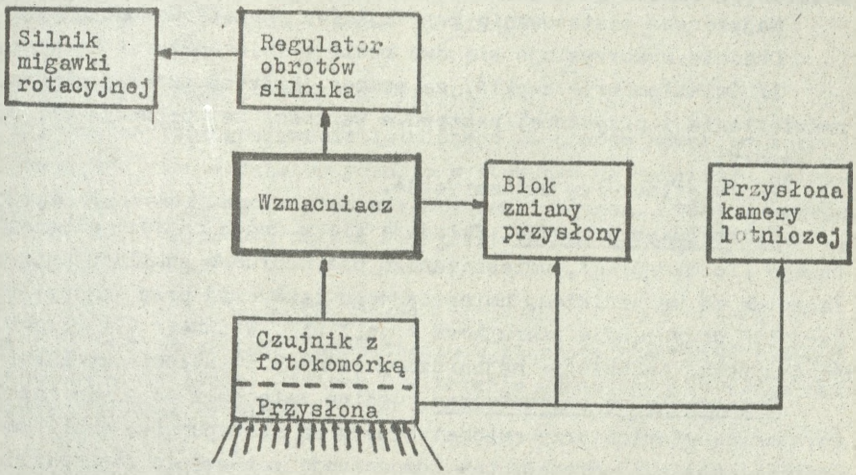
Rys.7.21. Światłomierz lotni Wilda PEM-1.



Rys.7.25. Kompensacja ro nia za pomocą zwierci obrotowego.



Rys.7 .22. Schemat działania światłomierza automatycznego EMI-2.



Rys.7.23. Schemat działania światłomierza automatycznego do kamer AFA-TEU i AFA-TES /wg. Iljina/.

Istnieje kilka sposobów automatycznej regulacji naświetlenia

1. Szeregowe sterowanie wielkościami t oraz d; najpierw zmienia się wartość t od t_{max} do t_{min}, a w następnej kolejności potrzebną wartość ekspozycji osiąga się poprzez zmniejszenie przysłony;

2. Sterowanie przysłoną przy stałym, ustawionym wcześniej, czasie naświetlenia t;

3. Sterowanie odwrotne w stosunku do pierwszego sposobu; najpierw wykorzystuje się przysłonę, a po osiągnięciu d_{min} wymaganą wartość ekspozycji osiąga się przez zmniejszenie czasu naświetlenia t;

4. Programowane sterowanie wartościami t i d; wartość ekspozycji osiąga się, sterując na przemian obiema wartościami według wcześniej ustalonego programu, wychodząc z początkowych wartości t_{max} oraz d_{min};

5. Programowane sterowanie ekspozycją bez pomiarów fotometrycznych na podstawie wcześniej obliczonej jasności obiektów dla każdego momentu fotografowania; do obliczeń wykorzystuje się szerokość geograficzną stanowiska fotografowania, datę i czas fotografowania, wysokość lotu, stan atmosfery oraz właściwości optyczne krajobrazu.

Najszersze zastosowanie znajdują dwa początkowe sposoby.

Obecnie wykorzystuje się dwa rodzaje światłomierzy lotniczych:

1/ światłomierze zwykłe, za pomocą, których określa się czas naświetlania i przysłonę; następnie wartości te wprowadza się ręcznie do kamery;

2/ światłomierze automatyczne.

Światłomierze zwykłe. Składają się z dwóch części: elementu pomiarowego /fotokomórki/, umieszczanego pod kadłubem samolotu oraz przelicznika ze wskaźnikiem, umieszczanego zazwyczaj przy kamerze lotniczej lub przyrządzie sterującym /rys.7.21/. W tabeli 7.1 zawarto charakterystyki techniczne najbardziej znanych światłomierzy lotniczych.

Światłomierze automatyczne. Ogólne zalecenia odnośnie zasad wykorzystania światłomierzy automatycznych są następujące. Jeśli kamera lotnicza posiada automatyczną kompensację rozmazania fotograficznego, to uwzględniając zależność zdolności rozdzielczej od wartości przysłony należy najpierw wybrać optymalną wartość przysłony, a następnie wielkość ekspozycji regulować zmianę czasu naświetlania. W kamerach bez kompensacji rozmazania zaleca się ustawienie minimalnego /dopuszczalnego/ czasu naświetlania i następną regulację naświetlenia poprzez zmianę przysłony.

Światłomierz EMI-2 produkcji firmy OPTON jest zbudowany na zasadzie automatycznej zmiany przysłony na podstawie integralnej wartości oświetlenia terenu, czasu naświetalania, czułości filmu oraz czynnika uwzględniającego wysokość lotu, zasięg widoczności, rodzaj materiału światłoczułego, filtru i innych. Integralna wartość oświetlenia oraz czas naświetlenia są podawane do przelicznika w sposób automatyczny, inne dane nastawia się ręcznie. Schemat działania EMI-2 przedstawiono na rysunku 7.22.

Kamery radzieckie AFA-TSU i AFA-TES wyposaża się w światłomierze automatyczne, które regulację naświetlenia realizują w dwóch etapach. W pierwszym etapie następuje ustawienie czasu naświetlania, minimalny czas naświetlania jest ustawiany proporcjonalnie do jasności obiektów terenu. Osiąga się to poprzez regulację prędkości obrotów silnika migawki rotacyjnej. W drugim etapie następuje zmiana przysłony, której kwadrat jest odwrotnie proporcjonalny do jasności terenu. Schemat działania światłomierza przedstawiono na rysunku 7.23.

Zastosowanie światłomierzy automatycznych ma niezwykle istotne znaczenie dla automatycznej obróbki fotochemicznej filmów lotniczych oraz automatyzacji procesu fotointerpretacji.

7.7. Kompensacja rozmazania obrazu *)

W momentach fotografowania lotniczego za pomocą kamer pomiarowych występuje ruch obrazu optycznego w stosunku do materiału światłoczułego, umieszczonego w płaszczyźnie ramki tłowej, który powoduje pojawienie się rozmazania obrazu fotograficznego. Wartość liniowa tego rozmazania wynosi:

$$\delta = V_{obr} t \qquad /7.11/$$

gdzie V_{obr} jest prędkością ruchu obrazu w płaszczyźnie ramki tłowej, t - czasem naświetlenia. Odcinek S w terenie odpowiadający rozmazaniu δ można obliczyć z wzoru:

$$S = \delta M_z \quad \text{lub} \quad S = w_p t \qquad /7.12/$$

gdzie M_z - jest skalą zdjęcia.

Przy fotografowaniu pionowym wartość S jest jednakowa dla całej powierzchni objętej zdjęciem, natomiast przy nachyleniu osi głównej kamery - stałość tej wartości jest zachowana jedynie dla powierzchni horyzontalnych. Dla innych miejsc określa się ją ze wzoru:

$$S = w_p t \operatorname{ctg}(\alpha + \beta) \qquad /7.13/$$

*) Terminu "rozmazanie" użyto do określenia różnych wpływów /ruchu postępowego i okrężnego kamery, wibracji/, a terminu "zmaz fotograficzny" przeważnie do określenia wpływu ruchu postępowego.

gdzie α jest kątem nachylenia osi głównej kamery, a β - odchyleniem kątowym obiektu w stosunku do promienia głównego zdjęcia.

Rozmazanie powoduje zmniejszenie ostrości obrazu optycznego, ponadto zmniejsza kontrast małych obiektów i wpływa na pogorszenie zdolności rozdzielczej zdjęć. Na rysunku 7.24 przedstawiono wpływ rozmazania na obraz fotograficzny przedmiotów o kształcie prostokątnym.

Jednym ze sposobów ograniczenia wpływu rozmazania obrazu jest zastosowanie krótkich czasów naświetlenia. Nie zawsze jest to możliwe ze względu na typ zastosowanej migawki w kamerze oraz czułość materiałów fotograficznych, dlatego w wielu kamerach stosuje się urządzenia kompensujące rozmazanie obrazu. Pod względem konstrukcyjnym działają one na zasadzie mechanicznej lub optycznej, natomiast ze względu na sposób realizacji urządzenia te można podzielić na kompensujące zmaz w sposób liniowy lub kątowy.

W mechanicznych urządzeniach kompensancji rozmazania najczęściej wykorzystuje się sposoby liniowe. Polegają one na równoległym przesunięciu /w czasie trwania ekspozycji/ materiału światłoczułego lub obiektywu /wraz z obrazem optycznym/. Pełna kompensacja rozmazania nastąpi wtedy, gdy prędkość przesuwania się obrazu w płaszczyźnie ramki tłowej V_{obr} i materiału światłoczułego V_f, będąca w tym wypadku prędkością kompensacji V_k, są równe i zgodne co do kierunku:

$$V_{obr} = V_f$$

W wypadku ich niezgodności $V_{obr} \neq V_k$ powstaje rozmazanie resztkowe, którego wielkość można określić z wzoru:

$$\delta_r = / V_{obr} - V_k / \, t \qquad /7.14/$$

Rozmazanie resztkowe powstaje również w wypadku, gdy oba wektory prędkości mają te same wartości, lecz pomiędzy nimi istnieje pewien kąt /np. nie uwzględniony kąt znoszenia/. Dlatego przy kompensacji rozmazania należy dokładnie orientować kamerę w stosunku do kierunku lotu. Mechaniczne sposoby kompensacji są dość szeroko stosowane, gdyż umożliwiają jednakową kompensację dla całej powierzchni objętej zdjęciem.

Do wad tego sposobu można zaliczyć trudność dokładnego wyrównania filmu w momencie ekspozycji, konieczność zastosowania stosunkowo mocnych silników elektrycznych w mechanizmach transportu błony lotniczej oraz słabe wyniki kompensacji przy nachyleniach kamery lotniczej.

Optyczne sposoby kompensacji rozmazania polegają na zastosowaniu dodatkowych elementów optycznych, które powodują ruch obrazu optycznego w kamerze lotniczej w kierunku przeciwnym do jego ruchu w czasie lotu. W tym samym czasie materiał światłoczuły nie zmienia swego położenia. Warunek ten można wyrazić następująco:

$$\bar{V}_{ob} = -\bar{V}_k \qquad /7.15/$$

Optyczne sposoby kompensacji są szeroko stosowane w kamerach lotniczych, w tym również w kamerach pomiarowych. Najczęściej wykorzystuje się w nich dodatkowe zwierciadła obrotowe, lub kliny optyczne wirujące przed obiektywem.

Na rysunku 7.25 przedstawiono zasadę kompensacji rozmazania za pomocą zwierciadła płaskiego. W czasie naświetlania zwierciadło obraca się w taki sposób, aby obraz punktu głównego znajdował się zawsze w tym samym miejscu zdjęcia. Ponieważ w tym samym czasie punkt terenu A, odpowiadający punktowi głównemu, przesunie się i zajmie położenie A, więc wartość kątową tego przesunięcia /α/ można obliczyć z wzoru:

$$\alpha = \text{arc tg} \frac{w_p t}{h_f}$$

Ze względu na małą wartość α można napisać, że

$$\alpha = \frac{w_p t}{h_f}$$

Zgodnie z zasadami optyki, dla utrzymania obrazu punktu głównego w tym samym miejscu zwierciadło należy obrócić o połowę wartości obliczonego kąta α:

$$\eta = \frac{\alpha}{2} = \frac{w_p t}{2h_f} \qquad /7.16/$$

Prędkość kątowa obrotu zwierciadła będzie się więc równała:

$$\omega = \frac{\eta}{t} = \frac{w_p}{2h_f} \qquad /7.17/$$

Przy prędkości kątowej ω pełna kompensacja nastąpi tylko wzdłuż głównej poziomej zdjęcia. Prędkośći kompensacji wzdłuż innych linii poziomych, odchylonych od osi optycznej o kąt β, będą się równały:

$$V_k = \frac{2 f_k}{\cos^2 \beta} \omega$$

Okazuje się więc, że na płaszczyźnie zdjęcia będą występowały różnice prędkości

$$V_{ost} = V_{obr} - V_k = \frac{w_p f_k}{h_f} \left/ 1 - \frac{1}{\cos^2 \beta} \right/ \qquad /7.18/$$

które spowodują powstanie rozmazania resztkowego

$$\delta_r = V_{ost} \; t \quad \text{oraz} \quad S_r = \delta_r M_z$$

Z analizy wzoru /7.18/ wynika, że jedynie dla kamer wąskokątnych wartość rozmazania resztkowego będzie mała i nie wywrze istotnego wpływu na jakość obrazu.

Inny sposób kompensacji optycznej polega na zastosowaniu wirujących klinów optycznych. Jeśli przed zewnętrzną soczewką obiektywu kamery lotniczej ustawić klin optyczny, wirujący z prędkością ω, to obraz punktu A leżącego na osi optycznej będzie się poruszał po okręgu o promieniu r. Prędkość ruchu obrazu będzie zależała od liczby N obrotów klina, ogniskowej f_k i właściwości optycznych klina. Wyraża ją następująca zależność:

$$V_k = 2\pi r N = 2\pi f_k \alpha N = 2\pi f_k N \gamma (n-1) \quad /7.19/$$

gdzie γ - jest kątem zbieżności płaszczyzn klina, n - współczynnikiem załamania. Kierunek wektora prędkości będzie się ciągle zmieniał, dlatego moment fotografowania należy tak wybrać, aby:

$$\bar{V}_k = -\bar{V}_{obr}$$

Prędkość innych punktów, odchylonych na kąt β, będzie inna niż na osi głównej:

$$V_k(\beta) = \omega r_\beta$$

gdzie wartość r można obliczyć na podstawie rysunku 7.26:

$$r_\beta = f_k \left[\operatorname{tg} (\Psi - \gamma) - \operatorname{tg}\beta \right]$$

Kąt Ψ zależy od wartości γ i n klina optycznego.

Parametry γ i n klina optycznego wybiera się w zależności od wymiarów zdjęcia, ogniskowej kamery i współczynnika liniowego pokrycia wzajemnego zdjęć. Przy dużych wartościach $\gamma(n-1)$ następuje pogorszenie jakości obrazu ze względu na duże rozproszenie światła, z kolei trudno uzyskać małą wartość kąta γ. Ponadto potrzebna jest duża prędkość obrotów klina, co wpływa na ograniczenie przedziału czasów naświetlenia przy określonej wartości zmazu ostatecznego. Praktycznie najczęściej przyjmuje się n = 1,5 i γ rzędu kilku stopni. Dla kamer lotniczych o kącie rozwarcia obiektywu $2\beta = 30^\circ$ oraz n = 1,5 przyjmuje się, że prędkość kompensacji rozmazania obrazu jest jednakowa na całej powierzchni zdjęcia. Często przed obiektywem ustawia się dwa jednakowe kliny, zorientowane w stosunku do siebie pod kątem 180°

i wirujące w przeciwnych kierunkach z jednakową prędkością. Taki sposób daje lepsze wyniki kompensacji.

Sposoby optyczne, podobnie jak mechaniczne, są efektywne przy fotografowaniu pionowym lub prawie pionowym. W miarę nachylenia osi głównej kamery lotniczej wzrasta wartość rozmazania resztkowego.

W kamerach lotniczych stosuje się urządzenia kompensujące rozmazanie obrazu automatycznie, półautomatycznie oraz sposoby kompensacji odręcznej.

Przy kompensacji automatycznej w sposób automatyczny odbywa się sam pomiar danych wyjściowych /prędkości i wysokości lotu/, jak również kompensacja. Przy kompensacji półautomatycznej operator kamery określa w_p i h_f, otrzymane wartości ustawia na przyrządzie sterującym, który już samoczynnie powoduje kompensację rozmazania. Przy kompensacji odręcznej operator określa parametry wyjściowe, ustawia je na przyrządzie sterującym oraz kieruje pracą urządzenia kompensującego.

7.8. Regulacja ostrości obrazu w czasie lotu

Kamery pomiarowe powinny charakteryzować się dużą stabilnością elementów orientacji wewnętrznej, w tym również ogniskowej f_k. Zmiana ogniskowej wpływa na pogorszenie ostrości obrazu i jego zdolności rozdzielczej, ponadto na zmniejszenie dokładności pomiarów fotogrametrycznych wykonywanych na podstawie takich zdjęć.

Istnieje kilka przyczyn powodujących zmiany długości ogniskowej /rozogniskowanie kamery/:

1/ duży przedział zmian wysokości fotografowania;

2/ deformacje zachodzące w kamerze lotniczej /np. złe wyrównanie filmu w momencie ekspozycji/;

3/ zmiana gęstości optycznej powietrza na wysokości;

4/ zmiany liniowe w korpusie kamery spowodowane zmianami temperaturowymi;

5/ zależność położenia płaszczyzny najlepszego zobrazowania od czułości spektralnej materiałów fotograficznych /wpływ oberracji chromatycznej/.

Dla uniknięcia rozogniskowania kamery lub zmniejszenia jego wpływu stosuje się szereg przedsięwzięć takich, jak: inwarowe elementy konstrukcyjne łączące obiektyw z płaszczyzną ramki tłowej; obiektywy nierozogniskowujące się; klimatyzacja kamery w czasie lotu i inne. Na przykład niektóre typy kamer są odjustowane dla temperatury 15°C i ciśnienia 120 - 190 mm słupa rtęci, a więc dla warunków zbliżonych

do panujących w czasie fotografowania.

W niektórych typach kamer lotniczych, szczególnie w kamerach o długich ogniskowych, przewiduje się możliwość poprawienia ostrości obrazu w czasie lotu. Stosuje się automatyczne lub nieautomatyczne urządzenia do poprawiania ostrości obrazu oraz bezpośrednie lub pośr dnie sposoby określania stopnia rozogniskowania.

W sposobach nieautomatycznych na zewnętrznej części kamery znaj duje się pokrętło, za pomocą którego można zmieniać położenie jedneg z elementów optycznych obiektywu. Wielkość zmian określa się na pods wie temperatury i ciśnienia panującego na danej wysokości lotu. W t sposób poprawia się również długość ogniskowych przy zmianie rodzaju materiału światłoczułego. Podobny sposób zastosowano w kamerze AFA-42/100.

W sposobach automatycznych do poprawy ostrości obrazu wykorzyst je się informacje o wysokości lotu oraz o ciśnieniu i temperaturze panującej na pokładzie samolotu. Automat przetwarza dane i wprowadza poprawki do układu optycznego kamery. Istnieją również urządzenia, które bezpośrednio określają, czy materiał światłoczuły znajduje się w płaszczyźnie najlepszego zobrazowania i odpowiednio do tego automa tycznie ogniskują kamerę. Urządzenia takie pracują na zasadzie elekt mechanicznej lub elektronooptycznej.

8. NIEKTORE PROBLEMY EKSPLOATACJI APARATURY FOTOLOTNICZEJ

8.1. Zasady ogólne

Eksploatacja aparatury fotolotniczej nazywa się szereg przedsię zięć mających na celu ciągłą dbałość o aparaturę, jej obsługę, przyg towanie do lotu, wykorzystanie w czasie lotu fotogrametrycznego, a n tępnie o stałą gotowość do pracy przy powtórnym wylocie. Wykonywanie tych czynności ma zapewniać długotrwałą, solidną pracę kamery lotnic i współpracującej z nią aparatury pomocniczej, a także wykorzystanie tych wszystkich możliwości, które zostały zaprojektowane i zrealizow ne na etapie konstrukcji i produkcji aparatury. Współczesny rozwój techniki spowodował wzrost zainteresowania problemami eksploatacji, nawet pojawiła się oddzielna dyscyplina naukowa zwana teorią eksplo cji, która zajmuje się prawidłowościami procesu współdziałania czło

ka i techniki przy wykorzystaniu konkretnych zadań. W zakresie eksploatacji aparatury fotolotniczej dotyczy to takich problemów, jak:

1/ określenie charakterystyk eksploatacyjno-technicznych i jakości eksploatacji;

2/ opracowanie kryteriów i metod oceny ilościowej charakterystyk eksploatacyjno-technicznych oraz jakości eksploatacji;

3/ badania i analiza czynników wpływających na charakterystyki eksploatacyjno-techniczne i jakość eksploatacji oraz opracowanie zaleceń mających na celu polepszenie tych czynników;

4/ opracowanie najefektywniejszych sposobów organizacji pracy i zasad wykorzystania aparatury;

5/ uzasadnienie liczebności załogi niezbędnej do obsługiwania aparatury; opracowanie zakresu, form i sposobów przygotowania załogi;

6/ opracowanie metod i sposobów oceny jakościowej eksploatacji sprzętu fotolotniczego.

Z definicji eksploatacji wynika, że dla prawidłowego wykorzystania aparatury fotolotniczej duże znaczenie mają takie zagadnienia, jak przechowywanie aparatury, jej obsługa techniczna, przygotowanie do pracy oraz utrzymanie kwalifikacji personelu obsługującego aparaturę na odpowiednim poziomie.

P r z e c h o w y w a n i e aparatury fotolotniczej odbywa się w składach, magazynach, bazach polowych a nawet na pokładzie statku powietrznego. W tym czasie aparatura nie może ulec uszkodzeniu lub zniszczeniu. W okresie przechowywania należy mieć na uwadze specyfikę danej aparatury i jej czułość na takie czynniki zewnętrzne, jak: temperatura, wilgotność, ciśnienie, wpływ promieni świetlnych i radiacji oraz wpływ szkodników bilogicznych. Zaleca się więc, aby aparatura fotolotnicza i materiały światłoczułe były przechowywane w pomieszczeniach lub opakowaniach zamkniętych hermetycznie.

O b s ł u g i w a n i e techniczne składa się z wielu przedsięwzięć mających na celu utrzymanie wymaganych wskaźników jakości i niezawodności aparatury. Składają się na nie takie zespoły czynności jak: usuwanie zanieczyszczeń z aparatury, przeglądy techniczne, sprawdzenie skompletowania, usuwanie uszkodzeń i zacięć, smarowanie i oliwienie, wymiana części zużytych, doprowadzanie aparatury do stanu gotowości do pracy i tym podobne.

P r z y g o t o w a n i e do pracy obejmuje szereg przedsięwzięć, w wyniku których doprowadza się aparaturę do pełnej gotowości do pracy.

Obejmuje ono takie czynności jak:

- konserwacja i renowacja aparatury,
- zebranie i skompletowanie aparatury,
- zamocowanie aparatury na statku powietrznym,
- sprawdzenie funkcjonowania aparatury w położeniu roboczym.

8.2. Cechy eksploatacyjno-techniczne aparatury fotolotniczej

Do parametrów charakteryzujących efektywność pracy aparatury fotolotniczej można zaliczyć szereg charakterystyk taktycznych, technicznych i eksploatacyjnych. Dwie początkowe będą szerzej omawiane w części zajmującej się projektowaniem zdjęć lotniczych, natomiast w ostatniej grupy cech na uwagę zasługują następujące: niezawodność pracy, technologiczność eksploatacyjna, gotowość i długotrwałość pracy.

N i e z a w o d n o ś ć jest cechą umożliwiającą aparaturze zachowanie jej parametrów początkowych /w określonych granicach/ w danych warunkach eksploatacyjnych i przez określony czas. Duże wymagania w stosunku do niezawodności pracy aparatury fotolotniczej wynikają zarówno z wymagań dokładnościowych w stosunku do wykonywanych zdjęć lotniczych, jak również z problemów organizacyjnych, jakie stwarza praca aparatury mało pewnej.

Przy ocenie niezawodności pracy wykorzystuje się takie pojęcia pomocnicze, jak niezawodność całego układu fotograficznego, a w ramach niego pojęcie średniego czasu niezawodnej pracy aparatury, średniego czasu usuwania usterki oraz średniego czasu pracy do momentu pierwszego zacięcia.

T e c h n o l o g i c z n o ś ć eksploatacyjna jest pojęciem umownym oznaczającym dogodność obsługi aparatury, a szczególnie dogodność usuwania usterek oraz przeprowadzania remontów.

G o t o w o ś ć jest właściwością aparatury umożliwiającą jej przejście ze stanu składowania do stanu bezpośredniego użytkowania. W znacznym stopniu zależy od niezawodności pracy aparatury i jej cech eksploatacyjnych.

T r w a ł o ś ć jest cechą aparatury umożliwiającą jej długotrwałe zachowanie i utrzymanie określonej zdolności eksploatacyjnej. Z pojęciem trwałości jest związane znoszenie techniczne oraz starzenie moralne aparatury.

8.3. Obsługiwanie aparatury fotolotniczej

Niezawodność i stała gotowość aparatury fotolotniczej do pracy zależą zarówno od jakości konstrukcji, jak i od właściwej obsługi. Cały etap obsługiwania składa się z takich zespołów czynności, jak:

1/ przygotowanie wstępne,
2/ przygotowanie przed wylotem,
3/ wykonywanie prac okresowych.

W ramach p r z y g o t o w a n i a w s t ę p n e g o sprawdza się skompletowanie aparatury, stopień zachowania podstawowych parametrów dokładnościowych i eksploatacyjnych oraz stan urządzeń służących do regulacji pracy i współdziałania poszczególnych podzespołów. Sposób sprawdzenia stopnia zachowania podstawowych parametrów jest opisany w rozdziale poświęconym kalibracji kamery lotniczej. Oprócz kalibracji układu optycznego sprawdza się dokładność pracy szeregu elementów mechanicznych i elektrycznych, pewną i zgodną pracę poszczególnych podzespołów oraz możliwości i zakresy wprowadzania nastaw regulujących cykl pracy.

Dokonuje się oględzin stanu obiektywu, przysłony i przewodów elektrycznych; sprawdza się prawidłowość cyklu pracy kamery oraz pracę aparatury przy zasilaniu od akumulatorów, stan i jakość pracy aparatury pomocniczej.

Pozytywne wyniki sprawdzeń i oględzin umożliwiają przejście do następnego etapu przygotowań, a więc montażu aparatury na samolocie.

P r z y g o t o w a n i e przed wylotem obejmuje sprawdzenie stacjonarnego oprzyrządowania statku powietrznego oraz kamer lotniczych i aparatury pomocniczej już zamontowanej na pokładzie. Sprawdza się dokładność i jakość umocowania aparatury, sposób podłączenia do sieci pokładowej, otwieranie się fotoluków, jakość hermetyzacji i termostabilizacji wnętrza samolotu. Bezpośrednio przed wylotem sprawdza się również czy zdjęto zasłonki obiektywów, ustawienie filtrów świetlnych, umocowanie ładowników z błoną lotniczą, stan układu ogrzewającego kamerę, pracę światłomierza /ewentualnie pracę automatu regulującego ekspozycję/. Wykonuje się kilka próbnych zdjęć obserwując przy tym pracę urządzeń nastawczo-sterujących, pracę mechanizmu transportu filmu, pracę migawki.

. P r a c e okresowe wynikają z nierównomiernego zużycia poszczególnych części i podzespołów, co może spowodować zacięcia i niesprawność działania całej aparatury. Przyczynami niesprawności i zacięć

mogą być: zużycie mechaniczne części oraz wpływ warunków, w jakich eksploatuje się aparaturę, a więc wibracji, uderzeń, zmian wilgotności i temperatury. Czynniki te mogą spowodować osłabienie połączeń, powstawanie luzów, deformacje poszczególnych elementów, zabrudzenia, korozję i utlenienie powierzchni elementów kamery i styków urządzeń elektrycznych, uszkodzenie izolacji przewodów elektrycznych, zmianę właściwości smarów i inne.

Dla uprzedzenia zacięć w pracy aparatury, mogących powstać z wyżej wymienionych powodów, dokonuje się okresowych przeglądów i prac. Wykonuje się je co określony przedział czasu lub po wykonaniu określonej liczby cykli pracy.

Ciągłe dbanie o aparaturę, systematyczne jej czyszczenie i smarowanie, przechowywanie we właściwych warunkach oraz właściwa konserwacja - to czynności i przedsięwzięcia zapewniające niezawodność pracy aparatury i jej wieloletnie użycie.

9. LOTNICZE MATERIAŁY ŚWIATŁOCZUŁE

9.1. Zasady procesu fotograficznego

Lotnicze materiały fotograficzne są warstwami światłoczułymi umieszczonymi na podłożu przezroczystym lub nieprzezroczystym; używa się ich do otrzymywania czarno-białych lub barwnych zdjęć lotniczych. Warstwę światłoczułą zazwyczaj stanowi emulsja fotograficzna, która jest zawiesiną mikrokryształów halogenków srebra w żelatynie. W emulsjach o wysokiej i średniej czułości są to kryształy bromku srebra AgBr z niewielką domieszką jodku srebra AgJ. W emulsjach niskoczułych używa się chlorku srebra AgCl lub mieszaniny AgBr i AgCl. Żelatyna jest ośrodkiem spełniającym funkcje ochronne, ponadto tworzy na powierzchni kryształów tak zwane centra światłoczułości. Reakcja fotochemiczna następuje wówczas, gdy foton, czyli kwant światła, ma dostateczną energię oraz gdy substancja światłoczuła pochłania tę energię. Wówczas w wyniku działania światła na kryształ halogenku srebra od jonów halogenków odrywają się elektrony /każdy kwant energii odrywa jeden elektron/. W przypadku bromu reakcja przebiega następująco:

$$Br^- + h\nu \rightarrow Br + e$$

gdzie $h = 6{,}62\ 10^{-34}$ [J s] - jest stałą Plancka, ν jest częstotliwością fali świetlnej.

Powstałe w ten sposób dziury dodatnie wędrują do powierzchni kryształu, gdzie zobojętniają ładunki powierzchniowych jonów chlorowca i wytwarzają wolny chlorowiec, który jest pochłaniany przez akceptory chlorowca znajdujące się w żelatynie. Natomiast uwolniony elektron wędruje w krysztale tak długo, dopóki nie napotyka na centra czułości. Centra te wyłapują wolne elektrony i w ten sposób same ładują się ujemnie. Przyciągają wówczas dodatnie jony srebra, zobojętniają je i zamieniają w atomy srebra:

$$Ag^{+} + e \longrightarrow Ag$$

W wyniku tego dokoła centrów czułości powstają skupienia atomów srebra noszące nazwę centrów wywoływania.

Proces fotograficzny zachodzący w halogenosrebrnym materiale światłoczułym możemy przedstawić w postaci następującej reakcji:

$$Ag^{+}Br^{-} + h \longrightarrow Ag + Br$$

Srednia wielkość mikrokryształów w wysokoczułych błonach lotniczych jest mniejsza od 1 μm, natomiast w emulsjach specjalnych /lippmanowskich i ultradrobnoziarnistych/ wynosi około 0,03 μm.

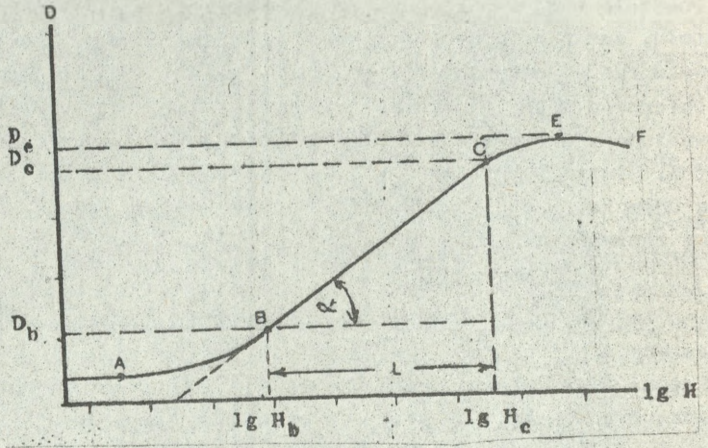
9.2. Sensytometria błon lotniczych

Emulsję fotograficzną charakteryzuje szereg cech, z których do najważniejszych należą: światłoczułość, kontrastowość, zdolność rozdzielcza i barwoczułość. Większość powyższych cech wyrażonych jako wielkości fizyczne można określić na podstawie tak zwanej krzywej charakterystycznej, przedstawiającej funkcjonalną zależność gęstości optycznej zaczernienia D od naświetlenia H wyrażonego w skali logarytmicznej /rys. 9.1/:

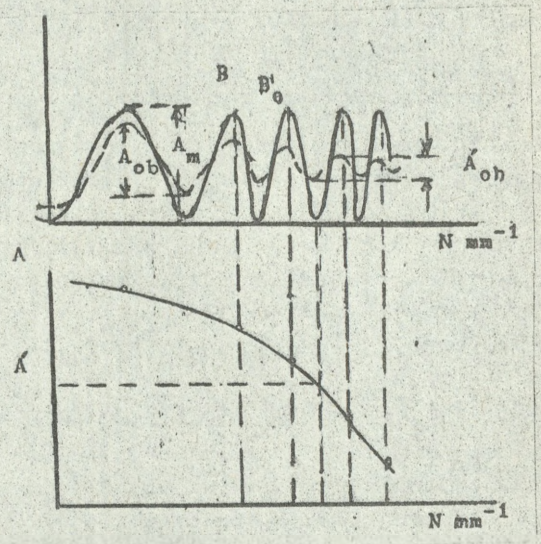
$$D = f\,/\lg H/ \qquad /9.1/$$

Poszczególne odcinki i punkty krzywej charakterystycznej przyjęto nazywać następująco: od linii rzędnych do A - odcinek zadymienia, AB - odcinek początkowy /niedoświetleń/, BC - odcinek prostoliniowy /naświetleń użytecznych/, CE - odcinek końcowy /prześwietleń/, EF - odcinek solaryzacji, D - gęstość optyczna zadymienia, A - próg zaczernienia, D_{max} - maksymalna gęstość optyczna.

Światłoczułość jest właściwością materiału fotograficznego sprawiającą, że pod działaniem określonej ilości światła ulega ona zmianom fizykochemicznym, co z kolei umożliwia, po obróbce fotochemicznej, otrzymanie w nim obrazu fotograficznego. Do ilościowego charak-



Rys.9.1. Wykres krzywej charakterystycznej; wyraża zależność gęstości optycznej /D/ od logarytmu napromieniowania warstwy światłoczułej /lg H/.



Rys.9.2. Charakterystyka częstotliwościowo-kontrastowa. a/ krzywe przedstawiające rozmieszczenie jasności: B_o - w mirze, B - w obrazie miry; b/ wykres charakterystyki częstotliwościowo-kontrastowej.

teryzowania światłoczułości S służy wielkość będąca odwrotnością naświetlenia H światłem białym, które po znormalizowanej obróbce chemicznej daje pierwszy użyteczny efekt na materiale światłoczułym. Na rysunku 9.1 światłoczułość wynika z położenia krzywej charakterystycznej na płaszczyźnie układu współrzędnych /lg H, D/.

Swiatłoczułość można umownie wyrazić za pomocą wzoru:

$$S = \frac{k}{H_D} \qquad /9.2/$$

gdzie $D = D_o + c$. Wielkości k oraz c są stałymi; D_o jest gęstością optyczną zadymienia, a więc gęstością optyczną nienaświetlonego materiału po jego obróbce fotochemicznej. Wielkość c jest jest kryterium czułości wynikającym z tego co przyjmuje się lub uważa za pierwszy użyteczny efekt. Zazwyczaj dla błon lotniczych przyjmuje się $c = 0,85$ oraz $k = 3,3$, a dla innych błon fotograficznych /w tym amatorskich/ $c = 0,1$ oraz $k = 0,8$.

Najczęściej spotyka się następujące systemy naczeń światłoczułości:

PN - Polska Norma
DIN - Deutsche Industrie Normen /norma niemiecka/
GOST - Gusudarstwiennyj Obszczesojuznyj Standart /norma radziecka/
ASA - American Standard Association /norma USA/.

Na przykład w systemie DIN i ASA przyjmuje się kryterium $D = D_o + 0,1$, podobnie jak w Polskiej Normie. W systemie radzieckim GOST dla błon lotniczych przyjmuje się $D = D_o + 0,85$, a dla innych materiałów filmowych $D = D_o + 0,2$.

Szerokość gradacji L, zwana również użyteczną skalą naświetleń, jest jednym z ważniejszych parametrów sensytometrycznych wykorzystywanych szczególnie do charakteryzowania właściwości błon lotniczych. Określa ją stosunek oświetleń odpowiadających końcowemu i początkowemu punktowi prostoliniowego odcinka krzywej charakterystycznej:

$$L = \lg H_c - \lg H_b = \lg \frac{H_c}{H_b} \qquad /9.3/$$

Szerokość gradacji charakteryzuje przedział jasności elementów terenu prawidłowo odtwarzanych na materiale fotograficznym. Jeśli przedział jasności elementów krajobrazu jest mniejszy od szerokości gradacji błony lotniczej, to pewne zmiany w ekspozycji nie spowodują zmian jakości obrazu fotograficznego. Im większa jest więc szerokość gradacji błon lotniczych, tym bardziej zróżnicowane mogą być warunki fotografowania lotniczego, przy których można będzie otrzymać zdjęcia

lotnicze prawidłowo naświetlone.

Szerokość gradacji błon lotniczych zazwyczaj waha się w przedz
le od 0,85 do 1,20. Czarno-białe błony lotnicze mają stosunkowo duż
szerokość gradacji, co z kolei umożliwia właściwe sfotografowanie
obiektów terenu w dość znacznym przedziale jasności. Pozwala to rów
nież czynić pewne odstępstwa od optymalnej ekspozycji. Natomiast ba
ne materiały fotograficzne mają mniejszą szerokość gradacji i w zwi
zku z tym wymagają dokładniejszego określenia ekspozycji.

Kontrastowość jest zdolnością do odtwarzania kontrastu obiekt
w obrazie fotograficznym. W przypadku stosowania czarno-białych mat
riałów fotograficznych kontrastowość wskazuje na różnice w obrazie
pomiędzy najgłębszą czernią i najjaśniejszymi miejscami, co można
wyrazić zależnością:

$$\Delta D = D_{max} - D_{min} \qquad /9.4/$$

gdzie D_{max} oraz D_{min} oznacza maksymalną i minimalną gęstość optyczn

Miarą kontrastowości są wskaźniki kontrastowości, jak na przyk
współczynnik kontrastowości /gamma/ lub gradient średni. Kontrast
graficzny jest więc tym większy, im większy jest wskaźnik kontrast
wości oraz im bardziej kontrastowy jest fotografowany teren.

Współczynnik kontrastowości γ wyraża się tangensem kąta nachy
nia prostego odcinka krzywej charakterystycznej:

$$\gamma \equiv \operatorname{tg} A = \frac{D_C - D_B}{\lg H_C - \lg H_B} = \frac{\Delta D}{L} \qquad /9.5$$

lub

$$\gamma = \left(\frac{d\ D}{d \lg H}\right)_{max}$$

gdzie przez D_B, D_C, H_B i H_C oznaczono zaczernienie i naświetlenie
początku i na końcu prostoliniowego odcinka krzywej charakterystyc

Współczynnik γ wskazuje na możliwości materiału światłoczułeg
w zakresie odtwarzania elementów terenu o różnej jasności. Wartość
współczynnika γ określa kontrastowość negatywów. Przy $\gamma = 0{,}7\text{-}1{,}0$
negatywy są miękkie, przy $\gamma = 1{,}1 - 1{,}4$ negatywy są normalne, a p
$\gamma = 1{,}5 - 2{,}0$ - kontrastowe, najczęściej używane w fotografii lotni
czej.

Ze względu na trudność wyznaczenia współczynnika często okre
się kontrastowość obrazu za pomocą wskaźnika kontrastowości zwaneg
gradientem średnim $\bar{g}$. Gradient $\bar{g}$ dowolnego punktu krzywej określa

jako tangens kąta Λ który styczna do krzywej w danym punkcie tworzy z osią odciętych /lg H/. Wartość gradientu zwiększa się w miarę zbliżania się do prostoliniowego odcinka krzywej charakterystycznej, następnie zmniejsza się.

Rozdzielczość materiału światłoczułego R_F jest wielkością charakteryzującą jego możliwości odtwarzania drobnych szczegółów fotografowanego obiektu. Określa się ją liczbą par kresek na przemian jasnych i ciemnych, przypadających na odcinek obrazu o długości 1 mm, reprodukowanych na zdjęciu, przy optymalnym naświetleniu, jako kreski oddzielne. Rozdzielczość zależy więc od wielkości naświetlenia i od widmowego składu światła, którym naświetlono materiał. Zależy również od wielkości kontrastu między liniami i tłem, od warunków wywoływania, a zatem nie jest wielkością stałą dla badanego materiału światłoczułego. Jeśli jednak warunki te zostaną ustalone, to otrzymana rozdzielczość może służyć jako charakterystyka materiału światłoczułego i nazywa się zdolnością rozdzielczą.

W warstwie światłoczułej ze względu na jej strukturę ziarnistą występuje silne rozpraszanie światła /dyfuzja boczna/, które w pewnym stopniu zniekształca obraz pierwotny. Ponadto w procesie wywoływania naświetlonej warstwy również zniekształca się obraz /na skutek dyfuzji w warstwie wywoływacza i produktów reakcji/. Wymienione zjawiska wpływają na zmianę gęstości optycznej, szczególnie dla pól silnie i słabo naświetlonych i powodują pewne rozmycie granic obrazu fotograficznego w porównaniu z obrazem utworzonym przez obiektyw. Ponadto wpływ na rozmycie granic ma ziarnista struktura wywołanego obrazu, wielkość otworu przysłony i drgania /wibracje samolotu/ w momencie ekspozycji. Dla określenia wpływu wymienionych czynników często używa się pojęcia "ostrość obrazu fotograficznego".

Zdolność rozdzielcza obrazu fotograficznego ściśle zależy od kontrastu K. Zależność powyższą można określić z wzoru:

$$R = R_k \left(\frac{K}{2 - K} \right)^{0,36} \qquad /9.6/$$

gdzie R jest określaną zdolnością rozdzielczą, R_k zdolnością rozdzielczą przy kontraście K = 1,0; wartość K określa się z wzoru:

$$K = 1 - 10^{-\beta \lg \frac{L_{tł}}{L_{ob}}} \qquad /9.7/$$

W powyższym wzorze przez $L_{tł}$ i L_{ob} oznaczono luminancję tła i obiektu.

Zdolność rozdzielcza zdjęcia lotniczego, jeśli rozpatrywać tylko sam układ fotograficzny, zależy zarówno od zdolności rozdzielczej warstwy światłoczułej R_f, jak i od zdolności rozdzielczej obiektywu R_o. Sumaryczną zdolność rozdzielczą zdjęcia lotniczego R_z można określić z następującego wzoru:

$$R_z = R_f \left(\frac{K}{2 - K} \right)^n \quad 1 - \left[\exp - \frac{R_o}{R_f} \left(\frac{2 - K}{K} \right)^n \right] \qquad /9.8/$$

gdzie n jest wykładnikiem potęgi o wartości zbliżonej do 0,36.

Przy kontraście K = 1 powyższy wzór przyjmie postać:

$$R_z = R_f \left(1 - \exp - \frac{R_o}{R_f} \right) \qquad /9.9/$$

Z wzoru wynika, że nawet zdolności rozdzielcze obiektywu i materiału światłoczułego są jednakowe, to spadek zdolności rozdzielczej obrazu lotniczego wyniesie 0,63 R_o. Aby uzyskać zdjęcie lotnicze o zdolności rozdzielczej zbliżonej do zdolności rozdzielczej obiektywu /$R_z = 0,95R_o$/ to zdolność rozdzielcza materiału światłoczułego powinna być trzykrotnie większa od zdolności rozdzielczej obiektywu.

Do obliczeń przybliżonych można wykorzystać następujący wzór:

$$\frac{1}{R_z} = \frac{1}{R_f} + \frac{1}{R_o} \qquad /9.10/$$

Ziarnistość jest także jednym z czynników charakteryzujących jakość obrazu fotograficznego. Zależy od właściwości emulsji, jak również od warunków ekspozycji i wywołania filmu.

Wyraża się ją za pomocą współczynnika ziarnistości / q /, który określa się z wzoru:

$$q = \frac{100}{n} \qquad /9.11/$$

gdzie: n - jest współczynnikiem powiększenia, przy którym ziarnistość obrazu zaczyna być zauważalna.

9.3. Charakterystyka częstotliwościowo-kontrastowa

W ostatnich latach pojawił się nowy sposób badania układów fotograficznych i obrazowych, w tym również badania materiałów światłoczułych i określania ich zdolności rozdzielczej. Jest to funkcja przetwarzania optycznego, a szczególnie jej część zwana charakterystyką częstotliwościowo-kontrastową. Umożliwia ona określanie rozdzielczości

warstwy światłoczułej niezależnie od warunków wywoływania i innych czynników. Charakterystyka częstotliwościowo-kontrastowa warstwy światłoczułej łączy w sobie dwie właściwości: zdolność przekazywania małych szczegółów obiektu oraz kontrastu. Daje pojęcie o jakości przenoszenia zarówno małych, jak i dużych szczegółów, gdyż wskazuje na zależność kontrastu obrazu fotograficznego od wymiarów poszczególnych elementów fotografowanego obiektu.

Charakterystyki częstotliwościowo-kontrastowe bada się na przyrządach zwanych ławami elektronooptycznymi za pomocą specjalnych mir sinusoidalnych.

W części gównej rysunku 9.2 przedstawiono jasność linii miry sinusoidalnej i podział jasności jej obrazu fotograficznego; natomiast w części dolnej rysunku - charakterystykę częstotliwościowo-kontrastową, którą w tym przypadku otrzymuje się ze stosunku amplitudy obrazu do amplitudy miry /dla różnych częstotliwości miry/

$$A = \frac{A_{ob}}{A_m} \qquad /9.12/$$

Ze względu na trudność otrzymywania charakterystyk częstotliwościowo-kontrastowych sposób ten mimo wielu zalet, znajduje ograniczone zastosowanie i praktycznie podstawowym parametrem jest w dalszym ciągu zdolność rozdzielcza określana tradycyjnymi sposobami.

9.4. Sensybilizacja błon lotniczych

Halogenki srebra wykazują światłoczułość tylko w części krótkofalowej widma do około $\lambda \geq 500$ nm, dlatego takie materiały światłoczułe nadają się jedynie do fotografowania obiektów szarych, pozbawionych barw /m.in. do reprodukcji czarno-białej/. Sposób rozszerzenia światłoczułości materiałów fotograficznych na pozostałą część pasma fal widzialnych i na podczerwień bliską nosi nazwę sensybilizacji. Sposób różnych sposobów sensybilizacji /m.in. sensybilizacji optycznej, sensybilizacji chemicznej, hipersensybilizacji, latensyfikacji/ ograniczymy się do sensybilizacji optycznej, która rozszerza zakres spektralny błon fotograficznych aż do podczerwieni. Sensybilizację optyczną wywołuje się poprzez dodanie do warstwy światłoczułej niewielkich ilości barwników organicznych, zwanych sensybilizatorami. Barwniki te pochłaniają część długofalową promieniowania, pod wpływem którego zostają wzbudzone

$$\text{Sensybilizator} + h\nu = \text{Sensybilizator}^*$$

Wzbudzony sensybilizator pochłoniętą energią przekazuje substancji światłoczułej /jonowi bromu/ i wyswobodza jeden elektron

$$Br^- + \text{Sensybilizator}^* = Br + e + \text{Sensyoilizator}$$

Następnie proces przebiega w sposób podobny jak pod wpływem promieniowania krótkofalowego, w wyniku którego tworzy się srebro metaliczne:

$$Ag^+ + e \longrightarrow Ag$$

Obecnie stosowane sensybilizatory umożliwiają przesunięcie granicy czułości spektralnej do 1100 nm.

W niektórych przypadkach można uzyskać warstwy uczulone w jeszcze dłuższym obszarze widma, lecz nie przekraczającym 1300 nm, gdyż dalsze uczulanie jest celowe ze względu na zadymienie materiałów światłoczułych pod wpływem promieniowania własnego otoczenia /wnętrza kamery lotniczej/.

9.5. Zakresy czułości błon czarno-białych

Czułość spektralna rozszerzona w wyniku sensybilizacji optycznej jest jednym z czynników charakteryzujących materiały światłoczułe. Ze względu na jej zakres otrzymuje się następujące rodzaje czarno-białych błon fotograficznych /rys. 9.3/:

1/ błony niesensybilizowane - są to materiały fotograficzne o czułości odpowiadającej naturalnej czułości halogonków srebra, a więc mającej granicę sensybilizacji przy λ = 500 nm

2/ błony ortochromatyczne - mające granicę sensybilizacji przy λ = 580 nm oraz zmniejszoną czułość w przedziale 500 - 525 nm /uczulone w zielonej i żółtej części widma/;

3/ błony izoortochromatyczne - mające granicę sensybilizacji przy λ = 600 nm /uczulone w zielonej i żółtej części widma/;

4/ błony izochromatyczne - uczulone w przedziale do 640 nm, a więc w części czerwonej i pomarańczowej widma z zachowaniem czułości w paśmie zieleni;

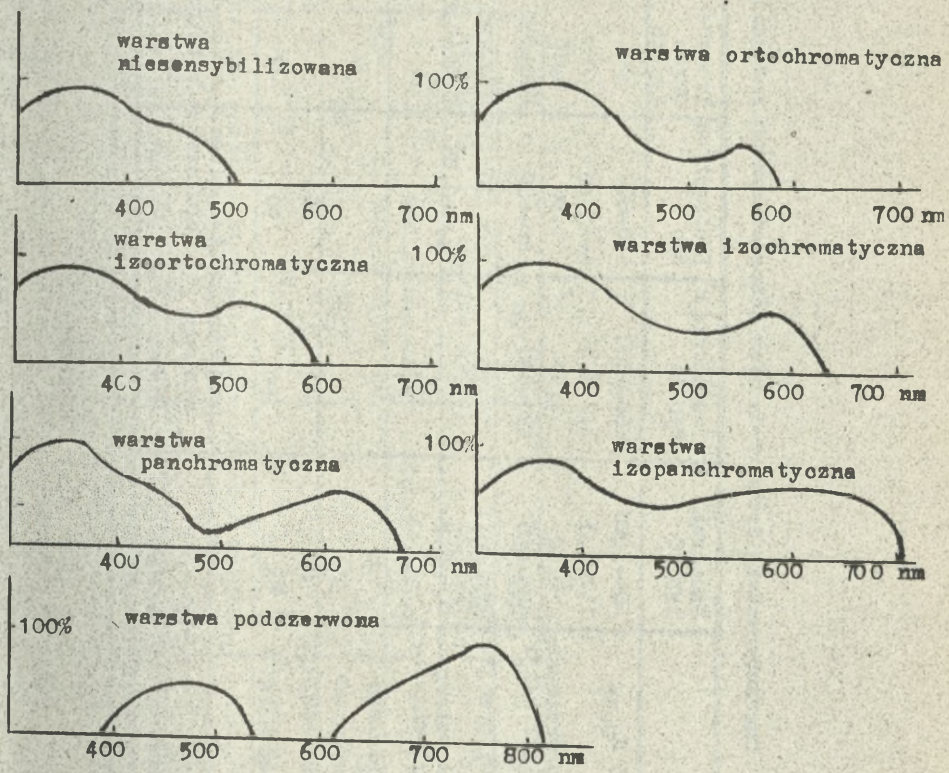
5/ błony panchromatyczne - uczulone w całym paśmie fal widzialnych, nawet do 700 nm, lecz ze zmniejszoną światłoczułością w przedziale zieleni /500 - 550 nm/;

6/ błony izopanchromatyczne - uczulone równomiernie w całym paśmie fal widzialnych, aż do około λ = 700 nm;

7/ błony podczerwone - uczulone w podczerwonej części widma ze znacznym zmniejszeniem czułości w paśmie fal widzialnych.

W fotografii lotniczej najczęściej używa się błon panchromatycznych i izopanchromatycznych. Pozostałe rodzaje warstw światłoczułych znajdują dużo mniejsze zastosowanie: wykorzystuje się je jedynie przy fotografowaniu w niektórych specjalnych warunkach optycznych lub dla wykonania zdjęć i wyselekcjonowania pewnych obiektów, mianowicie tych, które mają maksimum promieniowanie zgodne z maksimum światłoczułości warstwy emulsyjnej.

W tabelach 9.1 i 2 przytoczono podstawowe dane radzieckich błon lotniczych [28, s.74] oraz błon lotniczych produkcji Agfa - Gevaert, a więc tych, które najczęściej stosuje się w Polsce.



Rys.9.3. Zakresy czułości spektralnej czarno-białych materiał w fotograficznych.

Tabela 9.1

Charakterystyka lotniczych błon fotograficznych produkcji ZSRR

Rodzaj charakterystyki	Pauchrom typ 10	Izopanchrom typ 15	Izopanchrom typ 17	Izopan-chrom typ 18	Izopanchrom typ 20	Izopanchrom typ I-740
Swiatłoczułość $S_{0,85}$	600-1200	600-1000	450-600	100	450-600	
Współczynnik	1,7-2,3	1,7-2,3	1,7-2,2	3,0	1,5-2,1	1,6-2,6
Szerokość fotograficzna	0,90	0,90	0,90	0,60	0,90	0,90
Maksimum sensililizacji / λ nm/	630-650	680-690	680-690	680-690	680-690	740-750
Granica sensybilizacji / λ nm/	680-690	710-720	710-720	710-720	710-720	do 820
Srednie wymiary ziarna	0,8-9,9	0,7	0,30-0,35	0,07-0,08	0,30-0,35	-
Współczynnik ziarnistości	16	13	10	7	10	16
Zdolność rozdzielcza /R_{mm}^{-1}/	73	85	100	250	100	68
Grubość warstwy emulsji /µm/	25	15	12	5	8	25 - 30
Temperatura topienia emulsji C°	35-38	90	90	90	90	35 - 38
Rodzaj podłoża	nitro	trójoctan celulozy	trójoctan celulozy	trójoctan celulozy	trójoctan celulozy	nitro
Skurcz podłoża %	0,4	0,2	0,3	0,1	0,2	0,4

Tabela 9.2

Niektóre charakterystyki lotniczych błon fotograficznych firmy AGFA - GEVAERT

Rodzaj charakterystyki	Aviphot PAN 30	Aviphot PAN 30 PE	Aviphot PAN 33	Aviphot PAN 33 PE	Aviphot PAN 36
Swiatłoczułość	20/10 DIN	20/10 DIN	24/10 DIN	24/10 DIN	25/10 DIN
Czułość spektralna	Panchrom z podwyższoną czułością w paśmie czerwieni				Panchrom
Współczynnik kontrastowości	1,55	1,55	1,48	1,48	1,15
Zdolność rozdzielcza R w liniach/mm	125	125	95	95	80
Ziarnistość	drobnoziarnisty	drobnoziarnisty	ziarno drobne	ziarno drobne	ziarno wystarczająco drobne
Rodzaj podłoża	trójoctan celulozy	poliestrowe	trójoctan celulozy	poliestrowe	trójoctan celulozy
Grubość podłoża	0,125 mm	0,100 mm	0,125 mm	0,100 mm	0,125 mm

Tabela 9.3

Charakterystyka techniczna niektórych materiałów światłoczułych produkowanych przez firmy zachodnie a najczęściej stosowanych w fotografowaniu lotniczym

Nazwa filmu	Producent	Zakres uczulenia	Czułość /DIN/	Rozdzielczość linii/mm	Współczynnik kontrastu
Aviphot PAN 30	Agfa-Gevaert	Panchrom	20	125	1,5
Aviphot PAN 30 PE	"	"	20	125	1,5
Aviphot PAN 33	"	"	24	95	1,4
Aviphot PAN 33 PE	"	"	24	95	1,4
Aviphot PAN 36	"	"	25	80	1,1
Aviphot Infra R	"	Podczerw.	17	80	
FP 3 Aerial Film	Ilford	Panchrom	24	100	
HP 3 Aerial Film	"	"	27	78	
Plus-X-Aerographic 2402	Kodak	"		100	
Tri-X-Aerographic 2403	"	"		80	
Panatomic-X-Aerial 3400	"	"		200	
Plus-X-Aerial 3401	"	"		125	
High Definition Aerial 3414/1414	"	"		630	
Infrared Aerographic 2424	"	Podczerw.		80	

9.6. Barwne błony lotnicze

Fotografia barwna obejmuje te procesy fotograficzne, w których otrzymuje się zapisy i obrazy o barwach w przybliżeniu naturalnych lub o świadomie zmodyfikowanej skali barw /gdy barwy obrazu są jednoznacznie przyporządkowane barwom odtwarzanych przedmiotów lub świateł/. Współczesna teoria widzenia w barwach naturalnych jest oparta na teorii trójreceptorowej. Wystarczy posiadać trzy barwy zasadnicze /czerwoną, żółtą i niebieską/, aby przy ich sumowaniu w różnych kombinacjach i proporcjach uzyskać wszystkie pozostałe barwy i odcienie /oko ludzkie odróżnia ich ponad 10 000/. Mieszanie barw może się odbywać metodą addytywną /dodawanie barw na białej powierzchni ekranu/ lub subtraktywną /odejmowanie barw za pomocą filtrów świetlnych/.
Fotografia lotnicza wykorzystuje metodę subtraktywną.

Barwne materiały fotograficzne składają się z trzech halogenosrebrnych warstw emulsji uczulonych w różnych obszarach widma /rys. 9.6/. Pierwsza warstwa niesensybilizowana jest czuła na fioletowy i niebieski obszar widma, druga na obszar zielony i trzecia - na czerwony.

Pomiędzy warstwą pierwszą i drugą znajduje się pomocnicza żółta warstwa filtrująca. W każdej z warstw znajdują się związki organiczne - komponenty barwne - które w procesie wywoływania wchodzą w reakcję z produktem utlenienia halogenku srebra i tworzą obraz barwny.

Powstawanie obrazu barwnego przebiega w dwóch stadiach, zachodzących zresztą prawie równocześnie:

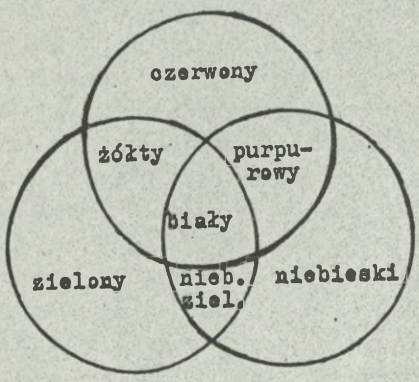
Pierwsze stadium

Naświetlone halogenki srebra	+	Wywoływacz	=	Srebro metaliczne	+	Produkt utlenienia wywoływacza

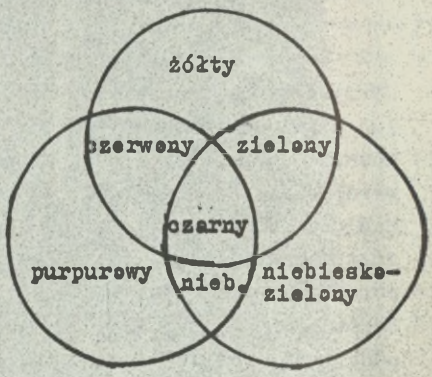
Drugie stadium

Produkt utlenienia wywoływacza	+	Komponenta barwa	=	Barwnik

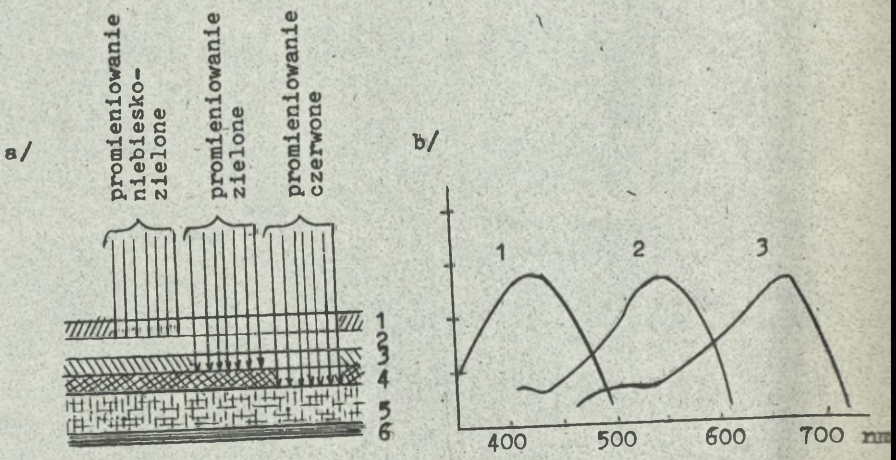
Warstwa pierwsza - niesensybilizowana i uczulona w obszarze do 500 nm - posiada w swym składzie komponenty zabarwiające ją na żółto. Druga warstwa, uczulona w obszarze 500 - 600 nm, ma komponenty zabarwiające ją na kolor purpurowy. Dolna warstwa jest uczulona w obszarze 600 - 700 nm i posiada komponenty zabarwiające ją na kolor niebiesko-zielony. Pośrednia warstwa filtrująca zatrzymuje promieniowanie niebieskie i zapobiega jego wpływowi na dwie pozostałe warstwy światłoczułe.



Rys.9.4. Schemat powstawania obrazu kolorowego w barwach naturalnych metodą dodawania barw /metodą addytywną/.



Rys.9.5. Schemat powstawania obrazu kolorowego w barwach naturalnych metodą odejmowania barw /metodą subtraktywną/.



Rys.9.6. Barwna błona fotograficzna.
a/ Warstwy błony barwnej: 1 - powstawanie obrazu żółtego, 2 - filtr żółty, 3 - powstawanie obrazu purpurowego, 4 - powstawanie obrazu niebieskiego, 5 - podłoże, 6 - warstwa przeciwodblaskowa.
b/ Czułość spektralna poszczególnych warstw emulsji: 1 - warstwa uczulona na kolor niebieski, 2 - warstwa uczulona na kolor zielony, 3 - warstwa uczulona na kolor czerwony.

f o t o g r a f o w a n y o b i e k t b a r w n y

niebiesko-zielona	zielony	czerwony	biały	czarny	żółty	purpurowy	niebieski

obraz obiektu w warstwach światłoczułych negatywu

żółty			żółty			żółty	żółty
	purpurowy		purpurowy		purpurowy		purpurowy
		niebieski	niebieski		niebieski	niebieski	

s u m a r y c z n y o b r a z n e g a t y w u

żółty	purpurowy	niebieski	czarny	biały	niebiesko-zielony	zielony	czerwony

Rys. 9.7. Schemat powstawania obrazu barwnego negatywowego.

Połączenie wymienionych trzech obrazów barwnych metodą subtraktywną powoduje powstanie negatywu barwnego. W podobny sposób powstaje pozytyw barwny. Następuje w nim wtórny podział barw, w wyniku którego żółta barwa negatywu spowoduje powstanie obrazu w warstwie pozytywu czułej na błękit, purpura - w warstwie czułej na barwę zieloną, a niebieskozielona - w warstwie czułej na czerwień. Po wywołaniu pozytywu powinien powstać obraz barwy odpowiadający rozdziałowi barw w oryginale.

Z wielu powodów następuje jednak zniekształcenie barw. Jedną z przyczyn jest niezgodność trzech krzywych charakterystycznych poszczególnych warstw emulsji barwnej. Niezgodność może być dwojakiego rodzaju:

- niezrównoważenie światłoczułości /nierówność trzech cząstkowych wartości światłoczułości materiału barwnego trójwarstwowego/;
- niezrównoważenie kontrastowości /nierówność trzech cząstkowych wskaźników kontrastowości/.

Niezrównoważenie światłoczułości można usunąć albo za pomocą zastosowania odpowiednich filtrów świetlnych podczas fotografowania lotniczego, albo poprzez wybór odpowiednich filtrów korekcyjnych podczas kopiowania pozytywów. Niezrównoważenie współczynnika kontrastowości jest trudne do usunięcia metodami optycznymi. W praktyce fotografowania lotniczego dopuszcza się różnice światłoczułości poszczególnych warstw rzędu ± 50% i różnice we współczynnikach γ rzędu 0,15 ich wartości. Ponadto dodatkowe zniekształcenia mogą być spowodowane zamgleniem atmosfery.

9.7. Spektrostrefowe błony lotnicze

Spektrostrefowe materiały fotograficzne, zwane również materiałami strefowo-widmowymi, oddają obraz w barwach umownych. W fotografii spektrostrefowej zdjęcia wykonuje się w kilku wybranych obszarach widma, następnie obraz otrzymuje się przez przekształcenie - w odpowiedni sposób - odtwarzania barw w stosunku do barw pierwowzoru.

W barwnej fotografii lotniczej, jak wspomniano wyżej, obraz terenu otrzymuje się w barwach zbliżonych do odbieranych wzrokowo przez człowieka, natomiast w fotografii spektrostrefowej dla sfotografowania poszczególnych elementów terenu wybiera się takie obszary widmowe, w których dane elementy będą rozróżnialne w stopniu największym. Wówczas jeśli nawet pewne obiekty były słabo odróżniane na zdjęciach panchromatycznych lub barwnych /w barwach zbliżonych do naturalnych/, to mogą

być łatwo czytelne na odpowiednio dobranym zdjęciu spektrostrefowym.

Błony spektrostrefowe mają zazwyczaj dwie lub trzy warstwy światłoczułe. W warstwie emulsyjnej umieszczone są barwniki, które w wyniku obróbki nie odtwarzają naturalnych barw obiektu, lecz dają specjalnie zmodyfikowany obraz barwy. Dla błon dwuwarstwowych zaleca się taki wybór barwników, aby po wywołaniu można było otrzymać obraz w barwach wzajemnie się uzupełniających, a wówczas na zdjęciu uzyska się maksymalny kontrast barwny. Wierne odtworzenie barw na materiałach spektrostrefowych trzywarstwowych jest utrudnione z tego powodu, że prawie każdy rodzaj błony spektrostrefowej posiada jedną warstwę uczuloną w obszarze podczerwieni, normalnie nieuchwytnej dla wzroku ludzkiego, a która często dominuje w obrazie spektrostrefowym.

Kontrast barwny jest dodatkowym czynnikiem zwiększającym właściwości fotointerpretacyjne zdjęć lotniczych. Celem uzyskania najlepszej czytelności zdjęć spektrostrefowych wybiera się taki materiał światłoczuły, którego charakterystyka spektralna jest w najlepszy sposób dostosowana do spektralnej zdolności odbijającej obiektów terenu /rys. 9.10/.

Teoria fotograficznego procesu spektrostrefowego jest podobna, jak wielowarstwowego procesu barwnego. Celem fotografii spektrostrefowej nie jest jednak uzyskanie prawidłowego bilansu barw, lecz otrzymanie maksymalnego kontrastu barwnego pomiędzy wybranymi barwami poszczególnych warstw emulsji. Dlatego w błonach dwuwarstwowych stosuje się komponenty dające barwę purpurową i zieloną, a w materiałach trzywarstwowych - kolor żółty, purpurowy i niebieski.

Fotografia spektrostrefowa jest stosowana powszechnie w Związku Radzieckim, gdzie obecnie produkuje się co najmniej kilka typów błon spektrostrefowych, jak na przykład:

- błony typu SN-2m, mające dwie warstwy światłoczułe: panchromatyczną i podczerwoną, odpowiednio zabarwiające się na zielono i purpurowo;
- błony typu SN-23, mające trzy warstwy światłoczułe uczulone na czerwień, zieleń i podczerwień, zabarwiające się na kolor purpurowy, żółty i niebieski;
- błony typu SN-5 mające warstwę ortochromatyczną i podczerwoną;
- błony SN-6 mające warstwę panchromatyczną i podczerwoną; poszczególne warstwy tych błon zabarwiają się na kolor zielony i purpurowy.

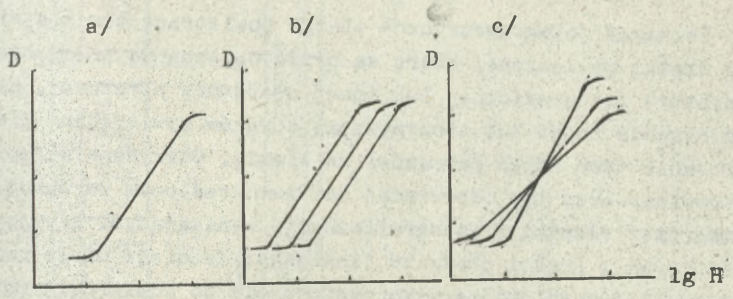
Pozostałe dane tych błon przedstawiono w tabeli 9.4.

Tabela 9.4

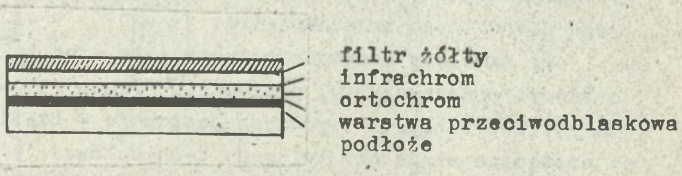
Podstawowe dane błon spektrostrefowych

Typ błony	Kraj produkcji	Rodzaj	Ilość warstw światłoczułych	Strefy uczulenie	Zakresy czułości nm	Kolor po wywołaniu	Czułość DIN	Rozdzielczość linii/mm
SN-2	ZSRR	negatywowy	2	podczerwień czerwień	735-740 650	zielony purpurowy	21	50
SN-2M	"	"	2	podczerwień czerwień	670-820 510-670	zielony purpurowy	22	58
SN-4	"	"	2	zieleń czerwień	510-590 540-690	purpurowy niebieski	22	58
SN-5	"	"	2	podczerwień zieleń	670-800 500-600	zielony purpurowy	22	60-70
SN-6M	"	"	2	podczerwień zielono-czerwona	720-800 520-700	niebiesko-zielony purpurowy	24	58
SN-23	"	"	3	podczerwień czerwień zieleń	670-800 580-600 500-600	niebieski purpurowy żółty	22	60-70
Kodak Aerochrome Infreret Film 2443	USA	pozytywowy	3	podczerwień zieleń czerwień	700-800 550 650	niebiesko-zielony żółty purpurowy	19	71

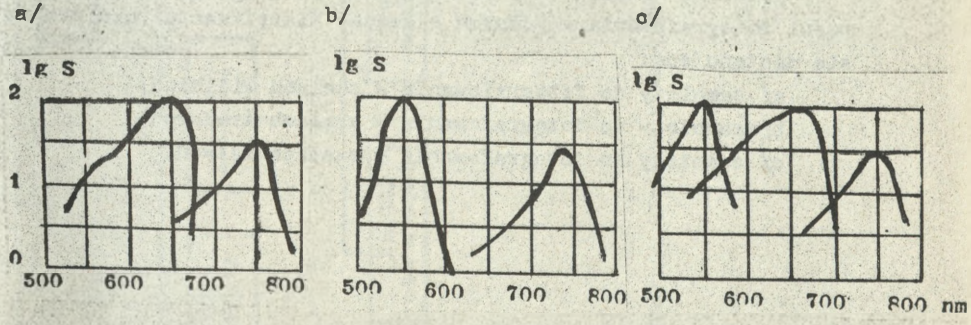
Fotografią spektrostrefową interesują się również inne kraje. Między innymi od wielu lat w Stanach Zjednoczonych wykorzystuje się kilka typów błon spektrostrefowych negatywowych i pozytywowych.



Rys.9.8. Krzywe charakterystyczne błony barwnej: a/ prawidłowy bilans świetlny, krzywe poszczególnych warstw pokrywają się; b/ poszczególne warstwy mają różną światłoczułość; c/ poszczególne warstwy mają różne współczynniki kontrastu.



Rys.9.9. Struktura dwuwarstwowej błony spektrostrefowej typu SN-2m.



Rys.9.10. Zakresy czułości spektralnej poszczególnych warstw błon spektrostrefowych: a/ SN-2m, b/ SN-5, c/ SN-23.

10. FOTOGRAMETRYCZNE STATKI POWIETRZNE

10.1. Samoloty fotogrametryczne - definicja i podział

Terminem fotogrametryczne statki powietrzne określa się te wszystkie statki powietrzne, które są przystosowane do przenoszenia lotniczej aparatury fotograficznej lub innej aparatury obrazowej, służącej do wykonywania zdjęć lub otrzymywania obrazów powierzchni Ziemi i dostarczania tych zdjęć /obrazów/ na Ziemię. Otrzymane zdjęcia lub obrazy powinny przy tym odpowiadać ściśle określonym warunkom, nazywanym fotogrametrycznymi i fotograficznymi, wynikającymi z wymagań dokładnościowych i treści produktu finalnego. Istnieje wiele rodzajów statków powietrznych, które wykorzystuje się do pomiarowej fotografii lotniczej /rys.10.1/, lecz niewątpliwie największą rolę odgrywają samoloty, dlatego im poświęca się najwięcej miejsca.

Samoloty fotogrametryczne można podzielić na trzy następujące grupy:

1/ samoloty adaptowane doraźnie, a więc samoloty różne /transportowe, szkolne, sportowe i inne/, które adaptuje się do potrzeb fotogrametrycznych już po wyprodukowaniu danego typu z zachowaniem jego pierwotnego przeznaczenia;

2/ samoloty adaptowane fabrycznie - są to również samoloty o różnym przeznaczeniu, przeważnie transportowe, lecz ich adaptacja do potrzeb fotogrametrycznych następuje w czasie budowy samolotu i następnie służą one tylko do tych celów;

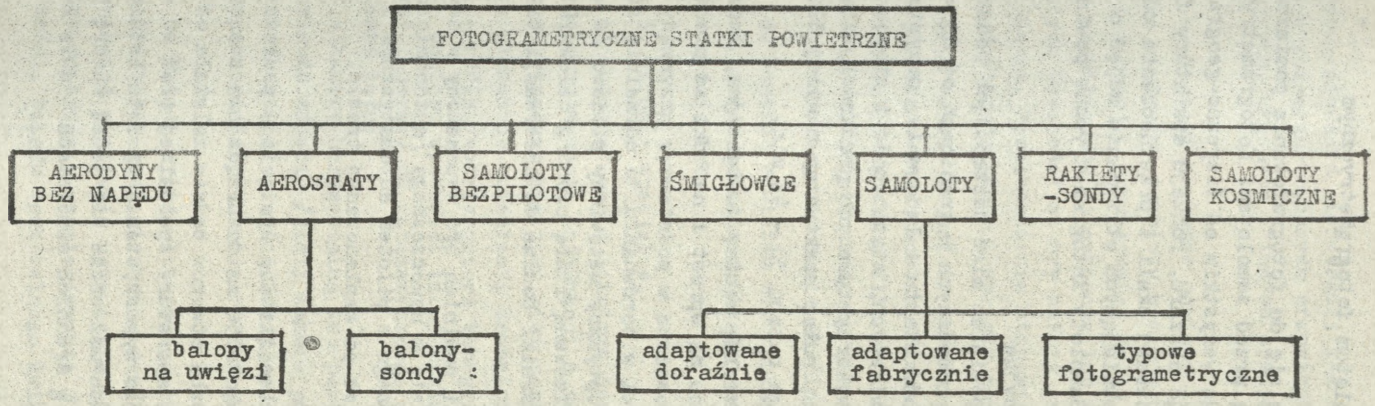
3/ samoloty typowo fotogrametryczne, których konstrukcja jest przeznaczona wyłącznie do celów fotogrametrycznych.

Istnieje również inny podział samolotów, który uwzględnia możliwości fotografowania w różnych skalach. Klasyfikacja taka przedstawia się następująco:

a/ samoloty do fotografowania w skalach wielkich;

b/ samoloty do fotografowania w skalach średnich;

c/ samoloty do fotografowania w skalach małych.



Rys.10.1. Rodzaje statków powietrznych stosowanych do fotografowania lotniczego.

10.2. Wymagania stawiane samolotom fotogrametrycznym

Nie każdy typ samolotu nadaje się do fotografowania pomiarowego. Wymagania ogólne jakie stawia się przed samolotami fotogrametrycznymi zależą od wielu czynników, a przede wszystkim od fizyczno-geograficznej charakterystyki fotografowanego obszaru, rodzaju aparatury fotograficznej i pomocniczej, projektowanej skali i przeznaczenia zdjęć oraz od wymagań technicznych, zapewniających otrzymanie zdjęć o wysokich właściwościach pomiarowych. Samoloty fotogrametryczne powinny odpowiadać następującym warunkom:

1. Warunki pilotażowo-nawigacyjne

a. Samolot fotogrametryczny powinien mieć następujące podstawowe charakterystyki: zakres prędkości podróżnych w granicach od 80 - 130 do 350 - 500 km/h, minimalną długość startu i lądowania, przystosowanie do eksploatacji z lotnisk trawiastych, stateczność i sterowność w locie horyzontalnym w zakresie wykorzystywanych prędkości, długotrwałość lotu około 6 do 10 godzin, pułap praktyczny powyżej 5000 - 7000 m, czas osiągania maksymalnego pułapu 30 - 45 min.

b. Samolot powinien mieć oddzielną kabinę nawigacyjną, umożliwiającą nawigatorowi obserwację terenu na wprost i na boki od pionu do horyzontu. Kabina powinna być wyposażona w podstawowe przyrządy nawigacyjne o zwiększonej dokładności w porównaniu do normalnie stosowanych oraz dodatkowo w celownik optyczny ustawiony pionowo /w miarę możliwości z automatycznie stabilizowaną linią pionu/, celownik kolimatorowy skierowany w przód i celowniki boczne do obserwacji tras sąsiednich szeregów.

c. Samolot w miarę możliwości powinien być wyposażony w nawigacyjny system kursowy, składający się z nowoczesnego /autonomicznego/ urządzenia nawigacyjnego, połączonego z pilotem automatycznym i kursografem, zapewniającymi dokładny lot po zaplanowanej trasie.

2. Warunki fotograficzne

a. Podstawowym warunkiem jest możliwość wycięcia w podłodze samolotu otworów /luków/ o średnicy około 50 cm do urządzenia stanowisk dla aparatury fotograficznej. Liczba otworów będzie zależała od liczby instalowanych kamer pomiarowych i aparatury specjalnej oraz od wielkości samolotu. Celem najwłaściwszego wykorzystania sprzętu lotniczego i fotograficznego w małych samolotach umieszcza się jedną kamerę pomiarową, lub aparaturę równorzędną, w średnich samolotach - dwie kamery

do fotografowania pionowego i 1-2 do zdjęć ukośnych, a w dużych samolotach fotogrametrycznych przeważnie montuje się zespół wielu kamer pionowych, ukośnych i innych specjalnych oraz zestaw aparatury pomocniczej.

b. Stanowiska kamer powinny być rozmieszczone możliwie najbliżej środka ciężkości samolotu w miejscu o najmniejszym wpływie turbulencji i wibracji. Przynajmniej jedno ze stanowisk pionowych powinno mieć stabilizację giroskopową lub inną podobną. Przy fotografowaniu z dużych wysokości otwory należy zabezpieczyć specjalnymi szybami ochronnymi. Rozmieszczenie stanowisk fotograficznych ma zapewnić dogodny dostęp do kamer i sprzętu pomocniczego oraz wygodną obsługę.

c. W samolocie należy urządzić małą ciemnię, służącą do ładowania i przeładowania kaset z filmami, przechowywania naświetlonej i nienaświetlonej błony filmowej, do wszelkich innych manipulacji z materiałami światłoczułymi, jak również do usuwania usterek sprzętu fotograficznego w czasie eksploatacji.

d. Samolot powinien mieć pokładowe źródło prądu o napięciu 24-28 V, zabezpieczające ciągłą eksploatację całego zestawu aparatury w czasie lotu.

3. Warunki specjalne

a. Fotografowanie lotnicze jest jedną z głównych, ale nie jedyną metodą otrzymywania informacji o terenie. Dlatego współczesny samolot fotogrametryczny powinien mieć zestaw aparatury pomocniczej do określenia elementów orientacji zewnętrznej, a w szczególności:

- radiowysokościomierz topograficzny lub wysokościomierz laserowy do pomiaru wysokości lotu, względnie radioprofilograf lub profilograf laserowy do automatycznego wykreślenia pionowego profilu trasy w czasie lotu;
- kamerę horyzontalną lub peryskop słoneczny do określenia kątów nachylenia zdjęcia /jeśli kamera pomiarowa nie jest stabilizowana/;
- urządzenie radiogeodezyjne lub inne służące do pomiaru współrzędnych samolotu w momencie fotografowania /punktu nadirowego zdjęcia/.

b. Metody zwiadu lotniczego znajdują coraz szersze zastosowanie przy badaniach geologicznych, geofizycznych i innych, dlatego należy przewidzieć możliwość ustawienia na samolocie fotogrametrycznym aparatury do badania promieniowania γ, magnetyzmu, składowych siły ciężkości, składu spektralnego światła odbitego od obiektów naziemnych itp.

c. Coraz większy rozwój metod fotografii elektronowej wymaga przystosowania samolotów fotogrametrycznych do możliwości ustawieni na nich aparatury do fotografii radiolokacyjnej za pomocą urządzeń panoramicznych lub z bocznym wybieraniem obrazu, do fotografowania w podczerwieni średniej i dalekiej, do fotografowania w ul rafiole oraz do zamontowawania innych kamer lub urządzeń umożliwiają ych fo grafowanie w innych pasmach widma elektromagnetycznego. Należy rów nież przewidzieć możliwość wzajemnej wymienialności aparatury foto niczej.

W rzeczywistości żaden z samolotów nie spełnia równocześnie wszystkich warunków, zresztą nie ma takiej potrzeby, gdyż praktycz najpierw określa się warunki techniczne przewidywanych zadań fotog fowania pomiarowego i rodzaj projektowanej aparatury, a następnie wybiera się sprzęt lotniczy w taki sposób, aby w jak największym stopniu uwzględniał postawione wymagania. Dlatego na przykład pewn typy samolotów wykorzystuje się do fotografowania w skalach dużych inne do skal średnich, skal małych lub badań geofizycznych. Stanow fotograficzne urządza się w sposób uniwersalny, wówczas można w ni ustawić dowolny rodzaj sprzętu w zależności od doraźnych potrzeb. Niżej podaje się krótki przegląd statków powietrznych wykorzystywa nych /głównie w Polsce/ do prac fotogrametrycznych oraz ich wypos nie fotograficzne i specjalne w zależności od skali wykonywanych z lotniczych.

10.3. Ogólna charakterystyka samolotów fotogrametrycznych

Samoloty do fotografowania w skalach wielkich

Skale wielkie obejmują zdjęcia lotnicze od 1:500 do 1:10 00 W tym przypadku zasadniczy wpływ na wybór rodzaju statku powietrz mają: wielkość zmazu fotograficznego spowodowanego prędkością lot oraz czas cyklu pracy kamery pomiarowej. Wielkość zmazu ma decy lu wpływ na właściwości geometryczne zdjęcia lotniczego i jego zdoln rozdzielczą, natomiast czas cyklu pracy określa możliwość otrzyma właściwego pokrycia podłużnego zdjęcia w uzależnieniu od skali fo fowania lotniczego. Ten przedział skal można podzielić na dwie cz skale bardzo wielkie - mające zastosowanie przy sporządzaniu map stawowych i planów pojedyńczych obiektów /1:200 - 1:2 000/ oraz s wielkie - do sporządzania planów miast i osiedli /1:5 000 - 1:10

Wówczas do fotografowania w skalach 1:200 - 1:2 000 przeważnie wykorzystuje się śmigłowce, a w skalach 1:5 000 - 1:10 000 małe samoloty transportowe i szkolno-sportowe.

Śmigłowiec Mi-4 konstrukcji Mila pojawił się w roku 1952 i wkrótce skierowano go do produkcji seryjnej. Jest produkowany w wielu wersjach, między innymi w fotogrametrycznej. Jego podstawowe dane są następujące: jeden wirnik 4-łopatowy, moc silnika 1700 KM, zakres prędkości od 0-180 km/h, pułap dynamiczny 5.500 m, udźwig 16 pasażerów lub 1600 kg, maksymalny zasięg do 660 km.

Można na nim zamontować 2 kamery lotnicze lub i kamerę i aparaturę do badań geofizycznych /rys.10.2/. Pierwszą kamerę można wstawić do przedniego luku awaryjnego, drugą - w otwór po wymontowaniu anteny ramowej.

W skład załogi oprócz pilota, nawigatora i technika pokładowego mogą wchodzić dwaj operatorzy aparatury fotograficznej lub geofizycznej i dwaj obserwatorzy. Śmigłowiec Mi-4 wykorzystuje się do fotografowania niewielkich pojedyńczych obiektów. Ze względu na słabe warunki obserwacji terenu nie nadaje się do wieloszeregowego fotografowania dużych powierzchni. Również może być zastosowany przy lotniczym rozpoznaniu złóż bogactw naturalnych.

Śmigłowiec Mi-2 produkowany w Polsce na licencji radzieckiej jest nowoczesnym wielozadaniowym statkiem powietrznym. Napędzany jest dwoma silnikami turbinowymi o mocy 800 KM, ma prędkość przelotową 180 km/h i pułap 4 000 m. W wersji pasażerskiej przenosi sześciu pasażerów na odległość 270 km. Może wykonywać długotrwałe zwisy, co jest jego szczególną zaletą przy fotografowaniu tak zwaną metodą zdjęć celowanych. Pomiarową kamerę lotniczą można zamontować w tylnej części kadłuba, po wycięciu odpowiedniego luku, albo na zewnątrz kabiny na specjalnych wspornikach. Śmigłowiec Mi-2 ma bardzo wygodne stanowisko nawigatora z dogodną obserwacją do przodu i na boki, możliwość zamocowania pionowego nawigacyjnego celownika optycznego oraz celownika kolimatorowego skierowanego do przodu, służącego do kontroli właściwego kierunku. Jedyną wadą śmigłowca fotogrametrycznego Mi-2 jest pozycja fotooperatora, który w czasie fotografowania siedzi zwrócony tyłem do kierunku lotu.

Samolot An-2 konstrukcji Antonowa jest jednosilnikowym dwupłatowcem wielozadaniowym; produkowany od 1947 r. i później modyfikowany, jest wykorzystywany również w wersji fotogrametrycznej. Ma on następujące podstawowe dane: zakres prędkości w locie poziomym 100-250 km/h /prędkość podróżna 137-210 km/h, pułap praktyczny 5 200 m, zasięg 1200 km, długość rozbiegu i dobiegu poniżej 150 m, czas wznoszenia na

wysokość 3000 m około 20 min, udźwig 1500 kg. Powyższe dane również czynią go przydatnym do fotografowania w skalach średnich. Załoga może się składać z pilota, nawigatora i 4 operatorów aparatury fotograficznej i specjalnej. Samolot nie ma specjalnej kabiny nawigacyjnej, nawigator zajmuje miejsce drugiego pilota, skąd może prowadzić względnie dobrą obserwację na wprost i w prawo, natomiast do polepszenia widoczności w dół z prawej strony nawigatora wstawia się specjalną szybę wypukłą. Oprócz normalnego zestawu przyrządów, nawigator ma zazwyczaj dwa celowniki: kolimatorowy ustawiony do przodu oraz przeziernikowy skierowany w dół, które wykorzystywane są do nawigowania samolotu po określonej linii w czasie fotografowania. W środkowej części kadłuba można przygotować stanowiska dla 1-2 pomiarowych kamer lotniczych /rys.10.3/, lub dla urządzeń do pomiarów geofizycznych. Czasem urządza się tutaj również stanowisko nawigatora, wówczas wyposaża się je w podstawowe wskaźniki przyrządów pokładowych, a także w optyczny wizjer nawigacyjny do obserwacji pionowej, umocowany w otworze podłogi oraz w wizjery boczne. W części ogonowej znajduje się mała ciemnia.

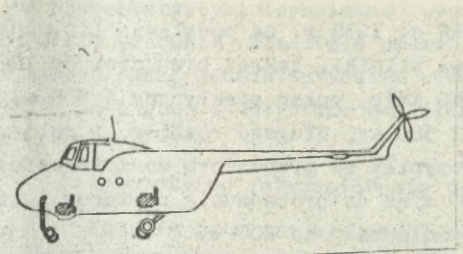
Samolot An-2 produkowany w Polsce na licencji radzieckiej, jest ekonomiczny w eksploatacji. Wadą jego jest brak widoczności z lewej strony stanowiska nawigatora i utrudniona obserwacja terenu pod samolotem.

Samoloty do fotografowania w skalach średnich

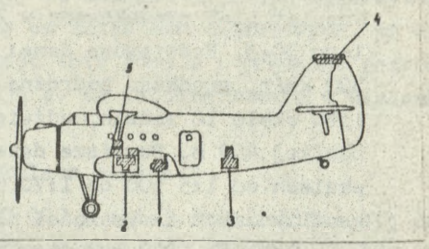
Przedział skal średnich w pojęciu topograficznym obejmuje skale od 1:10 000 do około 1:50 000. Do tego rodzaju zadań najlepiej nadają się samoloty osiągające prędkość podróżną 250 - 350 km/h, udźwig około 1000 kg, pułap do 7000 m i zasięg ponad 1200 km.

Samolot NC-701 "Siebel" produkcji francuskiej był jednopłatowcem bardzo statecznym, o dwu silnikach, prędkości przelotowej od 295 - 325 km/h i prędkości maksymalnej 350 km/h. Był jednym z pierwszych samolotów stosowanych w Polsce w okresie powojennym do fotografowania pomiarowego. W części nosowej znajdowała się wygodna kabina nawigacyjna wyposażona w celowniki do określania kierunku lotu i kąta znoszenia. Ze stanowiska nawigatora można było prowadzić obserwację terenu we wszystkich kierunkach. Stanowisko fotooperatora przewidywało umieszczenie i dogodną obsługę jednej kamery lotniczej. Na samolocie znajdowała się również mała ciemnia fotograficzna. Wspomina się o nim ze względów historycznych.

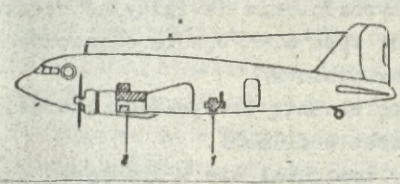
Innym typem samolotu, który również ma już znaczenie historyczne, lecz który odegrał bardzo poważną rolę w pracach kartograficznych, był



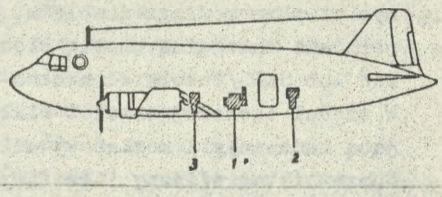
Rys.10.2. Schemat rozmieszczenia kamer pomiarowych na śmigłowcu Mi-4.



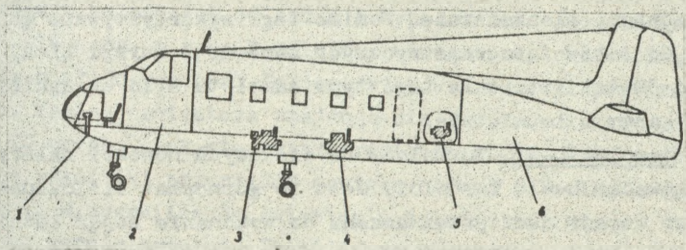
Rys.10.3. Schemat rozmieszczenia aparatury na pokładzie samolotu An-2: 1 - kamera pomiarowa, 2 - kamera pomocnicza, 3 - aeroradiometr, 4 - magnetometr, 5 - aparatura do pomiaru promieniowania .



Rys.10.4. Schemat rozmieszczenia aparatury na samolocie Li-2: 1 - kamera pomiarowa, 2 - aparatura aerogeofizyczna.



Rys.10,5. Schemat rozmieszczenia aparatury fotograficznej na samolocie Ił-14: 1 - kamera pomiarowa, 2 i 3 - kamery pomocnicze.



Rys.10.6. Schemat samolotu fotogrametrycznego MD-12F: 1 - kabina nawigatora z optycznym celownikiem pionowym, 2 - kabina pilota, 3 i 4 - kamery pomiarowe, 5 - kamera do zdjęć ukośnych i perspektywicznych, 6 - ciemnia fotograficzny.

Samolot Li-2 produkowany w ZSRR od 1938 r. na podstawie licencji sa lotu DC-3. Podstawowe dane: dwa silniki, zakres prędkości od 120 do 300 km/h, prędkość podróżna 240 km/h, pułap praktyczny 5 500 m, czas lotu około 10 godzin, udźwig 2 500 kg, długość rozbiegu i dobiegu poniżej 400 m. Powyższe dane czyniły go przydatnym do fotografowania skalach od 1:3 500 do 1:70 000 oraz do prowadzenia pomiarów i badań geofizycznych z wysokości nie mniejszej od 200 m.

Samolot Li-2 nie miał specjalnej kabiny nawigacyjnej, dlatego nawigator przeważnie zajmował miejsce drugiego pilota, gdzie był zam cowany celownik kolimatorowy i przeziernikowy. W niektórych samolota stanowisko nawigatora urządzano w środkowej części samolotu, wówcza stanowisko to wyposażono w niezbędne wskaźniki przyrządów nawigacyj nych oraz w optyczny celownik nawigacyjny ustawiony pionowo w specj nym otworze podłogi samolotu. Oprzyrządowanie nawigacyjne często uz pełniano specjalną busolą słoneczną typu STK /busola słoneczno-cieni wa/ lub SKD /busola słoneczno-odległościowa/.

W części ogonowej samolot miał małą ciemnię fotograficzną umożliwia jącą ładowanie i rozładowywanie kaset z filmami.

Sprzęt fotograficzny i geofizyczny znajdował się w środkowej ozęści kadłuba, pomiędzy 12 i 35 wręgą /rys.10.4/.

Li-2 spełniał większość warunków przewidywanych dla samolotów foto grametrycznych, miał jednak zbyt słabą widoczność ze stanowiska nawi tora, co utrudniało dokładne wykonanie równoległych szeregów zdjęć lotniczych; również jego eksploatacja była dość kosztowna i nie zawsz uzasadniona ekonomicznie. Pomimo tego wykorzystywano go w wielu kra jach do lotów fotogrametrycznych zarówno w wersji Li-2, jak i DC-3. Ponad 30 lat istnienia tego typu samolotu było osiągnięciem rzadko spotykanym w lotnictwie.

Samolot L-410 Turbolot. Do ciekawych nowości należy samolot cze chosłowacki L-410 Turbolot. Jest to górnopłat wielozadaniowy, a jedn z jego wersji jest przeznaczona do wykonania zdjęć lotniczych. Ponad L-410 ma kabinę pilota dobrze oszkloną i zapewniającą dobrą widocz ność w czasie lotu. W części środkowej kadłuba znajduje się aparatur fotolotnicza i przyrządy pomocnicze. W skład załogi wchodzą: pilot i obsługa aparatury fotolotniczej. Dwa silniki turbośmigłowce po 75 zapewniają prędkość do 369 km/h i udźwig użyteczny 1853 kg. Maksymal ciężar samolotu w locie wynosi 5 100 kg, rozbieg i dobieg po około 200 m, pułap praktyczny do 7770 m, zasięg 1140 km przy zapasie paliw na 45 min lotu.

Z charakterystyki technicznej wynika, że samolot może być wykorzystywany w szerokim przedziale począwszy od zdjęć wielkoskalowych, aż do małych skal, jednak optymalna wysokość lotu 3000 m i prędkość podróżna 350 km/h przede wszystkim kwalifikują go do fotografowania w skalach średnich.

Samoloty do fotografowania w skalach małych

Zdjęcia lotnicze w skalach 1:50 000 i mniejszych zalicza się do skal małych. Przeważnie fotografowanie w skalach 1:50 000 - 1:200 000 z przeznaczeniem fotogrametrycznym wykonuje się z samolotu, a zdjęcia w skalach mniejszych z satelitów rozpoznawczych i technologicznych. Do fotografowania małoskalowego najlepiej nadają się samoloty o pułapie powyżej 6 000 - 7 000 m, prędkości 400 - 500 km/h, udźwigu około 2 000 kg, czasie lotu ponad 6 godzin, posiadające pomieszczenia hermetyczne i ogrzewane. Jedynym typem będącym na wyposażeniu polskiego lotnictwa cywilnego, który nadawał się do tego rodzaju zadań był samolot Ił-12, a następnie jego udoskonalona wersja Ił-14.
Ił-14 FK przewidziano do prac fotogrametrycznych.
Podstawowe dane techniczne samolotu Ił-14 są następujące:
Zakres prędkości od 140 do 430 km/h, pułap praktyczny 7.000 m, zasięg około 1900 km, rozbieg przy starcie i dobieg przy lądowaniu około 500 m, możliwość szybkiego wznoszenia na wysokość 5 000 m, ładunek użyteczny wynosi 3 400 kg. Powyższe dane umożliwiają wykorzystanie samolotu Ił-14 do zadań fotogrametrycznych, pomiarów aerogeodezyjnych, do badań geofizycznych oraz wielu innych prac specjalnych.

Załoga w zależności od zadań i wyposażenia specjalnego składa się z 8 - 14 osób, w tym: 2 pilotów, nawigatora, radiotelegrafisty, mechanika pokładowego oraz fotooperatorów i obsługi przyrządów specjalnych. Kabina nawigatora znajduje się za stanowiskiem pilota pomiędzy 8 i 11 wręgą, obok stanowiska radiooperatora. Jest wyposażona w niezbędne wskaźniki przyrządów nawigacyjnych, celownik kolimatorowy i optyczny, w sygnalizację świetlną i telefon pokładowy.
Późniejsza wersja samolotu Ił-14 FK ma nowoczesne oprzyrządowanie nawigacyjne, specjalnie przystosowane do prac związanych z fotografowaniem pomiarowym. W zestaw przyrządów nawigacyjnych wchodzi tak zwany system kursowy, składający się z wzajemnie połączonych przyrządów magnetycznych, żyroskopowych, astronomicznych i radarowych oraz elektronowy przyrząd kierujący pracą kamery. Oprócz tego mają zastosowanie busole słoneczne /podobnie jak w Li-2/, przyrząd APR umożliwiający automatyczne programowane wykonanie nawrotu i wlot na sąsiedni

szereg z dużą dokładnością kątową i odległościową. W skład wyposażeni wchodzi również dopplerowska stacja radiolokacyjna. Wyposażenie to umożliwia sterowanie samolotem w sposób automatyczny kontrolowany jedynie wzrokowo. Kamery lotnicze i aparatura specjalna są rozmieszczone pomiędzy 11 a 39 wręgą, gdzie są wykonane luki i stanowiska dla trzech kamer lotniczych, w tym jedno stanowisko do podwieszania ze stabilizacją giroskopową /rys.10.5/. W skład dodatkowego wyposażenia fotolotniczego wchodzą: statoskop, radiowysokościomierz topograficzny urządzenie radiogeodezyjne do pomiaru współrzędnych samolotu lub pomiru boków sieci geodezyjnej. Oprócz tego na samolocie można ustawić aparaturę do badań geofizycznych. W części ogonowej samolotu znajduje się ciemnia fotograficzna. Samoloty te o nieco zmienionym wyposażeniu są do dnia dzisiejszego wykorzystywane w lotnictwie polskim.

Ciekawym przykładem w tej klasie statków powietrznych może być samolot amerykański Lockheed - Elektra P-3A - latające laboratorium zdalnego rozpoznania powietrznego. Specjalnie przystosowano go na użytek NASA do badania aparatury pomiarowej i metod zdalnego rozpoznania lotniczego w ramach części wstępnej programu satelitarnego badania zasobów ziemskich.

Samolot P-3A /oraz jego późniejsze wersje P-3B i P-3C/ jest patrolowcem morskim, przeznaczonym do prowadzenia rozpoznania powietrznego obszarów morskich. Jest to dolnopłat, ma cztery silniki turbośmigłowe każdy o mocy 4 585 KM. Posiada następujące osiągi: prędkość maksymalna 740 km/h, pułap praktyczny 8 230 m, zasięg maksymalny 10 000 km /10-17 godzin lotu/. Ciężar własny samolotu wynosi 27 215 kG, ciężar startowy - 57 697 kG.

Na pokładzie samolotu P-3A umieszczono następującą aparaturę pomiarową: dwie kamery lotnicze Wild RC-8, cztery kamery do fotografii wielospektralnej, wielokanałowy spektrometr podczerwieni, szerokopasmowy radiometr podczerwieni, podczerwone urządzenie typu RS-7, wybiegające obraz liniowo, urządzenie radiolokacyjne DPD-2, wielopasmowy radiometr mikrofalowy, urządzenie do fotografii mikrofalowej, wysokościomierz laserowy i radiowysokościomierz.

Takie zebranie na jednym statku powietrznym aparatury wielozadaniowej umożliwiło równoczesne otrzymanie danych dla wielu dziedzin nauki, przede wszystkim do badań geologicznych, geograficznych, hydrologicznych, oceanograficznych, dla rolnictwa oraz do celów kartograficznych.

Typowe samoloty fotogrametryczne

Konstrukcja typowych samolotów fotogrametrycznych jest dostosowana do aparatury fotograficznej i wykonywania lotów fotogrametrycznych. Należy do nich między innymi samolot produkcji amerykańskiej "Explorer" /zdj.10.1/ dwumiejscowy jednopłat z silnikiem pchającym, przeznaczony do fotografowania w skalach dużych i średnich. Pierwsze samoloty tego typu pojawiły się w roku 1938. Podstawowe dane "Explorera" są następujące: długość 8,1 m, rozpiętość 11,2 m, prędkość podróżna 240 km/h, pułap 5 700 m, czas lotu 7 - 8 godzin, szybki nabór wysokości do 4 000 m /około 20 min/ start i lądowanie 150 - 200 m. W pierwszej wersji samolot był wyposażony w silnik o mocy 330, następnie w silniki 450 i 1000 koni mechanicznych. Zabudowanie silnika z tyłu i odsunięcie skrzydeł do tyłu umożliwiło oszklenie całego przodu samolotu i stworzyło pilotowi /który również spełnia czynności nawigatora/ nieograniczone możliwości obserwacji terenu we wszystkich kierunkach. Za pilotem znajduje się kamera, a dalej stanowisko fotooperatora. Samolot ma podwójne sterowanie. Przy fotografowaniu z dużych wysokości przewidziano hermetyzację kabiny.

Samolot MD-12F. W Polsce również powstał samolot fotogrametryczny MD-12F jako modyfikacja samolotu komunikacyjno-transportowego MD-12 skonstruowanego w 1959 r. przez F.Misztala i L.Dulębę. Podstawowe dane są następujące: jednopłat o konstrukcji metalowej, posiada 4 silniki po 340 KM każdy, pułap praktyczny 5.400 m, ciężar samolotu 7 500 kg, w tym ładunek użyteczny 2 130 kg, czas lotu bez uzupełniania paliwa 10 - 12 godzin, zakres prędkości od 145 - 310 km/h, czas wznoszenia się na wysokość 4 000 m poniżej 20 minut. W części nosowej znajduje się całkowicie oszklona kabina nawigatora umożliwiająca nieograniczoną obserwację na wprost, w dół i na boki. Nawigator ma wszystkie niezbędne przyrządy, jak: skierowany do przodu celownik przeziernikowy lub kolimatorowy oraz optyczny celownik bombardierski, lub lunetę obserwacyjną kamery lotniczej, skierowaną w dół. Kabina nawigatora jest połączona przejściem z kabiną pilota. W środkowej części kadłuba rozmieszczono sprzęt fotograficzny: 2 kamery pionowe z możliwością stabilizacji giroskopowej, 2 kamery do zdjęć lotniczych, sprzęt pomocniczy, światłomierze lotnicze i tym podobne /rys.10.6/. Fotooperator obsługuje sprzęt w pozycji siedzącej. W razie potrzeby w samolocie można zamocować urządzenie radiogeodezyjne oraz aparaturę do lotniczego rozpoznania geofizycznego. W części ogonowej mieści się mała ciemnia fotograficzna. Samolot MD-12F nadaje się do wykonywania zdjęć w skalach dużych i średnich. Wykonywano z niego zdjęcia z przeznaczeniem fotogrametrycznym

w przedziale skal od 1:1 500 do 1:70 000. Warunki pracy załogi, a przede wszystkim nawigatora i fotooperatora, są korzystniejsze niż na innych typach samolotów. Nie znalazł on jednak zastosowania w produkcji.

Zalety typowych samolotów fotogrametrycznych polegają przede wszystkim na właściwym i celowym rozmieszczeniu przyrządów nawigacyjnych i aparatury specjalnej, zapewniającym dokładne wypełnienie warunków technicznych jakimi mają odpowiadać pomiarowe zdjęcia lotnicze, oraz na wykorzystaniu możliwości samolotu, co z kolei wpływa na stronę ekonomiczną fotografowania lotniczego.

Samolot An-30. W ostatnich latach pojawił się nowy radziecki samolot fotogrametryczny An-30, skonstruowany na bazie samolotu transportowego An-24. Adaptacja samolotu An-24 zaszła tak daleko, warunki pilotażowo-nawigacyjne, fotograficzne i specjalne spełniono w tak znacznym stopniu, że właściwie można stwierdzić, iż powstała nowa konstrukcja samolotu typowo fotogrametrycznego. Jest to również pierwsza tego rodzaju konstrukcja lotnicza w krajach RWPG produkowana seryjnie i jeden z nielicznych tego typu samolotów na świecie, dlatego wymaga on szerszego omówienia.

Dane techniczne i możliwości eksploatacyjne samolotu są zbliżone do jego pierwowzoru. Samolot An-30 jest górnopłatem /rys.10.7/, ma dwa silniki turbośmigłowe o mocy po 2820 KM każdy oraz dodatkowy silnik odrzutowy o sile ciągu 800 kg, umieszczony w gondoli prawego silnika. Zakres prędkości eksploatacyjnych wynosi 300 - 470 km/h przy prędkości najkorzystniejszej wynoszącej 430 km/h. Czas trwania lotu - około 6 h; zasięg - 2600km. Czas wznoszenia na wysokość 6 000 m wynosi 19 min., a pułap nominalny osiąga w ciągu 48 min. Samolot ma klimatyzowane kabiny ciśnieniowe oraz zapasową aparaturę tlenową, wystarczającą na 8 godzin lotu. Wyżej wymienione dane techniczne samolotu An-30 kwalifikują go do wykonywania zdjęć lotniczych w skalach średnich i małych.

Samolot ma pełne wyposażenie nawigacyjne, umożliwiające pomiarowe fotografowanie przy minimalnej liczbie lub nawet przy braku naziemnych punktów orientacyjnych. Spośród pokładowej aparatury nawigacyjnej ze względów fotogrametrycznych na uwagę zasługują dwa radiowysokościomierze /dla małych i dużych wysokości fotografowania/, stacja radionawigacyjna oraz pokładowa aparatura dopplerowska. Dopplerowska stacja radiolokacyjna umożliwia ciągły pomiar prędkości podróżnej i kąta znoszenia. W połączeniu z przelicznikiem nawigacyjnym umożliwia to otrzymywanie w czasie lotu bieżących współrzędnych samolotu, a więc stacja ułatwia zarówno nawigowanie po trasie szeregu, jak również

określenie przybliżonych współrzędnych każdego stanowiska fotografowania.

Automat nawrotu AR upraszcza manewr przy wykonywaniu nawrotów i dokładnym wlocie na trasę sąsiedniego szeregu. Radiolokacyjna stacja dopplerowska wraz z przyrządem AR może pracować automatycznie według uprzednio założonego programu i prowadzić samolot w czasie fotografowania pomiarowego po trasach szeregów oraz wykonywać nawroty praktycznie bez udziału człowieka. Samolot posiada również pokładową stację dalmierza fazowego pracującego w systemie "Izumrud", który jest przeznaczony do wykonywania zadań w zakresie radiogeodezji i zapewnia dowiązanie pomiarowych zdjęć lotniczych do celów fotogrametrycznych bez konieczności przeprowadzania prac polowych.

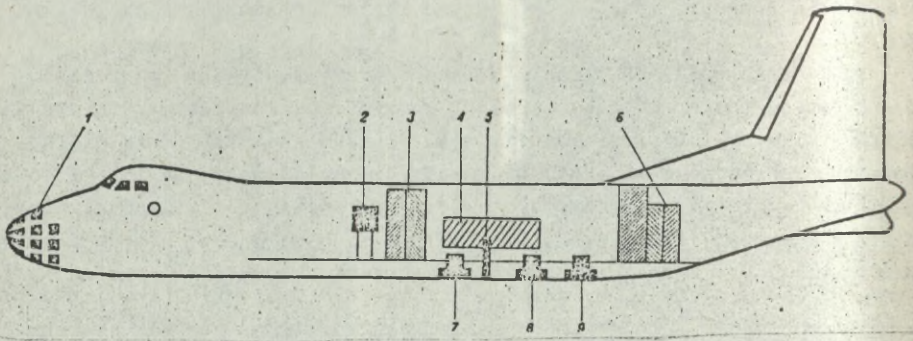
Kabina nawigatora znajduje się w nosowej części samolotu. Jest całkowicie oszklona przez co umożliwia nieograniczoną obserwację do przodu, w dół i na boki. W kabinie nawigatora są umieszczone trzy celowniki kolimatorowe NKPB-7 oraz wyprowadzenie autopilota i wszystkie wskaźniki niezbędne do prawidłowego nawigowania po szeregu. Łączność wewnętrzną zapewnia telefon pokładowy oraz sygnalizacja dźwiękowa /głosowa/.

Środkową część samolotu zajmuje kabina fotooperatora, w której znajduje się pięć oszklonych fotoluków przeznaczonych do zamontowania w nich pomiarowych kamer lotniczych i celownika optycznego OPB-1R. W sumie na samolocie można umieścić dwie kamery do fotografowania pionowego /w tym jedna kamera może się znajdować w podwieszeniu giroskopowym/ oraz dwie kamery do fotografowania ukośnego, w prawo i w lewo od trasy przelotu. Stanowiska pionowe są przeznaczone do kamer typu AFA-41 lub AFA-42, jednak można je przystosować do aparatury pomiarowej dowolnego typu. Najmniejszy luk pionowy jest przeznaczony do celownika optycznego OPB-1R, lecz z powodzeniem można go przystosować również do celownika innego typu /np.NF-1/. Stanowiska kamer ukośnych przeznaczone są do kamer typu A54/50-FK.

Zespół aparatów A54/50-FK składa się z trzech kamer pomiarowych normalnokątnych /jednej pionowej i dwóch ukośnych/, które w sumie fotografują pas terenu o szerokości 1,6 wysokości fotografowania. Samolot może również posiadać aparaturę radiolokacyjną boczną typu "Toros".

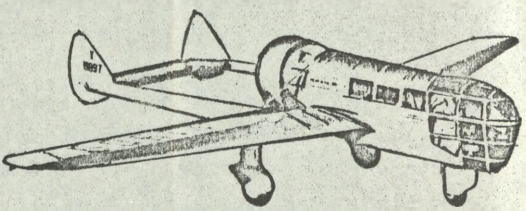
Pokładowe źródło prądu stałego o napięciu 27 volt zapewnia pracę wszystkich urządzeń, a jego moc przewyższa dwukrotnie potrzeby.

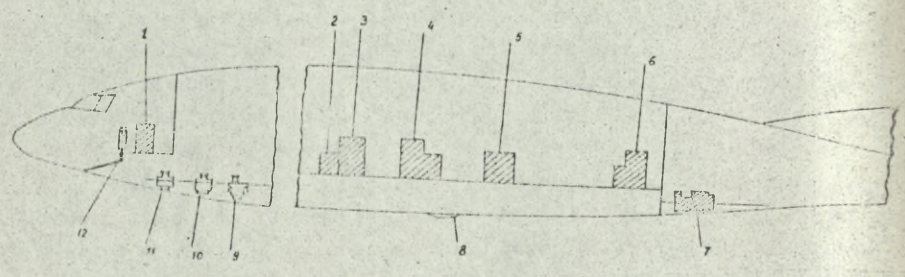
Załoga samolotu An-30 składa się z 5 osób obsługujących samolot oraz 2 operatorów aparatury fotolotniczej.



Rys.10.7. Schemat rozmieszczenia aparatury na samolocie An-30 /wariant/: 1- kabina nawigatora, 2 - aparatura radiogeodezyjna, 3 - szafa-ciemnia, 4 - blok aparatury pomocniczej, 5 - celownik OPB-1R, 6 - szafa do przechowywania ładowników, 7 - kamera pomiarowa z stabilizacją giroskopową, 8 - kamera pionowa A54/59 FK, 9 - kamery ukośne A54/50 FK.

Zdj.10.1. Samolot fotogrametryczny "Explorer".





Rys.10.8. Schemat rozmieszczenia aparatury na samolocie RC-135A: 1 i 2 - autonomiczna bezwładnościowa aparatura nawigacyjna, 3 - EMC "Notronic", 4 - aparatura radiogeodezyjna "Shiran", 5 - rejestrator radioprofilografu, 6 - stanowisko sterowania i celownik optyczny, 7 - antena radioprofilografu, 8 - punktowe źródło światła, 9 - kamera panoramiczna lub aparatura radiolokacyjna boczna, 10 - kamera KC-6a, 11 - kamera zastępcza, 12 - celownik nawigacyjny.

Oceniając samolot An-30 trzeba stwierdzić, że odpowiada on wszelkim warunkom, jakie się stawia samolotom fotogrametrycznym przeznaczonym do fotografowania w skalach małych i średnich. Uwzględniając światowe tendencje w konstrukcji pomiarowej aparatury fotograficznej, idące w kierunku wykorzystania obiektywów o zdolności rozdzielczej rzędu setek linii/mm oraz kierunki badań fotochemicznych, dążące do wyprodukowania materiałów fotograficznych praktycznie bezziarnistych, trzeba przewidywać, że samolot An-30 z równym powodzeniem może być wykorzystywany do wykonywania zdjęć lotniczych dla wielkoskalowych opracowań fotogrametrycznych.

Samolot RC-135A jest uniwersalnym laboratorium fotogrametrycznym wchodzącym aktualnie w stan wyposażenia sił powietrznych Stanów Zjednoczonych. Jest to czterosilnikowy wojskowy samolot transportowy przystosowany do zadań fotogrametrycznych. Jego podstawowe dane techniczne są następujące: ma cztery silniki turboodrzutowe po 7718 kg każdy, zabiera ładunek 40 370 kg, ciężar z ładunkiem wynosi 123 375 kg, prędkość maksymalna ok. 1000km/h, pułap praktyczny 15 000 m i zasięg do 12 000 km. W samolocie rozmieszczono pokładowy system fotogrametryczny typu AN/USQ-28, który jest przeznaczony do fotografowania i zbierania informacji o terenie w celu sporządzenia wojskowych map topograficznych. Uprzednio podobne urządzenie instalowano na samolotach RC-130A.

W przedniej części kadłuba /rys.10.8/ znajduje się kabina nawigacyjna wyposażona w sprzęt umożliwiający sterowanie samolotem ściśle po zaplanowanej trasie, nawet przy braku widoczności i łączności z ziemią. W kabinie znajduje się system kursowy, w skład którego wchodzi między innymi autonomiczne urządzenie bezwładnościowe typu Hipernas-IIB. Nawigator posiada również celownik optyczny do obserwowania fotografowanego terenu. Za kabiną nawigacyjną jest umieszczony sprzęt fotograficzny. Ilość,rodzaj i typ sprzętu zmienia się zależnie od zadania, Najczęściej przy fotografowaniu pionowym stosuje się kamery KC-6A; są to obecnie najlepsze amerykańskie wojskowe kamery pomiarowe. Kamery są wyposażone w urządzenia kompensujące zmaz, posiadają automatyczną regulację naświetlenia za pomocą fotokomórki wmontowanej w korpusie kamery. Stabilizacja kamery za pomocą urządzenia giroskopowego APR-25 zapewnia pionowość osi optycznej z dokładnością 10-12', równocześnie związek optyczny kamery z platformą bezwładnościową Hipernas IIB umożliwia rejestrację ostatecznych nachyleń z dokładnością ± 30" i azymutów zdjęć z dokładnością ± 3". W skład aparatury fotograficznej może wchodzić również kamera panoramiczna lub stacja radiolokacyjna obserwacji bocznej.

Ponadto w kadłubie samolotu RC-135A są rozmieszczone następujące urządzenia:

- pokładowa elektronowa maszyna licząca typu Nortronic o pojemności pamięci 8448 słów, przeznaczona do przechowywania i obliczania danych do fotografowania w różnych wariantach, zależnie od wyposażenia samolotu i rodzaju zadania;
- urządzenie radiogeodezyjne Shiran, które może pracować z kursografem automatycznie wykreślającym na mapie trasę przelotu;
- pokładowy rejestrator profilu terenu AIR Mark VI; służy do pomiaru wysokości lotu i wykreślenia terenu w stosunku do poziomu izobarycznego z dokładnością ok. 4,5 m przy lotach na wysokości 500-15 000m;
- punktowe źródło światła o dużej jasności, które służy do pomiaru azymutu metodą Sodano, lub przy pomocy kamer balistycznych, z dokładnością ± 10";
- pokładowe przyrządy meteorologiczne z urządzeniami samopiszącymi.

Jeden system AN/USQ-28 na samolocie RC-135A może wykonać w ciągu dnia zdjęcia lotnicze na obszarze około 100 000 km^2 z przeznaczeniem do kartowania w skalach średnich i małych.

10.4. Charakterystyka pozostałych fotogrametrycznych statków powietrznych.

Do grupy aerodyn bez napędu należą latawce i szybowce. Latawce wykorzystywano do fotografowania z lotu ptaka w drugiej połowie XIX wieku i na początku wieku XX, jeszcze przed wynalezieniem samolotu, natomiast szybowce nie znalazły zastosowania do dnia dzisiejszego.

Zastosowanie balonów do fotografowania powierzchni Ziemi trwało od 1855 r. do końca I wojny światowej; następnie wyparły je samoloty. W ostatnich latach można się powtórnie spotkać z tą techniką.
W przypadku gdy potrzeba wykonać jedno lub kilka zdjęć /np. do opisu topograficznego fotopunktu lub punktu trygonometrycznego, do dokumentacji archeologicznej itp/, a zastosowanie samolotu lub śmigłowca jest za drogie w stosunku do charakteru przedsięwzięcia, to w niektórych krajach wykorzystuje się małe balony na uwięzi zaopatrzone w automatyczne kamery małoformatowe, lub nawet w zwykłe aparaty fotograficzne. Balon z kamerą wypuszcza się na uprzednio obliczoną wysokość, na której wykonuje zdjęcia lub serię zdjęć, a następnie sprowadza się go na ziemię. Istnieją urządzenia balonowe, w których kamerę można nachylać o różne kąty /do 90^0/ i obracać ją dookoła osi o 360^0. Wówczas z wysokości

otrzymuje się wgląd w teren na głębokość do 50 km.

Balony - sondy wykorzystuje się do fotografowania powietrznego dość rzadko, a jeszcze rzadziej dla celów pomiarowych. Ewenementem w tym zakresie jest amerykańska akcja wysyłania balonów meteorologicznych nad Europą środkową i Wschodnią oraz północną część kontynentu azjatyckiego. Balony takie miały długość około 70 m, szerokość 15 m i unosiły gondolę o ciężarze 650 kilometrów, w której znajdowała się lotnicza kamera fotograficzna, aparatura nadawczo-odbiorcza oraz aparatura kontrolno-sterująca. Kamera miała zapas filmu dla 500 zdjęć, a każde zdjęcie obejmowało obszar 800-1200 km^2. Sterowanie pracą odbywało się automatycznie w zależności od warunków atmosferycznych i oświetlenia. Po wykonaniu zadania aparatura mogła być zrzucana na spadochronie, a następnie odszukana zarówno na lądzie jak i na morzu.

Samoloty bezpilotowe również są wykorzystywane do celów fotograficznych, lecz ich głównym zadaniem jest fotografowanie dla potrzeb rozpoznania wojskowego. Teoretycznie samoloty te również są zdolne do wykonywania zdjęć dla potrzeb kartograficznych.
Współczesne samoloty bezpilotowe mogą być sterowane drogą radiową, lub mogą mieć zaprogramowaną trasę przelotu. Wyposaża się je w różnorodną aparaturę fotograficzną i obrazową, jak kamery fotograficzne, kamery telewizyjne, aparaturę cieplną, aparaturę radiolokacyjną i urządzenia do transmisji danych /rys.10.9/. W niektórych przypadkach kamery lotnicze umieszcza się na rakietach - sondach, lecz ten rodzaj fotografowania powietrznego nie ma istotnego znaczenia dla współczesnych potrzeb.

Tabela 10.1

Ważniejsze typy samolotów adaptowanych do prac aerofotolotniczych

Wytwórnia	Typ	Ciężar pustego samolotu kg	Ładunek kg	Prędkość		Pułap m	Zasięg km
				podróżna	maksymalna		
Aero Comander	500 B	1950	1100	350	375	6400	2100
	560 F	2109	1300	370	400	6700	2750
	680 F	2177	1450	390	470	8700	2100
Aerosudest	SE 1010	17450	9850	380	440	10000	6750
Beech	Super H 18	2575	1900	350	380	6950	2450
	Queen Air 80	2175	1450	370	400	10500	2140
	Twin Bonanza	2000	1300	360	380	8900	2650
	A55 Baron	1350	850	360	380	6100	1800
Cessna	172	570	400	210	220	4000	1150
	180	700	500	260	275	6500	1500
	185	716	740	270	285	5250	1500
	205	790	700	260	280	4900	1600
	310 H	1390	900	360	390	6400	1600
	320 B	1480	870	400	425	8550	1730
Dornier	Do-27	1050	800	200	250	4550	850
	Do-26	1725	750	235	280	5700	1150
Dassault	MD 311	4300	1500	300	385	7925	
Fokker	F 27	10000	9050	485	-	9000	2020
de Haviland	Dove 8	2900	1180	300	375	6650	1300

1	2	3	4	5	6	7	8
de Haviland /Kanada/	Turbo-Beaver	1175	1140	240	280	6100	950
	Beaver-DHC-2	1350	950	210	260	5500	750
	Otter-DHC-3	2000	1625	220	260	5700	1400
	Caribon DHC-4	7900	5000	290	290	8100	1950
	Twinotter DHC-6		4761[x]	245	300	-	1300
Helio	Super Courier	910	865	265	265	6800	1280
	Helio Courier	890	885	240	280	6100	1370
Hunting	Percival Prince	3580	1430	230	350	7300	
	President	4125	2045	310	360	6800	1450
North American	B-26	10025	5670	510	-	7900	4350
Piaggio	P 166B	2470	1360	280	390	8700	2400
Pilatus	Porter	1100	860	200	280	6600	1200
	Turbo Porter	1070	890	250	280	8500	1000
Piper	Aztec	1310	865	330	350	6400	2250
	Apache	1240	930	310	325	5250	1900
	Twin Comanche	980	650	310	330	5650	1650
Saab	Safir 91C	750	470	230	275	5000	965
Scotish Aviation	Twin Pioneer 2	4670	2000	225	260	6100	645

11. OPRZYRZADOWANIE NAWIGACYJNE SAMOLOTOW FOTOGRAMETRYCZNYCH

Statki powietrzne wyposażone są w odpowiednią aparaturę, umożliwiającą im swobodne nawigowanie po zaplanowanej trasie. Lot fotogrametryczny stawia dodatkowe wymagania w stosunku do dokładności i sposobów nawigowania, co powinno mieć swoje odzwierciedlenie w odpowiednim oprzyrządowaniu nawigacyjnym samolotu. W przypadku samolotów fotogrametrycznych oprzyrządowanie to można podzielić na dwie grupy:

1. Typowe przyrządy nawigacyjne samolotów rejsowych.
2. Specjalne oprzyrządowanie nawigacyjne.

11.1. Typowe przyrządy nawigacyjne

Do tej grupy należą te wszystkie przyrządy nawigacyjne, które wchodzą w skład typowego oprzyrządowania samolotu i wskazują wysokość, prędkość lotu oraz kurs. Są to więc różnego typu wysokościomierze, wariometry, prędkościomierze, kompasy i inne wskaźniki kursu.

Istnieje dość duża różnorodność typów tych przyrządów, dlatego niżej ograniczono się jedynie do podania ich ogólnego przeznaczenia, natomiast więcej uwagi poświęca się przyrządom grupy drugiej.

W y s o k o ś c i o m i e r z e lotnicze /altimetry/ służą do pomiaru wysokości lotu samolotu. Najczęściej stosuje się wysokościomierze barycznе, oparte na zjawisku zmniejszania się ciśnienia wraz ze wzrostem wysokości lotu. W locie fotogrametrycznym wysokościomierze mogą mierzyć wysokości bezwzględne /względem poziomu morza/ lub względne /względem poziomu lotniska lub średniej płaszczyzny fotografowania/.

Obecnie często wykorzystuje się wysokościomierze radiolokacyjne, a w ostatnich czasach nawet laserowe. Umożliwiają one pomiar wysokości rzeczywistej /nad miejscem fotografowania/.

W a r i o m e t r y są przyrządami pokładowymi mierzącymi prędkość pionową, a więc prędkość wznoszenia lub opadania. Dokonuje się tego za pomocą zmian ciśnienia powietrza wraz ze zmianą wysokości i porównania go ze stałym ciśnieniem, jakie jest zawarte w puszce aneroidowej.

W lotach fotogrametrycznych często obok wskaźnika wariometru umieszcza się wskaźnik statoskopu, który podaje zmiany wysokości nad wybraną płaszczyzną lotu.

Prędkościomierz lotniczy wskazuje prędkość samolotu względem otaczającego powietrza, a więc tak zwaną prędkość przyrządową. Działa na zasadzie pomiaru różnicy ciśnienia całkowitego i statycznego. Ciśnienie to mierzy się za pomocą rurki Pitota. Ciśnienie dynamiczne maleje wraz ze wzrostem wysokości. Nawigator powinien więc wprowadzać do wskazań prędkościomierza poprawki, zależne od wysokości lotu. Poprawki te zamieszczone są w specjalnych tabelach lub wykresach. Obecnie prędkościomierze są skonstruowane w taki sposób, że poprawki te wprowadzają samoczynnie. Przyrząd taki posiada dwie wskazówki, z których jedna wskazuje prędkość przyrządową, druga zaś prędkość rzeczywistą wobec mas powietrznych otaczających samolot.

Z a k r ę t o m i e r z lotniczy wskazuje na prawidłowość wykonania zakrętu /bez ślizgu/. W jego konstrukcji wykorzystuje się właściwości giroskopu do zachowania stałego kierunku osi obrotu wirnika.

S z t u c z n y h o r y z o n t jest przyrządem pokładowym wskazującym położenie horyzontu i odchylenie samolotu od położenia poziomego. W jego konstrukcji wykorzystano właściwości giroskopu o 3 stopniach swobody. Współczesne sztuczne horyzonty są połączeniem trzech przyrządów: sztucznego horyzontu, zakrętomierza i chyłomierza poprzecznego /wskaźnika ślizgu/.

K o m p a s y /busole/ są przyrządami wskazującymi kurs samolotu. Obecnie są to przyrządy wykorzystujące nie tylko zjawiska magnetyczne. Na pokładzie samolotu zazwyczaj znajduje się kilka kompasów działających na różnych zasadach, jak na przykład kompasy magnetyczne, indukcyjne, giroskopowe /żyroskopowe/, giroindukcyjne /żyroindukcyjne/, słoneczne, radiokompasy i inne.

Dla bardziej szczegółowego zaznajomienia się z konstrukcją i zasadami działania wyżej opisanych przyrządów odsyła się do literatury specjalistycznej zajmującej się oprzyrządowaniem pokładowym samolotu.

Jeśli samolot jest przeznaczony do fotografowania lotniczego, to w stosunku do oprzyrządowania nawigacyjnego stawia się szereg dodatkowych wymagań. Powinno być możliwie najlepszej jakości, o zwiększonej dokładności pomiaru i odczytu, sprawdzone przed lotami fotogrametrycznymi i do każdego przyrządu powinny być załączone wykresy lub tabele poprawek, wskazujące na różnice pomiędzy wartościami wskazywanymi przez przyrząd a wartościami rzeczywistymi.

11.2. Specjalne przyrządy nawigacyjne

Do tej grupy należą przyrządy i urządzenia specjalnie skonstruowane dla ułatwienia nawigowania w czasie lotu fotogrametrycznego, lub specjalnie dostosowane do tego rodzaju zadań. Są to więc różnego typu celowniki przeziernikowe i optyczne, busole słoneczne, różnego rodzaju automaty ułatwiające dokładne prowadzenie statku powietrznego po trasie i wykonanie nawrotu w taki sposób, aby statek dokładnie wleciał na trasę szeregu sąsiedniego, oraz wiele innych urządzeń.

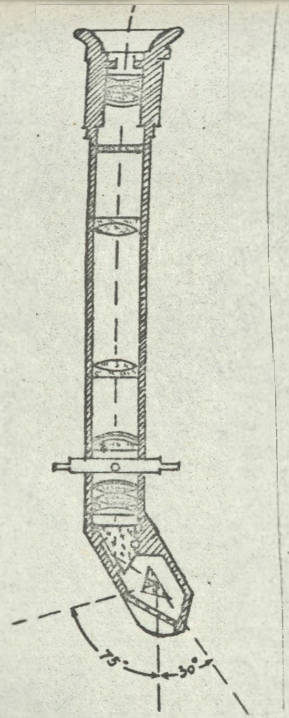
Do grupy drugiej można również zaliczyć nowoczesne urządzenie lub systemy nawigacyjne, których zastosowanie znacznie upraszcza, a często automatyzuje wykonanie lotu fotogrametrycznego. Są to przede wszystkim systemy radionawigacyjne, autonomiczne urządzenia nawigacyjne oraz inne /radiobarometryczne, astronawigacyjne/.

Celowniki przeziernikowe i optyczne

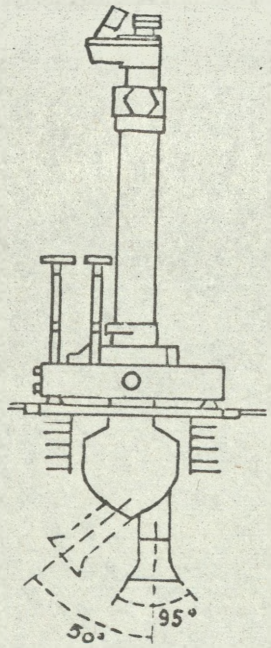
Celowniki przeziernikowe ze względu na ich małą dokładność są używane w zasadzie do zadań pomocniczych, jak określanie momentu włączenia i wyłączenia kamery, kontrola lotu według dozorów bocznych, ogólna kontrola lotu wzdłuż szeregu i tym podobne.

Celowniki optyczne należą do najbardziej rozpowszechnionych przyrządów przy fotografowaniu lotniczym, chociaż sposób ich wykorzystania jest różny.

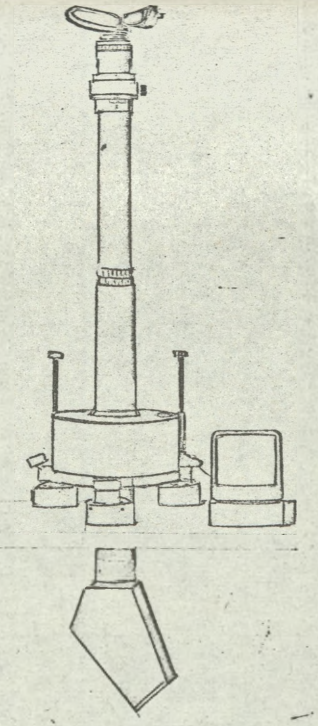
Celownik nawigacyjny typu OPB - używany w okresie II wojny światowej jako celownik bombardierski był szeroko stosowany przy pracach fotolotniczych w latach 40-tych i późniejszych, a po modyfikacjach służy do dnia dzisiejszego. Jest on lunetą o długości nieco ponad 1 m i dość skomplikowanym układzie optycznym, składającym się z soczewek i pryzmatów /rys.11.1/. Celownik ma kształt rury i umocowany jest pionowo w kabinie samolotu, co wymaga wycięcia w podłodze specjalnego luku. Podstawowe parametry celownika OPB są następujące: powiększenie 1,5x kąt pola widzenia 30^0, układ pryzmatów pozwala na odchylanie osi optycznej w granicach do przodu o kąt $+75^0$ i do tyłu o -15^0 licząc od linii pionu. Wielkość odchylenia odczytuje się na skali umieszczonej w polu widzenia lunety, tam też znajduje się libela, która służy do pionowego ustawienia celownika. Celownik zamocowany jest w podłodze samolotu za pomocą podwieszenia pierścieniowego w zawieszeniu kardanowym, umożliwiającym nachylenie o niewielkie kąty oraz obrót na 360^0. Wartość kąta obrotu odczytuje się na zewnętrznej części pierścienia. Jest to również jedna z metod określenia kąta znoszenia. Celownik OPB wspólnie ze stoperem, suwakiem nawigatora i mapą, oprócz prowadzenia samolotu



Rys.11.1. Celownik optyczny OPB-1M w przekroju.



Rys.11.2. Celownik optyczny Wilda NF-1 w przekroju.



Rys.11.3. Widok ogólny celownika optycznego firmy C.Zeiss Jena. NRD.

po trasie szeregu służy do kreślania prędkości podróżnej, rzeczywistej wysokości lotu, bazy podłużnej zdjęć i odstępu czasu pomiędzy ekspozycjami.

Podobna idea konstrukcji została zastosowana w celownikach typu NF produkowanych od kilku lat przez firmę Wild - Szwajcaria dla kamer lotniczych RC-8, RC-9 i Rc-10. Celownik typu NF posiada dobre parametry użytkowe, łączy w sobie cechy wizjera nawigacyjnego i lunety obserwacyjnej w jaką wyposaża się kamery f-my Wild. Jego wygląd zewnętrzny i sposób zamocowania w samolocie są podobne do OPB. Obecnie znane są dwie wersje celownika: NF-1 i NF-2. Celownik NF-1 /rys.11.2/ ma kąt pola widzenia wynoszący 97^0 i możliwość odchylenia części pryzmatycznej o 5 do przodu. Pozwala to obserwować teren pod samolotem przy nachyleniu o $98,5^0$ do przodu i $48,5^0$ do tyłu, licząc od linii pionu. Zawieszenie kardanowe umożliwia nachylanie celownika w granicach $\pm 5^0$ podłużnie i $\pm 6^0$ poprzecznie oraz obrót o 360^0. Powiększenie lunety wynosi 0,6. W polu widzenia obserwuje się między innymi krzyż kresek, kwadraty odpowiadające powierzchni jednego zdjęcia dla określonej ogniskowej i formatu stożka, libelę i nitki spiralnego regulatora pokrycia podłużnego. Parametry NF-2 są zbliżone do NF-1, ponadto celownik ten jest połączony z podwieszeniem kamery i wszystkie jego ruchy /nachylenie podłużne, poprzeczne i obrót/ są przenoszone automatycznie na podwieszenie kamery RC-10 za pomocą serwomotorów.

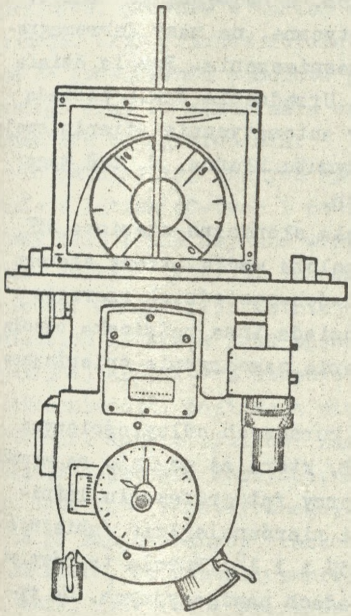
Celowniki typu NF można stosować do dokładnego prowadzenia samolotu po trasie szeregu, określenia kąta znoszenia i innych elementów niezbędnych przy fotografowaniu lotniczym. Pokrycie podłużne i odstęp czasu pomiędzy ekspozycjami reguluje się automatycznie.

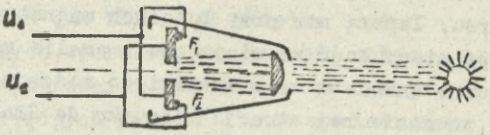
W ostatnich latach również firma Carl Zeiss Jena wyprodukowała własny celownik nawigacyjny /rys.11.3/. Charakteryzuje się on powiększeniem układu optycznego 0,6x, polem widzenia 100^g /+ 90^g do przodu i -10^g do tyłu/ i możliwością obrotu w płaszczyźnie horyzontalnej na 400^g.

Pomimo znacznego postępu w konstrukcji przyrządów nawigacyjnych i metodach nawigacji, celowniki optyczne będą prawdopodobnie zawsze wykorzystywane, przeważnie w samolotach małych i średnich, przy fotografowaniu w skalach dużych, fotografowaniu obiektów pojedynczych i wykonywaniu zdjęć celowanych.

Busole słoneczne

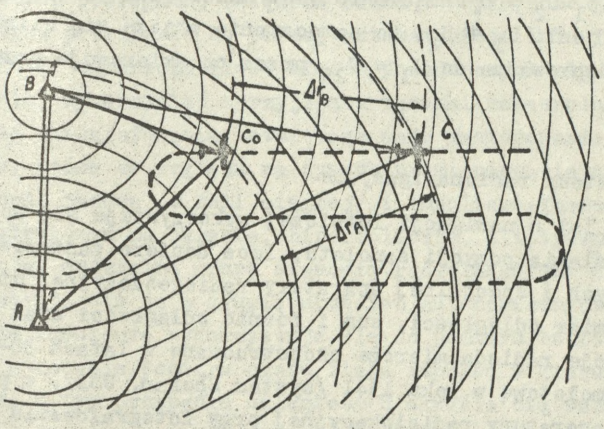
Busole słoneczne są specjalnie przystosowane do prowadzenia samolotu wzdłuż szeregu w kierunkach wschód-zachód i północ-południe. Zwiększają one dokładność sterowania samolotem w czasie lotu fotogrametrycznego oraz ograniczają ilość niezbędnych dozorów w terenie.





Rys.11.5. Schemat samoczynnego śledzenia za Słońcem. F_1 i F_2 - fotokomórki, U_1 i U_2 - napięcia wyjściowe.

Rys.11.4. Busola słoneczno-cieniowa STK - widok ogólny.



Rys.11.6. Zasada działania systemu hiperboliczno-fazowego przy dwóch stacjach naziemnych.

Busole te wykorzystują promienie słoneczne do wskazywania kierunku w stosunku do południka miejscowego. Jeśli busola jest wykonana z dużą dokładnością, to zapewnia wówczas równie wysoką dokładność pomiaru kursu, lepszą niż przy busolach magnetycznych, a następną jej zaletą jest nieczułość na miejscowe anomalie magnetyczne, na masy ferromagnetyczne samolotu oraz wszelkiego rodzaju przespieszenia. Busola działa na zasadzie rejestracji kierunku do Słońca. Urządzenie takie posiada specjalny mechanizm /nadajnik czasu/, który automatycznie zmienia swoje położenie w czasie odpowiednio do zmiany azymutu Słońca. W ZSRR tego rodzaju przyrządy są w użyciu od lat 30-tych.

Do bardziej znanych konstrukcji należy busola słoneczno-cieniowa STK /rys.11.4/, która umożliwia prowadzenie samolotu wzdłuż trasy szeregu ze średnią dokładnością ± 1%, a zbieżność dwóch sąsiednich szeregów nie przekracza 2,5%. Podobne dokładności posiada inna radziecka busola słoneczno-odległościowa SKD. Ma ona urządzenie samoczynnie orientujące się na Słońce.

Na podobnej zasadzie są wykonane inne typy kursowych odległościowych busol astronomicznych, między innymi DAK-DB, która ze względu na wysoką dokładności znajduje również zastosowanie przy fotografowaniu lotniczym. Srednie błędy odchylenia od prostej i nierównoległość /zbieżność/ szeregów wynoszą dla DAK-DB odpowiednio 0,3% i $1,1^0$. Busola ta również znajduje zastosowanie w autonomicznych układach nawigacyjnych. Na rysunku 11.5 przedstawiono jeden ze sposobów samoczynnego śledzenia za słońcem. Przy $U_1=U_2 = 0$ urządzenie jest skierowane na środek tarczy słonecznej, a jeśli $U_1 \neq U_2$, to samoczynnie włącza się silnik korekcyjny, który doprowadza do $U_1 = U_2$, przez co skierowuje urządzenie na środek tarczy.

11.3. Systemy radionawigacyjne

Od wielu lat w nawigacji lotniczej wykorzystuje się aparaturę radiową do określania pozycji samolotu, lecz dopiero zastosowanie urządzeń radiolokacyjnych i specjalnej aparatury radiogeodezyjnej umożliwiło precyzyjny pomiar odległości, sum i różnic odległości oraz prędkości. Pierwsze stacje radiodalmiercze skonstruowano w latach 30-tych, pierwszą stację samolotową w roku 1941 /system Shoran, USA/, a pierwsze zastosowanie aparatury radiolokacyjnej przy fotografowaniu lotniczym miało miejsce w 1942 r., gdy w Wielkiej Brytanii wykonano szereg prób w tym zakresie. Wykorzystując impulsowy system hiperboliczny "G" na pokładzie samolotu fotografującego teren, określano współrzędne samo-

lotu w momentach ekspozycji oraz sterowano samolotem po zaplanowanych trasach przy fotografowaniu szeregowym.

W następnych latach pojawia się wiele podobnych urządzeń radionawigacyjnych, głównie w takich krajach jak ZSRR, USA, Wielka Brytania i Francja. Przy pracach fotolotniczych spełniają one podobną rolę; służą do prowadzenia samolotu po zaplanowanej trasie szeregu fotogrametrycznego oraz do określania współrzędnych pozycji statku powietrznego w momentach fotografowania.

Do najbardziej znanych systemów radiogeodezyjnych mających zastosowanie w latach 40-tych i 60-tych przy tego rodzaju pracach należą: systemy RGSC i RYM używane w Związku Radzieckim, amerykańskie systemy Shoran, Shiran i Radist, francuskie systemy Rana i Toran oraz brytyjskie Decca. Oprócz nich istnieje wiele innych urządzeń, między innymi w ostatnich latach w ZSRR wprowadzono nowy typ samolotowej stacji radiogeodezyjnej RDS, która stopniowo zastępuje stare systemy. Nowe stacje są dokładniejsze, posiadają większy zasięg działania i uproszczony sposób opracowania wyników. Zastosowanie urządzeń radiogeodezyjnych w nawigacji daje duże korzyści. Przede wszystkim powoduje wzrost dokładności lotu fotogrametrycznego, to znaczy, że zdjęcia będą wykonywane ściśle po zaplanowanych trasach i zgodnie z warunkami technicznymi w pełnym zakresie, co pozwoli zmniejszyć pokrycie poprzeczne zdjęć, a w efekcie zmniejszyć liczbę szeregów, ilość wykonywanych zdjęć i ograniczyć konieczność lotów poprawkowych. Radiolokacja umożliwia wykonywanie lotów na dłuższych szeregach; zwiększa przez to wydajność prac fotolotniczych i stwarza przesłanki do pełnej automatyzacji lotu fotogrametrycznego, co z kolei ogranicza ilość błędów powodowanych złą nawigacją i pozwala pełniej wykorzystać sprzyjające warunki meteorologiczne.

W procesie fotografowania lotniczego mają zastosowanie urządzenia radiolokacyjne, które ze względu na sposób promieniowania można podzielić na impulsowe, fazowe /o fali ciągłej/ i impulsowo-fazowe, a pod względem geometrycznym na okrężne, hiperboliczne, eliptyczne oraz ich różne kombinacje. Oddzielną grupę stanowią radiolokacyjne stacje dopplerowskie, rozpatruje się je w grupie urządzeń autonomicznych.

Urządzenia impulsowe wykorzystuje się do pomiaru bezpośrednich odległości na podstawie pomiaru czasu biegu impulsu w kierunku do obiektu i odwrotnym. W tym przypadku odległość S określa się według wzoru:

$$S = \frac{vt}{2} \qquad /11.1/$$

gdzie: v jest prędkością rozchodzenia się fal radiowych, a t odstępem czasu od momentu wysłania impulsu do jego odbioru.

W urządzeniach fazowych mierzy się fazy odbieranych fal radiowych. Odległość S określa się wówczas według wzoru:

$$S = \frac{v\,N}{2\,f} \qquad /11.2/$$

gdzie N jest liczbą cykli faz, f częstotliwością roboczą.

W stacjach okrężnych przedmiotem pomiaru są odległości względnie przyrosty tych odległości /np. przyrosty mierzy się za pomocą ruchomego interferometru radiowego zwanego radiolagiem/. Stacje te umożliwiają bezpośredni pomiar odległości od stacji naziemnych do określonego punktu /stacji samolotowej/. Za wyjątkiem radiolagu, w zasadzie nie wymagają wstępnego dowiązania pomiarów geodezyjnych. Jeden komplet okrężnego systemu radiogeodezyjnego składa się co najmniej z dwóch stacji naziemnych oraz jednej ruchomej /samolotowej/. Umożliwia pomiar współrzędnych tylko jednego nosiciela aparatury ruchomej.

W systemach hiperbolicznych mierzy się różnicę odległości i przyrosty różnic, w eliptycznych - sumy odległości i przyrosty tych sum. Stacje hiperboliczne wymagają wstępnego dowiązania pomiarów radiogeodezyjnych. Jeden komplet hiperbolicznej aparatury radiogeodezyjnej składa się co najmniej z trzech stacji naziemnych i jednej ruchomej. System umożliwia pomiar współrzędnych dowolnej liczby nosicieli aparatury ruchomej.

W ostatnich trzydziestu latach najczęściej buduje się systemy fazowe pracujące zarówno na zasadzie hiperbolicznej jak i okrężnej. Spośród systemów impulsowych największą grupę stanowią systemy pracujące na zasadzie okrężnej.

Radiogeodezyjne systemy hiperboliczno-fazowe. W urządzeniach tych pozycję samolotu określa się przez pomiar różnicy faz drgań niegasnących wielkiej częstotliwości, która wyznacza różnicę odległości od punktów stałych o znanych współrzędnych. System składa się z kilku stacji /co najmniej z trzech/, z których jedna jest nadajnikiem głównym, a pozostałe podległymi. Nadajnik główny wysyła drgania elektromagnetyczne o określonej częstotliwości, które są odbierane przez stacje podległe, gdzie są przetwarzane i retransmitowane na innych częstotliwościach. Częstotliwości poszczególnych nadajników otrzymuje się poprzez powielanie częstotliwości nadajnika głównego w ściśle określonych stosunkach.

Tę zasadę wykorzystuje między innymi system RGSC. Pracuje on w dwóch wariantach: okrężnym i hiperbolicznym. W pierwszym wariancie wykorzystuje się trzy stacje, z których główna znajduje się na samolocie, a podległe są rozmieszczone na ziemi. Sygnały retransmitowane

rzez stacje naziemne przyjmuje odbiornik samolotowy i po różnicach
az ocenia zmianę odległości. Pozycje samolotu są wyznaczane przez
unkty przecięcia dwóch okręgów, których środkami są stacje naziemne.

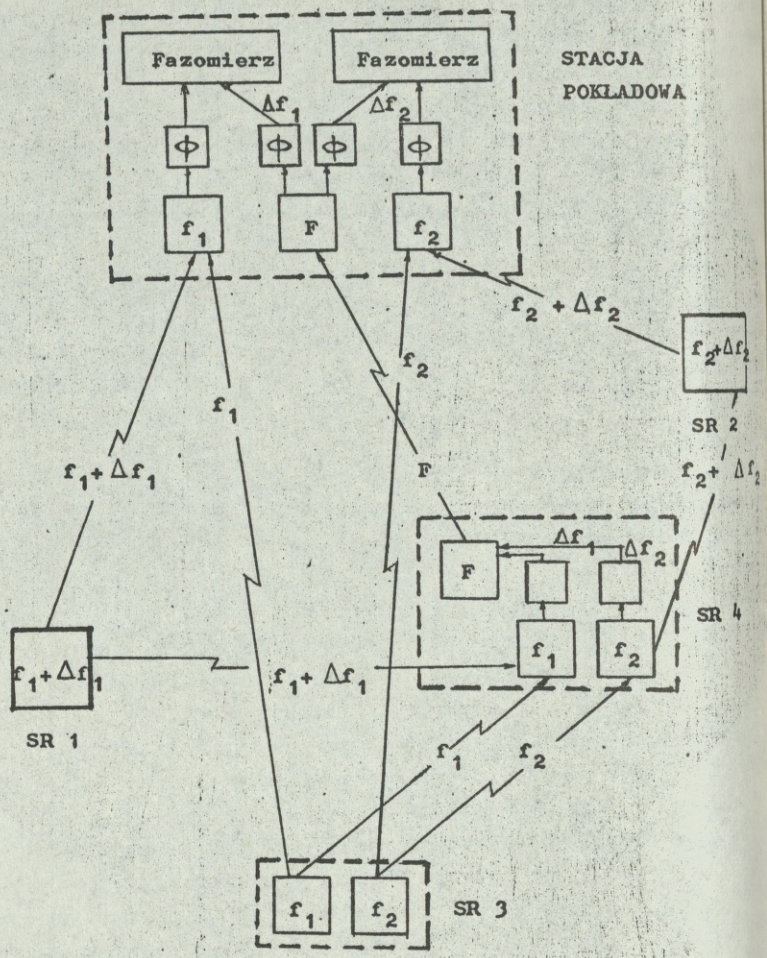
W drugim wariancie wykorzystuje się jedną stację samolotową i trzy
tacje naziemne. Jedna ze stacji naziemnych jest główną, dwie pozosta-
e przyjmują i retransmitują sygnały, a stacja samolotowa tylko przyj-
uje sygnały od stacji głównej i podległych i na podstawie różnic faz
enia różnice odległości od stacji naziemnych. Ponieważ miejscem geo-
trycznym równych różnic odległości jest hiperbola, więc położenie
amolotu określa punkt przecięcia dwóch hiperbol pozycyjnych wyznaczo-
ych z namiarów na dwie pary stacji. Na wskaźnikach stacji samolotowej
dczytuje się numery hiperbol, a mając mapę z wykreśloną siatką hiper-
oliczną, odnajduje się je i wyznacza w ten sposób pozycję samolotu.

Inny radziecki system radiogeodezyjny Poisk-M składa się z trzech
tacji naziemnych /bazowych/ umieszczonych w punktach o znanych współ-
rzędnych, retransmisyjnej stacji naziemnej oraz ze stacji ruchomych.
rawdzie jeden komplet urządzenia składa się z trzech stacji ruchomych
i czterech naziemnych/, lecz liczba stacji ruchomych może być nieogra-
iczona.

Stacja środkowa spośród bazowych stacji naziemnych promieniuje na
ali ciągłej na przemian w dwóch częstotliwościach f_1 oraz f_2.
tacje boczne wysyłają drgania o częstotliwościach $f_1 + \Delta f_1$ oraz
$f_2 + \Delta f_2$. Promieniowanie zarówno od stacji środkowej jak i bocznych
est odbierane przez stację retransmisyjną i samolotową, na których
a pomocą filtrów niskiej częstotliwości określa się różnice częstotli-
ości Δf_1 oraz Δf_2. Różnice te są ponadto przesyłane ze stacji retran-
misyjnej do stacji samolotowej, gdzie porównuje się je w fazie, a zmia-
y przesunięcia fazy są funkcjami różnic odległości jakie dzielą stację
amolotową od bazowych stacji naziemnych. Jeśli przez S_1 oraz S_2 ozna-
czyć odległości jakie dzielą stację ruchomą od stacji bocznych, a przez
S_3 jej odległość od stacji środkowej, to w wyniku wyżej opisanych czyn-
ności uzyskuje się różnice odległości $S_3 - S_1$ oraz $S_2 - S_1$, które wyzna-
czają położenie stacji samolotowej /na przecięciu odpowiednich hiperbol
ub w wyniku tak zwanego wcięcia hiperbolicznego/.

Do urządzeń hiperboliczno-fazowych należy brytyjski system radio-
eodezyjny Decca oraz system francuski Toran.

System Decca składa się z trzech stacji naziemnych oraz dowolnej
iczby stacji pokładowych. Stacja główna promieniuje drgania o często-
liwości 88,5 kHz, a stacje boczne odbierają je i następnie wysyłają
w przestrzeń zmieniając ich częstotliwość, jedna w stosunku 4/3, a



Rys.11.8. Schemat blokowy systemu radiogeodezyjnego "Poisk-M"

ruga w stosunku 2/3. Stacja pokładowa odbiera promieniowanie i, po
bróbce, określa różnice faz, na podstawie których otrzymuje się różni-
e odległości jakie dzielą stację pokładową od naziemnych.

System Toran również składa się z trzech stacji naziemnych i dowol-
ej liczby stacji ruchomych. Boczne stacje naziemne promieniują drgania
a fali ciągłej o częstotliwościach f_1 oraz f_2. Stacja środkowa pro-
ieniuje drgania o częstotliwościach $f_1 + \Delta f_1$ oraz $f_2 + \Delta f_2$ na prze-
ian z okresem 0,2 sekundy. Na wyjściach stacji bocznych są wydzielane
udnienia o częstotliwościach Δf_1 i Δf_2, które następnie służą do
odulowania częstotliwości nośnych f_1 oraz f_2. Na wyjściu stacji pokłado-
ej również wydzielane są dudnienia o częstotliwościach Δf_1 oraz Δf_2.
rgania Δf_1 i Δf_2 wydzielane bezpośrednio są porównywane z drganiami
dbieranymi od stacji naziemnych. Różnice faz drgań są proporcjonalne
do różnic odległości jakie dzielą stację ruchomą od stacji naziemnych,
co jest podstawą do określania pozycji samolotu.

W systemach hiperbolicznych szeregi zdjęć lotniczych projektuje
się wzdłuż odcinków hiperbol albo po prostych. Przy fotografowaniu ma-
łych powierzchni odcinek hiperboli niewiele różni się od prostej, wów-
czas statek powietrzny należy tak prowadzić, aby wskaźnik danej stacji
pokazywał ciągle ten sam odczyt /numer/ hiperboli. Wartości odczytów
dla poszczególnych szeregów oblicza się wcześniej, a momenty włącze-
nia kamer na szeregu oraz zakończenia fotografowania i przejścia na
sąsiedni szereg określa się na podstawie odczytu na drugim wskaźniku.

Przy fotografowaniu dużych obszarów na mapę z siatką hiperbolicz-
ną nanosi się szeregi proste i opisuje się punkty zmiany kursu.

Operator stacji obserwuje odczyty wskaźników, porównuje je z mapą
i podaje pilotowi odpowiednie zmiany kursu. Powyższy sposób zautoma-
tyzowano, wykorzystując specjalny przelicznik siatki hiperbol na linie
proste /na przykład w systemie Decca-Navigator stosuje się przelicznik
Omnitrac i kursograf wykreślający trasę lotu na mapie/. Przyrząd taki
zazwyczaj znajduje się w pobliżu pilota. Na nim umocowuje się mapę
z naniesioną siatką hiperbol i liniami szeregów zdjęć. Przed rozpoczę-
ciem fotografowania pisak przyrządu wykreślającego trasę lotu ustawia
się w punkcie początkowym pierwszego szeregu, a następnie, po osiągnię-
ciu tego punktu przez samolot i włączeniu przyrządu, trasa lotu jest
wykreślana automatycznie. Zadaniem pilota jest takie sterowanie samolo-
tem, aby linia trasy wykreślana przez przyrząd pokrywała się z linią
szeregu.

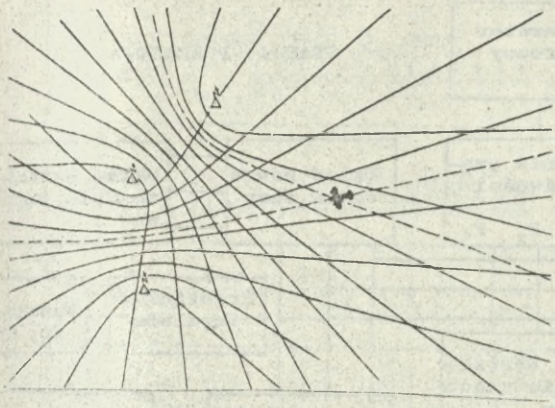
Kursografy wchodzą również w skład aparatury pokładowej radzieckich systemów radiogeodezyjnych. Między innymi stacja pokładowa systemu Poisk posiada takie urządzenie. W roku 1981 pojawił się nowy zautomatyzowany system radiogeodezyjny, który oprócz pokładowej stacji radiogeodezyjnej Poisk posiada jeszcze następujące urządzenia: fazomierze graficzne i cyfrowe, pokładową maszynę liczącą, drukarkę oraz kusograf.

Radiogeodezyjne urządzenia okrężno-fazowe. Przykładem fazowego urządzenia okrężnego jest radziecki system radiogeodezyjny RDS. Składa się on z trzech stacji naziemnych, umieszczanych w punktach o znanych współrzędnych, oraz z stacji pokładowej. Wszystkie stacje wysyłają drgania modulowane po amplitudzie. Częstotliwość nośna stacji pokładowej wynosi f = 350 MHz, a stacji naziemnych: f_1 = 314 MHz, f_2 = 322 MHz i f_3 = 314 MHz. Częstotliwości pośrednie stacji naziemnych są następujące: f_1 = 36 MHz, f_2 = 28MHz i f_3 = 36 MHz, a częstotliwość modulująca stacji pokładowej równa się F = 1,498475 MHz, co odpowiada odległości 100 m na skali wskaźnika stacji.

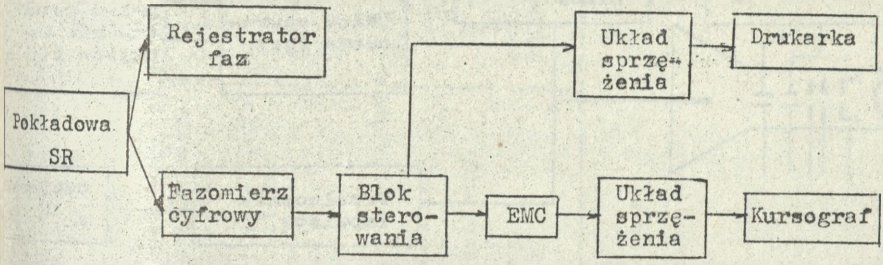
Drgania odbierane przez stacje naziemne podlegają skomplikowanej obróbce i na wyjściu detektora pojawiają się w postaci krótkich impulsów. Stacja pokładowa odbiera sygnały równocześnie od dwóch stacji naziemnych. Po odpowiedniej obróbce pokładowej otrzymanych sygnałów uzyskuje się dwa impulsy, a różnice faz tych impulsów są proporcjonalne do odległości jakie dzielą stację pokładową od stacji naziemnych.

Radiogeodezyjne systemy impulsowe. W urządzeniach impulsowych mierzy się czas pomiędzy wysłaniem i odbiorem impulsu elektromagnetycznego. Czas ten, przy znanej prędkości rozchodzenia się fal elektromagnetycznych, jest parametrem odpowiadającym odległości.

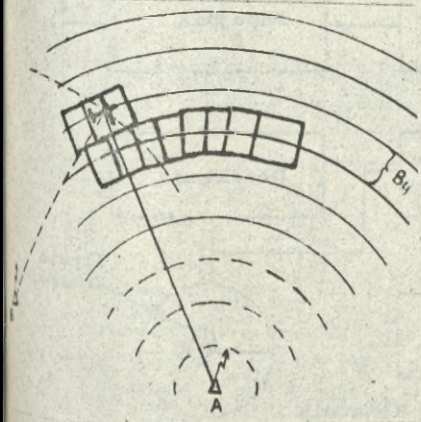
Nadajnik radiolokacyjny urządzenia zapytującego znajduje się na pokładzie statku powietrznego i wysyła impulsy w określonych interwałach czasu. Impulsy te są odbierane przez stację naziemną, wzmacniane i przesyłane ze zmienioną częstotliwością fali nośnej. Urządzenie odbiorcze na statku powietrznym przyjmuje impulsy, automatycznie mierzy czas pomiędzy zapytaniem i odpowiedzią i na wskaźniku podaje odległość. W procesie fotografowania lotniczego zazwyczaj wykorzystuje się dwie stacje naziemne i jedną pokładową. Miejscem geometrycznym równych odległości jest okrąg, więc pozycję stacji pokładowej wyznacza przecięcie się dwóch okręgów. W przypadku wykorzystywania stacji impulsowych szeregi zdjęć lotniczych projektuje się po łukach albo po prostej. W pierwszym przypadku na mapę nanosi się okręgi ze środkiem w punkcie jednej



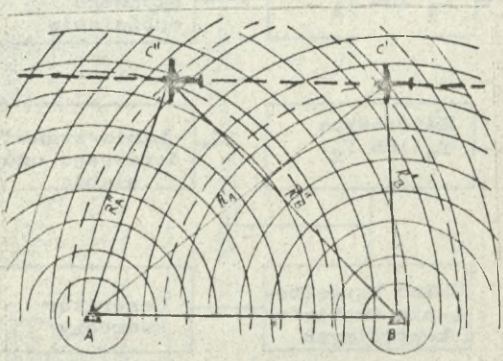
Rys.11.7.
Zasada działania systemu hiperboliczno-fazowego przy trzech stacjach naziemnych.



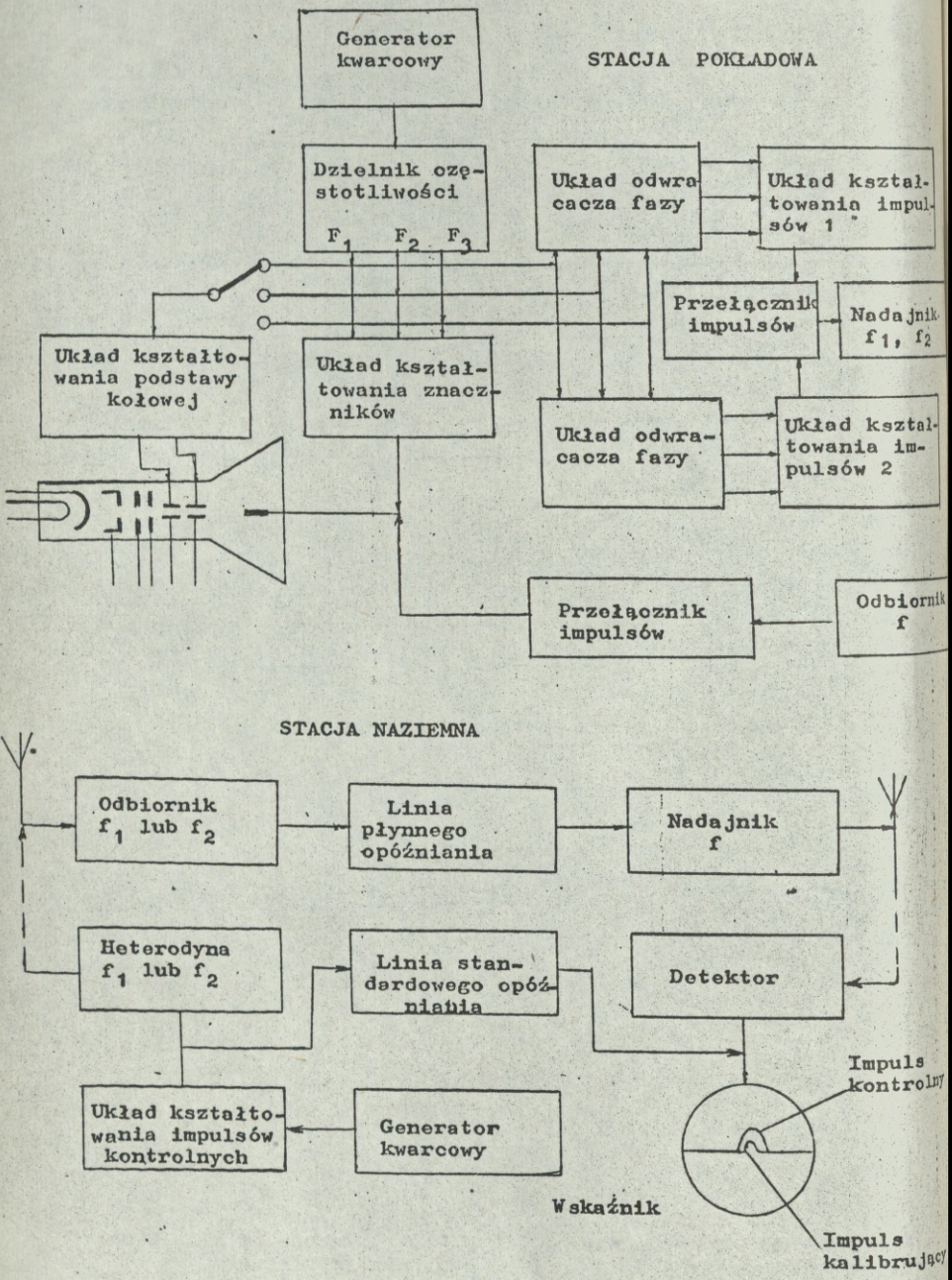
Rys.11.9. Schemat blokowy zautomatyzowanego kompleksu radiogeodezyjnego.



Rys.11.10. Fotografowanie wieloszeregowe przy pomocy jednej stacji okrężnej.



Rys.11.11. Zasada działania urządzenia impulsowego.



Rys.11.12. Schemat blokowy stacji radiogeodezyjnej "Shoran"

Tabela IV.2

WAŻNIEJSZE TYPY URZĄDZEŃ RADIOGEODEZYJNYCH

Nazwa systemu, kraj, rok produkcji	sposób promieniowania	Typ	Częstotliwość MHz	Moc KWt	Zasięg km	Dokładność m
RYM , ZSRR, 1952	impulsowy	okrężny	230-250	1,2	200[x]	5-15
RGSC, ZSRR, 1944	fazowy	okrężny lub hiporbel	0,9-2,0	0,7	200	5-15
"Czajka", ZSRR, 1959	fazowy	okrężny/radiolag/	2-4,5	0,7	140	3-5
"Poisk-D", ZSRR, 1972	fazowy	hiporboliczny	0,4-2,5	1,0	250[x]	15-30
RDS-2, ZSRR, 1975	fazowy	okrężny	314-350	0,1	250[x]	1-4
MIR-3, ZSRR, 1977	impulsowy	dalmierczo-hiporb.	183-188	0,02	200[x]	20
Decca, W.Brytania 1944	fazowy	hiperbaliczny	0,1	1,2	800	10-180
Decca Hi-Fix A,B,W.B.1959	fazowy	hiperbaliczny	1,6-2,4	0,1	150	5-10
Decca Hi-Fix 6, W.Bryt.1973	fazowy	okrężny	1,6-5,0	0,05	300[x]	5-10
Shoran, USA, 1941	impulsowy	okrężny	230-250	1,2	200[x]	5-10
Radist R,USA, 1950	fazowy	okrężny	1 - 5	0,1	400	2-5
Radist DM, USA, 1954	fazowy	dalmierczo-eliptyczn.	1,5-5	0,1	200[x]	5-30
Shiran, USA, 1963	fazowy	okrężny	3000-3300	0,3	100[x]	2-5
Rana G,Francja, 1960	fazowy	hiperboliczny	1,4-2,0	2,0	150[x]	5-10
Dervo, Francja, 1963	impulsowy	okrężny	250	1,0	50[x]	5-10
Toran P, Francja, 1973	fazowy	hiperboliczny	2 - 3	0,5	500[x]	2-15
Aerodist RPA, 1959	fazowy	okrężny	1200	0,1	250[x]	1-4
Aerodist MRC, USA 1960	fazowy	okrężny	1200-1500	0,3	240[x]	1-4
Aerodist MRC-3,Kanada 1962	fazowy	okrężny	1000-1000	0,3	200[x]	1-4

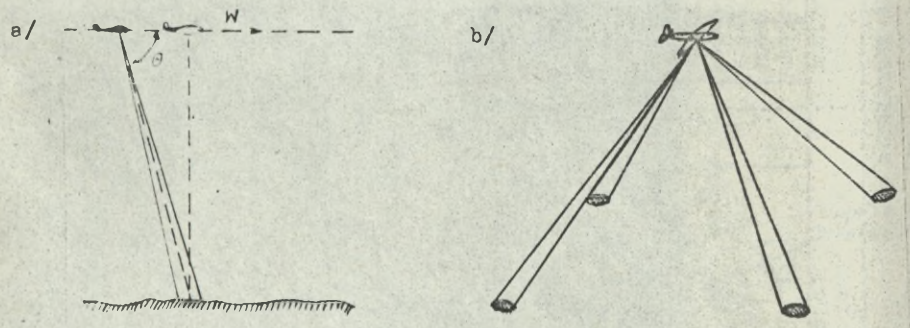
x/ Wymagana jest bezpośrednia widoczność.

z radiostacji. Odległość pomiędzy okręgami równa się bazie poprzecznej zdjęć B_y. Pierwsza stacja wyznacza linię pozycyjną samolotu, a stacja druga - położenie samolotu na szeregu.

Ten sam sposób można wykorzystać do wykonywania szeregów prostych. Wówczas na mapę, oprócz linii okrężnych, nanosi się proste linie szeregów. W czasie lotu fotogrametrycznego operator stacji odczytuje na wskaźniku numery orbit, przez które przechodzi samolot i podaje je do nawigatora, który wprowadza niezbędne poprawki do kursu. Dokładność takiego sposobu jest dość wysoka, a odchylenia od szeregu zazwyczaj nie przekraczają 50 m.

Przykładem urządzenia impulsowego jest okrężny system radiogeodezyjny Shiran produkcji amerykańskiej. Składa się z dwóch stacji naziemnych ustawianych w punktach o znanych współrzędnych oraz stacji pokładowej. Stacja pokładowa wypracowuje drgania sinusoidalne o częstotliwości F = 95,109 kHz, następnie częstotliwość ta jest zmniejszana 10 i 100 razy. Drgania te, po odpowiednim przekształceniu w blokach stacji, są wysyłane w postaci impulsów o długości 0,8 mikrosekundy. Impulsy powrotne /od stacji naziemnej/ postępują na wejście odbiornika z częstotliwością 0,1 s. Po odpowiedniej obróbce są podawane do wskaźnika, z ekranu którego odczytuje się odległość. W zależności od częstotliwości wskaźnik jest wycechowany w taki sposób, że wskazuje odpowiednio odległości w skali stomilowej, dziesięciomilowej i milowej.

W tabeli 11.2 podaje się zestawienie najważniejszych stacji radiogeodezyjnych mających zastosowanie w procesie fotografowania lotniczego.



Rys.11.13. Dopplerowskie urządzenie radiogeodezyjne: a/ zasada działania; b/ dopplerowski system czterowiązkowy.

11.4. Autonomiczne urządzenia nawigacyjne

Omawiane dotychczas systemy radionawigacyjne pracowały dzięki wykorzystywaniu danych ze stacji naziemnych o znanych współrzędnych. Przy urządzeniach autonomicznych cała aparatura znajduje się na pokładzie samolotu.

Schemat działania systemu autonomicznej nawigacji jest następujący: na samolocie wypracowuje się dane dotyczące prędkości podróżnej i kąta znoszenia w każdym momencie czasu. Dane te są całkowane w przeliczniku, podawane do współrzędnych miejsca startu i na tej podstawie oblicza się współrzędne bieżące samolotu. Drugi przelicznik na podstawie współrzędnych bieżących i współrzędnych punktu docelowego oblicza kurs i odległość do tego punktu. Dane te są podawane bezpośrednio do pilota automatycznego, który dalej sam steruje samolotem.

Urządzenia dopplerowskie wykorzystują zjawisko Dopplera. Mianowicie częstotliwość sygnałów wysyłanych z obiektu będącego w ruchu, na przykład z samolotu w kierunku powierzchni Ziemi, różni się od częstotliwości sygnałów odbitych i odebranych przez odbiornik znajdujący się na ruchomym obiekcie. Różnica częstotliwości f_d, zwana częstotliwością dopplerowską, będzie proporcjonalna do składowej prędkości podróżnej w kierunku promieniowania fali i wyraża się zależnością:

$$f_d = \frac{2\, w_p}{\lambda} \cos\Theta \qquad /11.3/$$

gdzie: w_p - prędkość podróżna samolotu

λ - długość fali

Θ - kąt pomiędzy wektorem prędkości podróżnej i kierunkiem promienia fali.

Z powyższego wzoru wynika, że znając długość fali i mierząc częstotliwość dopplerowską można określić prędkość podróżną samolotu. Nadajnik dopplerowski pozwala również mierzyć kąt znoszenia. Jeśli stacja wysyła tylko jedną wiązkę promieni, lecz posiada ruchomą antenę obracającą się w płaszczyźnie horyzontalnej, to częstotliwość dopplerowska będzie się zmieniała w zależności od położenia anteny. Przy f_d = max, kierunek anteny będzie zgodny z kierunkiem wektora prędkości podróżnej, wówczas kąt zawarty pomiędzy osią podłużną samolotu i kierunkiem anteny będzie poszukiwanym kątem znoszenia. Stacje wielowiązkowe zwiększają dokładność pomiaru częstotliwości, gdyż umożliwiają uwzględnienie i wprowadzenie poprawek do obliczanych elementów, spowodowanych zmianami kąta Θ w czasie lotu, wpływem ukształtowania pionowego terenu i tym podobne. Przy dwóch wiązkach odchylonych symetrycznie w lewo i w prawo /kąt pomiędzy wiązkami

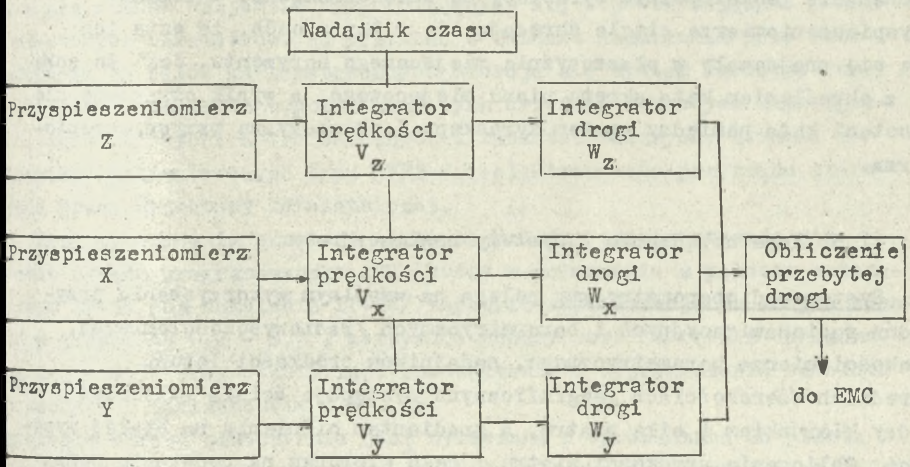
jest stały/, można bardziej dokładnie określić kąt znoszenia. Jeśli występuje znoszenie, to częstotliwości dopplerowskie lewej i prawej wiązki będą się różniły między sobą.
Jeśli skręci się wówczas wiązki w płaszczyźnie horyzontalnej tak, aby $\Delta f_d = 0$, to kąt skrętu będzie poszukiwanym kątem znoszenia. System dwuwiązkowy "do przodu - do tyłu" umożliwia łatwiejsze określenie prędkości podróżnej. Jego zaletą jest mała czułość na wahania samolotu. Przeważnie wykorzystuje się stacje z trzema lub czterema wiązkami skierowanymi pod określonym kątem symetrycznie parami do przodu i do tyłu.

W zależności od rodzaju promieniowania fali nośnej rozróżnia się urządzenia dopplerowskie modulowane impulsowo, ciągłe niemodulowane oraz ciągłe z modulacją częstotliwości.
Urządzenia dopplerowskie połączone z przyrządem wskazującym kurs i przelicznikiem elektronowym obliczają wszystkie dane potrzebne przy fotografowaniu lotniczym. A więc, oprócz prędkości podróżnej i znoszenia, otrzymuje się kierunek i prędkość wiatru, przebytą odległość i kurs. Na tej podstawie pokładowa EMC oblicza współrzędne pozycji samolotu, kursograf wykreśla trasę lotu na mapie lub automatycznie utrzymuje wykreślony kurs, oblicza elementy skrętu przy wlocie na sąsiedni szereg oraz wykonuje skręt i wlot bez orientacji wzrokowej.
Dokładność określenia prędkości tą metodą wynosi 0,5%, a kąta znoszenia 10-15'. Urządzenia dopplerowskie znacznie zwiększają wydajność prac fotolotniczych. Są instalowane na średnich lub dużych samolotach fotogrametrycznych /np. An-30/.

Systemy bezwładnościowe pozwalają bezpośrednio na samolocie określać jego współrzędne i wektor prędkości podróżnej na podstawie pomiarów przyspieszeń zachodzących w czasie lotu. Urządzenie takie składa się z przyspieszeniomierza i dwóch integratorów. Jeśli powstaje przyspieszenie, to przyspieszeniomierz rejestruje jego wielkość i w postaci impulsów elektrycznych przekazuje na wejście pierwszego integratora, który całkuje je z uwzględnieniem czasu i daje na wyjściu prędkość podróżną.

Wyjściowe napięcie pierwszego integratora postępuje na wejście drugiego integratora, który oblicza /sumuje/ przebytą drogę. Przy stałej prędkości przestają działać przyspieszenia, lecz pierwszy integrator pamięta wielkość powstałej prędkości i podaje ją ciągle na wejście drugiego integratora, który również w sposób ciągły wydaje informacje o przebytej drodze.
Mając trzy przyspieszeniomierze dla trzech kierunków przestrzennych

X,Y,Z/, można otrzymać informacje o przestrzennym położeniu samolotu.



Rys. 11.14 Schemat działania systemu bezwładnościowego.

rzyspieszeniomierz reaguje również na prędkość obrotu Ziemi, przyspie-
zenia dośrodkowe i Coriolisa, wynikające z ruchu samolotu względem
bracającej się Ziemi, dlatego przy obliczaniu prędkości i przebytej
rogi należy uwzględniać działanie tych przyspieszeń.
o orientowania w przestrzeni platformy z przyspieszeniomierzami wyko-
zystuje się giroskopy lub orientuje się ją astronomicznie według
wiazd.
obecnie za pomocą urządzeń bezwładnościowych można określać współrzędne
amolotu następującymi sposobami:
- analitycznym,
- półanalitycznym,
- geometrycznym.

Idea pierwszego sposobu jest przedstawiona na rysunku 11.14. W tym przy-
padku giroskopy i przyspieszeniomierze są unieruchomione, a współrzędne
oblicza się w sposób analityczny /przy trzech unieruchomionych przyspie-
zeniomierzach żyroskopy są niepotrzebne/.

W sposobie półanalitycznym przyspieszeniomierze i żyroskopy są
umieszczone na jednej platformie. Sygnały przyspieszeniomierza po scał-
kowaniu powodują procesję żyroskopów, w wyniku której platforma obraca

się tak, że osie przyspieszeniomierzy będą zawsze w płaszczyźnie miejscowego horyzontu.
W schemacie geometrycznym żyroskopy są unieruchomione, natomiast przyspieszeniomierze ciągle skręcają się w ten sposób, że osie ich będą się znajdowały w płaszczyźnie miejscowego horyzontu. Jest to schemat z określeniem kąta skrętu pionu miejscowego, a wynik otrzymuje się w postaci kąta pomiędzy węzłem żyroskopu i płaszczyzną przyspieszeniomierza.

11.5. Inne urządzenia i systemy nawigacyjne

System radiobarometryczny polega na wspólnym wykorzystaniu przyrządów radionawigacyjnych i barometrycznych /radiowysokościomierza, wysokościomierza barometrycznego, nadajników prędkości lotu/.
W średnich szerokościach geograficznych występuje ścisła zależność między kierunkiem i siłą wiatru, a gradientem ciśnienia na stałej wysokości. Obliczenie prędkości wiatru i jego kierunku na podstawie pomiarów radiolokacyjnych i barycznych pozwala obliczyć z wystarczającą dokładnością kąt znoszenia. Mając wówczas prędkość podróżną można obliczyć drogę, jaką przebył samolot oraz jego współrzędne bieżące.
Metody radiobarometryczne mają zastosowanie do prowadzenia samolotu po szeregu przy fotografowaniu lotniczym, gdyż z zasady ich pewna praca ogranicza się do małych odległości, wystarczających przy tego rodzaju zadaniach.

System astronawigacyjny znajduje zastosowanie przy fotografowaniu lotniczym obiektów naziemnych, a także kosmicznych, jak Księżyca, Wenus i Marsa. W nawigacji kosmicznej służy również do określania położenia statków w przestrzeni międzyplanetarnej.
Specjalny teleskop urządzenia astronawigacyjnego za pomocą bardzo czułych odbiorników promieniowania automatycznie odszukuje wybrane ciało niebieskie i nadąża za nim przez cały czas lotu niezależnie od ruchu i manewrów samolotu lub statku kosmicznego.
W nawigacji lotniczej do tego typu urządzeń należą radiosekstanse, przy pomocy których można określić kierunek do wybranego ciała niebieskiego niezależnie od warunków astmosferycznych.
Do kierowania teleskopem wykorzystuje się serwomotory uruchamiane przez wzmocnione sygnały postępujące od fotokomórki rejestrującej odchylenie osi teleskopu do kierunku na środek gwiazdy. Zastosowanie anten parabolicznych z wąskim diagramem ukierunkowania pozwala uzyskać pomiar wysokości gwiazdy z dokładnością kilku minut. Również uprzednio omawiane busole słoneczne należą do uproszczonych wersji tego typu przyrządu.

Każdy z podanych przyrządów lub systemów posiada określone zalety wady. Dlatego aby otrzymać dokładności wykorzystuje się równocześnie ilka przyrządów wzajemnie uzupełniających się i powtarzających pomia- niektórych parametrów. Na przykład w Związku Radzieckim przy foto- rafowaniu do celów kartometrycznych stosuje się system kursowy, który kłada się z wzajemnie współdziałających urządzeń kursowych magnetycz- ych, żyroskopowych, astronomicznych i radiotechnicznych, a także z lowników kolimatorowych typu KNFB-7 i elektronowego przyrządu steru- cego pracą aparatury fotolotniczej.

Przy wykonywaniu skrętu i wlotu na kolejny szereg stosuje się tomat skrętu programowanego APR, który w połączeniu z pilotem automa- cznym AP-6E /na samolocie Il-14/ zapewnia stabilizację przechyłu samo- tu w granicach 0,2 - 0,3°, utrzymuje podany kurs skrętu z dokładno- ią 0-3 - 0,5° oraz stabilizuje wprowadzenie i wyprowadzenie samolotu przechyłu z dokładnością 0,1-0,2s.

procesie skrętu samoczynnie jest wyliczana i wprowadzana do pilota tomatycznego poprawka do przechyłu będącą funkcją przyrostu prędkości. aktycznie przyrząd APR zapewnia automatyczny wlot na sąsiedni szereg dokładnością utrzymania kursu 0,5° i odchyleniem od szeregu do 50 m.

W praktyce wykorzystuje się różnego rodzaju kompleksowe systemy wigacyjne. Często stosuje się połączenie urządzeń dopplerowskich z -ercjalnymi, inercjalnych z astronomicznymi i radiolokacyjnymi i tym dobne. Systemy te przeważnie są połączone z przyrządami wskazującymi tomatycznie bieżącą pozycję samolotu na mapie. W tej dziedzinie pows- je coraz więcej nowości specjalnie przystosowanych do fotografowania tniczego.

przykład w NRF wykorzystuje się przyrządy automatycznie wskazujące łożenie samolotu na mapie. Jeden z nich przewiduje zmianę arkuszy map przesuwanie się maskownicy ograniczającej rejon aktualnej pozycji olotu w kierunku północ-południe i wschód-zachód.

y przyrząd posiada dwa wałce, na które jest nawinięte pasmo map z kreślonym projektem nalotu. Mapy przesuwają się wzdłuż szeregu, a kt świetlny pojawiający się na mapie wskazuje bieżące położenie sa- lotu. Ruch punktu odbywa się tylko w kierunkach poprzecznych do eregu, natomiast prędkość wzdłuż szeregu reguluje się, wybierając powiednią prędkość kątową wałców. W U.S.A. przy fotografowaniu lot- ym szczególne dla potrzeb rozpoznania wojskowego, ma zastosowanie automatyczne urządzenie nawigacyjne wskazujące bieżące położenie olotu i nieprzerwanie podające informacje o kierunku i odległości do reślonego punktu kontrolnego szeregu. Urządzenie przeznaczone jest do

wykorzystania w samolotach jednoosobowych, w szczególności samolotach wykonujących loty na małych wysokościach i przy dużych prędkościach. Równocześnie na ekran wskaźnika rzutuje się przesuwający obraz mapy, uprzednio sfotografowanej na błonie barwnej o szerokości 35 mm. Obok ekranu umieszczona jest tablica podająca odległość do punktu kontrolnego szeregu i kurs.

Przedstawione metody i urządzenia nawigacji lotniczej świadczą o dużym postępie, jaki nastąpił w tej dziedzinie w ostatnich latach i pozwalają sądzić, że w dalszym ciągu będzie się je wdrażać i wykorzystywać przy sterowaniu samolotem w czasie fotografowania lotniczego, co przy równocześnie zachodzących ulepszeniach aparatury fotograficznej, zautomatyzuje cały proces fotolotniczy.

Część II

PROJEKTOWANIE I WYKONANIE ZDJĘĆ LOTNICZYCH

12. OGÓLNE ZASADY PROJEKTOWANIA ZDJĘĆ LOTNICZYCH

12.1. Schemat ogólny projektowania zdjęć lotniczych

W wyniku fotografowania lotniczego można otrzymać różnego rodzaju zdjęcia. Uwzględniając ich sposób wykonania oraz późniejsze przeznaczenie, można je klasyfikować według różnych cech.

Ze względu na p r z e z n a c z e n i e zdjęcia lotnicze można podzielić na dwie grupy: topograficzne /pomiarowe/ i nietopograficzne. Obecnie przeważającą część zdjęć lotniczych wykonuje się do celów topograficznych i innych im pokrewnych, jednak obserwuje się tendencje wzrostu zainteresowania zdjęciami lotniczymi do celów nietopograficznych.

Uwzględniając p r z e s t r z e n n e p o ł o ż e n i e o s i głównej kamery lotniczej, wykonuje się zdjęcia pionowe lub prawie pionowe, pionowo-zbieżne /konwergentne/, ukośne i perspektywiczne. Największe znaczenie mają zdjęcia pionowe i prawie pionowe; na ich wykorzystaniu opiera się większość technologii prac fotogrametrycznych.

Ze względu na s p o s ó b p o k r y c i a zdjęciami określonej powierzchni terenu, wykonuje się zdjęcia pojedyncze, szeregowe i zespołowe.

W dalszym ciągu główną uwagę skupia się na zdjęciach pionowych lub prawie pionowych, przeznaczonych do celów topograficznych, wykonanych szeregowo lub zespołowo.

Na etapie projektowania zdjęć lotniczych należy określić warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych i lotu fotogrametrycznego. Etap ten można umownie podzielić na dwie części:

1/ część analityczną, w czasie której analizuje się możliwości najlepszego wykonania zdjęć dla określonych celów, z uwzględnieniem właściwości terenu, wymaganych dokładności mapy, charakterystyk posiadanej aparatury i sprzętu oraz znanych technologii przyszłego opracowania fotogrametrycznego;

2/ część projektową, podczas której oblicza się dane podstawowe - parametry fotogrametryczne, nawigacyjne i techniczno-eksploatacyjne, potrzebne do zestawienia projektu oraz opracowuje się sam projekt lotu

fotogrametrycznego.

Badając dotychczasowe sposoby projektowania zdjęć lotniczych, istniejącą różnorodność aparatury i sprzętu fotolotniczego i fotogrametrycznego oraz różnorodność wariantów technologicznych opracowania zdjęć lotniczych, dochodzi się do wniosku, że etap projektowania i wykonania zdjęć lotniczych odgrywa niezwykle istotną rolę w całokształcie procesu opracowania mapy i to zarówno pod względem dokładnościowym, jak i ekonomicznym. Dlatego celem tego etapu, a następnie etapu fotografowania powietrznego, powinno być uzyskanie zdjęć lotniczych oraz danych uzupełniających o terenie i zdjęciach, zapewniających opracowanie dokumentów topograficznych w określonej skali, o określonej treści kartograficznej i z wymaganą dokładnością. Na etapie projektowania należy również uwzględniać możliwe do zastosowania warianty technologii fotogrametrycznej oraz ekonomiczną stronę przewidywanego procesu opracowania mapy.

Na podstawie celu formułuje się zadanie. Wynika ono z analizy takich czynników, jak przeznaczenie mapy, jej skale, format oraz dokładność wysokościowa i sytuacyjna. Natomiast pod względem ekonomicznym jest rezultatem posiadanych środków technicznych, nakładów finansowych oraz przewidywanych terminów rozpoczęcia i zakończenia prac.

Od przeznaczenia mapy zależy rodzaj i treść dokumentu fotogrametrycznego, który trzeba sporządzić. W ten sposób zakreśla się w najogólniejszym zarysie grupę sposobów lub metod fotogrametrycznych, spośród których na późniejszym etapie wybierze się jedną, w miarę optymalną. Od stopnia prawidłowości wyciągnięcia wniosków z analizy przeznaczenia mapy zależy, czy technologia fotogrametryczna będzie właściwa.

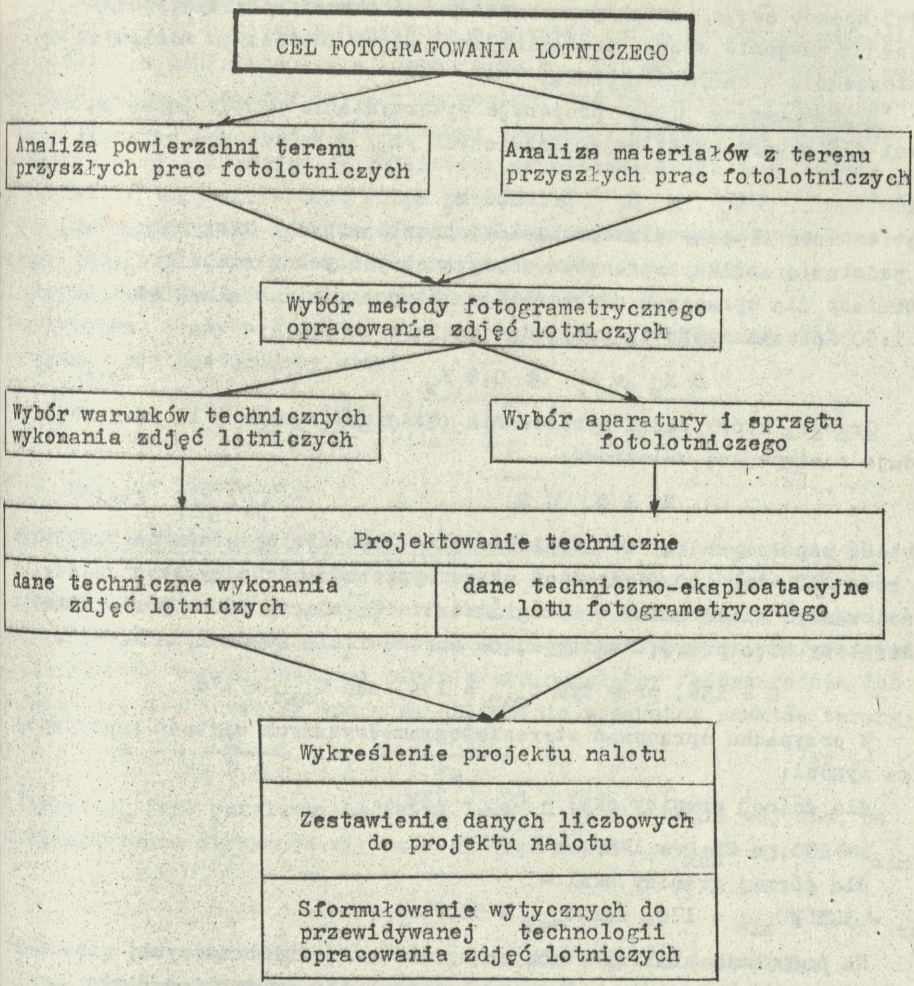
Proces projektowania zdjęć lotniczych dla celów topograficznych przedstawiono na rysunku 12.1.

12.2. Ogólne zasady wyboru skali zdjęć lotniczych

Pomiędzy poszczególnymi parametrami technicznymi zdjęć lotniczych istnieje ścisła współzależność; wybór jednego z nich w istotny sposób wpływa na pozostałe, dlatego wydaje się nam, że pierwszą czynnością przy projektowaniu powinien być wstępny wybór przedziału skal zdjęć lotniczych, możliwych do zastosowania w danym przypadku. Istnieje kilka sposobów wstępnego określenia przedziału skal, które przedstawiamy niżej.

Skala zdjęcia a skala mapy.

Jednym z podstawowych kryteriów wyboru parametrów technicznych zdjęć lotniczych, jest przede wszystkim ich skala. Znając skalę mapy



Rys.12.1. Schemat projektowania pomiarowych zdjęć lotniczych.

i jej sposób opracowania /jenoobrazowy lub stereofotogrametryczny/ można już wstępnie wybrać przedział skal zdjęć lotniczych możliwych do zastosowania w danym przypadku.

Brandenberger [42] proponuje wykorzystanie następującej zależności dla wyboru skali zdjęć lotniczych /M_z/ w zależności od skali mapy /M_k/ :

$$5\,M_z \geqslant M_k \geqslant 0{,}6\,M_z \qquad /12.1/$$

Jest to wzór słuszny dla opracowań jednoobrazowych. Otrzymał go on na podstawie analizy opracowań fotogrametrycznych w wielu krajach. Natomiast dla opracowań stereofotogrametrycznych w skalach od 1:500 do 1:50 000 zależność ta przyjmuje postać:

$$8\,M_z \geqslant M_k \geqslant 0{,}8\,M_z \qquad /12.2/$$

Gruber, który badał opracowania fotogrametryczne w 12 krajach, podaje następującą zależność:

$$M_z = C\,\sqrt{M_k} \qquad /12.3/$$

Wartość współczynnika "C" w zależności od sposobu opracowania przyjmuje on równą 100 lub 130. Jednak od czasu wyprowadzenia powyższej zależności zaszło wiele zmian w fotogrametrii. Czyniąc podobne porównania, należałoby więc przyjąć następujące wartości dla współczynnika "C":

$$C = 156, \text{ przy tym } C_{min} = 134, \text{ zaś } C_{max} = 178.$$

W przypadku opracowań stereofotogrametrycznych wartość współczynnika wynosi:

dla dolnej granicy skal - $C_{śr} = 138$

/$C_{min} = 100$, a $C_{max} = 178$/, a

dla górnej granicy skal -

$C_{śr} = 305$ /$C_{min} = 178$, zaś $C_{max} = 500$/.

Na podstawie analizy obecnych opracowań jednoobrazowych, ortofotoskopowych i stereofotogrametrycznych można więc zmodyfikować wzór Grubera poprzez zmianę współczynników "C":

- dla opracowań jenoobrazowych od 200 do 450;
- dla opracowań ortofotograficznych od 180 do 300;
- dla opracowań stereofotogrametrycznych od 120 do 380.

W tym przypadku wartość współczynnika "C" wybiera się w zależności od sposobu opracowania zdjęć, rodzajów i typów przyrządów fotogrametrycznych, aparatury fotograficznej itp. Zmodyfikowany wzór Grubera umożliwia zatem, w sposób dość prosty, wstępne określenie przedziału skal zdjęć lotniczych w zależności od skali mapy i jej przeznaczenia.

Skala zdjęcia a dokładność pozioma

Dokładność poziomą naniesienia elementów sytuacyjnych określa się na podstawie dokładności graficznej mapy m_g. Dla pełnowartościowej mapy ważniejsze szczegóły sytuacyjne powinny być naniesione z dokładnością rzędu 0,08-0.30 mm w skali mapy; szczegóły drugorzędne z dokładnością 0,5 mm i mniejszą. W zależności od przeznaczenia mapy podane dokładności mogą przybierać różne wartości.

Dokładność jest funkcją dokładności geometrycznej zdjęcia lotniczego Δ_z, błędu spowodowanego przez metodę opracowania Δ_f i stopnia powiększenia /stosunek $M_z : M_k$/.
Dla wstępnej oceny przydatności zdjęć lotniczych w wybranej skali proponuje się następujący wzór:

$$m_1 = \frac{M_z}{M_k}\sqrt{\Delta_z^2 + \Delta_f^2}$$

skąd $$M_z = \frac{m_1 M_k}{\sqrt{\Delta_z^2 + \Delta_f^2}} \qquad /12.4/$$

Skala zdjęcia a dokładność wysokościowa.

Dokładność wysokościowa opracowania jest jednym z kryteriów podstawowych stosowanych do wyboru skali zdjęć lotniczych i wysokości fotografowania. We wszystkich metodach fotogrametrycznych pomiaru wysokości punktów terenu dokonuje się mierząc paralaksy /bezpośrednio lub pośrednio/. Wychodząc ze wzoru na obliczenie wysokości punktów terenu:

$$h = \frac{p_x}{p_x + \Delta p_x} \quad h_f \approx \frac{p_x}{b_x} \quad h_f \qquad /12.5/$$

w którym p_x jest paralaksą podłużną, a b_x - bazą w skali zdjęcia, po zróżniczkowaniu otrzymuje się wzór na błąd średni pomiaru wysokości

$$m_h = \frac{h_f}{b_x} \quad m_{\Delta p} \qquad /12.6/$$

z którego, po przekształceniu, otrzymuje się wzór na najmniejszą dopuszczalną skalę zdjęć lotniczych:

$$M_{z_{min}} = \frac{b_x}{f} \cdot \frac{m_h}{m_p} \qquad /12.7/$$

lub wzór na maksymalną dopuszczalną wysokość fotografowania

$$h_{f_{max}} = \frac{m_h}{m_p} \quad b_x \qquad /12.8/$$

Skala zdjęcia a format mapy

Format zdjęcia i jego zgodność z formatem mapy oraz wymiary użytecznej części zdjęcia mają dość istotne znaczenie praktyczne. Powsta-

ło nawet wiele technologii opracowań fotogrametrycznych, wykorzystujących zgodność formatu zdjęcia i mapy. Problem ten omawia się bardziej szczegółowo przy projektowaniu zdjęć celowanych oraz zdjęć ze zwiększonym pokryciem podłużnym.

Skala zdjęcia a zdolność rozdzielcza

Zdolność rozdzielcza jest istotnym czynnikiem przy wyborze skali zdjęć. Dla zastosowania tego kryterium należy znać wymiary najmniejszych obiektów w terenie, które trzeba będzie odczytywać w procesie fotointerpretacji zdjęć lotniczych.

Jeśli R_t jest wymaganą minimalną rozróżnialnością obiektów w terenie, R_z - liniową wartością zdolności rozdzielczej zdjęcia lotniczego, to

$$M_z \leqslant \frac{R_t}{R_z} \qquad /12.9/$$

Wartość R_t zależy od skali mapy i przeważnie jest określona przez wymiary najmniejszych obiektów nanoszonych na mapę; R_z zależy od zdolności rozdzielczej obiektywu kamery pomiarowej R_k, zdolności rozdzielczej materiałów światłoczułych R_f, warunków oświetlenia terenu, kontrastu obiektów terenu, warunków obróbki fotolaboratoryjnej i innych. W przybliżeniu do celów prognozowania dokładnościowego można przyjąć następujący wzór:

$$\frac{1}{R_z} = \frac{1}{R_k} + \frac{1}{R_f} \qquad /12.10/$$

gdzie wielkości R_z, R_k oraz R_f są wyrażone w liniach na milimetr. Z powyższego wzoru, po przekształceniach, wynika, że

$$M_z \leqslant \frac{R_t R_k R_f}{R_k + R_f} \qquad /12.11/$$

Powyższy warunek można nazwać k r y t e r i u m z d o l n o ś c i r o z d z i e l c z e j .

Skala zdjęcia a błąd względny wysokości

W niektórych krajach do oceny /i prognozowania/ dokładności wysokościowej wykorzystuje się błąd względny pomiaru wysokości, wyrażony stosunkiem wysokości fotografowania do wysokości warstwowej opracowywanej mapy w_w. Jest to tak zwany"czynnik C" /C-factor/ wyrażony przez zależność

$$C = \frac{h_f}{w_w} \qquad /12.12/$$

Podstawiając do wzoru wyrażenie $h_h = f_k M_z$ otrzymuje się skalę zdjęć do opracowań stereofotogrametrycznych:

$$M_z = \frac{C\, w_w}{f_k} \qquad /12.13/$$

Wartość współczynnika "C" dla nowoczesnych przyrządów fotogrametrycznych /przyrządów analogowych i automatów stereofotogrametrycznych/ przekracza wielkość 10000.

13. UWARUNKOWANIA PRAC FOTOLOTNICZYCH

Na projektowanie prac fotolotniczych wywiera wpływ wiele czynników. Niektóre z nich oddziaływują w sposób bezpośredni, jawny. inne w sposób pośredni, ukryty, lecz o wszystkich trzeba wiedzieć i w miarę możliwości uwzględniać je już na etapie projektowania, gdyż w przyszłości, na etapie produkcji, mogą one dać wiele korzyści wymiernych, zarówno pod względem dokładności czy czasu opracowania, jak kosztów.

Czynniki te można podzielić na dwie grupy:

1/ czynniki zewnętrzne, uzależnione od warunków środowiska geograficznego,

2/ czynniki techniczne, wynikające z warunków technicznych sprzętu opanowanych technologii, kwalifikacji pracowników i tym podobne.

13.1. Wpływ czynników zewnętrznych

Środowisko geograficzne wywiera istotny wpływ na wybór metody fotogrametrycznego opracowania mapy. Podstawowe znaczenie mają: rzeźba terenu, pokrycie roślinne oraz stopień zurbanizowania i zagospodarowania terenu. W wyniku studiowania warunków środowiska geograficznego powinno się uzyskać wnioski co do skali, dokładności i treści opracowywanej mapy, jak również, wstępnie, wnioski dotyczące metody fotogrametrycznego opracowania mapy, a więc i dotyczące warunków technicznych wykonania prac fotolotniczych.

R z e ź b a t e r e n u jest jednym z ważniejszych elementów wpływających na wybór wyżej wymienionych czynników, w tym głównie na metodę fotogrametryczną, rejonizację obszaru ze względu na sposoby opracowania i fotografowania lotniczego oraz na wybór średniej płaszczyzny terenu.

Studiując charakter rzeźby terenu przede wszystkim ocenia się wpływ na dokładność rysowania /położenia/ warstwic δ_h:

$$\delta_h = \frac{\Delta h_{max}}{2\, h_f} \qquad /13.1/$$

gdzie Δh_{max} - jest maksymalnym przewyższeniem w granicach zdjęcia. h_g - wysokością fotografowania /wstępnie można ją określić z wzoru 12.8.

Dokładność położenia warstwic na mapie można również określić na podstawie kątów nachylenia terenu α i wysokości warstwowej w_w

$$\delta_h' = \frac{1}{3} \; w_w \; \operatorname{ctg} \alpha \qquad /13.2/$$

skąd wynika, że

$$\alpha^o \geqslant \operatorname{arc\,ctg} \frac{3\delta_h'}{w_w}$$

Z wzoru 13.1 będzie wynikało, czy część sytuacyjną mapy można opracować metodami fotogrametrii jednoobrazowej, czy stereofotogrametrii. W tym drugim przypadku należy sprawdzić, czy zmiany skali występujące na zdjęciach lotniczych umożliwiają opracowanie ich na posiadanych przyrządach.

Wiadomo, iż pomiędzy skalą zdjęcia, wysokością lotu i ogniskową kamery istnieje zależność

$$M_z = \frac{h_f}{f_k}$$

Przy istnieniu rzeźby terenu w różnych punktach zdjęcia będzie różna skala

$$M_z' = /h_f + \Delta h/ : f_k$$

gdzie Δh jest różnicą wysokości w danym punkcie w stosunku do średniej płaszczyzny terenu.

Jeśli oznaczyć $M_z = M_z' - \Delta M_z$, to zmiana skali będzie się równała

$$\Delta M_z = \frac{\Delta h}{f_k} h$$

W przypadku opracowań jednoobrazowych najważniejszym czynnikiem będzie przyrost skali w granicach użytecznej części zdjęcia, który pośrednio można wyrazić błędem spowodowanym deniwelacją terenu. Natomiast przy opracowaniach stereofotogrametrycznych istnieje ograniczenie powodujące, iż stosunek przyrostu skali do skali średniej nie powinien przekraczać stosunku składowych pionowych bazy przyrządu fotogrametrycznego:

$$M_z = \frac{\Delta Z_{\Delta M_z}}{Z}$$

gdzie $$Z = \frac{Z_{max} - Z_{min}}{2} \qquad /16.3/$$

Wynika więc, że dla badania rzeźby terenu należy określić:

- minimalne i maksymalne wysokości w granicach arkusza opracowywanej mapy oraz w granicach użytecznej części zdjęcia,
- kąta nachylenia terenu.

P o k r y c i e r o s l i n n e bada się w celu określenia możliwości opracowania mapy tych obszarów metodami fotogrametrycznymi. Określa się więc rodzaj pokrycia roślinnego, stopień pokrycia obszaru podlegającego kartowaniu, stopień skupienia roślinności i tym podobne. Często w terenach zalesionych wymagania dokładnościowe są łagodniejsze, co może umożliwić zastosowanie metod fotogrametrycznych również przy opracowaniu rzeźby w masywach leśnych. Rodzaj pokrycia roślinnego może mieć wpływ na wybór pory roku i doby, w której należy wykonać zdjęcia, jak również na wybór rodzaju materiału światłoczułego.

S t o p i e ń z u r b a n i z o w a n i a i zagospodarowania terenu może mieć wpływ na zmianę kryteriów dokładnościowych w stosunku do opracowywanej mapy /przeważnie w kierunku ich zaostrzenia/ jak również na niektóre elementy technologii opracowania mapy, a mianowicie:

- na metodę uczytelnienia polowego zdjęć lotniczych;
- na sposób opracowania rzeźby terenu;
- na wybór obiektów podlegających sygnalizacji w terenie przed nalotem /m.in. sygnalizowanie położenia niektórych obiektów lub urządzeń podziemnych/.

Na tym etapie prac analizuje się również istniejące materiały kartograficzne i geodezyjne.

A n a l i z a m a t e r i a ł ó w k a r t o g r a f i c z n y c h ma na celu określenie ich przydatności w procesie projektowania prac fotolotniczych i fotogrametrycznych, jak również zakres ich wykorzystania przy sporządzaniu mapy /np. przy uczytelnieniu zdjęć lotniczych, opracowaniu sytuacji, opracowaniu rzeźby i in./.

A n a l i z a s i e c i g e o d e z y j n e j obejmuje takie czynności, jak: określenie liczby punktów geodezyjnych i trygonometrycznych różnych klas, obliczenie ich gęstości na jeden arkusz mapy, ocenę dokładności i rozmieszczenia, analizę istniejących sieci poligonowych, rodzaj i dokładność sieci niwelacyjnych, sposoby oznakowania punktów tych sieci w terenie, możliwość odfotografowania się znaków zewnętrznych sieci na zdjęciach lotniczych i tym podobne. W wyniku powyższej analizy uzyskuje się dane dotyczące warunków polowego dowiązania zdjęć lotniczych, gęstości fotopunktów, niezbędności polowej sygnalizacji fotopunktów przed nalotem oraz formułuje się ogólny pogląd odnośnie metod zagęszczenia kameralnego sieci.

13.2. Wpływ czynników technicznych

Kolejną grupą czynników, których wpływ należy uwzględniać już na etapie projektowania zdjęć lotniczych, jest aparatura fotogrametryczna oraz jej możliwości techniczne. Po ocenie wpływu czynników zewnętrznych u projektującego powinien już istnieć ogólny pogląd co do wyboru metody fotogrametrycznej. W dalszym ciągu należy więc ocenić aparaturę i przyrządy, które przewiduje się wykorzystywać oraz określić jej wymagania w stosunku do warunków technicznych, jakim powinny odpowiadać zdjęcia lotnicze.

Uwarunkowania aparatury jednoobrazowej

Klasycznymi przyrządami fotogrametrii jednoobrazowej są przetworniki i powiększalniki. Stosuje się je wówczas, gdy produktem końcowym mają być fotoplany lub fotoszkice. W tym przypadku uwzględnia się takie ich dane techniczne, jak:

- wymiary kaset;
- zakres powiększeń;
- wielkość kątów nachylenia ekranu.

1. Powinna istnieć zgodność pomiędzy wymiarami kasety i formatem zdjęć lotniczych. Jeśli przez l_x, l_y oznaczyć wymiary zdjęcia, a przez l'_x, l'_y wymiary kasety przetwornika, to odpowiednio

$$l'_x \geqslant l_x$$
$$l'_y \geqslant l_y \qquad /13.4/$$

2. Pomiędzy zakresem powiększeń przetwornika /P/, przewidywaną skalą fotografowania /M_z/ i skalą przetwarzania /M/ powinna zachodzić nierówność:

$$P_{min} \leqslant \frac{M}{M_z} \leqslant P_{max} \qquad /13.5/$$

3. Kąty nachylenia ekranu powinny umożliwić opracowanie zdjęć lotniczych wykonanych przy zastosowaniu określonego sposobu stabilizacji kamery w czasie lotu.

Podstawowe dane techniczne przetworników, niezbędne do tego rodzaju porównań, przytacza się w tabeli 13.1.

Tabela 13.1

	FTB /ZSRR/	FTM /ZSRR/	E-4 /Szwajcaria/	SEG V /RFN/	Rectimat /NRD/
półczynniki ansformacji	0,7-5,0	0,7-2,5	.0,8-7,0	0,5-6,5	0,7-7,0
rmaty zdjęć	18x18 cm do 30x30cm 24x24 cm 30x30 cm		do 24x24cm	do 24x24 cm	do 24x24 cm
miary ekra- /w cm/	100x100	60x60	106x106	100x100	106x106
chylenie rranu	do 45^0	do 15^0	do 15^g	do 14^g	do 9^g
centraliza- a podłużna poprzeczna	od + 90mm do 70 mm	po ± 50mm	po ± 40mm	po ± 45mm	po ± 20mm
rót zdjęcia	360^0	0^0	0^0	0^0	0^0

Uwarunkowania aparatury dwuobrazowej

Do sporządzania map mogą mieć zastosowanie następujące przyrządy ogrametryczne: ortoprojektory, przyrządy analogowe, przyrządy numeczne i automaty stereofotogrametryczne. Istnieje szereg różnic pomiędzy poszczególnymi grupami przyrządów, a nawet w danej grupie przyrządy mogą się różnić dość istotnie, dlatego szczegółowe rozważania na at ograniczeń aparaturowych w fotogrametrii dwuobrazowej oraz wpływ h ograniczeń na warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych są zielnym i obszernym problemem, wymagającym specjalnych studiów. ej ograniczono się więc jedynie do podania zasad ogólnych, właściwych wszystkim grupom, sygnalizując tylko ewentualne cechy szczególne zczególnych grup.

Na przykład konstrukcja autografów narzuca bezpośrednie ograniczenia odnośnie formatu zdjęć lotniczych, bazy zdjęć, ogniskowej kamery niczej i charakteru rzeźby terenu.

Jeśli przez z, b, x, y oznaczyć wartości /możliwości nastawień pomiaru na przyrządzie/ współrzędnych zdjęć i składowych bazy, to liwość opracowania fotogrametrycznego zaistnieje przy spełnieniu tępujących ograniczeń:

$$z_{min} < z < z_{max}$$
$$b_{min} < b < b_{max} \qquad /13.6/$$
$$x_{min} < x < x_{max}$$

$$y_{min} < y < y_{max}$$

Jeśli przez M oznaczyć skale zdjęć, to powyższe wartości można zamienić na odpowiadające im wielkości w terenie. A więc

$$\begin{aligned} z_{min} &< M\, h_f < z_{max} \\ b_{min} &< M\, B_x < b_{max} \\ x_{min} = 0 &< M\, X < x_{max} \\ y_{min} = 0 &< M\, Y < y_{max} \end{aligned} \qquad /13.7/$$

Wartości graniczne nastawień przyrządów wprawdzie same określają wiele warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych, jednak podczas projektowania nie trzeba ich przyjmować za wartości bezwzględne. Należy jeszcze uwzględniać odpowiednie współczynniki bezpieczeństwa, wynikające z ewentualnego odchylenia w niektórych przypadkach od założonych warunków technicznych. Będą to więc tolerancje zarówno dla załogi samolotu fotogrametrycznego, jak i tolerancje wynikające z konkretnych warunków terenowych. Na przykład przy zróżnicowanej rzeźbie terenu właściwy wybór wysokości fotografowania i spełnienie pierwszego wiersza równań /13.7/ będzie determinowało możliwość opracowania zdjęć na danym przyrządzie. Podobnie będzie z pozostałymi składowymi, gdyż zmiany h_f spowodują zmiany skali fotografowania, a to wpłynie zarówno na warzości b, x, y jak i na pokrycie podłużne i poprzeczne zdjęć.

Podobne warunki muszą być spełnione dla ortoprojektorów. W tym przypadku istotne znaczenie odgrywa również powiększenie, które zależy od rzeźby terenu. Na przykład dla ortoprojektora CZ-1 ważna jest następująca zależność:

$$\begin{aligned} V_{max} &\leqslant \frac{H_{max}}{f} \quad \frac{200}{200 + d} \\ V_{min} &\leqslant \frac{H_{min}}{f} \quad \frac{200}{200 - d} \end{aligned} \qquad /13.8/$$

gdzie V - jest powiększeniem przyrządu, f - ogniskową przyrządu, H - wysokością w terenie i $d = \frac{\Delta H}{H}\ 100$.

Dla przyrządów numerycznych ważne jest porównanie parametrów zdjęć z wymiarami kaset przyrządu, zakresami pomiaru współrzędnych x, y oraz paralaksy podłużnej i poprzecznej.

Dla automatów stereofotogrametrycznych, jeśli w ich budowie wykorzystano konstrukcje przyrządów analogowych, ważne są ograniczenia właściwe dla tych przyrządów. Natomiast automaty numeryczne praktycznie nie mają żadnych ograniczeń. Ich możliwości opracowań przeważnie przekraczają strefę zdjęć konwencjonalnych /a więc pionowych oraz wykonanych w rzucie środkowym/.

Wyżej opisana analiza uwarunkowań zewnętrznych i technicznych jest ostatnim etapem prac przygotowawczych. Teraz należy dokonać ostatecznego wyboru technologii fotogrametrycznej, a więc i warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych.

14. ZASADY WYBORU WARUNKOW TECHNICZNYCH LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO

W skład warunków technicznych wykonania prac fotolotniczych wchodzą te wszystkie czynniki geometryczne, fotogrametryczne i nawigacyjne, które charakteryzują kamerę pomiarową, właściwości zdjęć lotniczych i lot fotogrametryczny. Warunki fotogrametryczne charakteryzuje skala $1:M_z$ oraz pokrycie podłużne P i poprzeczne Q zdjęć lotniczych. Do charakterystyk geometrycznych kamery pomiarowej, uwzględnianych na tym etapie projektowania należą ogniskowa kamery f_k i format zdjęcia $l_x \times l_y$. Elementy nawigacyjne charakteryzują położenie statku powietrznego w przestrzeni podczas fotografowania; określają one zarówno położenie statku w stosunku do powierzchni ziemi, jak i zmiany jego położenia podczas lotu i wykonywania zdjęć. Należą do nich: wysokość fotografowania h_f, baza podłużna B_x i poprzeczna B_y zdjęć, zasięg podłużny L_x i poprzeczny L_y zdjęć oraz kąty bazowe λ_x, λ_y.

Wymienione warunki można podzielić na dwie grupy - na warunki bezpośrednie, a więc te, od których zależą ostateczne właściwości zdjęć lotniczych oraz pośrednie, będące funkcjami bezpośrednich i wynikające z nich. Do warunków bezpośrednich można zaliczyć: skalę zdjęć lotniczych, wysokość fotografowania, pokrycie podłużne i poprzeczne zdjęć oraz format zdjęć. Pozostałe z wymienionych warunków należą do pośrednich.

14.1. Ustalenie przedziału skal zdjęć lotniczych

Na wybór skali zdjęć lotniczych ma wpływ wiele czynników. Przedstawiono je w rozdziale 12 i wyrażono we wzorach od 12.1 do 12.13. Po tej analizie, znając uwarunkowanie prac fotolotniczych i wykorzystując wspomniane wzory, ustala się przedział skal możliwych do przyjęcia w konkretnym przypadku, dla którego projektuje się prace fotolotnicze. Jeśli przyjąć, że $M_{z\,max}$ jest najmniejszą wartością mianownika skali spośród obliczonych wartości maksymalnych, a $M_{z\,min}$ największą wartością spośród maksymalnych, to wybrana skala zdjęć lotniczych

powinna być zawarta w przedziale:

$$1:M_{z_{max}} < 1:M_z > 1:M_{z_{min}} \qquad /14.1/$$

W obliczeniach późniejszych, już na etapie sporządzania projektu lotu fotogrametrycznego, gdy znana będzie aparatura fotograficzna, materiał światłoczuły i sposoby kompensacji błędów geometrycznych zdjęcia, jedną ze składowych wzoru 12.4 należy obliczać z uwzględnieniem błędów wnoszonych przez wymienione przyrządy i metody. Wówczas we wzorze:

$$M_z = \frac{m_1 M_k}{\sqrt{\Delta_z^2 + \Delta_f^2}} \qquad /14.2/$$

czynnik Δ_z, wyrażający dokładność geometryczną zdjęcia, będzie się składał z następujących elementów:

$$\Delta_z = k\sqrt{\partial_r^2 + \partial_z^2 + \partial_f^2} \qquad /14.2/$$

gdzie oznaczono:

∂_r - błędy spowodowane dystorsją fotogrametryczną, ∂_z - błędy spowodowane zmazem fotograficznym, ∂_f - błędy wynikające z deformacji podłoża materiałów światłoczułych, k - współczynnik określający wpływ sposobu kompensacji błędów geometrycznych zdjęcia.

Wartość ∂_r zazwyczaj jest podana w metryce kamery lotniczej; wartość ∂_z jest funkcją czasu naświetlenia i prędkości podróżnej samolotu, zazwyczaj przyjmuje się ją mniejszą od 0,1 mm, skąd wynikają ograniczenia dla czasu migawki i prędkości lotu. Wartość ∂_f zależy od rodzaju podłoża materiału światłoczułego, natomiast k jest współczynnikiem kompensacji błędów geometrycznych zdjęcia i na podstawie danych empirycznych zazwyczaj przyjmuje się następujące jego wartości:

- przy zastosowaniu przekształcenia afinicznego k = 1;
- przy zastosowaniu wielomianu n-tego stopnia wartość k będzie 3,5 krotnie mniejsza;
- przy korekcji na podstawie siatki pomiarowej lub innych układów znaczków pomiarowych - czterokrotnie mniejsza;
- bez zastosowania kompensacji przyjmuje się wartość k w granicach od 1,2 do 3,0, w zależności od rodzaju podłoże błony lotniczej.

14.2. Wybór wysokości fotografowania

Na wybór wysokości fotografowania mają wpływ następujące czynniki: dokładność mapy /wymagana dokładność sytuacyjna i wysokościowa/, metoda fotogrametrycznego opracowania zdjęć lotniczych, ukształtowania pionowe terenu /deniwelacje/ oraz ograniczenia wnoszone przez przyrząd fotogrametryczny. Ponadto przy ostatecznym ustalaniu wysokości fotografowania należy uwzględniać parametry wybranej kamery lotniczej oraz osiągi statku powietrznego.

Wpływ deniwelacji terenu i dokładności mapy

Pomiędzy dokładnością opracowania mapy i deniwelacją terenu istnieje ścisła zależność. Dla opracowań sytuacyjnych wyraża się ona za pomocą wzoru:

$$\delta_h = \frac{\Delta H}{2\, h_f} \qquad /14.3/$$

gdzie δ_h - jest błędem położenia punktów na zdjęciu, spowodowanym istnieniem różnic wysokości $/\Delta H/$.

Po przekształceniu /14.3/ można otrzymać wzór dla maksymalnej wysokości fotografowania przy opracowaniach sytuacyjnych:

$$h_{f_{max}} = \frac{\Delta H_{max}}{2\, \delta_h} \qquad /14.4/$$

gdzie, w tym przypadku, za wartość δ_h podstawi się wymaganą dokładność położenia punktu na mapie.

Maksymalną wysokość fotografowania dla opracowań stereoskopowych można obliczyć po zróżniczkowaniu wzoru /12.5/ i przejściu do błędów średnich; otrzymuje się wówczas

$$h_{f_{max}} = \frac{m_{\Delta h}}{m_{\Delta p}}\, b \qquad /14.5/$$

gdzie $m_{\Delta h}$ jest błędem średnim wysokościowym mapy, $m_{\Delta p}$ - dokładnością pomiaru różnic paralaks, b - bazą zdjęć w skali opracowania.

Wzory 14.3 i 14.5 są w pewnym sensie kryteriami dokładnościowymi, określającymi maksymalnie dopuszczalne wysokości fotografowania dla wspomnianych metod. Ponadto istnieje jeszcze szereg innych ograniczeń.

Na przykład dla opracowań stereofotogrametrycznych można również obliczyć minimalną wysokość fotografowania. Jeśli różnice paralaks na stereogramie przekraczają wartość 15 mm, to przy opracowaniach na przyrządach analogowych następują trudności ze stereoskopową obserwacją zdjęć. Wychodząc z wzoru /12.5/, po przekształceniu otrzymuje się

$$h_{f_{min}} \geqslant \frac{b}{15} h \qquad /14.6/$$

dla formatu 23 x 23 cm oraz 18 x 18 cm otrzymuje się odpowiednio:

$$h_{f_{min}} = 6{,}1\ h \quad \text{oraz} \quad h_{f_{min}} = 4{,}8\ h$$

We wzorze /14.6/ przez b oznaczono bazę fotografowania w skali zdjęcia, a przez h przewyższenie punktu nad płaszczyzną odniesienia.

Dla opracowań orto i stereoskopowych wysokość fotografowania będzie ponadto ograniczana możliwościami technicznymi przyrządu fotogrametrycznego, a głównie składowymi "Z", uzależnionymi z kolei od deniwelacji terenu.

Jeśli rozwinąć pierwsze równanie zależności /13.7/, to po przekształceniach otrzyma się następującą zależność, ograniczającą dolną wartość wysokości fotografowania:

$$h_{f_{min}} \geqslant \frac{2Z}{Z_{max} - Z_{min}}\ h \qquad /14.7/$$

gdzie Z, Z_{min} i Z_{max} są wartościami przyrządowymi.

Wpływ kamery pomiarowej

Przy wyborze wysokości fotografowania należy również uwzględniać długości ogniskowych kamer pomiarowych, gdyż wielkości te w zasadzie nie zmieniają się w sposób ciągły, lecz skokowo. Dlatego ostateczny wybór skali zdjęcia, wysokości fotografowania i długości ogniskowej powinien się odbywać jednocześnie.

Wpływ osiągów statku powietrznego

Wpływ ten można sformułować w dwóch następujących warunkach:

1. Maksymalny pułap praktyczny powinien być mniejszy od wysokości lotu, to znaczy od sumy wysokości fotografowania i średniej płaszczyzny /płaszczyzny odniesienia/.

2. Minimalna prędkość podróżna powinna umożliwiać wykonanie pomiarowych zdjęć lotniczych o określonej wartości pokrycia podłużnego.

Ten drugi warunek można przedstawić w sposób następujący:

$$B_x = W_{min} t_k \qquad /14.8/$$

gdzie B_x jest bazą fotografowania, W_{min} minimalną prędkością podróżną samolotu, t_k minimalnym odstępem czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami /minimalnym czasem trwania cyklu pracy/.

Ponieważ

$$B_x = M_z\, b$$

oraz

$$M_z = \frac{h_f}{f_k}$$

to po podstawieniu powyższych wartości do/14.8/ otrzymuje się

$$h_f = \frac{W\, t_k\, f_k}{b} \qquad /14.9/$$

Dla minimalnej prędkości lotu, minimalnego czasu cyklu pracy oraz przy średniej wartości bazy fotografowania ograniczenie to przyjmie postać następującą:

$$h_{f_{min}} \geqslant \frac{W_{min}\, t_{kmin}\, f_k}{b_{śr}} \qquad /14.10/$$

W wyniku przeprowadzonych analiz otrzymuje się kilka granicznych wartości wysokości fotografowania. Jeśli przez h'_{min} oznaczyć największą wartość z wysokości minimalnych, a przez h'_{max} - najmniejszą wartość z obliczonych wysokości maksymalnych, to wybrana wartość wysokości fotografowania powinna spełniać warunek:

$$h'_{f_{min}} < h_f > h'_{f_{max}}$$

14.8. Wybór pokrycia podłużnego

Pokrycie podłużne powstaje w wyniku wzajemnego nakrywania się dwóch kolejnych zdjęć wykonanych wzdłuż trasy lotu. Wyraża się je w procentach, lub w postaci ułamka dziesiętnego /np. 60% lub 0,6/. Pokrycie podłużne zależy od przewidywanej metody opracowania zdjęć, deniwelacji terenu, osiągów pilotażowo-nawigacyjnych samolotu, właściwości kamery pomiarowej i innych. Zdjęcia przeznaczone do celów przeglądowych, jak również prostych opracowań jednoobrazowych /np. wykonanie fotoszkicu trasy lub rzeki/, mogą mieć minimalne pokrycie podłużne, zapewniające jedynie ciągłość obrazu; zazwyczaj przyjmuje się w tym przypadku $P_x = 20\%$. Natomiast zdjęcia przeznaczone do opracowań, w których przewiduje się wykorzystanie efektu stereoskopowego, powinny mieć pokrycie podłużne większe od 50%.

Dotychczas stosowane sposoby określania pokrycia podłużnego

W praktyce do obliczania pokrycia podłużnego stosuje się różne wzory, najczęściej składające się z dwóch członów. Pierwszy człon dotyczy zazwyczaj tak zwanego pokrycia zasadniczego, zaś człon drugi obejmuje poprawkę:

$$P_x = P_0 + \Delta P \qquad /14.11/$$

Dla zdjęć przeznaczonych do opracowań stereoskopowych wartość P_0 jest zbliżona do 60%, poprawkę zaś oblicza się z uwzględnieniem jedynie wpływu rzeźby terenu:

$$P_x = P_0 + 50\,\frac{\Delta H}{h_f} \qquad /14.12/$$

Oprócz rzeźby terenu, wpływ na pokrycie podłużne mają również inne czynniki, dlatego, w zależności od skali zdjęć lotniczych, człon P_0 przybiera różne wartości: dla skal 1:1 000 ÷ 1:4 500 P_0=65%, dla skal 1:5 000 ÷ 1:9 000 P_0 =64%, dla skal 1:10 000 ÷ 1:24 000 P_0= 62% oraz dla skal 1:25 000 i mniejszych P_0 = 60%.

Przy pokryciu podłużnym przekraczającym 50% otrzymuje się pas potrójnego pokrycia, którego szerokość w procentach, można obliczyć ze wzoru:

$$d = 2\ /P_x - 50\%/ \qquad /14.13/$$

A zatem przy P_x= 60%, d = 20%; natomiast przy P_x= 80%, d = 60%.

Sposób Nakowa

Ciekawy sposób obliczania pokrycia podłużnego zaproponował Nakow [61] . Oblicza on bazę fotografowania w skali zdjęcia dla maksymalnej wysokości fotografowania. Wówczas pokrycie podłużne otrzymuje się z zależności:

$$P_x = \frac{l_x - b}{l_x}\ 100\% \qquad /14.14/$$

Dla obliczeń Nakow również dzieli bazę na dwie ozęści: część standardową, odpowiadającą pokryciu zasadniczemu /60%/ oraz poprawkę /lub redukcję/ bazy Δb, spowodowaną wpływem rzeźby terenu

$$b = 0{,}4\ l_x - \Delta b \qquad /14.15/$$

Ponieważ

$$\Delta b = \frac{H}{2\ h_f} P_x$$

więc

$$b = 0{,}4\ l_x - \frac{H}{2\ h_f} P_x \qquad /14.16/$$

Po wykonaniu szeregu podstawień i przekształceń, otrzymuje się dwa równania

$$b + \Delta b = 0{,}4\ l_x \qquad /14.17/$$

$$b\ \Delta b = C$$

gdzie

$$C = h_{f_{max}} \frac{m\ \Delta h}{m\ \Delta p} l_x$$

Tak więc obliczenie bazy fotografowania sprowadza się do rozwiązania równania kwadratowego

$$b^2 - 0{,}4\ l_x b + C = 0 \qquad /14.18/$$

Równanie posiada dwa pierwiastki, z których:

$$b_1 = b_{max} \qquad /14.18/$$

$$b_2 = \Delta b$$

Przy formacie zdjęć 18x18 cm równanie /14.18/ przyjmie postać:

$$b^2 - 72\,b + C = 0$$

a przy formacie 23x23 cm:

$$b^2 - 92\,b + C = 0$$

Pierwszą wartość pokrycia podłużnego oblicza się z wzoru /14.12/, a maksymalną wysokość fotografowania ze wzoru /14.5/.

Inne sposoby obliczeń

W obu omawianych przypadkach pokrycie podłużne oblicza się, uwzględniając jedynie wpływ rzeźby terenu. Wraz ze wzrostem dokładności pracy kamery pomiarowej, z udoskonaleniem sposobów stabilizacji tej kamery w locie oraz z zastosowaniem doskonalszej aparatury i sposobów nawigowania, można zmniejszyć niezbędny zapas pokrycia podłużnego. Uwzględniając również doskonałość współczesnej techniki obliczeniowej można w każdym przypadku zaprojektować taką wartość pokrycia podłużnego, która będzie uwzględniała wiele czynników i która odzwierciedli aktualny stan techniki fotograficznej i nawigacyjnej. Mając powyższe na uwadze wzór do obliczania pokrycia podłużnego będzie miał wówczas następującą postać:

$$P_x = P_o + \Delta P_k + \Delta P_h + \Delta P_\alpha + \Delta P_h \qquad /14.19/$$

gdzie: P_o = 51%, niezbędne minimum rozpoczynające pokrycie potrójne,

ΔP_k - poprawka określana dokładnością geometryczną i jakością obrazu fotograficznego; poprawka ta jest wartością stałą dla danego typu kamery pomiarowej,

ΔP_h - poprawka spowodowana wpływem rzeźby terenu,

ΔP_α - poprawka uzależniona od sposobu stabilizacji kamery pomiarowej w czasie lotu oraz od długości ogniskowej.

ΔP_n - poprawka uwzględniająca możliwość błędów pilotażowo-nawigacyjnych podczas lotu fotogrametrycznego.

Suma dwóch początkowych członów $P_o + \Delta P_k$ zastępuje dotychczas stosowaną wartość standardową, wynoszącą 60% lub więcej. Jednak niezależnie od wielkości poprawki ΔP_k, ze względu na niezbędność utworzenia pasa potrójnego pokrycia, musi być spełniony warunek

$$P_o + \Delta P_k > 56\% \qquad /14.20/$$

Poprawka ΔP_k. Zależy od obiektywu kamery pomiarowej, a przede wszystkim od jego dystorsji, zdolności rozdzielczej i oświetlenia w płaszczyźnie obrazowej. Niektóre firmy produkujące kamery pomiarowe

i przyrządy fotogrametryczne uwzględniają błędy geometryczne kamer w taki sposób, że konstruują specjalne płytki korekcyjne usuwające błędy kamery na etapie opracowania fotogrametrycznego. Wówczas poprawka ΔP_k praktycznie nie będzie wywierała wpływu na zwiększenie pokrycia podłużnego.

Poprawka ΔP_h. Zależy od deniwelacji terenu i wysokości fotografowania. W terenie płaskim $\Delta P_h = 0$, natomiast przy $H \neq 0$, w wyniku rzutu środkowego na zdjęciach powstaną przesunięcia punktów, które wpłyną na zmianę pokrycia podłużnego.

Na rysunku 14.1 linią ciągłą przedstawiono właściwe pokrycie podłużne w terenie płaskim. Z uwagi na rzeźbę terenu, aby uzyskać ten efekt co w terenie płaskim, prawe stanowisko /środek rzutów/ należałoby przesunąć o wartość $S_2S_2' = dp_1$, lewe zaś - o odcinek $S_1S_1' = dp_2$. Poprawka, o którą należy zwiększyć planowane pokrycie podłużne, będzie zależała od sumy tych dwóch odcinków:

$$\Delta P_h = /dp_1 + dp_2/ : l_x \qquad /14.21/$$

gdzie dp_1 i l_x muszą być wyrażone w jednakowych jednostkach miary.

Z trójkątów $AA'A''$ oraz CO_1S_1 wynika

$$S_2S_2' = A''A$$

$$AA'' = \frac{0{,}5\,\Delta H l_x}{h_f}$$

Natomiast z trójkątów $AA'A''$ oraz O_1S_1A'' wynika

$$S_1S_1' = A'''A$$

skąd

$$A'''A = \frac{AA' \cdot A'''O_1}{h_f} = \frac{\Delta H l_x /P + dp_2' - 0{,}5/}{h_f}$$

gdzie P i dp_2' są pokryciem podłużnym w ułamku dziesiętnym. A zatem

$$dp_1 + dp_2 = \frac{\Delta H\, l_x \quad /p + dp_2'/}{h_f}$$

i na podstawie wzoru /14.21/ obliczymy:

$$\Delta P_h = \frac{\Delta H}{h_f} /P + dp_2'/$$

Ze względu na to, że dp_2' jest małe w porównaniu z P, można je pominąć wówczas we wzorze ostatecznym otrzyma się:

$$\Delta P_h = \frac{\Delta H}{h_f} P \qquad /14.22/$$

Powyższy wzór zapewnia otrzymanie właściwego pokrycia podłużnego nawet przy najbardziej niekorzystnym rozmieszczeniu deniwelacji na powierzchni zdjęcia.

Poprawka ΔP_α wyraża wpływ sposobu stabilizowania kamery pomiarowej. Zależy więc od dokładności stabilizowania kamery w czasie lotu oraz od długości ogniskowej obiektywu i formatu zdjęcia /a więc od kąta rozwarcia obiektywu/. Pomiędzy kątem rozwarcia a wymiarami zdjęcia i długością ogniskowej istnieje zależność (rys. 4.7):

$$tg\beta = \frac{1}{f_k\sqrt{2}} \approx \frac{1}{f_k}\ 0{,}71 \qquad /14.23/$$

Odcinek AC na rysunku 14.2 jest liniową wartością poprawki ΔP_α więc pomijając przekształcenia matematyczne, otrzymuje się:

$$\Delta P_\alpha = \frac{h_f}{L}\left[tg\beta - tg/\beta - \alpha/\right]$$

lub, po zamianie h_f/L przez f_k/l,

$$\Delta P_\alpha = \frac{f_k}{l}\left[tg\beta - tg/\beta - \alpha/\right] \qquad /14.24/$$

gdzie l - jest liniowym zasięgiem zdjęcia w skali fotografowania,

α - kątem nachylenia kamery /kątową dokładnością stabilizowania kamery w czasie lotu/.

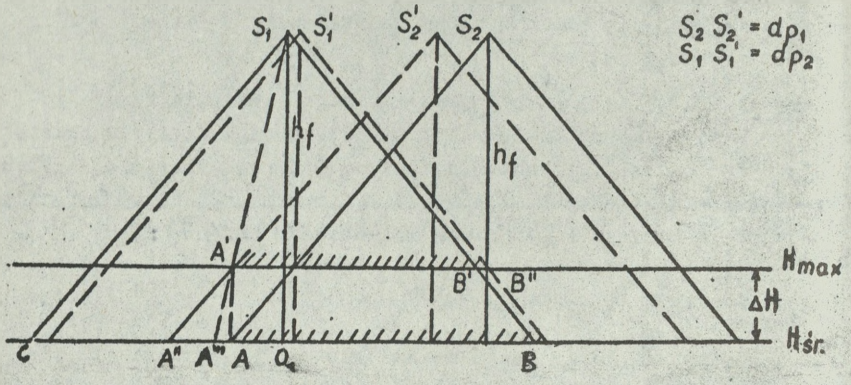
Powyższy wzór wyraża największą wartość poprawki, występującą po przekątnej zdjęcia. Jeśli przez $2\beta'$ oznaczyć wartość kąta rozwarcia zrzutowaną na jedną z osi współrzędnych zdjęcia, to

$$tg\beta' = \frac{1}{2}\frac{1}{f_k}$$

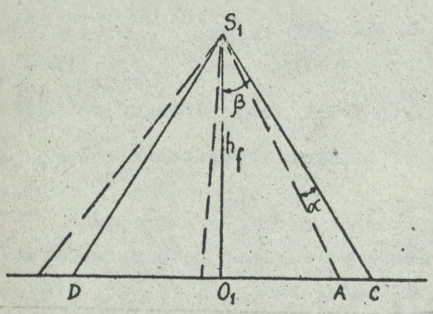
Wówczas po uproszczeniach otrzymuje się następujący wzór:

$$\Delta P_\alpha = \frac{tg\alpha}{2\ tg\beta} \qquad /14.25/$$

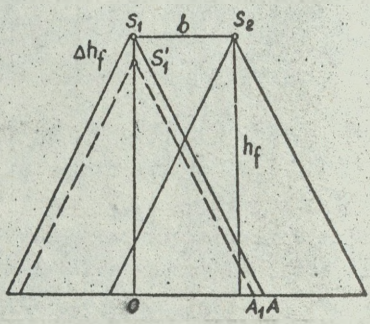
W tabeli 14.1 podaje się przykładowo wielkości poprawek ΔP_α dla różnych ogniskowych w zależności od wielkości kąta nachylenia kamery pomiarowej. Z przytoczonych danych wynika, że im dłuższa ogniskowa kamery, tym wartość poprawki wzrasta. Natomiast przy stabilizowaniu kamery z dokładnością nie przekraczającą $\pm$ 30', wpływ nachylenia kamery na pokrycie podłużne będzie znikomy.



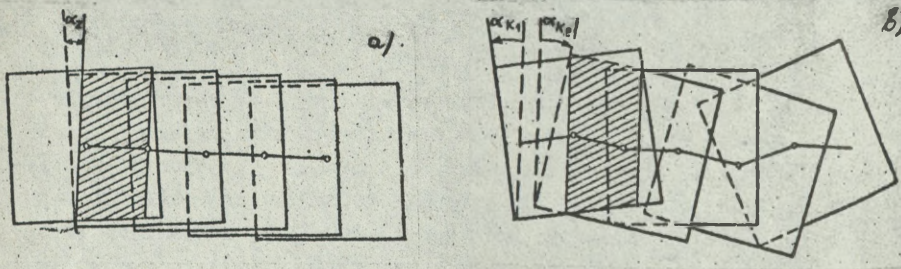
Rys.14.1. Wpływ rzeźby terenu na zwiększenie pokrycia podłużnego zdjęć lotniczych.



Rys.14.2. Wpływ nachylenia osi głównej kamery lotniczej na pokrycie podłużne zdjęć lotniczych.



Rys.14.3. Wpływ zmiany wysokości fotografowania na pokrycie wzajemne zdjęć lotniczych.



Rys.14.4. Zmiany pokrycia podłużnego zdjęć lotniczych spowodowane skrętami zdjęć: a/ wpływem kąta znoszenia, zależą od kąta α i zasięgu poprzecznego; b/ łamaną linią szeregu, zależą od kątów skrętu i również od zasięgu poprzecznego.

Tabela 14.1

Wielkość poprawek ΔP_α dla zdjęć lotniczych o formacie 23x23 cm /w procentach/

f_k /w mm/	Nachylenie kamery pomiarowej								
	10'	20'	30'	40'	50'	1^0	$1,5^0$	2^0	3^0
88	0,1	0,2	0,3	0,4	0,6	0,7	1,0	1,3	2,0
152,5	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,7	2,3	3,5
304	0,4	0,8	1,2	1,5	1,9	2,3	3,5	4,6	6,9

Poprawka ΔP_n uzależniona jest od dokładności prowadzenia samolotu po zaplanowanej trasie szeregu oraz od skali zdjęć lotniczych. W tym przypadku główny wpływ będzie wywierała jakość samolotu fotogrametrycznego, głównie ś jego stateczność i sterowność w locie poziomym, dokładność utrzymania kierunku i wysokości lotu, rodzaj i jakość oprzyrządowania nawigacyjnego oraz kwalifikacje załogi. Na zmianę pokrycia podłużnego będą więc wpływały następujące czynniki:

- zmiana wysokości fotografowania,
- skręty zdjęć w płaszczyźnie horyzontalnej,
- łamana trasa przelotu,
- zmiany prędkości podróżnej podczas fotografowania.

Wpływ zmiany wysokości na pokrycie podłużne przedstawiono na rysunku 14.3

$$\partial_{P_H} = \frac{AA_1}{l}$$

Znając b, P_0, h_f oraz f_k można znaleźć wartość tej poprawki

$$\partial_{P_H} = \frac{\partial h_f}{h_f} /100 - P_0/ \qquad /14.26/$$

gdzie ∂h_f - jest zmianą wysokości fotografowania w stosunku do wysokości planowanej.

Skręcenie zdjęć lotniczych wpływa na zmianę pokrycia podłużnego w dwóch wypadkach:

1/ nieuwzględnienia kąta znoszenia; wówczas zdjęcia danego szeregu układają się w tak zwaną "jodełkę";

2/ odchylenia statku powietrznego od zaplanowanej trasy, a w szczególności od tak zwanej zygzakowatej trasy lotu.

Oba wypadki wywierają jednakowy wpływ na zmiany pokrycia podłużnego.

Z rysunku 14.4 wynika, że zmiana pokrycia podłużnego spowodowana kątem znoszenia będzie następująca:

$$\partial P_z = 2\, l_x/100 - Q/ \operatorname{tg} \alpha_z$$

lub w procentach:

$$\partial P_z = 2/100 - Q/ \operatorname{tg} \alpha_z \qquad /14.27/$$

Natomiast poprawkę spowodowaną zygzakowatą trasą lotu wyraża zależność:

$$\partial P_k = /100 - Q/ \ /\operatorname{tg} \alpha_{k_i} + \operatorname{tg} \alpha_{k_{i+1}} / \qquad /14.28/$$

Zazwyczaj dąży się do otrzymania zdjęć lotniczych o minimalnych skrętach, wówczas po zsumowaniu obu poprawek / ∂P_z i ∂P_k /, rozwinięciu funkcji trygonometrycznych na szereg i ograniczeniu się do członów wyższego rzędu można zapisać wzór sumaryczny:

$$\partial P_{z+k} = /100 - Q/ \ /2\alpha_z + \alpha_k/ \qquad /14.29/$$

gdzie Q - pokrycie poprzeczne, wyrażone w procentach.

Wpływ zmian prędkości podróżnej samolotu na pokrycie podłużne zależy od sposobu, w jaki kamera pomiarowa umożliwia ustawienie i realizację tego pokrycia. Określa się go więc albo w stosunku do interwalometru czasowego, albo do nadajników W/h_f.

Jeśli kamera jest wyposażone w interwalometr czasowy, to dla otrzymania prawidłowego odstępu czasu pomiędzy kolejnymi ekspozycjami należy znać prędkość podróżną samolotu W_p oraz bazę fotograficzną. Ponieważ

$$B_x = W_p \, \Delta t$$

to podstawiając $B_x = l_x M_z/100 - P$ / otrzymuje się

$$P = 100 - \frac{W_p \ \Delta t}{l_x \ M_z}$$

skąd po zróżniczkowaniu i przejściu do błędów średnich otrzymuje się

$$\partial P_w = \frac{\Delta t}{l_x \ M_z} \partial W_p$$

Podstawiając do powyższego wzoru $\Delta t = B_x/W_p$ oraz $B_x = l_x M_z/100 - P$ / otrzymuje się

$$\partial P_w = \frac{100 - P}{W_p} \partial W_p \qquad /14.30/$$

Jeśli pokrycie podłużne ustawia się za pomocą optyczno-mechanicznego regulatora pokrycia, wykorzystującego półautomatyczne określanie stosunku W/h_f, to czynność utrzymania założonego pokrycia podłużnego

sprowadza się do zgrywania prędkości przebiegu nitek na ekranie /lub w polu widzenia/ przyrządu z prędkością przesuwania się obrazu terenu. Wówczas do ustalenia wpływu zmiany prędkości na pokrycie podłużne można wykorzystać zależność:

$$\frac{h_f}{W_p} = \frac{f_c}{W_c} \qquad /14.31/$$

gdzie: f_c - ogniskowa optycznego regulatora pokrycia, W_c - prędkość przebiegu nitek regulatora pokrycia.
Po przekształceniu i zróżniczkowaniu wzoru /14.31/ otrzymuje się poprawkę:

$$\partial W_c = \frac{f_c}{h_f} \partial W_p$$

na podstawie której można obliczyć zmiany prędkości przebiegu nitek regulatora pokrycia, uzależnione od zmian prędkości podróżnej statku powietrznego, a w efekcie zmiany wprowadzone do wielkości pokrycia podłużnego zdjęć lotniczych.

W podobny sposób można oceniać wpływ automatycznych regulatorów pokrycia podłużnego.

Poprawka sumaryczna ΔP_n będzie więc sumą składowych poprawek, wynikających ze zmian wysokości lotu, skrętów zdjęć i zmian prędkości lotu:

$$\Delta P_n = \varphi / \partial P_H \quad \partial P_{z+k} \quad \partial P_w / \qquad /14.33/$$

Mając wszystkie wartości poprawek podstawia się je do wzoru /14.19/ i otrzymuje się wartość pokrycia podłużnego, właściwą dla danej metody opracowania i zastosowanego sprzętu fotograficznego i fotolotniczego.

14.4. Wybór pokrycia poprzecznego

Podstawowym wymaganiem określającym wielkość pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych jest zapewnienie możliwości połączenia dwóch sąsiadujących szeregów zdjęć w sposób pewny, to znaczy w taki, aby pomiędzy szeregami nie było przerwy fotogrametrycznej. Wspólny pas pokrycia poprzecznego ma więc zapewnić możliwość wykonania pomiarów fotogrametrycznych w jego granicach, sposób zaś pomiarów będzie zależał od przeznaczenia oraz projektowanego procesu technologicznego opracowania zdjęć lotniczych. Uwzględniając powyższe, przedstawia się cztery następujące warianty obliczania pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych:

1. Najbardziej znany sposób polega na wykorzystaniu wzoru o kon-

strukcji podobnej jak dla pokrycia podłużnego:

$$Q = Q_0 + 50 \frac{\Delta H}{h_f} \qquad /14.34/$$

gdzie: ΔH jest maksymalnym przewyższeniem punktów terenu pad płaszczyzną odniesienia, wartość zaś Q_0 wybiera się w tabeli /14.2/

Tabela 14.2

Zasadnicze pokrycie poprzeczne Q_0

Skala zdjęć	Q_0%
1: 2 000 ÷ 1: 4 000	40
1 : 5 000 ÷ 1 : 10 000	36
1: 10 000 ÷ 1 : 24 000	34
1: 25 000 ÷ 1 : 34 000	32
1: 35 000 i mniejsza	30

2. Przy wykonywaniu map /fotomap/ metodą zdjęć celowanych lub metodą zwiększonego pokrycia podłużnego, jedno zdjęcie powinno całkowicie pokrywać jeden arkusz mapy. Wówczas poprzeczny wymiar mapy powinien się mieścić w granicach użytecznej części zdjęcia. Można to wyrazić w postaci następującej zależności:

$$l_y /100 - Q/ . M_z > a_y \qquad /14.35/$$

gdzie a_y odpowiada w terenie podłużnemu wymiarowi arkusza mapy.

W tym przypadku wartość Q można określić, uwzględniając jedynie techniczne możliwości wykonania zdjęć lotniczych, dlatego proponuje się użycie następującego wzoru:

$$Q = \Delta Q_k + \Delta Q_h + \Delta Q_x + \Delta Q_n \qquad /14.36/$$

Jest to wzór wyjściowy do dalszych obliczeń warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Wyraża on minimalną wartość pokrycia poprzecznego, jaka jest niezbędna dla danej metody fotogrametrycznej.

3. Przy fotografowaniu wieloszeregowym, gdy na szerokość jednego arkusza mapy przypada więcej niż jeden szereg zdjęć lotniczych, pas pokrycia poprzecznego można wybrać, podobnie jak dla pokrycia podłużnego, z pełnym uwzględnieniem właściwości zdjęć lotniczych, a więc dokładności kamery pomiarowej i sprzętu fotolotniczego.

Dlatego w tym przypadku proponuje się wzór:

$$Q = 2 \Delta Q_k + \Delta W_h + \Delta Q_x + \Delta Q_n \qquad /14.37/$$

Praktyka wskazuje, że w zależności od charakteru terenu, wielkość poprawki $2\Delta Q_k$ nie powinna być mniejsza od 15 - 20%, niezależnie od wartości otrzymanej w wyniku obliczeń.

4. Niektóre metody fotogrametryczne, szczególnie te, które zakładają wykorzystanie na szeroką skalę różnych metod rozwinięcia aerotriangulacji blokowej, z minimalnym dowiązaniem punktów w terenie lub nawet bez takiego dowiązania, wymagają tym samym sztywnego połączenia szeregów pomiędzy sobą. W tych przypadkach, gdy technologia przewiduje zastosowanie takich metod, zwiększa się pokrycie poprzeczne, często aż do otrzymania potrójnego pasa pokrycia pomiędzy szeregami. Wówczas stosuje się wzór podobny do /14.19/:

$$Q_y = Q_o + \Delta Q_k + \Delta Q_h + \Delta Q_x + \Delta Q_n \qquad /14.38/$$

gdzie:

$Q_o = 51\%$

ΔQ_k, ΔQ_h, ΔQ_x, ΔQ_n - są poprawkami podobnymi jak przy obliczaniu pokrycia podłużnego,

$Q_o + \Delta Q_k \approx 56\%$

Poprawka ΔQ_k. Zależy od jakości kamery pomiarowej, a więc od dokładności geometrycznej zdjęcia lotniczego. Przy symetrycznym rozmieszczeniu błędów dystorsji fotogrametrycznej, równomiernym spadku zdolności rozdzielczej i oświetlenia w płaszczyźnie obrazu od środka ku brzegom oraz przy kwadratowym formacie zdjęcia lotniczego poprawka

$$\Delta Q_k = \Delta P_k \qquad /14.39/$$

Poprawka ΔQ_h. Wielkość tej poprawki zależy od deniwelacji terenu w stosunku do średniej płaszczyzny fotografowania /płaszczyzny odniesienia/. Jej wpływ jest podobny jak poprawki ΔP_h. Z rysunku 14.5 wynika, że aby zapewnić właściwe pokrycie poprzeczne środki rzutów należy do siebie zbliżyć o odcinek $S_1S_1 + S_2S_2$, względnie zwiększyć wysokość fotografowania o wartość Δh. Poprawkę ΔQ_h oblicza się z następującej proporcji:

$$\frac{h_f}{B_y} = \frac{f_k}{I_y/100 - Q/}$$

gdzie B_y jest bazą poprzeczną fotografowania.

Po przekształceniu otrzymuje się:

$$Q = 100 - \frac{B_y f_k}{I_y h_f} \qquad /14.40/$$

Jeśli powyższy wzór zróżniczkować względem h_f /zakładając, że w kość bazy poprzecznej jest stała/, to po przekształceniach otrzymuje się:

$$\Delta Q_h = \frac{\Delta h_f}{h_f} /100 - Q/ \qquad /14.41/$$

Jeśli zamiast h_f podstawić maksymalną wysokość fotografowania obliczoną według wzoru /14.5/, to otrzyma się minimalną wartość poprawki ΔQ_h.

Poprawka ΔQ_α. Jak wynika z wzoru /14.24/ poprawka spowodowana jest kątem nachylenia kamery /a więc dokładnością stabilizowania/ i zależy od kąta rozwarcia, kąta nachylenia, długości ogniskowej oraz formatu zdjęcia. Poprawka ta będzie więc jednakową dla pokrycia podłużnego i poprzecznego:

$$\Delta Q_\alpha = \Delta P_\alpha \qquad /14.42/$$

Poprawka ΔQ_n jest spowodowana następującymi czynnikami nawigacyjnymi, które wywierają wpływ na zmiany pokrycia poprzecznego:

- zmiany wysokości lotu podczas fotografowania;
- wahania samolotu w płaszczyźnie horyzontalnej /tzw. "myszkowanie"/;
- odchylenia od zaplanowanej trasy lotu.

Wpływ zmian wysokości lotu jest analogiczny, jak dla pokrycia podłużnego. Jeśli posłużyć się tym samym tokiem rozumowania, jak dla wzoru /14.16/, otrzymuje się:

$$\partial Q_h = \frac{\Delta h_f}{h_f} /100 - Q/ \qquad /14.43/$$

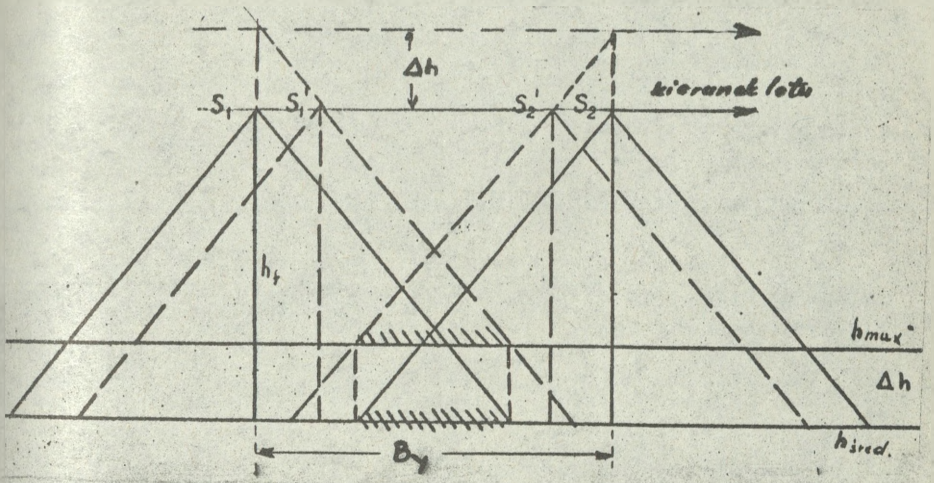
W wyniku odchyleń kątowych w płaszczyźnie horyzontalnej, powstają dodatkowe skręty zdjęć, które ze względu na ich ciągłość nie zawsze można będzie usunąć azymutalnym skrętem kamery lotniczej. Ich wpływ jest identyczny z tym, który występuje przy kącie znoszenia, dlatego wykorzystując wzór /14.27/ można analogicznie napisać:

$$\partial Q_z = 2 /100 - Q/ \operatorname{tg} \alpha_z \qquad /14.44/$$

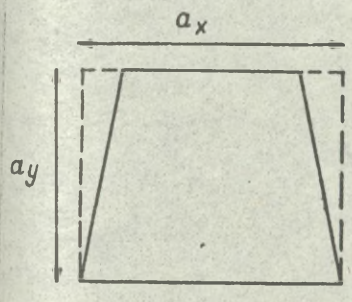
gdzie α_z jest sumarycznym kątem, spowodowanym znoszeniem i innymi skrętami horyzontalnymi kamery pomiarowej.

Odchylenia od zaplanowanej trasy lotu zależą od rodzaju stosowanych przyrządów czy urządzeń nawigacyjnych.

Jeśli do prowadzenia statku powietrznego po szeregu stosuje się pionowe celowniki optyczne /np. OPB-1, NF-2/, to wielkość odchylenia będzie zależna od kątowej dokładności stabilizacji pionowej celownika

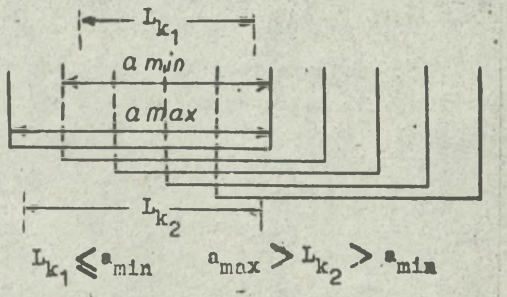


Rys.14.5. Zmiany pokrycia poprzecznego spowodowane wpływem rzeźby terenu.



Rys.14.7. Rysunek pomocniczy do oźnaczenia współczynnika formatu mapy.

Rys.14.9. Zasada projektowania zdjęć lotniczych ze zwiększonym pokryciem podłużnym.



kąta rozwarcia kamery, wysokości fotografowania, jak również od kwalifikacji załogi. Wiadomo, że

$$B_y = 2 h_f \operatorname{tg} \lambda_y$$

gdzie po zróżniczkowaniu względem λ_y i przejściu do błędów średnich otrzymuje się

$$\partial B_y = \frac{2 h_f}{\cos^2 \lambda_y} \partial \lambda_y$$

Przyrost bazy poprzecznej można dla uproszczenia przyjąć jako zmianę pokrycia poprzecznego, a więc po przekształceniach przyjmuje się ostatecznie:

$$\partial Q_b = \frac{2}{\sin^2 \lambda_y} \partial \lambda_y \qquad /14.45/$$

gdzie λ_y jest kątem bazowym poprzecznym /kątem, pod którym ze środka rzutu obserwuje się trasę sąsiedniego szeregu/.

Celowniki optyczne mogą być stabilizowane w sposób siłowy, lub nawigator może ręcznie utrzymywać celownik w położeniu pionowym. Przy stabilizacji siłowej dokładność samoczynnego utrzymania celownika w pionie jest rzędu 10-30", natomiast ręcznie celownik można utrzymać w pionie z dokładnością rzędu 1^0.

Zastosowanie aparatury radiolokacyjnej do prowadzenia samolotu po trasie szeregu zapewnia wysoką dokładność nawigacji. Odchylenia ΔD w zasadzie nie przekraczają $\pm$ 30 m/ podaje się, iż niektóre urządzenia zapewniają dokładność rzędu $\pm$ 5 m/. Wówczas wpływ tej poprawki na pokrycie poprzeczne można wyrazić wzorem:

$$Q_b = \frac{\Delta D}{\frac{1}{y} M_z} \qquad /14.46/$$

Omawiane poprawki mają przypadkowy charakter, dlatego poprawkę sumaryczną oblicza się jako wartość średnią:

$$\Delta Q_n = \sqrt{/\partial Q_h/^2 + /\partial Q_z/^2 + /\partial Q_b/^2} \qquad /14.47/$$

Po podstawieniu obliczonych poprawek do wzorów /14.36 ÷ 38/ otrzymuje się ostateczną wartość pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych.

14.5. Warunki techniczne wykonania zdjęć celowanych

Kryterium formatu

Problemy ekonomiczne odgrywają coraz większą rolę w pracach fotogrametrycznych. Zdjęcia lotnicze są materiałem wyjściowym w całym procesie opracowania mapy, więc należy analizować ich dokładność i jakość fotograficzną oraz wpływ, jaki wywierają na całokształt technologii fotogrametrycznej również z punktu widzenia objętości i ekonomiki prac. Wynikiem tego jest pojawienie się wielu metod i sposobów fotografowania lotniczego, w tym metody zdjęć celowanych oraz jej wariantów - metody fotografowania z 80% i 90% pokryciem podłużnym. Istota ich polega na osiąganiu korzyści ekonomicznych poprzez dostosowanie formatu zdjęcia do formatu mapy.

Zdjęcia celowane. Przy zdjęciach celowanych wybiera się najwłaściwszą skalę zdjęć oraz pokrycie podłużne i poprzeczne w stosunku do formatu opracowywanej mapy. Niemcy pierwsi zastosowali ten sposób dla mapy podstawowej w skali 1:5 000 o wymiarach 2x2 km. Były próby dostosowania tej metody do opracowania map polskich w skalach 1:5 000 i 1:10 000 /M.Lisek, 1960/. Metoda ta w znacznym stopniu upraszcza technologię, lecz samo fotografowanie nastręcza pewne trudności. Celowanie, które polega na wykonaniu zdjęć nad ściśle określonym punktem terenu z dużą dokładnością, jest często utrudnione ze względu na posiadany sprzęt fotolotniczy, głównie zaś nieodpowiedni cykl pracy kamery lotniczej /np. w wielu typach kamer moment ekspozycji następuje na końcu cyklu pracy/. Często samoloty fotogrametryczne nie posiadają przyrządów nawigacyjnych umożliwiających dokładne celowanie, wreszcie sposób ten wymaga od fotooperatora ciągłego napięcia uwagi, dlatego metoda ta jest dość trudna w realizacji przy fotografowaniu dużych obszarów.

Zamiast celowania, w Polsce stosowano fotografowanie z 80% pokryciem podłużnym, a więc metodę "BL", tak nazwaną od nazwisk projektodawców: Andrzeja Bucholca i Cezarego Liperta. Metoda ta zakłada fotografowanie z pokryciem zwiększonym do 80% i taki wybór skali, ażeby, niezależnie od miejsca wykonania zdjęcia, zawsze można było znaleźć co najmniej jedno zdjęcie całkowicie pokrywające jeden arkusz mapy w skali 1:5 000. Wówczas przy kartowaniu w skali 1:5 000 fotomapę wykonuje się z pojedynczego zdjęcia, a stereoskopowe opracowanie mapy - z dwóch stereogramów, identycznie jak to ma miejsce przy zdjęciach celowanych. Natomiast mapę 1:10 000 sporządzano metodą fotomechaniczną z czterech sekcji 1:5 000. Podobną metodę opracowano na Węgrzech dla pokrycia 90%.

Terminologia pomocnicza. Zasady określania warunków technicznych zdjęć celowanych.

Metody wykonywania zdjęć celowanych lub ze zwiększonym pokryciem stają się coraz ważniejsze w związku z możliwościami opracowań ortostereoskopowych i zastosowaniem automatów stereofotogrametrycznych. Niżej uogólnia się te metody, wyprowadza się wzory ułatwiające wybór warunków technicznych wykonania takich zdjęć, jak również podaje się zasady ich projektowania. Dla uproszczenia dalszego toku rozumowania wprowadza się kilka pojęć, takich jak: współczynnik formatu użytecznej części zdjęcia, współczynnik formatu mapy oraz baza fotogrametryczna.

Współczynnik użytecznej części zdjęcia zależy od pokrycia podłużnego i poprzecznego oraz wymiarów zdjęć. Szerokość d_x i długość d_y użytecznej części oblicza się z zależności /rys.14.6/

$$d_x = \frac{100 - P}{100} l_x \qquad /14.48/$$

$$d_y = \frac{100 - Q}{100} l_y$$

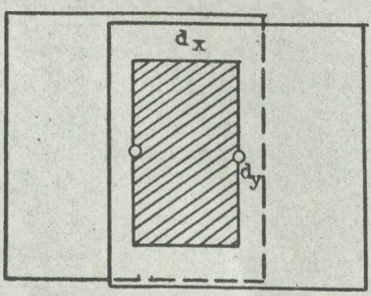
Współczynnikiem użytecznej części zdjęcia K_z nazwiemy stosunek długości części użytecznej do jej szerokości:

$$K_z = \frac{d_x}{d_y} = \frac{100 - P}{100 - Q} \cdot \frac{l_x}{l_y} \qquad /14.49/$$

Przy kwadratowym formacie zdjęć $l_x = l_y$, wówczas

$$K_z = \frac{100 - P}{100 - Q} \qquad /14.50/$$

Przykładowe wartości współczynnika K_z dla różnych wariantów pokrycia podłużnego i poprzecznego podaje się w tabeli 14.3:



Rys.14.6. Użyteczna część zdjęcia; d_x, d_y - wymiary użytecznej części zdjęcia.

Tabela 14.3

P% / Q%	55	60	65	70	75	80
15	0,53	0,47	0,41	0,35	0,29	0,24
20	0,56	0,50	0,44	0,38	0,31	0,25
25	0,60	0,53	0,47	0,40	0,33	0,27
30	0,64	0,57	0,50	0,43,	0,36	0,29
35	0,69	0,62	0,54	0,46	0,38	0,31
40	0,75	0,67	0,58	0,50	0,42	0,33
45	0,81	0,73	0,64	0,54	0,45	0,36
50	0,90	0,80	0,70	0,60	0,50	0,40
Współczynniki skalowe K_s	0,889	1,000	1,143	1,333	1,600	2,000

Współczynnik $K_{z\ śr} = 0,57$, który odpowiada pokryciu P = 60% i Q=30%, przyjmiemy wstępnie jako średni w danym zbiorze. Powyższą tabelę obliczono przy $l_x = l_y$; w innym wypadku wartości tabeli należy pomnożyć przez stosunek $l_x : l_y$.

Okazuje się, że identyczne wartości współczynnika mogą się powtarzać w różnych miejscach tabeli. Jeśli przyjąć zasadę, że użyteczna część zdjęcia zawsze powinna pokrywać taki sam fragment mapy, to w zależności od pokrycia podłużnego będzie się zmieniała skala zdjęć lotniczych, gdyż:

$$M_z = \frac{a_x}{2\,/100 - P/\,l_x} \qquad /14.51/$$

gdzie a_x jest długością odcinka terenu odpowiadającą długości ramki arkusza mapy. Dlatego w dolnym wierszu tabeli 14.3 podano współczynnik skalowy K_s, który odzwierciedla zmianę skali uwarunkowaną zmianą pokrycia podłużnego. Za wartość porównawczą przyjęto współczynnik skalowy przy P = 60%, a pozostałe wartości obliczone według wzoru

$$K_s = \frac{100 - 60}{100 - P}$$

Obliczenie współczynnika skalowego ułatwia wybór pokrycia podłużnego i poprzecznego z uwzględnieniem zmiany skali.

Arkusze map topograficznych mogą mieć różne wymiary. Zależy to od przyjętego odwzorowania, systemu podziału arkuszy, od położenia geograficznego i innych. Często się zdarza, że nawet w jednym

państwie mapy w tych samych skalach mają różne wymiary. Dalej każdy arkusz mapy przyjmuje się za prostokąt i wprowadza się pojęcie w s p ó ł c z y n n i k a f o r m a t u m a p y K_m.

Jeśli przez a_x i a_y oznaczyć szerokość i długość arkusza mapy, to /rys. 14.7/

$$K_m = \frac{a_x}{a_y} \qquad /14.52/$$

jest proponowanym współczynnikiem. Na etapie analizy wstępnej proponuje się obliczanie dwóch współczynników formatu mapy dla kierunków wzajemnie prostopadłych

$$K'_m = \frac{a_x}{a_y} \quad \text{i} \quad K''_m = \frac{a_y}{a_x} \qquad /14.53/$$

oraz prowadzenie dwóch równoległych ciągów obliczeń przy K'_m i K''_m celem określenia, który ze współczynników jest lepszy dla danego przypadku. Porównując współczynniki K_m z danymi tabeli 14.3 wybiera się wartości najbardziej zbliżone. Oznacza to, że przy danym pokryciu podłużnym arkusz mapy mieści się w granicach użytecznej części zdjęcia. Jeśli nastąpiła zgodność K_z z współczynnikiem K'_m, to lot fotogrametryczny należy wykonywać w kierunku wschód-zachód, natomiast przy zgodności K_z z współczynnikiem K''_m kierunek lotu fotogrametrycznego powinien być zgodny z południkami. Wprowadzenie współczynnika K_m umożliwia więc równoczesne określenia kierunku szeregów zdjęć lotniczych.

Nie zawsze pierwsza zgodność współczynników K_m oraz K_z oznacza najwłaściwszy wybór sposobu fotografowania. Jak wynika z poprzednich analiz tego rozdziału, oprócz zgodności formatów musi jeszcze istnieć zgodność skali i wysokości fotografowania z dokładnościami i możliwościami przyrządów fotogrametrycznych. Dlatego dla dalszych rozważań wprowadza się jeszcze pojęcie "bazy fotogrametryczne", która w odróżnieniu od bazy zdjęć wyznacza bazę przyjętą do opracowania fotogrametrycznego. Pomiędzy bazą fotogrametryczną B_f a bazą zdjęć B_x zachodzi następująca prosta zależność:

$$B_f = n\, B_x \qquad /14.54/$$

gdzie n jest liczbą całkowitą, oznaczającą krotność baz zdjęć występujących w jednej bazie fotogrametrycznej. Przy pokryciu podłużnym zbliżonym do 60% wartość n = 1; przy P = 80% wartość n = 2 itp. Wstępną liczbę baz fotogrametrycznych /n_o/ proponuje się obliczać z następujących zależności:

$$n_o = \frac{K_m}{K_{z\ śr}} \qquad /14.55/$$

Przeważnie wartości n_0 nie będą liczbami całkowitymi, dlatego należy je zaokrąglić do najbliższej całości. Zmiany n_0 wpłyną na zmiany współczynników formatu. Ponieważ K_m nie ulegnie zmianom, gdyż metoda przewiduje dostosowanie zdjęć do formatu mapy, to zmieni się K_z, który trzeba będzie obliczyć powtórnie według wzoru /14.50/. Wówczas również nastąpią zmiany skali i wysokości lotu. Wszystkie te warunki należy więc rozpatrywać równolegle i stosować metodę kolejnych przybliżeń. Służą do tego wzory:

$$M_z = \frac{a_x}{l_x/100 - P/n_0} \qquad /14.56$$

$$h_f = f_k M_z$$

W wyniku powyższych obliczeń otrzyma się więc następujące dane: kierunek szeregów zdjęć lotniczych, wielkość zasadniczego pokrycia podłużnego i poprzecznego, liczbę baz fotogrametrycznych oraz skalę zdjęć lotniczych.

14.6. Wykonanie zdjęć lotniczych ze zwiększonym pokryciem podłużnym

W wyniku wyżej przeprowadzonych rozważań, wyprowadzono wszystkie elementy, niezbędne do podsumowania zasad projektowania zdjęć celowanych oraz zdjęć ze zwiększonym pokryciem podłużnym. W wypadku zdjęć celowanych istotne jest, aby jedno zdjęcie obejmowało jeden arkusz mapy. Natomiast przy projektowaniu zdjęć ze zwiększonym pokryciem podłużnym, w granicach objętych jednym zdjęciem powinna się znaleźć ta część powierzchni arkusza mapy, której podłużny wymiar oblicza się z wzoru

$$l_k = \frac{a}{n_0}$$

Jeśli $n_0 = 2$, to otrzymuje się przypadek analogiczny, jak przy projektowaniu zdjęć celowanych, opisany przez H.Kaspera [42] i V. Heisslera [32]. W zasadzie najważniejszy jest tutaj sposób fotografowania lotniczego, gdyż od niego, nie zaś od wartości n_0, zależy czy będą to zdjęcia celowane, czy ze zwiększonym pokryciem podłużnym. Na rysunku 14.9 przedstawiono schemat szeregu zdjęć lotniczych, z którego wynika, że jeśli długość ramki mapy /w skali zdjęcia/, względnie długość odcinka l_k, jest równa lub mniejsza od s_{min}, to niezależnie od położenia arkusza mapy na szeregu zdjęć, przy żądanym pokryciu podłużnym zawsze można będzie znaleźć takie jedno zdjęcie, które całkowicie pokryje

arkusz /lub liniowo odcinek L_k/. Jeśli natomiast wielkości te będą większe od a_{min}, wówczas pokrycie wymaganego obszaru przez jedno zdjęcie będzie wymagało zastosowania metody celowania lub przy tej samej metodzie - zmniejszenia skali fotografowania. Ponieważ

$$a_{min} = P\, M_z\, l_x \quad \text{oraz} \quad a_{max} = M_z\, l_y \qquad /14.58/$$

to $$L_k \geqslant P\, M_z\, l_x$$

Wyrażenie /14.58/ jest warunkiem, którego spełnienie zapewnia zgodność zasięgów powierzchniowych zdjęcia i mapy w kierunku zgodnym z kierunkiem szeregu. Natomiast jeśli

$$M_z\, l_x > L_k > P\, M_z\, l_x . \qquad /14.59/$$

wówczas, jeśli nie można zmniejszyć skali zdjęć, wymaga to zastosowania metody celowania. Wielkość zaś toleranoji przy celowaniu będzie zależała od tego, czy L_k będzie bliższe a_{min}, czy a_{max}.

Ze wzoru/14.59/ można również obliczyć maksymalną skalę fotografowania:

$$M_z = \frac{L_k}{p\, l_x} \qquad /14.60/$$

Ponieważ dla każdego konkretnego przypadku L_k jest stałe, l_x może praktycznie przybierać tylko dwie wartości /18 lub 23 cm/, więc mianownik skali zdjęć będzie zależał jedynie od pokrycia podłużnego. Im większe będzie pokrycie podłużne, tym mianownik skali będzie mniejszy, a więc skala będzie większa.

Pokrycia podłużnego nie można jednak zmieniać w sposób dowolny, gdyż spowoduje to zmniejszenie bazy fotografowania, a więc równocześnie pogorszenie stosunku B_x / h_f, określającego dokładność wcięcia fotogrametrycznego. Dlatego pokrycie podłużne należy zaprojektować w taki sposób, aby podczas opracowania można było pominąć niektóre zdjęcia. Na przykład jeśli zdjęcia lotnicze będą wykonane z pokryciem 80%, to przy wyłączeniu co drugiego zdjęcia z szeregu otrzyma się nowy szereg o pokryciu 60%. Wówczas baza fotogrametryczna będzie dwukrotnie większa od bazy fotografowania. Do obliczeń zwiększonego pokrycia podłużnego i jego zależności od baz fotografowania, mieszczących się w jednej bazie fotogrametrycznej, proponuje się wykorzystanie następującego wzoru:

$$P = P_0 + \frac{/100 - P_0/\ /n - 1/}{n} \qquad /14.61/$$

Możliwość wybrania co n-tego zdjęcia z szeregu i otrzymania prawidłowego pokrycia stereoskopowego następuje wówczas, jeśli "n" we wzorze /14.61/ przyjmuje wartości całkowite. Wielkość "n" wskazuje również, ile z danego szeregu o zwiększonym pokryciu, przy odpowiednim wyborze zdjęć, można będzie otrzymać wariantów szeregów o pokryciu /60%/.

Dla zilustrowania wzoru /14.61/ obliczono tabelę 14.4, w której przykładowo podaje się pokrycie podłużne dla różnych wartości "n". Tabelę obliczono, przyjmując pokrycie zasadnicze P_0 = 60%; podano również współczynnik zmiany skali wskazujący krotność zmniejszenia skali w porównaniu z klasycznym przykładem zdjęć celowanych.

Tabela 14.4

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	∞
P%	60	80	86,7	90	92	93,3	94,3	95	95,5	... 100
$\frac{M_c}{M_n}$	1,67	1,25	1,15	1,11	1,09	1,07	1,06	1,052	1,042	... 1,0

W tabeli oznaczono: M_c - mianownik skali zdjęć celowanych; M_n - mianownik skali zdjęć obliczonych przy całkowitym "n". Zdjęcia celowane będą miały współczynniki jak przy $n \longrightarrow \infty$

Na podstawie danych tabeli 14.4 wiadomo, że najkorzystniejszy będzie przypadek P = 60%, lecz skala zdjęć będzie wówczas 1,67 razy mniejsza niż, przy zdjęciach celowanych. Na uwagę zasługują przypadki przy n = 2, P = 80% oraz n = 3, P = 86,7%. Wówczas skale zdjęć będą bardziej zbliżone do skali zdjęć celowanych, lecz wzrasta przy tym liczba wykonywanych zdjęć lotniczych.
Tabelę przytacza się jedynie dla ilustracji problemu; rzeczywiście jest ona tylko szczególnym przypadkiem, gdy pokrycie zasadnicze P = 60%. W praktyce P zawsze będzie różne od 60%. W związku z tym obliczone pokrycia podłużne będą miały nieco inne wartości niż to podaje tabela 14.4.

Należy jeszcze wyjaśnić, że n-krotne zwiększenie liczby wykonanych zdjęć lotniczych niewiele wpłynie na zwiększenie ogólnych kosztów prac fotolotniczych. Koszty wzrosną jedynie ze względu na większe zużycie błony fotograficznej i jej obróbkę fotochemiczną, natomiast takie, jak: koszty eksploatacyjne samolotu, koszty aparatury fotolotniczej i jej amortyzacja, płace załogi, opłata usług lotniskowych, transportu i inne pozostaną bez zmian.

Przy wyborze pokrycia podłużnego należy systematycznie sprawdz pokrycie poprzeczne zdjęć lotniczych. Wprawdzie zasadnicze pokrycie poprzeczne ustalone już wcześniej, wybierając współczynnik K_z, lecz w trakcie projektowania mogły nastąpić zmiany P , a więc również zmi ny w pokryciu poprzecznym i zmiany K_z. Należy więc sprawdzić ostatec nie Q i przyrównać go do wartości obliczonej według uprzednio podany wzorów.

Załóżmy, że pierwotnie wybrana wartość Q uległa zmianie. Jeżel założyliśmy zgodność formatów zdjęcia i mapy, to przyjmując ostatecz wartość pokrycia podłużnego P, powinna zachodzić równość

$$K_z = K_m$$

oraz

$$Q' = 100 - \frac{100 - P}{K_m} \qquad /14.62$$

Pokrycie poprzeczne będzie prawidłowo zaprojektowane. jeśli spełni się warunek:

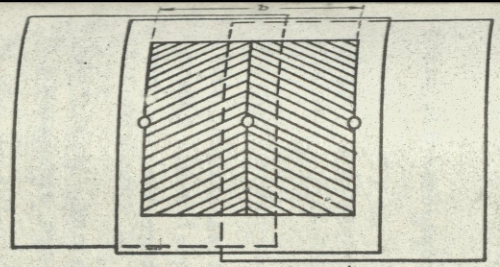
$$Q' < Q$$

gdzie Q' jest obliczone według wzoru /14.62/, a Q - według wzoru /14 W przeciwnym wypadku do dalszych obliczeń należy przyjąć wartość wię szą, lecz zmiana Q spowoduje zmianę P i M_z, dlatego wyboru tych ele mentów należy dokonywać równocześnie, lub przy wyborze stosować meto dę kolejnych przybliżeń.

Jeśli wykorzystać dotychczasowe doświadczenia i przyjąć, że wart tość pokrycia poprzecznego powinna się wahać w granicach od Q_{min}, obliczonego na podstawie wzoru /1437/, do Q = 40%, to w tabeli 14.5 ilus je się zależność pomiędzy pokryciem podłużnym i poprzecznym dla różnych wartości n . Współczynnik formatu mapy jest znany, powi nien być zgodny z K_z, dlatego przy wyborze wariantu zwiększonego pokr cia, a konkretnie liczby n, należy sprawdzić, czy współczynnik K_m mieści się w przedziale wielkości K_z podanych w tabeli 14.5 dla wybr nego n.

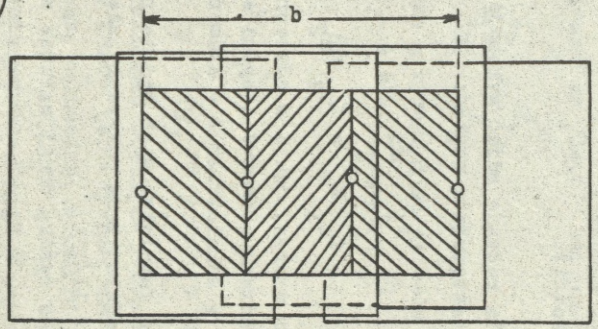
Tabela 14.5

n	$K_{z_{min}}$ /dla Q = 20%	$K_{z_{max}}$ /dla Q = 40%
1	0,375	0,500
2	0,500	0,667
3	0,542	0,722
4	0,561	0,750
5	0,575	0,767
m ..	.....	.....
	0,625	0,833



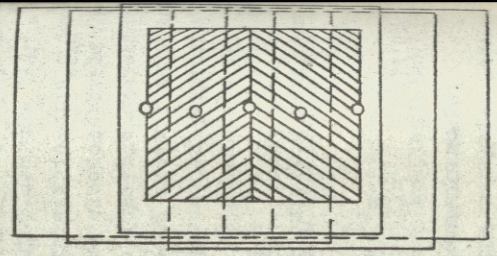
$n_o = 2$

b)

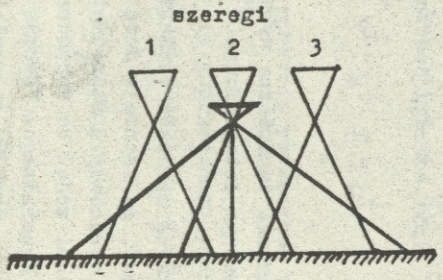


$n_o = 3$

Rys.14.8. Określenie pojęcia bazy zdjęcia i bazy fotogrametrycznej: a/ dla $n_o = 2$; b/ dla $n_o = 3$.



Rys.14.10. Przykład szeregu zdjęć lotniczych z pokryciem 80%.



Rys.14.11. Schemat równoczesnego fotografowania dwiema kamerami: 1- pierwsza kamera ma $f_k = 70$ mm; 2 - druga kamera ma $f_k = 210$ mm; $n = 3$.

Jeśli Q jest minimalnym dopuszczalnym pokryciem poprzecznym, a Q' pokryciem przyjętym, to wzór /14.63/ określa dodatkową tolera odchyleni od linii szeregu podczas lotu fotogrametrycznego:

$$L_Q = \pm /Q' - Q/ \frac{l_y M_z}{2} \qquad /14.63/$$

14.7. Warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych przy równ czesnym fotografowaniu w dwóch skalach

Przy wyborze warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych może się okazać, że istnieje duża różnica pomiędzy skalami zdjęć p naczonymi do opracowania stereometrycznego i do fotointerpretacji, pomiędzy skalami zdjęć do opracowania sytuacyjno-wysokościowego i zagęszczenia kameralnego. Wówczas planuje się fotografowanie w dwó skalach. W danym wypadku ze względów ekonomicznych celowym jest, w czasie jednego lotu, równoczesne wykonywanie zdjęć w obu skalach. Należy wybrać sprzęt fotolotniczy i warunki lotu fotogrametrycznego w taki sposób, aby wymagania techniczne stawiane zdjęciom w obu ska lach były zapewnione w stopniu możliwie najlepszym.

Przy równoczesnym fotografowaniu dwiema kamerami winny być spełnione następujące warunki:

1/ warunek wysokości;

2/ warunek baz.

Ponieważ oba rodzaje zdjęć wykonuje się równocześnie, więc pierwszy warunek ma następującą postać:

$$h_{f_1} = h_{f_2} \qquad /14.64/$$

lub

$$f_{k_1} M_{z_1} = f_{k_2} M_{z_2}$$

W powyższym wzorze, jak i w następnych rozważaniach, przy pr wskaźnika 1 oznaczono elementy dotyczące fotografowania kamerą o ogniskowej krótszej, a wskaźnikiem 2 - elementy fotografowania przy ogniskowej dłuższej.

Zakres prac fotolotniczych będzie najmniejszy, jeśli trasy szeregów w skali mniejszej będą pokrywały się co n-tym szeregiem w skali większej /rys.14.11/.

Z powyższego wynika drugi warunek nazwany warunkiem baz

$$B_{y_1} = n B_{y_2} \qquad /14.65/$$

gdzie B_y baza poprzeczna zdjęcia, n - liczba dodatnia i całkowita, oznaczająca krotność baz w skali większej.

Po podstawieniu we wzorze /14.64/ $B_y = /100 - Q/ M_z l_y$, warunek drugi przyjmie postać

$$/100- Q_1/ M_{z_1} l_{y_1} = n /100 - Q_2/ M_{z_2} l_{y_2} \qquad /14.66/$$

gdzie przyjęto oznaczenia: Q - pokrycie poprzeczne zdjęć, w procentach; l_y - szerokość zdjęcia lotniczego.

Dla uproszczenia, zamiast pokrycia poprzecznego podstawiamy do wzoru /14.66/ szerokość użytecznej części zdjęcia $q_1 = /100 - Q_1/$; $q_2 = /100 - Q_2/$

A więc $q_1 M_{z_1} l_{y_1} = /q_2 M_{z_2} l_{y_2} / n$

skąd

$$n = \frac{q_1 M_{z_1} l_{y_1}}{q_2 M_{z_2} l_{y_2}} \qquad /14.67/$$

Z wzoru /14.65/ wiadomo, że

$$M_{z_1} = \frac{f_{k_1}}{f_{k_2}} M_{z_2}$$

Podstawiając powyższą wartość do /14.67/ otrzymuje się:

$$n = \frac{q_1}{q_2} \frac{l_{y_1}}{l_{y_2}} \frac{f_{k_1}}{f_{k_2}} \qquad /14.68$$

Pokrycie poprzeczne zgodne z wymaganiami określa wzór /14.38/. Wymagana wartość Q_1 jest bliska Q_2, a więc $\frac{q_1}{q_2} \to 1$. Z powyższego wynika, że pozostała część wzoru /14.68/

$\frac{l_{y_1}}{l_{y_2}} \frac{f_2}{f_1}$ również winna być liczbą całkowitą, lecz składniki f_{k_1}, f_{k_2}, l_{y_1} i l_{y_2} są w każdym przypadku konkretnymi wartościami stałymi, określonymi rodzajem i typem wykorzystywanych kamer pomiarowych. Praktycznie trudno jest wybrać taki sprzęt, aby wyrażenie $l_{y_1}, f_2, l_{y_2}, f_1$ było liczbą całkowitą, wszelkie zaś odchylenia wywierają wpływ na zmianę pokrycia poprzecznego.

Oznaczmy:

$$n = \frac{l_{y_1}}{l_{y_2}} \cdot \frac{f_{k_2}}{f_{k_1}} + \Delta n \qquad /14.69/$$

gdzie Δn będzie po prostu dopełnieniem do najbliższej całości. Podstawmy powyższą wartość do wzoru /1468/:

$$\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}} + \Delta n = \frac{q_1}{q_2} \cdot \frac{l_{y_1} f_{k_1}}{l_{y_2} f_{k_1}}$$

skąd można będzie określić q_1 lub q_2 w zależności od potrzeb, gdyż jedna z tych wielkości będzie wiadoma.

A więc

$$q_1 = \frac{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}} + \Delta n}{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}}} q_2 \qquad /14.70/$$

$$q_2 = \frac{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}}}{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}} + \Delta n} q_1 \qquad /14.71/$$

albo $q_1 = K_1 q_2$; $q_2 = K_2 q_1$

gdzie

$$K_1 = \frac{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}} + \Delta n}{\frac{l_{y_1} f_{k_2}}{l_{y_2} f_{k_1}}} \qquad /14.73/$$

$$K_2 = \frac{1}{K_1}$$

Na podstawie wzorów /14.73/ obliczono tabelę 14.6 dla najczęściej stosowanych kamer lotniczych. W tabeli tej podano dodatkowo współczynnik skalowy

$$K_m = \frac{f_{k_1}}{f_{k_2}}$$

Za pomocą wymienionej tabeli wykorzystując wzór /14.72/ oblicza się pokrycie poprzeczne.

Wybór właściwych warunków przy fotografowaniu dwiema kamerami będzie teraz przebiegał w następującej kolejności:

1. Określa się skalę zdjęć i wybiera ogniskową dla pierwszego rodzaju zdjęć.

2. Wybiera się skalę i ogniskową dla drugiego rodzaju zdjęć z wykorzystaniem współczynnika skalowego z tabeli 14.6.

3. Oblicza się optymalne pokrycie poprzeczne dla obu rodzajów zdjęć uwzględniając współczynniki K_1 i K_2 z tabeli 14.6.

4. Oblicza się pozostałe dane techniczne projektu lotu fotogrametrycznego.

* * *

Wyniki etapu wyboru warunków technicznych lotu fotogrametrycznego

W rezultacie analiz przeprowadzonych na etapie wyboru warunków technicznych lotu fotogrametrycznego uzyskuje się wiele informacji oraz ustala szereg niezbędnych danych, które będą wykorzystywane w procesie dalszego projektowania zdjęć lotniczych. Są to mianowicie:

1. Przedziały skal zdjęć lotniczych /$M_{z_{min}}$, $M_{z_{max}}$ /w zależności od skali opracowywanej mapy, jej dokładności poziomej i wysokościowej, formatu arkuszy map i ich wymiarów, dokładności pomiarów fotogrametrycznych, zdolności rozdzielczej obiektywu i filmu lotniczego.

2. Wpływ warunków środowiska geograficznego i ograniczeń aparatury fotogrametrycznej na etap projektowania zdjęć lotniczych.

3. Przedział wysokości fotografowania /$h_{f_{min}}$, $h_{f_{max}}$ /w zależności od deniwelacji terenu, jakości kamery pomiarowej i jej dokładności geometrycznej, osiągów statku powietrznego i jego zachowania się w locie horyzontalnym.

4. Wielkości pokrycia podłużnego i poprzecznego zdjęć lotniczych w zależności od deniwelacji terenu, wysokości lotu, jakości kamery pomiarowej, stabilizacji kamery w czasie lotu fotogrametrycznego oraz zachowania się statku powietrznego podczas lotu.

5. Określenie sposobu fotografowania lotniczego, a więc czy to będzie fotografowanie jednej trasy, fotografowanie powierzchni poprzez pokrycie terenu wieloma szeregami zdjęć lotniczych, fotografowania metodą zdjęć celowanych lub ze zwiększonym pokryciem podłużnym, względnie równoczesne fotografowanie dwiema kamerami.

Uzyskane dane wykorzystuje się dalej przy wyborze aparatury i sprzętu fotolotniczego oraz przy obliczaniu i zestawianiu całego projektu lotu fotogrametrycznego.

Tabela 14.6.

F_1 \ F_2	70 mm 23 x 13 cm			89,5 mm 23 x 23 cm			100 mm 14 x 14 cm			115 mm 13 x 13 cm			152 mm 23 x 23 cm			170 mm 14 x 14 cm			210 mm 13 x 13 cm		
	K_1			K_2			K_3			K_4			K_5			K_6			K_7		
	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2	n	K_1	K_2
70 mm 13 x 13 cm					0,70			0,700			0,699			0,401			0,411			0,378	
				1	1,011	0,989	2	1,000	0,822	2	1,217	0,822	2	1,777	0,350	3	0,951	1,042	3	1,000	1,000
89,5 mm 23 x 23 cm		1,354						0,835			0,770			0,522			0,521			0,491	
	1	0,989	1,011				2	1,073	0,823	2	1,205	0,830	2	1,165	0,350	3	0,950	1,052	3	0,989	1,011
100 mm 14 x 14 cm		1,428			1,130						0,870			0,598			0,588			0,572	
	$\frac{1}{2}$	0,918	1,089	$\frac{1}{2}$	0,928	1,078				1	1,118	0,894	1	1,081	0,925	2	1,176	0,850	2	1,024	0,917
115 mm 13 x 13 cm		1,643			1,299			1,150						0,757			0,755			0,618	
	$\frac{1}{2}$	0,822	1,217	$\frac{1}{2}$	0,830	1,205	1	0,894	1,118				1	0,967	1,034	2	1,052	0,950	2	1,000	0,987
152 mm 23 x 23 cm		2,171			1,710			1,320			1,222						0,990			0,910	
	$\frac{1}{2}$	0,950	1,177	$\frac{1}{2}$	0,959	1,165	1	0,925	1,081	1	1,034	0,967				2	1,050	0,913	2	1,135	0,932
170 mm 14 x 14 cm		2,122			1,921			1,700			1,478			1,118						0,910	
	$\frac{1}{2}$	1,241	0,951	$\frac{1}{2}$	1,052	0,950	$\frac{1}{2}$	0,850	1,176	$\frac{1}{2}$	0,950	1,052	$\frac{1}{2}$	0,918	1,089				1	1,041	0,961
210 mm 13 x 13 cm		3,000			2,373			2,100			1,823			1,378			1,135				
	$\frac{1}{2}$	1,000	1,000	$\frac{1}{2}$	0,989	1,011	$\frac{1}{2}$	0,917	1,224	$\frac{1}{2}$	0,913	1,095	$\frac{1}{2}$	0,302	1,133	1	0,961	1,041			

15. SCHEMATY WYBORU APARATURY, SPRZĘTU I MATERIAŁÓW FOTOLOTNICZYCH

Po wyborze warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych, kolejnym etapem jest wybór aparatury i sprzętu fotolotniczego oraz materiałów światłoczułych i innych, niezbędnych do wykonania lotu fotogrametrycznego i zdjęć lotniczych. Do najważniejszych czynności na tym etapie projektowania należy więc:

- wybór kamery lotniczej,
- wybór fotogrametrycznego statku powietrznego,
- wybór aparatury pomocniczej,
- wybór materiałów światłoczułych.

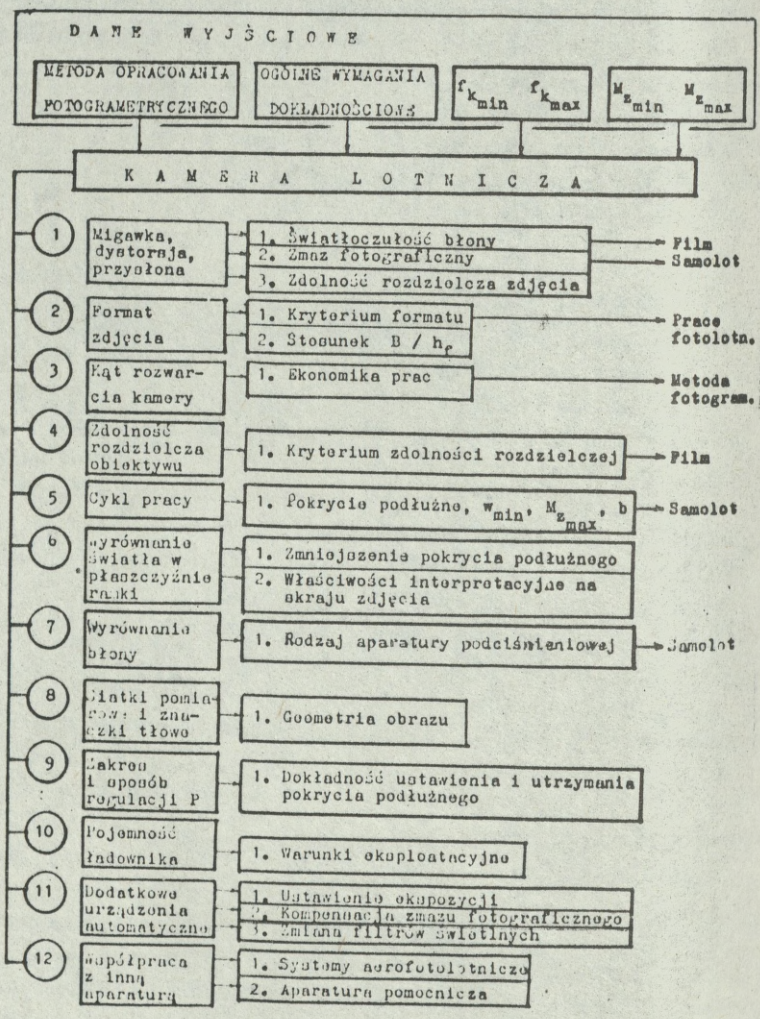
15.1. Wybór kamery lotniczej

Kamerę lotniczą należy wybierać na podstawie ogólnych wymagań fotogrametrycznych, jakie się stawia w stosunku do jej pracy, głównie zaś wymagań dokładnościowych. Należy uwzględniać przewidywaną metodę opracowania fotogrametrycznego oraz sposób wykonania lotu fotogrametrycznego, przedział ogniskowych możliwych do zastosowania, a także przedział wcześniej ustalonych skal zdjęć lotniczych. Na podstawie powyższych ustaleń dokonuje się ostatecznego wyboru jednej lub kilku typów kamer, które można będzie wykorzystać w danym przypadku.

Niżej na schemacie /rys.15.1/ przedstawiono zasadę wyboru kamery lotniczej. Schemat zawiera poszczególne elementy lub cechy kamery, których ocenę przeprowadza się na podstawie bezpośrednich lub pośrednich warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Zawiera również współzależności i możliwości współpracy kamery z inną aparaturą fotolotniczą i fotogrametryczną oraz ograniczenia, jakie dana cecha lub podzespół wprowadza do poszczególnych etapów pracy przy opracowaniu fotogrametrycznym.

Przedstawiony schemat wyboru kamery lotniczej wymaga pewnych objaśnień.

1. Migawka i przysłona nie powinny powodować dodatkowych zniekształceń geometrycznych zdjęcia, zmian w ilości przepuszczanej energii świetlnej /w stosunku do wielkości określonych nastawami/ oraz w jej rozmieszczeniu w płaszczyźnie ramki tłowej. Ocenę tych danych przeprowadza się w stosunku do tolerancji dopuszczalnych w procesie technologicznym.



Rys. 15.1. Schemat wyboru kamery lotniczej.

Przedziały czasów naświetlania i współczynnik wydajności migawki oraz zakresy nastawień przysłony wpływają z kolei na wybór czułości błony lotniczej, na wielkość rozmazania fotograficznego oraz zdolność rozdzielczą zdjęcia.

1.1. Wpływ na światłoczułość błony lotniczej ocenia się z punktu widzenia możliwości fotografowania w danych warunkach optycznych, przy wykorzystaniu przedziału czasów naświetleń i przysłony.

1.2. Kamera powinna posiadać migawkę z czasami naświetleń umożliwiającymi otrzymanie zdjęć lotniczych z rozmazaniem nie przekraczającym wielkości obliczonej z wzoru:

$$\delta_r \leq \frac{f_k w_{min} t_{min}}{h_f} \qquad /15.1/$$

1.3. Rozciągnięcie obrazu spowodowane prędkością lotu i czasem naświetlania wywiera ujemny wpływ na zdolność rozdzielczą zdjęcia. Wpływ ten wyraża się wzorem:

$$R = R_0 / t + \delta 1 R_0 / ^{-1} \qquad /15.2/$$

gdzie R_0 jest zdolnością rozdzielczą układu obiektyw - film w liniach na milimetr przy braku zmazu: $\delta 1$ jest wielkością zmazu w milimetrach / $\delta 1 = \delta_r$ mm/. Sprawdza się czy otrzymana wartość R jest zgodna z przyjętym uprzednio kryterium zdolności rozdzielczej.

2. Format zdjęć wpływa na część ekonomiczną procesu sporządzania mapy /kryterium formatu/ oraz na dokładność wcięcia fotogrametrycznego /stosunek B/h_f/.

Format zdjęcia powinien odpowiadać wymiarom nośników zdjęć przyrządów fotogrametrycznych. Jeśli przy wyborze technologii jednym z warunków było kryterium formatu, to należy wybierać kamerę zgodnie z warunkami technicznymi, otrzymanymi, otrzymanymi podczas analizy powyższego kryterium.

2.2. Stosunek $B : h_f$ powinien dążyć do jedności. Na przykład mając do wyboru możliwość zastosowania kamery o formacie 18x18 cm lub 23x23 cm, to należy wybrać tę drugą. Powyższy warunek można sformułować w sposób następujący:

$$B:h_f \longrightarrow 1, \text{ gdzie } B = /100 - P/ l_x \frac{h_f}{f_k} \qquad /15.3/$$

3. Wybór kąta rozwarcia kamery zależy głównie od metody opracowania fotogrametrycznego. Na podstawie szeregu analiz teoretycznych [32] dowiedziono, że optymalny kąt rozwarcia kamery dla opracowań wysokoś-

ciowych wynosi około 120^0, co w przybliżeniu odpowiada współczesnym kamerom nadszerokokątnym.

Nie ma zgodności co do wielkości kąta rozwarcia dla opracowań sytuacyjnych. Niektórzy autorzy podają tą samą wartość [33] , inni zaś przyjmują kąt 96^0 /H.K.Meier, 1964/.

Dla opracowań jednoobrazowych, przy dużych deniwelacjach terenu, trzeba wybierać kamerę o możliwie najmniejszym kącie rozwarcia.

4. Przydatność kamery ocenia się na podstawie zdolności rozdzielczej obiektywu /R_{ob}/, a następnie-wpływu sumarycznej zdolności rozdzielczej obiektywu i filmu /R_f/ wykorzystując zależność:

$$\frac{1}{R_o} = \frac{1}{R_{ob}} + \frac{1}{R_f}$$

otrzymaną wartość porównuje się z przyjętym uprzednio kryterium zdolności rozdzielczej.

5. Cykl pracy kamery lotniczej wywiera wpływ na pokrycie podłużne, a więc na bazę zdjęć. Ocenia się go sprawdzając, czy dla danego czasu cyklu pracy τ , danej prędkości podróżnej w_p /lub w_{min}/ i skali M_z możliwe jest otrzymanie zdjęć lotniczych o wymaganym pokryciu podłużnym P

$$\tau w_p \geq b_x M_z \qquad /15.4/$$

gdzie $b_x = /100 - P/ l_x$

6. Słabe wyrównanie światła w płaszczyźnie zdjęcia, szczególnie duży spadek jasności od środka ku brzegom, powoduje pogorszenie właściwości interpretacyjnych zdjęć w tych częściach, jak również wpływu na zwiększenie poprawki ΔP_k i ΔQ_k przy ustalaniu pokrycia podłużnego i poprzecznego.

Warunku tego można nie rozpatrywać, jeśli przewiduje się polepszenie obrazu fotograficznego w procesie kopiowania odbitek lub diapozytów /np. wyrównanie gęstości optycznej na kopiarkach elektronowych, zastosowanie filtracji optycznej itp./.

7. Sposób wyrównania błony w płaszczyźnie ramki tłowej istotnie wpływa na geometrię zdjęcia. Wpływ ten należy oceniać sumarycznie, wraz z odchyleniami powierzchni ramki tłowej od płaszczyzny. Jeśli wyrównanie filmu następuje na skutek podciśnienia, to również trzeba mieć na uwadze fakt, że przy fotografowaniu ze śmigłowców, potrzebna będzie dodatkowa pompa pokładowa, wytwarzająca podciśnienie.

8. Wszystkie kamery pomiarowe powinny mieć znaczki tłowe. Dla prostych opracowań jednoobrazowych mogą być znaczki mechaniczne; dla

opracowań stereoskopowych - powinny być znaczki optyczne, a dla opracowań numerycznych siatki pomiarowe, lub inne układy siatek, czy znaczków rozmieszczonych regularnie w płaszczyźnie całej ramki tłowej. Jedynie zdjęcia lotnicze przeznaczone do wykonania fotoszkiców zwykłych mogą nie posiadać znaczków tłowych.

9. Utrzymanie właściwego pokrycia podłużnego wpływa na wielkość bazy zdjęć, a przy metodzie fotografowania ze zwiększonym pokryciem podłużnym - na wielkość bazy fotogrametrycznej.

Zakres nastawień pokrycia podłużnego oraz dokładność utrzymania wymaganego pokrycia w czasie fotografowania za pomocą takich przyrządów, jak: interwalometr czasowy, wizjer optyczny, regulator optyczno-mechaniczny automat regulacji h_f/W, porównuje się z wymaganiami wybranej metodyki fotografowania powietrznego; jest to szczególnie ważne przy fotografowaniu ze zwiększonym pokryciem podłużnym.

10. Pojemność ładownika jest równoznaczna z zapasem błony lotniczej o określonej grubości podłoża. Zapas ten porównuje się ze średnią liczbą zdjęć w szeregu. Jeśli N_z jest ogólnym zapasem błony, a N_s ilością błony potrzebną do sfotografowania jednego szeregu, to ogólnie

$$N_z \geqslant N_s$$

Ponadto, jeśli wszystkie szeregi mają jednakową długość, wskazanym byłoby, aby $N_z : N_s$ było liczbą całkowitą lub niewiele większą od całkowitej.

11. Zakres automatyzacji kamery pomiarowej, poza regulacją pokrycia i czynnościami przewidzianymi w cyklu pracy kamery, zazwyczaj obejmuje regulację naświetlenia, kompensację zmazu fotograficznego i zmianę filtrów świetlnych.

Automatyczny regulator naświetlenia polepsza właściwości interpretacyjne zdjęć lotniczych i ułatwia /standaryzuje/ obróbkę fotochemiczną błony lotniczej. Mając do wyboru kamerę lotniczą bez regulatora i ze zautomatyzowanym regulatorem naświetlenia oczywiście należy wybierać tę drugą jeśli inne walory obu kamer są podobne.

Kompensacja rozmazania spowodowanego ruchem postępowym statku powietrznego jeszcze nie jest na tyle dokładna, aby w jej wyniku otrzymywano zdjęcia pełnowartościowe pod względem geometrycznym. Zazwyczaj użycie daje pewne straty właściwości geometrycznych obrazu. Dlatego w przewidywaniu wykorzystywania zdjęć lotniczych do opracowań stereofotogrametrycznych, głównie zaś do fotogrametrii anali-

tycznej, raczej należy, wybierać kamerę lotniczą bez kompensacji zmażu. Natomiast do celów fotointerpretacyjnych, szczególnie przy fotografowaniu z małej wysokości i przy dużej prędkości lotu, obowiązkowo wybiera się kamerę z automatyczną kompensacją zmazu fotograficznego.

12. Możliwość współpracy z inną aparaturą należy rozpatrywać w dwóch układach:

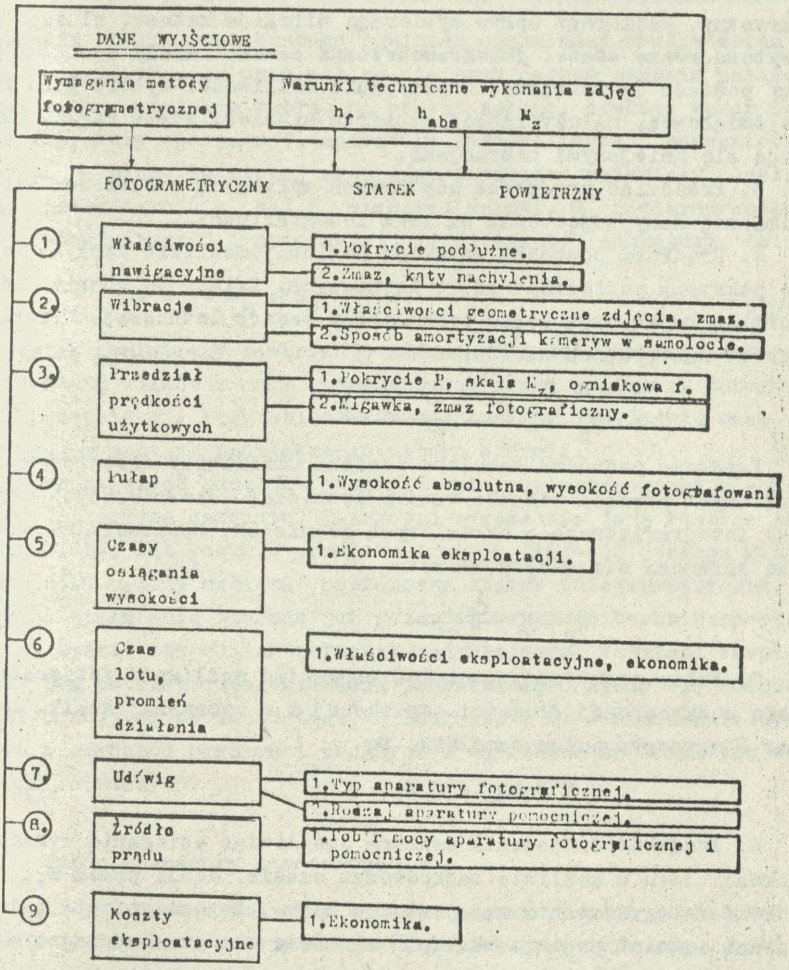
1/ kamera pomiarowa występuje jako element składowy systemu aerofotograficznego lub aerofotolotniczego; w tym przypadku ocenia się możliwość pracy kamery w takim systemie, oczywiście jeśli przy opracowaniu warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych stwierdzono konieczność zastosowania takiego systemu /np. praca kamery w układzie z aparaturą radiogeodezyjną; praca w systemie AN USQ/28/.

2/ kamera pomiarowa występuje jako nadrzędny element systemu fotolotniczego; w tym wypadku ocenia się możliwość współpracy kamery z aparaturą pomocniczą /możliwość podłączenia aparatury pomocniczej, sterowanie, synchronizacja itp./. Ocenia się rodzaje i typy aparatury pomocniczej /aparatury do pomiaru różnic wysokości, wysokości fotografowania, kątów nachylenia itp./, jaką można wykorzystać zgodnie z zaleceniami przewidzianymi w technologii.

15.2. Wybór statku powietrznego

Statek powietrzny powinien spełniać warunki pilotażowonawigacyjne i fotograficzne, omówione w rozdziale 10. Jeśli je spełnia, można go uważać również za statek fotogrametryczny. Wyboru fotogrametrycznego statku powietrznego dokonuje się z uwzględnieniem wymagań sformułowanych w warunkach technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Głównie uwzględnia się to wymagania, które dotyczą wysokości fotografowania, wysokości absolutnej, bazy zdjęć i skali /rys.15.2/.

1. Podstawowym warunkiem pilotażowo-nawigacyjnym jest stateczność i sterowość statku powietrznego w zakresie wykorzystywanych prędkości i wysokości. Odzwierciedla się to przy obliczeniu pokrycia podłużnego i poprzecznego w wielkości poprawki ΔP_n i ΔQ_n oraz w wartości kątów nachylenia zdjęć. Szczególną uwagę zwraca się na podłużne i poprzeczne nachylenie, jeśli nie przewiduje się siłowej stabilizacji kamery lotniczej podczas lotu; wówczas samolot powinien umożliwiać wykonanie zdjęć lotniczych pionowych lub prawie pionowych.



Rys.15.2. Schemat wyboru fotogrametrycznego statku powietrznego.

2. Wibracje statku powietrznego wpływają na jakość fotograficzną i geometryczną zdjęć lotniczych, powodują zmaz fotograficzny, którego nie można skompensować. Wpływ wibracji należy rozpatrywać łącznie ze sposobem amortyzacji kamery na pokładzie samolotu i uwzględniać wpływ sumaryczny. Najgorszy wpływ wywierają wibracje kątowe, dlatego mając do wyboru różne statki fotogrametryczne zawsze należy wybierać ten, który posiada je mniejsze. W przypadku możliwości wyboru albo samolotu, albo śmigłowca, należy raczej wybierać samolot, gdyż z reguły charakteryzuje się mniejszymi wibracjami.

3. Przedział prędkości użytkowych wpływa na możliwości otrzymania minimalnej bazy zdjęć oraz na zmaz fotograficzny.

4. Prędkość podróżna samolotu powinna umożliwić utrzymanie właściwego pokrycia podłużnego zdjęć lotniczych. Zależy to również od skali i formatu zdjęć oraz czasu cyklu pracy kamery lotniczej. Wyraża tę prędkość następująca nierówność:

$$W_p < \frac{/1 - P/\, l_x\, M_z}{\tau} \qquad /15.5/$$

Prędkość podróżna samolotu powinna umożliwiać fotografowanie przy określonych czasach migawki kamery lotniczej zapewniających utrzymanie zmazu fotograficznego w określonych granicach. Dopuszczalną wartość zmazu sprawdza się według wzoru:

$$W_p \leqslant \frac{\delta_r\, h_f}{f_k\, t} \qquad /15.6/$$

5. Pułap praktyczny powinien zapewniać możliwość fotografowania kamerą o określonej długości ogniskowej i w wymaganej skali. Jeśli przez H oznaczyć pułap samolotu, to

$$H > h_{śr} + f_k M_z \qquad /15.7/$$

6. Prędkość wznoszenia powinna umożliwiać osiąganie wymaganych wysokości lotu w możliwie najkrótszym czasie. Jeśli przez h_{abs} oznaczyć wysokość fotografowania nad poziomem morza, to osiągnięcie tej wysokości przez samolot powinno nastąpić w czasie nie przekraczającym 15-30 minut.

7. Czas lotu i zasięg /promień działania/ statku powietrznego powinny być odpowiednio do odległości dzielącej lotnisko od rejonu fotografowania z przewidywanym czasem na wykonanie zadania. Jeśli przez T_1 oznaczyć czas potrzebny na dolecenie do rejonu prac, a przez T_2 sumaryczny czas pracy nad rejonem, zaś T_z jest maksymalnym czasem lotu danego typu samolotu, to wymagany czas lotu powinien być mniejszy od

sumarycznego:

$$T_z \geqslant T; \quad \text{gdzie } T = 2/T_1 + T_2/ + T_r \qquad /15.8/$$

gdzie T_r jest rezerwą, przeważnie wynoszącą 20% czasu sumarycznego.

8. Udźwig statku powietrznego powinien odpowiadać możliwościom wykonania zadania. Trzeba uwzględniać, że przy pełnym zapasie paliwa statek powietrzny powinien zabrać na pokład załogę, obsługę kamer lotniczych i aparatury specjalnej, aparaturę fotograficzną i pomocniczą, niezbędny zapas błony lotniczej oraz inne niezbędne materiały. Jeśli U oznacza udźwig samolotu, zaś G_z ciężarem załogi, G_a ciężarem obsługi aparatury fotograficznej i specjalnej, G_k ciężar tej aparatury, to:

$$U > G_z + G_a + G_k \qquad /15.9/$$

9. Statek powietrzny powinien posiadać pokładowe źródło prądu o napięciu 24-28 voltów i mocy zapewniającej pracę aparatury fotograficznej i pomocniczej. Przy obliczaniu mocy należy uwzględnić moce występujące w momentach największego poboru energii.

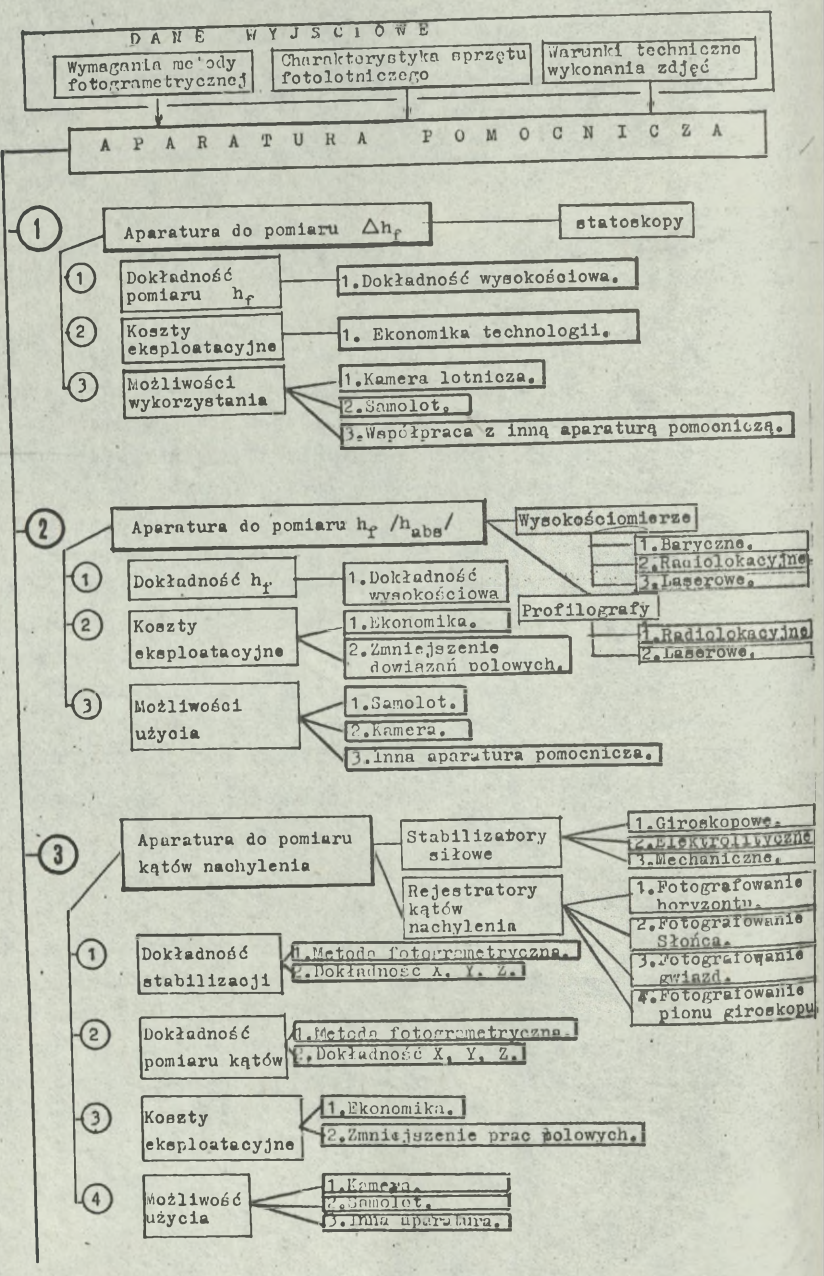
10. Znaczną część kosztów fotografowania powietrznego pochłaniają koszty eksploatacyjne samolotu. Zazwyczaj wyraża się je w koszcie jednej godziny lotu, lub koszcie przelotu trasy o długości jednego kilometra. Oczywiście należy wybierać powietrzny statek fotogrametryczny, który oprócz spełnienia szeregu już podanych warunków techniczno-eksploatacyjnych, będzie się charakteryzował najmniejszymi kosztami eksploatacyjnymi. Dla potrzeb fotografowania powietrznego należy się kierować najmniejszym kosztem przelotu trasy o długości 1 km w przedziale wysokości lotu i zakresów prędkości podanych w warunkach technicznych wykonania zdjęć lotniczych.

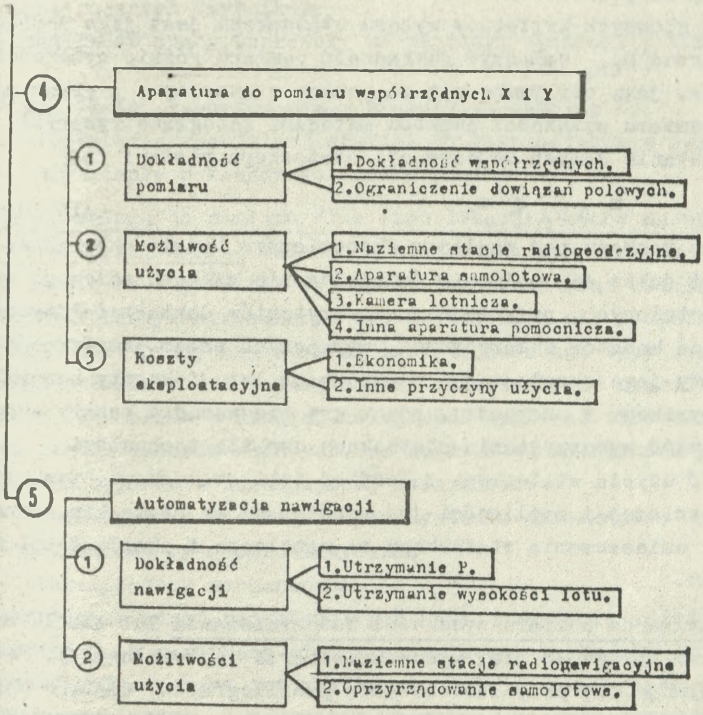
15.3. Wybór aparatury pomocniczej

Podstawowymi kryteriami przy wyborze aparatury pomocniczej są: wymagania przewidywanej metody opracowania fotogrametrycznego, możliwości techniczne użycia tej aparatury w procesie fotografowania powietrznego /współdziałanie z kamerą lotniczą, zamocowanie w samolocie i eksploatacja w czasie lotu/ oraz możliwość opracowania wyników.

Najczęściej mają zastosowanie następujące rodzaje aparatury pomocniczej /rys.15.3/:

1. Aparatura do pomiaru różnic wysokości.
2. Aparatura do pomiaru wysokości fotografowania.


DANE WYJSCIOWE
Wymagania metody fotogrametrycznej
Charakterystyka sprzętu fotolotniczego
Warunki techniczne wykonania zdjęć
APARATURA POMOCNICZA
1
Aparatura do pomiaru Δh_f
statoskopy
1 Dokładność pomiaru h_f
1.Dokładność wysokościowa.
2 Koszty eksploatacyjne
1. Ekonomika technologii.
3 Możliwości wykorzystania
1.Kamera lotnicza.
2.Samolot.
3.Współpraca z inną aparaturą pomocniczą.
2
Aparatura do pomiaru h_f /h_abs/
Wysokościomierze
1.Baryczne.
2.Radiolokacyjne.
3.Laserowe.
Profilografy
1.Radiolokacyjne
2.Laserowe.
1 Dokładność h_f
1.Dokładność wysokościowa
2 Koszty eksploatacyjne
1.Ekonomika.
2.Zmniejszenie dowiązań polowych.
3 Możliwości użycia
1.Samolot.
2.Kamera.
3.Inna aparatura pomocnicza.
3
Aparatura do pomiaru kątów nachylenia
Stabilizatory siłowe
1.Giroskopowe.
2.Elektrolityczne
3.Mechaniczne.
Rejestratory kątów nachylenia
1.Fotografowanie horyzontu.
2.Fotografowanie Słońca.
3.Fotografowanie gwiazd.
4.Fotografowanie pionu giroskopu
1 Dokładność stabilizacji
1.Metoda fotogrametryczna.
2.Dokładność X, Y, Z.
2 Dokładność pomiaru kątów
1.Metoda fotogrametryczna.
2.Dokładność X, Y, Z.
3 Koszty eksploatacyjne
1.Ekonomika.
2.Zmniejszenie prac polowych.
4 Możliwość użycia
1.Kamera.
2.Samolot.
3.Inna aparatura.



Rys.15.3. Schemat wyboru aparatury pomocniczej.

3. Aparatura do pomiaru kątów nachylenia.
4. Aparatura do pomiaru współrzędnych środka rzutów.
5. Aparatura do automatyzacji nawigacji.

1. Aparatura do pomiaru różnic wysokości fotografowania. Należą do niej statoskopy i inne podobne przyrządy, mierzące różnice wysokości fotografowania na podstawie różnic ciśnienia barycznego.

Jednym z głównych kryteriów wyboru statoskopu jest jego dokładność. Jeśli przez $m_{\Delta h_f}$ oznaczyć dokładność pomiaru różnic wysokości fotografowania, jaką otrzymuje się za pomocą statoskopu, a przez m_h - średni błąd pomiaru wysokości punktów metodami fotogrametrycznymi, to pełne wykorzystanie danych rejestracji statoskopu nastąpi przy

$$m_{\Delta h_f} < m_h \qquad /15.10/$$

Użycie statoskopu pod względem ekonomicznym będzie opłacalne, jeśli korzyści jakie się osiągnie /zmniejszanie zakresu polowego dowiązania zdjęć lotniczych, przy zachowaniu kryteriów dokładnościowych/ będą większe od kosztów sumarycznych, wyrażonych przez amortyzację sprzętu, koszty jego eksploatacji w warunkach lotu i koszty kameralnego opracowania wyników. W przypadku, gdy w grę nie wchodzą koszty eksploatacyjne, celowość wykorzystania statoskopu określa technologia.

Możliwość użycia statoskopu zależy od typu statoskopu, typu stosowanej kamery lotniczej i możliwości jej współpracy ze statoskopem oraz od możliwości umieszczenia statoskopu na samolocie i eksploatacji w warunkach lotu.

2. Aparatura do pomiaru wysokości fotografowania lub absolutnej wysokości lotu. Należą do niej wysokościomierze i profilografy. Pełniejsze dane otrzymuje się przy zastosowaniu profilografów, dlatego mając możliwości wyboru, raczej należy wybrać te drugie. Innym kryterium wyboru jest zasada pracy. Zazwyczaj największe dokładności pomiaru osiąga się za pomocą aparatury laserowej, w drugiej kolejności za pomocą aparatury radiolokacyjnej, a następnie barycznej. W takiej kolejności należy również wybierać sprzęt.

Jeśli m_{h_f} jest dokładnością pomiaru wysokości za pomocą odpowiedniego urządzenia pokładowego, to analogicznie jak przy statoskopach, dla pełnego wykorzystania zarejestrowanych danych w procesie opracowania mapy musi być spełniony warunek:

$$m_{h_f} \leqslant m_h \qquad /15.11/$$

Aparaturę do pomiaru wysokości fotografowania należy zawsze wykorzystywać, oczywiście w miarę jej posiadania i możliwości użycia. Celowość jej zastosowania wzrasta, jeśli oprócz spełnienia warunków dokładnościowych powstaną dodatkowe korzyści ekonomiczne w porównaniu z wypadkiem, gdy nie zastosuje się tej aparatury.

Wykorzystanie aparatury do pomiaru wysokości fotografowania zależy od następujących czynników:

- możliwość pracy aparatury we wspólnym systemie z kamerą lotniczą;
- możliwości zamontowania aparatury na samolocie;
- zapewnienia specjalnej obsługi do eksploatacji w czasie lotu;
- zapewnienie pokładowego źródła prądu.

3. Aparatura do pomiaru /lub stabilizacji/ katów nachylenia kamery w czasie fotografowania. Należą do niej różne typy urządzeń, a przede wszystkim siłowe stabilizatory kamery lotniczej oraz urządzenia rejestrujące kąty nachylenia kamery. Wyboru dokonuje się głównie na podstawie dokładności pracy urządzenia, lecz mając różne typy urządzeń o zbliżonej dokładności raczej należy wykorzystywać stabilizację siłową kamery, a dopiero w drugiej kolejności wybierać inne urządzenia. Spośród stabilizatorów siłowych, ze względu na dokładność pracy, wybór powinien następować w następującej kolejności:

- stabilizatory oparte na wykorzystaniu giroskopów;
- stabilizatory elektrolityczne;
- stabilizatory mechaniczne.

Spośród urządzeń rejestrujących kąty nachylenia zdjęć w sposób fotograficzny, w warunkach ziemskich na uwagę zasługują przede wszystkim horyzontalne kamery fotograficzne, dalej aparatura do fotografowania sztucznego pionu, a następnie aparatura do fotografowania Słońca lub gwiazd.

W miarę posiadanych możliwości zawsze należy stosować siłowe urządzenia stabilizujące kamerę w czasie fotografowania, niezależnie od dokładności stabilizowania i kosztów eksploatacyjnych. Celowość zastosowania powyższej aparatury wzrasta, jeśli do opracowania jednoobrazowego kątowa dokładność stabilizowania zapewnia przetwarzanie zdjęć przy zerowych nastawieniach na przetworniku, a błąd sytuacyjny punktu nie przekracza założonych dokładności. Natomiast w przypadku opracowań jednoobrazowych i stereoskopowych według uprzednio obliczonych nastawień przyrządowych, dokładność stabilizacji powinna być w granicach dokładności wymaganej przez zastosowanie konkretnego przyrządu fotogrametrycznego.

Wykorzystanie urządzeń do pomiaru kątów nachylenia zdjęć lotniczych wiąże się bezpośrednio z przewidywaną metodą i technologią opracowania fotogrametrycznego i ma sens jedynie wówczas, gdy dokładność rejestracji kątów jest zgodna z wymaganiami danej metody. Dlatego najpierw należy określić dokładność wymagań metody i przyjąć ją za kryterium przy wyborze aparatury rejestrującej kąty nachylenia.

W przypadku zastosowania siłowej aparatury stabilizującej kamerę lotniczą, można nie uwzględniać jej kosztów eksploatacyjnych, gdyż w procesie opracowania zdjęć przeważnie daje ona dodatkowe korzyści technologiczne i czasowe. Natomiast zastosowanie aparatury rejestrującej kąty nachylenia kamery w momencie ekspozycji powinno uwzględniać rachunek ekonomiczny. Warunek ten można jedynie pominąć przy braku możliwości wykonania polowego dowiązania zdjęć lotniczych. Możliwość wykorzystania siłowej aparatury stabilizującej zależy od typu samej aparatury, od typu kamery lotniczej oraz od możliwości zamontowania jej w luku fotograficznym samolotu.

Aparatura do fotografowania horyzontu jest ściśle związana z konkretnym typem kamery i przeważnie tworzy całość z kamerą.

Użycie aparatury do fotografowania Słońca lub gwiazd zależy od możliwości zamontowania jej na samolocie, gdyż nie wszystkie typy samolotów fotogrametrycznych nadają się do tego celu.

4. Aparatura do pomiaru współrzędnych geodezyjnych stanowiska fotografowania w momencie ekspozycji. Do celów topograficznych przeważnie wykorzystuje się pokładową aparaturę radiogeodezyjną, współpracującą z systemem stacji naziemnych. Celowość zastosowania pokładowej aparatury samolotowej do pomiaru współrzędnych stanowiska fotografowania w momencie ekspozycji określa dokładność pomiaru. Jeśli $m_{X,Y}$ jest dokładnością pomiaru, a $m_{x,y}$ - średnim błędem sytuacyjnym mapy, to

$$m_{X,Y} < m_{xy} \qquad /15.12/$$

Wówczas istnieje możliwość całkowitego zastąpienia polowego dowiązania zdjęć lotniczych przez pomiary radiogeodezyjne.

Możliwość wykorzystania pokładowej aparatury radiogeodezyjnej zależy od następujących czynników:

- posiadania i odpowiedniego rozmieszczenia w terenie naziemnych stacji radiogeodezyjnych;
- wyposażenia kamery lotniczej w urządzenie umożliwiające jej współpracę z pokładową aparaturą radiogeodezyjną;

- możliwość zamontowania aparatury na samolocie, zapewnienia jej obsługi i poboru mocy.

Jednym z kryteriów zastosowania są koszty eksploatacyjne, które powinny być niższe od kosztu dowiązań polowych. Zastosowanie aparatury radiogeodezyjnej daje inne dodatkowe korzyści:

- prawie równoczesny z fotografowaniem pomiar punktów geodezyjnych, co znacznie przyspiesza czas i skraca cykl opracowania mapy;
- pozbycie się sezonowości prac polowych;
- możliwość opracowania pełnowartościowej mapy topograficznej w terenach trudnodostępnych.

5. Automatyzacja nawigowania samolotem w czasie fotografowania powietrznego.

Spośród fotogrametrycznych statków powietrznych należy wybierać te, które są wyposażone w nowoczesną aparaturę nawigacyjną w szczególności zaś posiadają:

- autopilota;
- radiowysokościomierz;
- pokładowy autonomiczny system kursowy;
- bezwładnościową aparaturę nawigacyjną;
- radiolokacyjną aparaturę nawigacyjną.

Właściwe wyposażenie nawigacyjne ma szereg zalet, gdyż:

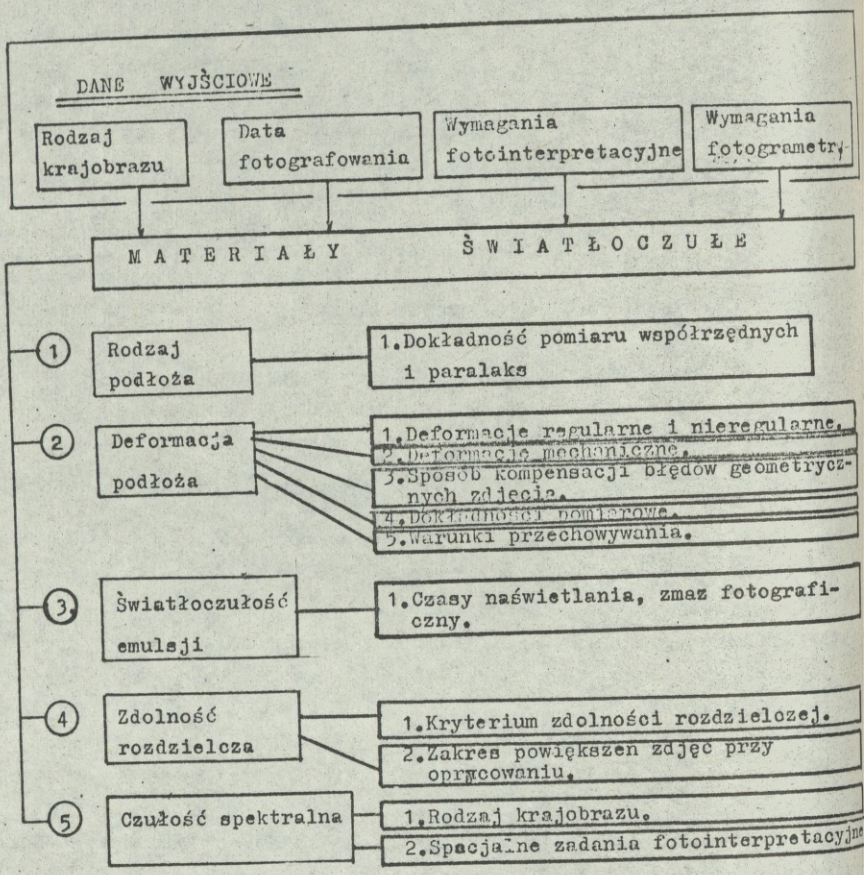
- zapewnia większą dokładność nalotu, a więc zwiększa efektywność technologii;
- zmniejsza ilość braków spowodowanych błędami nawigacji;
- przyspiesza ogólne terminy wykonania fotografowania powietrznego;
- zwiększa efektywność wykorzystania dogodnych warunków meteorologicznych.

Dobre nawigowanie w czasie lotu fotogrametrycznego umożliwia nawet dwukrotne zmniejszenie zakresu prac fotolotniczych przy takich samych nakładach sił, środków technicznych i środków finansowych.

15.4. Wybór materiałów światłoczułych

Materiały światłoczułe wybiera się na podstawie następujących czynników /rys.15.4/:

- typu i właściwości spektralnych krajobrazu;
- przewidywanego czasu i pory fotografowania;
- wymagań fotointerpretacyjnych i dokładnościowych wynikających z przewidywanej metody opracowania fotogrametrycznego;



Rys. 15.4. Schemat wyboru materiałów światłoczułych.

- innych wymagań specjalnych.

Każdy typ krajobrazu ma właściwe sobie okresy czasu, w których najlepiej wykonywać fotografowanie lotnicze. Przeważnie zależy to od stanu rozwoju szaty roślinnej, stanu gleb i gruntów oraz wahań poziomu wód w sieci hydrograficznej /w rzekach, jeziorach, morzach/ i wodach gruntowych. W związku z powyższym należy określić najlepszą porę i czas fotografowania dla danego typu krajobrazu. Najlepsza pora to taki przedział czasowy, w którym wykonane zdjęcia lotnicze będą się charakteryzowały najlepszymi właściwościami fotointerpretacyjnymi i umożliwią najdokładniejsze opracowanie rzeźby terenu. Może więc tak być, że jeden wybrany termin fotografowania zapewni dobrą jakość zdjęć zarówno pod względem interpretacyjnym jak i geometrycznym. Mogą być również inne wypadki, w których wyniknie konieczność fotografowania w dwóch terminach: w jednym - do opracowań wysokościowych i w drugim - do fotointerpretacji.

Przy wyborze materiałów światłoczułych uwzględnia się dwa elementy:

1/ podłoże materiałów światłoczułych;

2/ charakterystykę sensytometryczną emulsji fotograficznej.

Wybór rodzaju podłoża zależy od przeznaczenia zdjęć lotniczych. Do opracowań szczególnie precyzyjnych wybiera się materiały światłoczułe na płytach szklanych lub płytkach z niedefermujących się mas plastycznych. W innych przypadkach stosuje się błony zwojowe. Do prac stereofotogrametrycznych i do opracowań analitycznych w miarę możliwości należy stosować filmy na podłożu niedefermującym /typu Ester, Estar, Kronar itp/; do pozostałych opracowań można wykorzystywać podłoża z innych materiałów.

Deformacje regularne powodują jedynie zmiany, które można porównać ze zmianami odległości obrazu, a więc i zmianę skali zdjęć lotniczych; powyższy wpływ łatwo się uwzględnia w procesie opracowania. Natomiast deformacje nieregularne wywierają bezpośredni wpływ na dokładność opracowań fotogrametrycznych.

Deformacje mechaniczne zależą od grubości podłoża i sposobu wyrównania filmu w momencie ekspozycji. Dlatego przy niewielkim zakresie prac fotolotniczych można wykorzystywać błony na podłożu bardzo cienkim, o grubości poniżej 10 µm. Jednak jeśli się przewiduje wykonanie dużej liczby zdjęć lotniczych, wówczas bezpieczniej jest wykorzystywać podłoża cienkie o grubości 10-20 µm, które są mniej wrażliwe na deformacje mechaniczne, mogące nastąpić w kamerze lotniczej, lub w czasie obróbki fotochemicznej filmów.

Przy zastosowaniu siatek pomiarowych oraz odpowiedniej techniki pomiaru i opracowania zdjęć lotniczych warunki przechowywania będą wywierały tylko minimalny wpływ na dokładność geometryczną zdjęć. Natomiast w innych przypadkach w technologii należy przewidzieć czynności związane z pomiarem z uwzględnieniem deformacji zdjęć, w szczególności należy określić okres czasu, w którym negatywy będą miały minimalną deformację, aby wykorzystać go do prac fotoreprodukcyjnych.

Światłoczułość ma bezpośredni związek z czasem naświetlenia, sprawnością /wydajnością/ migawki i otworem czynnym obiektywu. Do określenia czułości materiałów fotograficznych i ich przydatności w danych warunkach można stosować specjalne wzory z sensytometrii. Praktycznie problem ten rozwiązują światłomierze lotnicze zwykłe i automatyczne.

Jeśli R jest sumaryczną wymaganą zdolnością rozdzielczą zdjęcia lotniczego, a R_{ob} - zdolnością rozdzielczą obiektywu, to zdolność rozdzielczą materiałów światłoczułych wybiera się, wychodząc z nierówności

$$\frac{1}{R_f} > \frac{1}{R} - \frac{1}{R_{ob}} \qquad /15.13/$$

Jeśli przez l oznaczyć wymiary najmniejszych obiektów, które powinny się odfotografować na zdjęciu, a przez n krotność powiększenia, to

$$l = \frac{1}{2R} M_z \qquad /15.14/$$

skąd po przekształceniu otrzymuje się

$$\frac{1}{R_f} \geq \frac{n}{2l} M_z - \frac{1}{R_{ob}} \qquad /15.15/$$

Czułość spektralną lotniczej błony fotograficznej należy łączyć z rodzajem fotografowanego krajobrazu, z wysokością fotografowania oraz z rodzajem stosowanego filtru świetlnego. Najczęściej mają zastosowanie następujące typy błon lotniczych:

Błony panchromatryczne to błony o wysokiej światłoczułości, czułe w całym paśmie widzialnej części spektrum, zazwyczaj mają nieco zmniejszoną czułość na promieniowanie w paśmie zieleni. Mają duży kontrast, sensybilizację dla promieniowania czerwonego; z dużych wysokości wykorzystuje się je z filtrami pomarańczowymi lub czerwonymi. Najczęściej wykorzystywane w średnich warunkach oświetlenia dla większości krajobrazów.

Błony izopanchromatyczne są uczulone w całym paśmie widma, mają zwiększoną czułość na promieniowanie zielone. Ze względu na dużą światłoczułość i duży kontrast można je wykorzystywać do fotografowania przy zmniejszonym poziomie oświetlenia.

Błony infrachromatyczne są przeznaczone do fotografowania z dużych wysokości i przy silnym zamgleniu lub o zmierzchu. Przeważnie są uczulone na promieniowanie podczerwone do długości fali 1.20 μm; stosuje się je z ciemnoczerwonym filtrem świetlnym. Błony infrachromatyczne dobrze oddają szczegóły pokrycia roślinnego, rodzaje gleb i gruntów, umożliwiają rozróżnianie podmokłości gleby, łąk podmokłych, bagien i tym podobne.

W tabeli 15.1 charakteryzuje się współzależność rodzaju emulsji i filtru świetlnego i wysokości fotografowania. Tabela zawiera współczynniki k, które charakteryzują przezroczystość atmosfery; im współczynnik k jest mniejszy, tym lepsze są warunki fotografowania powietrznego.

Tabela 15.1

Rodzaj materiału fotograf.	Filtr	Dla wysokości fotografowania				
		1 km	2 km	4 km	8 km	16 km
Ortochrom	żółty	0,08	1,14	0,24	0,40	0,52
		0,05	0,08	0,14	0,23	0,30
Izochrom	żółty	0,03	0,08	0,15	0,25	0,32
		0,03	0,07	0,13	0,21	0,27
	pomarańcz.	0,03	0,06	0,11	0,10	0,24
Panchrom		0,03	0,06	0,15	0,19	0,26
	żółty	0,03	0,05	0,11	0,17	0,23
	żółty	0,03	0,05	0,10	0,16	0,22
	pomarańcz.	0,03	0,05	0,10	0,16	0,22
	pomarańcz.	0,03	0,05	0,09	0,16	0,19
Infrachrom	czerwony	0,02	0,02	0,04	0,07	0,10

Jak wynika z treści tabeli, współczynnik k mało się zmienia dla niskich wysokości fotografowania, lecz rozpoczynając już od wysokości 4000 m można zauważyć, że wykorzystanie fal dłuższych jest korzystniejsze ze względu na przezroczystość atmosfery.

Dość często specjalne zadania fotointerpretacyjne nakładają warunki wyboru określonych materiałów światłoczułych. Dotyczy to przede wszystkim zastosowania takich lotniczych błon fotograficznych, jak: spektrostrefowych, barwnych, błon odwracalnych i innych. Wybiera się je, uwzględniając charakterystyki spektralne krajobrazu i błony fotograficznej. Niektóre dane dotyczą tego wyboru zawarto w tabeli 15.2.

Tabela 15.2

Zalecenia wyboru materiałów światłoczułych i pory fotografowania w zależności od rodzaju krajobrazu

Rodzaj krajobrazu	Okresy prac fotolotniczych		Wysokość słońca $h_\odot$	Rodzaj materiałów światłoczułych
	do foto interpretacji	do pomiarów fotogrametrycznych		
Równina, obszary upraw rolnych	późna wiosna lato	wczesna wiosna jesień	$h_\odot \geqslant 30^0$	Panchromatyczne Spektrostrefowe Barwne
Obszary leśne	lato, wczesna jesień	wczesna wiosna	$h_\odot \geqslant 35^0$	Spektrostrefowe Barwne
Stepy, półpustynie	wiosna, początek lata	wiosna	$10^0 \leqslant h_\odot \leqslant 30^0$	Panchromatyczne Spektrostrefowe
Obszary górskie	późna wiosna, lato		$h_\odot \geqslant 30^0$	Panchromatyczne
Pustynie	wczesna wiosna	wiosna	$10^0 \leqslant h_\odot \leqslant 30^0$	Panchromatyczne Spektrostrefowe

16. METODYKA PROJEKTOWANIA LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO

W wyniku analiz i obliczeń dokonanych zgodnie z treścią rozdziałów XII - XV ustala się pogląd dotyczący wartości podstawowych parametrów zdjęć lotniczych i lotu fotogrametrycznego oraz rodzaju sprzętu fotograficznego, pomocniczego i lotniczego, który w danym wypadku, może być wykorzystany do fotografowania lotniczego. Ostatnią czynnością tego etapu prac projektownych jest opracowanie w formie graficznej i tekstowej projektu technicznego lotu fotogrametrycznego i wykonania zdjęć lotniczych.

Projekt lotu składa się z części obliczeniowej i graficznej. W części obliczeniowej powinien zawierać podstawowe parametry fotogrametryczne, nawigacyjne i techniczno-eksploatacyjne przewidywanych prac fotolotniczych. Część graficzna zazwyczaj jest przedstawiona na mapie, na którą nanosi się dane dotyczące tych elementów lotu fotogrametrycznego, które są niezbędne dla danej pracy. Mapę uzupełnia się tabelami i opisem.

16.1. Obliczenie podstawowych parametrów zdjęć lotniczych

Jedną z początkowych czynności jest obliczenie i wybór ogniskowej kamery z wzoru

$$f_k = \frac{h_f}{M_z}$$

Wysokość lotu i skala zdjęć przyjęta do obliczeń musi się mieścić w przedziale uprzednio już określonych wartości $\langle h_{f_{min}}, h_{f_{max}} \rangle$ i $\langle M_{z_{min}}, M_{z_{max}} \rangle$

Następnie wybiera się kamerę pomiarową najpełniej odpowiadającą podanej zależności.

Mając podane graniczne przedziały powyższych wartości wybiera się ogniskową f_k na podstawie analizy czterech następujących wartości:

$$f'_{k_{min}} \geqslant \frac{h_{f_{min}}}{M_{z_{max}}}, \qquad f''_{k_{min}} \geqslant \frac{h_{f_{min}}}{M_{z_{min}}}$$

$$f'_{k_{max}} \leqslant \frac{h_{f_{max}}}{M_{z_{max}}} \qquad f''_{k_{max}} \leqslant \frac{h_{f_{max}}}{M_{z_{min}}} \qquad /16.1/$$

Z kolei wybiera się kamerę, której odległość obrazu będzie najbardziej zbliżone do $f_{k_{max}}$ i która równocześnie będzie spełniała inne wymagania dokładnościowe i techniczne. Dla dalszych obliczeń parametrów podstawowych duże znaczenie ma format zdjęć l_x, l_y.

Na podstawie znanej skali oblicza się zasięg zdjęć:

1. Zasięg podłużny $L_x = M_z\, l_x$
2. Zasięg poprzeczny $L_y = M_z\, l_y$
3. Obszar objęty jednym zdjęciem $S = L_x\, L_y$

Pokrycie podłużne i poprzeczne oblicza się w zależności od przyjętej technologii, albo na podstawie wzorów /14.12÷19/ oraz /14.34÷38/.

Do obliczenia bazy w skali zdjęcia stosuje się wzór:

$$b = \frac{100 - P}{100} l_x$$

gdzie P jest pokryciem podłużnym w procentach.

Wielkość bazy zdjęć w terenie B_x i odstęp pomiędzy szeregami - bazę poprzeczną - oblicza się następująco

$$B_x = M_z\, l_x\, \frac{100-P}{100}; \quad B_y = M_z l_y\, \frac{100-Q}{100}$$

Następnie oblicza się kąty bazowe λ_x i λ_y:

$$tg\, \lambda_x = \frac{B_x}{h_f} = \frac{b}{f_k}\, \frac{100-P}{100\, f_k}\, l_x \qquad /16.2/$$

$$tg\, \lambda_y = \frac{B_y}{h_f} = \frac{100-Q}{100\, f_k}\, l_y$$

Wybór średniej płaszczyzny, obliczenie wysokości lotu

W terenie równinnym wysokość średniej płaszczyzny obszaru fotografowania /płaszczyzny odniesienia/ określa się według wzoru:

$$H_{śr} = \frac{H_{max} + H_{min}}{2} \qquad /16.3/$$

gdzie H_{max} i H_{min} są odpowiednio największą i najmniejszą wysokością punktu w terenie.

Dla rejonów pofałdowanych $H_{śr}$ wybiera się jako średnią arytmetyczną kilku punktów lub według wzoru:

$$H_{śr} = H_{max} - \frac{1}{3} \ /H_{max} - H_{min}/.$$

Natomiast w rejonach podgórskich i górskich $H_{śr}$ wybiera się z wielu punktów:

$$H_{śr} = \frac{\sum_{1}^{n} H_{max} + \sum_{1}^{n} H_{min}}{2\,n} \qquad /16.4/$$

Wysokość średniej płaszczyzny oblicza się dla każdego arkusza opracowywanej mapy, a w niektórych wypadkach - nawet dla części arkusza.

Wysokość fotografowania, liczoną od poziomu morza /absolutną/, oblicza się z wzoru

$$h_{abs} = h_f + H_{śr}$$

Często wykorzystuje się wysokości liczone od poziomu lotniska. Jeśli ΔH_1 jest różnicą występującą pomiędzy wysokością lotniska H_{lot} a wysokością średniej płaszczyzny, to

$$\Delta H_1 = H_{śr} - H_{lot}$$

Wówczas $h_{lot} = h_f + \Delta H_1$

W projekcie technicznym podaje się zarówno wysokość fotografowania h_f, wysokość absolutną h_{abs}, jak i wysokość lotu w stosunku do lotniska h_{lot}.

Oblicza się również bezpieczną wysokość lotu:

$$h_{bezp} = h_{min} + H_{max} + h_{\Delta p} \qquad /16.5/$$

gdzie h_{min} jest minimalną wysokością lotu, która przy locie na podstawie wysokościomierzy barycznych wynosi 400 m dla terenu równinnego i 600 m dla terenu górzystego, przy locie zaś z orientacją wizualną, odpowiednio 100 i 300 m; H_{max} - jest wysokością najwyżej położonego punktu terenu w promieniu 25 km od fotografowanego rejonu, uwzględniając wysokość budowli sztucznych; $h_{\Delta p}$ - jest poprawką wynikającą z różnicy ciśnień na poziomie morza i na trasie lotu. W czasie wykonywania

lotu fotogrametrycznego wysokość fotografowania nie może być mniejsza od wysokości bezpiecznej

$$h_{abs} \geqslant h_{bezp}$$

Podział obszaru fotografowania na rejony prac

Podział całego obszaru fotografowania na poszczególne rejony pra następuje na podstawie różnic wysokości punktów terenu, dopuszczalnej długości szeregów oraz wydajności prac fotolotniczych.

Arkusze map, dla których stosunek różnic wysokości do wysokości fotografowania jest mniejszy od 0,2:

$$\frac{H_{max} - H_{min}}{h_f} \leqslant 0,2 \qquad /16.6/$$

można fotografować łącznie, a maksymalna długość szeregów określa się z wzoru

$$D_{x\,max} \leqslant 0,002\ M_z$$

Wielkość $D_{x_{max}}$ określa długość rejonu, natomiast, jak wykazuje praktyka, szerokość rejonu D_y powinna być taka, aby uwzględniając wydajność prac fotolotniczych, cały rejon można było sfotografować najwyżej w czasie dwóch wylotów. W ten sposób określa się maksymalne wymiary długości D_x i szerokości D_y rejonu prac.

Jeśli stosunek różnic wysokości punktów terenu do wysokości fotografowania ΔH przewyższa 0,2:

$$\frac{H_{max} - H_{min}}{h_f} > 0,2 \qquad /16.7/$$

to wybiera się te arkusze, dla których $H : h_f \leqslant 0,2$ i łączy się je w jeden rejon. Równocześnie powinien być spełniony warunek, że różnic wysokości średnich płaszczyzn tych arkuszy nie przekraczają wartości $0,1\ h_f$

$$|H_{śr} - H_{śr}| \leqslant 0,1\ h_f \qquad /16.8/$$

Gdy powyższe warunki nie są spełnione, to każdy arkusz fotografuje się oddzielnie.

Przy fotografowaniu obszarów podgórskich lub górskich podział na rejony może się nie zgadzać z granicami arkuszy map, gdyż wówczas o podziale mogą decydować kierunki rozmieszczenia poszczególnych form terenowych /pasa wzniesień, dolin itp./.

Obliczanie danych techniczno-eksploatacyjnych

Największy dopuszczalny czas naświetlenia zależy od prędkości podróżnej i dopuszczalnej wielkości rozmazania obrazu. Oblicza się go z wzoru

$$t_{max} = \frac{\delta_r M_z}{W_p}$$

Odstęp czasu pomiędzy wykonaniem kolejnych zdjęć w szeregu t_b oblicza się z następującej zależności:

$$t_b = \frac{B_x}{W_p} = \frac{/100-P/\ l_x}{100\ W_p} M_z \qquad /16.9/$$

Liczbę zdjęć w szeregu N_x oraz liczbę szeregów N_y oblicza się na podstawie wymiarów rejonu prac

$$N_x = \frac{D_x}{B_x} + 3; \quad N_y = \frac{D_y}{B_y} \qquad /16.10/$$

a całkowita liczba zdjęć w danym rejonie wynosi

$$N_{xy} = M_x N_y \cdot K \qquad /16.10/$$

gdzie K jest współczynnikiem uwzględniającym możliwości zmiany liczby zdjęć z różnych względów /w tym wykonanie lotów poprawkowych/. Dla poszczególnych skal przyjmuje się następujące wartości współczynników K

Tabela 16.1

Skala zdjęć	k
do 1:6000	1,32
1:6000-1:15000	1,22
powyżej 1:15000	1,16

Otrzymaną wartość N_{xy} wykorzystuje się do obliczenia niezbędnego zapasu błony lotniczej F:

$$F = 2\ N_{xy}\ /l_x + \Delta l/ \qquad /16.11/$$

gdzie Δl - jest odstępem na filmie pomiędzy poszczególnymi kadrami.

Momenty włączania kamery na początku szeregu i wyłączania na jego końcu określa się z zapasem wynoszącym 1,5 B_x. Przy kamerach, w których cykl pracy rozpoczyna się od ekspozycji, wystarczy zapas równy jednej bazie zdjęć B_x. Uwzględniając powyższe przy obliczaniu kilometrażu

rejonu D_R, jeśli wszystkie szeregi są jednakowej długości, to wykorzystuje się wzór

$$D_R = N_y /D_x + 3B_x/ \qquad /16.12/$$

a przy różnych długościach szeregów oblicza się go z zależności

$$D_R = \sum_{1}^{N} /D_{x_i} + 3B_x/ \qquad /16.12/$$

Jeśli dany rejon prac fotolotniczych leży po zewnętrznej stronie obszaru fotografowania, to granice zewnętrzne zabezpiecza się w taki sposób, że wzdłuż nich wykonuje się dodatkowy szereg zdjęć.

Inne dane nawigacyjne i eksploatacyjne

Oblicza się kurs samolotu dla osi szeregów zdjęć lotniczych. Przy kierunku lotów wschód zachód kursy rzeczywiste A_G będą wynosiły 90^0 lub 270^0; przy lotach północ-południe - 0^0 lub 180^0.

Jeśli do nawigowania wykorzystuje się przyrządy magnetyczne to należy obliczać kursy magnetyczne A_M. Wówczas

$$A_M = A_G - \Delta_M \qquad /16.13/$$

gdzie Δ_M jest deklinacją magnetyczną. W czasie lotu po trasie szeregu będzie wykorzystywany kurs busolowy A_K, który można obliczyć z zależności:

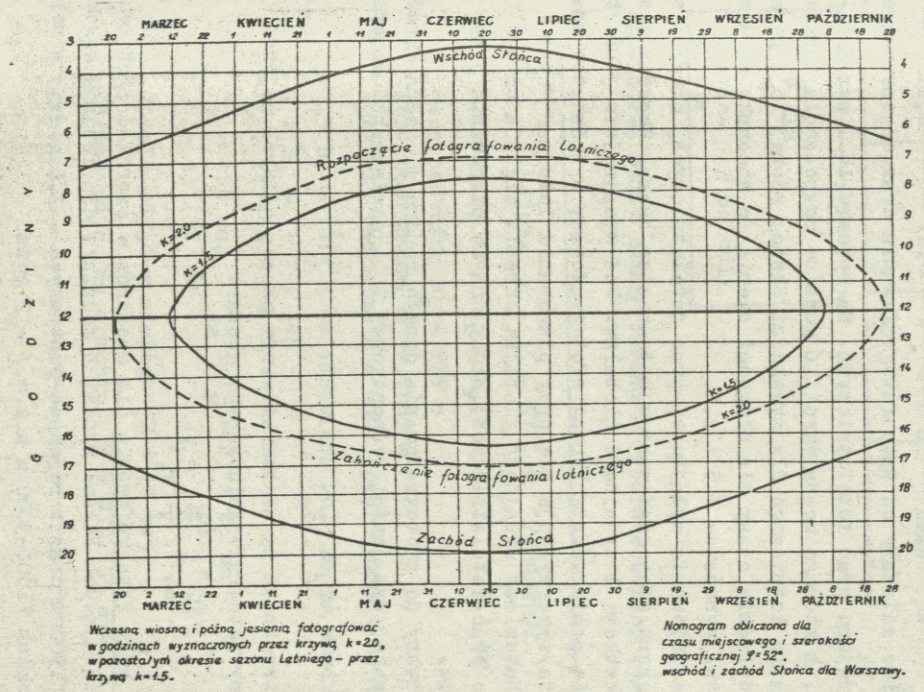
$$A_K = A_M - \Delta_K \qquad /16.14/$$

gdzie Δ_K jest dewiacją busoli.

Do kursu tego należy jeszcze wnieść poprawkę spowodowaną znoszeniem samolotu, a więc niezgodnością kierunku wektora prędkości lotu z kierunkiem ruchu mas powietrznych. Czynność tę wykonuje się już w czasie trwania lotu fotogrametrycznego, przed wlotem na pierwszy szereg. Natomiast inne poprawki do przyrządów pokładowych powinny być określone już wcześniej, przed sezonem prac fotolotniczych.

Elementy nawrotu i wlotu na sąsiedni szereg można częściowo obliczyć przed lotem, a w czasie lotu uwzględniać tylko poprawki spowodowane odchyleniami wartości przyjętych do obliczeń od danych realnych. Metodykę lotu po szeregu i wykonania nawrotów podaje się w następnym rozdziale.

Czas rozpoczęcia i zakończenia fotografowania lotniczego w danym dniu zależy od wysokości Słońca nad horyzontem oraz od czasu wschodu i zachodu Słońca.



Rys.16.1. Nomogram do określenia czasów rozpoczęcia i zakończenia fotografowania lotniczego w zależności od daty i wysokości Słońoa.

Graniczną wartością jaką się przyjmuje, jest wysokość Słońca nad horyzontem równa 10^0. Jeśli przez t_{10^0} oznaczyć czas, w którym słońce wznosi się od horyzontu na wysokość 10^0 to godzinę rozpoczęcia i zakończenia fotografowania określa się z zależności:

$$T_p = t_{wsch} + t_{10^0}$$

$$T_z = t_{zach} - t_{10^0} \qquad /16.15/$$

T_p i T_z będą więc zależały od daty fotografowania oraz od szerokości geograficznej rejonu prac fotolotniczych. Na rysunku 16.1 przedstawiono nomogram, z którego można określić godzinę rozpoczęcia i zakończenia fotografowania lotniczego dla wysokości Słońca równej 10^0, ponadto zawiera on odpowiednie czasy dla długości cienia /w stosunku do wysokości przedmiotu/ wynoszące 1,5 i 2,0.

W celu zdefiniowania wydajności prac fotolotniczych, określa się powierzchnię terenu sfotografowanego w jednostce czasu. Rozróżnia się wydajność jednostkową i wydajność globalną. Pod wydajnością jednostkową przyjmuje się powierzchnię terenu sfotografowaną w jednostce czasu lotu. Pojęcie to wykorzystuje się przy planowaniu lotu nad danym rejonem prac. Natomiast wydajność globalna określa się dla całego sezonu letniego prac fotolotniczych; służy ona do planowania prac w całym obszarze.

Czas potrzebny do sfotografowania danego rejonu t_r można określić na podstawie znanej wydajności jednostkowej W_r i powierzchni rejonu S

$$t_r = \frac{S}{W_r}$$

Suma czasów potrzebnych na sfotografowanie poszczególnych rejonów daje czas ogólny fotografowania danego obszaru

$$t_{ob} = \sum_{i}^{n} t_{r_i}$$

Efektywny czas fotografowania dla obszarów o szerokościach geograficznych odpowiadających Polsce wynosi 3 godziny; dla rejonów górskich o wysokości do 1500 m oraz w rejonach pustynnych - 2,5 godz.; w rejonach wysokogórskich /1500-3000 m n.p.m./ - 2 godz.

Przy obliczaniu czasu lotu samolotu, do czasu efektywnego t_e dodaje się czas niezbędny na dolecenie t_d, powrót t_p oraz nawigacyjny zapas paliwa wyrażony w postaci czasowej t_{naw}

$$t_{sam} = t_d + t_p + t_e + t_{naw} \qquad /16.16/$$

D_x = 9 100 m

D_y = 7 100 m

60,3 / 37,2 — 23,1 0 — 3	52,0 / 37,2 — 14,8 0 — 5	52,0 / 38,7 — 13,3 25 — 0	52,0 / 39,5 — 12,5 18 — 5
60,0 / 39,0 — 21,0 8 — 3	68,1 / 43,4 — 24,7 23 — 0	77,5 / 39,0 — 38,5 12 — 5	80,0 / 39,5 — 40,5 10 — 5
66,0 — 22,0 10 — 6	55,0 — 12,8 8 — 3	56,3 — 14,1 15 — 5	76,5 — 35,5 10 — 3

H = 46,1

55,8

53,4

$H_{śr}$ = 51,8

ΔH_{min} = -14,6

ΔH_{max} = +28,2

H_{max} / H_{min} ΔH

% zalesienia — % osiedli

Rys.16.2a. Szkic oceny terenu i wyboru średniej płaszczyzny.

Rejon: M - 34 - 67 - B /KOSOWO/

Wymiary rejonu /L_x x L_y/: 7,1 x 9,1 km

Baza podłużna B_x = 676 m

Baza poprzeczna B_y = 1183 m

Pokrycie podłużne P = 60%; poprzeczne Q = 30%

1,5 B_x = 1014 m co odpowiada 20,2 mm na mapie

1 : M_z = 1 : 7 348

h_f = 1124 m

f_k = 153 mm; l_x x l_y = 23 x 23 cm

Λ_x = 43° 32′ 6" Λ_y = 31° 1′ 25"

Liczba zdjęć w szeregu N = 17 szt.

Liczba zdjęć na arkuszu M x N = 135 szt.

Rys.16.2b. Metryczka nalotu.

Ogólny czas nalotu zwiększa się ze względu na konieczność wykonania wstępnych lotów zwiadowczych. Dla obszarów równinnych i pagórkowatych średni współczynnik zwiększenia wynosi 1,15, a dla terenów podgórskich i górskich - 1,20.

Na podstawie znajomości ogólnego czasu nalotu oblicza się niezbędny zapas paliwa i innych materiałów, określa się również liczbę samolotów potrzebnych do fotografowania danego obszaru.

Wykreślenie planu nalotu

Plan nalotu wykreśla się na mapie topograficznej. Skalę mapy wybiera się w zależności od skali zdjęć lotniczych. Ogólnie można zalecić następujące zasady wyboru:

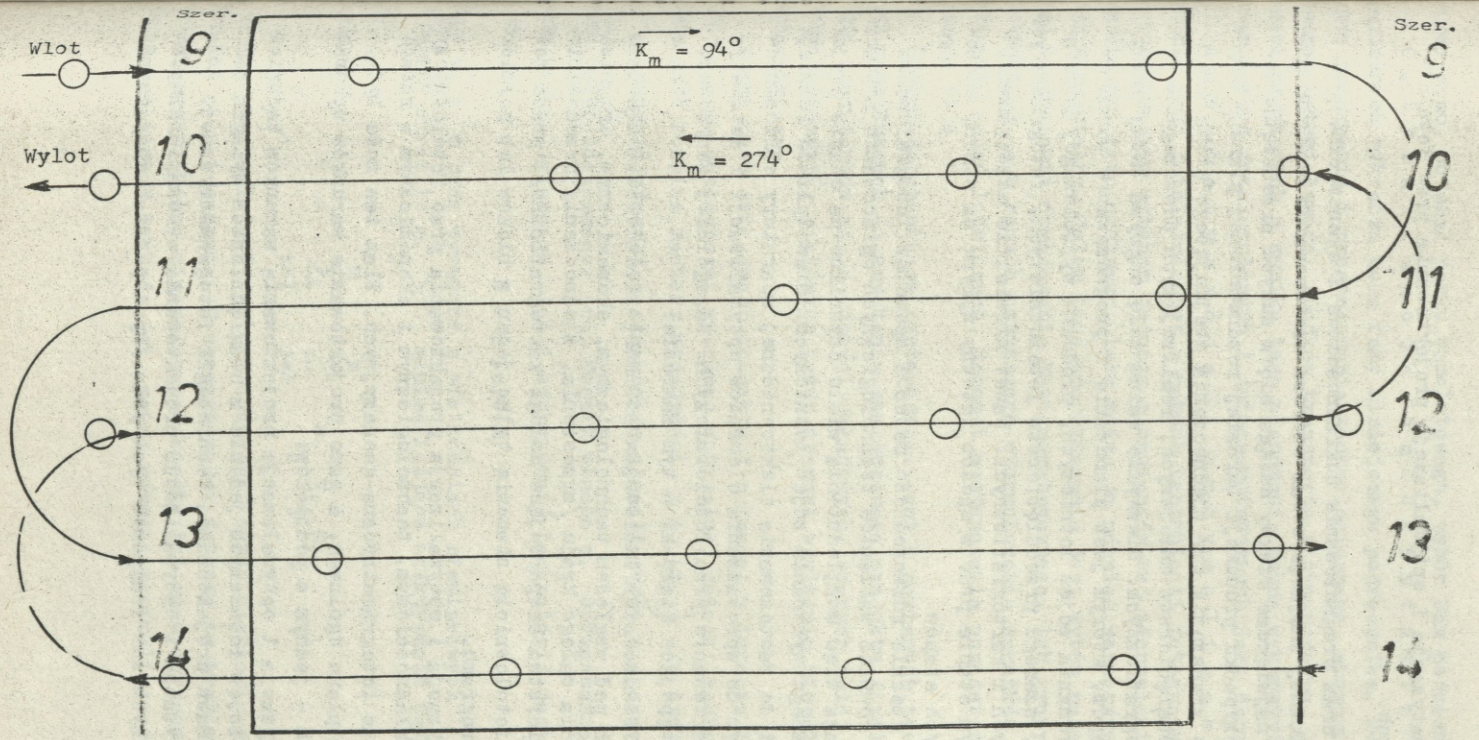
- przy fotografowaniu w skalach wielkich, włącznie do skal 1:8000-1:9000, projekt zazwyczaj wykonuje się na mapach w skali 1:25000;

- przy fotografowaniu w skalach średnich, do skal 1:35000-1:40 000 włącznie; projekt zazwyczaj wykonuje się na mapach w skali 1:50 000;

- przy fotografowaniu w skalach małych, mniejszych od 1:40 000, projekt zazwyczaj wykreśla się na mapach w skali 1:100 000, a przy bardzo małych skalach fotografowania - nawet na mapach 1:200 000.

Na mapę nanosi się obrys rejonu, wykreśla się trasy i wpisuje numery szeregów, oznacza się miejsca włączenia i wyłączenia kamer lotniczych, wybiera się dozory /punkty orientacyjne/ na początku i końcu każdego szeregu oraz dozory na trasach z takim wyliczeniem, aby nawigator miał zawsze w polu widzenia na trasie danego szeregu co najmniej dwa dozory. Na szeregach wypisuje się kursy magnetyczne w obu kierunkach lotu, kąty bazowe /kąty celowania na trasy sąsiednich szeregów/, wysokość fotografowania, a w wypadku gdy poszczególne szeregi zdjęć należy wykonać z różnych wysokości, to podaje się wysokości lotu dla każdego szeregu /rys.16.2 i 16.3/.

Do mapy dołącza się metryczkę nalotu, w której podaje się wszystkie niezbędne dane, jak: skalę zdjęć, typ kamery, długość ogniskowej, pokrycie podłużne i poprzeczne zdjęć, liczbę zdjęć na każdym szeregu, rodzaj błony lotniczej i inne. Projekt nalotu może być uzupełniony opisem, w którym będą zawarte inne specjalne wymagania dotyczące wykonania danego lotu fotogrametrycznego.



Rys. 16.3. Projekt nalotu /na mapie 1:50 000/
Linie czerwone oznaczają miejsca włączania lub wyłączania kamery; kółkami oznaczono dozory wejściowe i kontrolne na trasie.

16.2. Automatyzacja i optymalizacja projektowania prac fotolotniczych.

Planowanie oraz prognozowanie dokładnościowe i ekonomiczne produkcji kartograficznej znajduje coraz szersze zastosowanie w wielu krajach. Wprawdzie największe efekty osiąga się w dużych przedsiębiorstwach, lecz w przypadku produkcji bardziej rozdrobnionej planuje się prace dla całego zrzeszenia czy zjednoczenia obejmującego kilka lub kilkanaście przedsiębiorstw mniejszych, realizujących poszczególne etapy prac kartograficznych. Niezwykle ważną rolę odgrywa tutaj jeden z pierwszych etapów, którym jest planowanie i prognozowanie warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych, produktu wyjściowego, podstawowego dla pracy szeregu przedsiębiorstw fotolotniczych, fotogrametrycznych, geodezyjnych i kartograficznych. Nawet niewielkie oszczędności poczynione na tym etapie prac w sposób istotny wpłyną na stronę ekonomiczną pozostałych etapów.

Istniejąca obecnie różnorodność metod i sposobów fotografowania lotniczego, jak również wariantów technologicznych opracowania fotogrametrycznego wymaga więc uwzględnienia wielu czynników na etapie projektowania technicznego wykonania zdjęć lotniczych. Niewątpliwie istnieją tutaj przesłanki do zastosowania elektronicznej aparatury obliczeniowej, a wraz z tym do wprowadzenia elementów optymalizacji i automatyzacji przy projektowaniu prac fotolotniczych. Najogólniej zarysowują się obecnie następujące kierunki w tym zakresie:

1. Automatyzacja i optymalizacja planowania całokształtu prac kartograficznych pod względem technologicznym, ekonomicznym, organizacyjnym i innym dla całego kraju /zrzeszenia, zjednoczenia przedsiębiorstw, przedsiębiorstwa eksportujące usługi kartograficzne/; prace fotogrametryczne i fotolotnicze stanowią tylko jeden z bloków lub podbloków tego ogólnego programu.

2. Automatyzacja i optymalizacja projektowania prac fotolotniczych pod względem dokładnościowym, technologicznym i ekonomicznym w ramach całokształtu prac fotogrametryczno-geodezyjnych. Plan ten może być jednym z bloków planu ogólnego, a samo projektowanie warunków wykonania zdjęć lotniczych - jednym z podbloków.

3. Automatyzacja i optymalizacja projektowania warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych jedynie z uwzględnieniem wymagań dokładnościowych w ramach projektowanej technologii fotogrametrycznej.

4. Automatyzacja i optymalizacja projektowania wykonania samych prac fotolotniczych lub fragmentu tych prac /np.: podział obszaru na

ejony prac, podział parku samolotowego, wybór baz pośrednich itp./.

O p t y m a l i z a c j a c a ł o k s z t a ł t u prac kartograficznych wykracza poza ramy niniejszego podręcznika, gdyż obejmuje sferę planowania i prognozowania technologicznego, ekonomicznego, finansowego, materiałowego, środków transportu i tym podobne. Jednak wiele danych uzyskanych w wyniku tego planowania można wykorzystać do projektowania prac fotolotniczych i fotogrametrycznych jako dane wyjściowe.

A u t o m a t y z a c j a i o p t y m a l i z a c j a projektowania prac fotolotniczych w ramach technologii fotogrametrycznej z równoczesnym wyborem jednego z wariantów tej technologii/ jest częścią projektu ogólnego, lecz można ją również rozpatrywać jako problem samodzielny. Celem tego projektowania jest wybór najefektywniejszej technologii opracowania fotogrametrycznego, lub grupy takich technologii, a w ramach powyższego sformułowania warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Schemat postępowania przedstawiono na rysunku 16.4.

Ogólne założenia są następujące. Jest k wariantów technologicznych prowadzących do uzyskania zamierzonego produktu finalnego /mapy/. Każdy z wariantów ma n części składowych, zwanych dalej elementami technologicznymi, z których każdy stanowi względnie niezależny etap technologiczny.

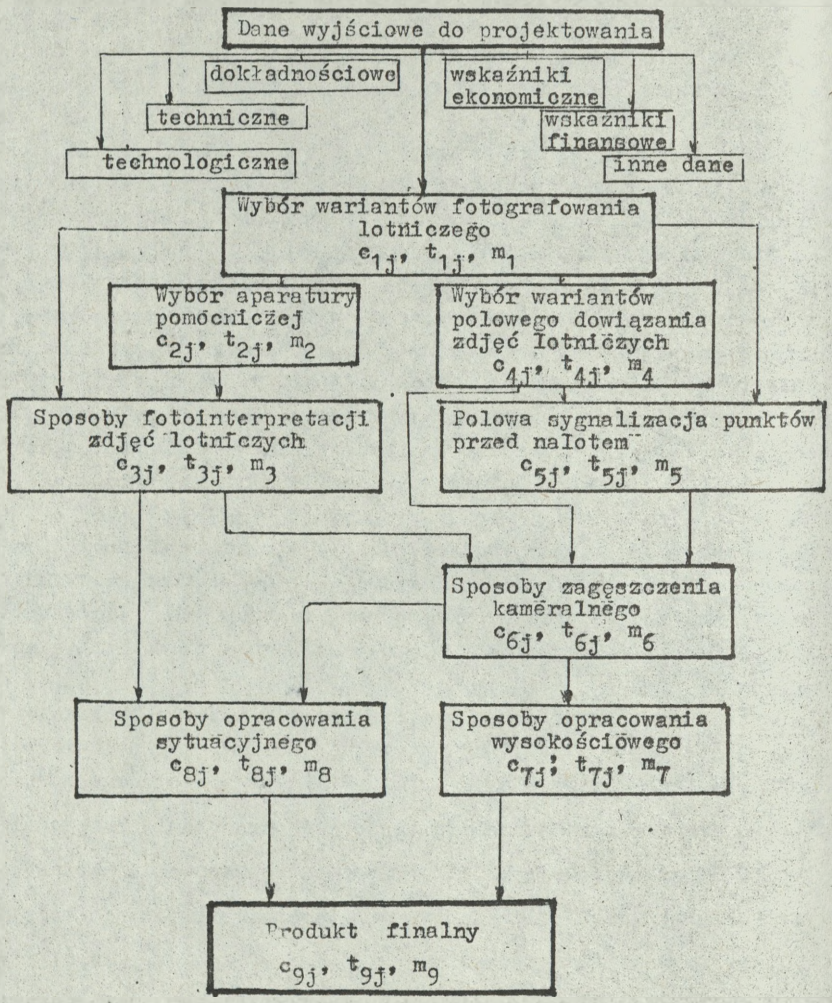
Znana jest dokładność produktu finalnego; w istocie będzie to m funkcja sumy dokładności wybranej optymalnej ścieżki technologicznej. Znana jest również macierz wydajności $t = \left(t_{i_j}\right)$ /w szczególności t_{i_j} może być odwrotnością jednostkowego czasu opracowania danego elementu technologicznego/ oraz koszty własne c_{i_j} opracowania każdego elementu technologicznego. Jeśli efektywność technologii jest funkcją:

$$E = f\,/c,t,m/ \qquad /16.17/$$

gdzie c, t, m będą wyrażone w wielkościach niemiarowych i względnych, to należy określić $m_{i_j} > 0$ minimalizujące efektywność technologii:

$$E = \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} c_{i_j}\, t_{i_j}\, m_{i_j} \qquad /16.18/$$

Powyższą zależność należy uzupełnić ograniczeniami, wynikającymi z treści celu i zadania. W szczególności dotyczy to problemu, co należy minimalizować. Można minimalizować koszty lub czas opracowania z zachowaniem założonych dokładności, można również minimalizować równocześnie



Rys.16.4. Schemat automatyzacji i optymalizacji projektowania prac fotolotniczych w ramach projektowania całej technologii fotogrametrycznej.

i koszty i czas opracowania. Wówczas warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych otrzyma się w wyniku rozwiązania dwóch początkowych bloków procesu technologicznego, a więc w ramach wyboru wariantów fotografowania lotniczego i pomocniczej aparatury fotolotniczej.

A u t o m a t y z a c j a p r o j e k t o w a n i a warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych. Sam etap projektowania warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych można również rozpatrywać jako zadanie samodzielne. Wówczas na podstawie wymagań dokładnościowych, danych o rejonie prac, danych o sprzęcie fotograficznym, fotolotniczym i pomocniczym oraz szeregu innych danych wypracowuje się zbiór informacji zawierający warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych. Na rysunku 16.5 przedstawiono taki schemat, automatyzujący proces projektowania zdjęć lotniczych oraz załączono przykład tabulogramu z wynikami /rys.16.6/.

W części pierwszej tabulogramu zawarto dane o sprzęcie. W programie tym wyboru kamery lotniczej dokonuje się na podstawie założonej dokładności zdjęć lotniczych, dokładności /ortoskopii/ układu optycznego kamery oraz rodzaju rzeźby i wielkości deniwelacji terenu przewidywanego do fotografowania lotniczego.

Część druga zawiera wszystkie dane niezbędne do wykonania lotu fotogrametrycznego i kontroli pracy urządzeń pokładowych podczas lotu.

W części trzeciej podaje się dane niezbędne do wykreślenia projektu nalotu, jak również niektóre dane prognozujące dokładność zdjęć oraz ewentualne sposoby ich wykorzystania fotogrametrycznego.

W opracowaniu programu wykorzystano wzory, które są treścią poprzednich i niniejszego rozdziału /12÷16/.

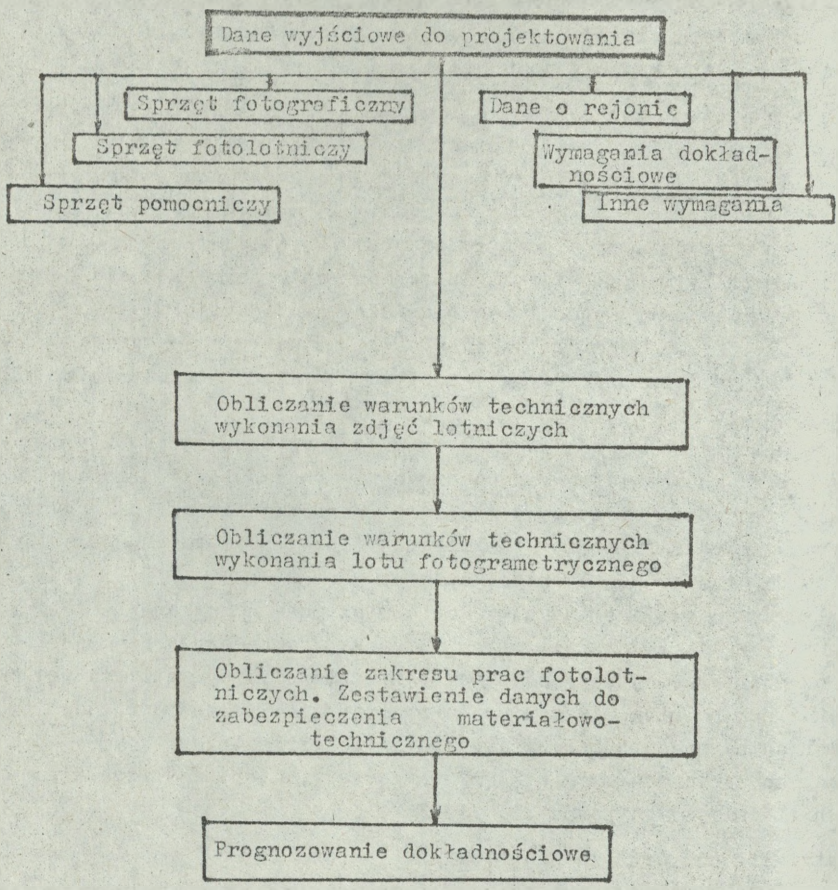
Optymalizacja prac fotolotniczych.

W realizacji wielu elementów procesu technologicznego można zastosować metody optymalizujące pracę. Jednym z przykładów może być podział środków transportu powietrznego do realizacji zadań w poszczególnych rejonach fotografowania.

Znane są warunki techniczne wykonania zdjęć lotniczych[x/]. Zakłada się posiadanie n obiektów do fotografowania i m samolotów fotogrametrycznych. Koszt fotografowania j-ego obiektu na i-tym samolocie oznacza się c_{ij}. Wydajność każdego samolotu na każdym obiekcie określa macierz $\lambda = (\lambda_{ij})$. Znane są resursy każdego samolotu a_i /i = 1,2, ..., m/ i zakres prac na każdym obiekcie b_j /i = 1, 2, ..., m/. Trzeba

---

x/ Opracowano według artykułu S.G. Baranowej [5].



Rys.16.5. Schemat automatyzacji projektowania zdjęć lotniczych.

zestawienie zadania na wykonanie zdjec lotniczych

rejon 1234 / 9876

Sprzet

Kamera wild rc-8, obiektyw aviogon, ogniskowa f = 152.24 mm
Autoskop wild rst-2

Fotografowanie terenu wykonac na lotniczej blonie filmowej
panchromatycznej,
szerokosc filmu - 24 cm

Warunki techniczne lotu

Skala 1 : 16809

nr pasa	wysokosc lotu npm	bx w m	px w procentach	py	dh max	h sred	ilosc zdjec	uwagi o wykonaniu
1	2533	1529	60.2	30.2	10	5	14	
2	2551	1518	60.5	30.5	25	13	20	
3	2551	1518	60.5	30.5	25	13	20	
4	2582	1499	61.0	31.0	50	25	26	
5	2582	1499	61.0	31.0	50	25	26	
6	2643	1462	62.0	32.0	100	50	32	
7	2643	1462	62.0	32.0	100	50	32	

Uwaga : wysokosci lotu obliczono od poziomu morza

kontrola skali

16606 16676 16676 16794 16794 17036 17036

srednia rejonu 1 : 16803

maksymalny czas ekspozycji przy zmazie d=0.025 mm i predkosci w=200 km/godz wynosi t= 1 / 132 sek.

odstep czasu pomiedzy zdjeciami przy w=200 km/godz. t = 27.0 sek.

ilosc zdjec na calym rejonie n = 198

potrzebny zapas blony filmowej - 106.52 m

kilometraz rejonu 308 km

czas pracy nad rejonem /bez dolotow/ przy fotografowaniu w jedna strone t = 3.08 godz.

3.dane do projektu

projekt nalotu wykonac na mapie 1 : 50000
na arkusz mapy projektu przypada 7 szeregow.

odleglosc pomiedzy szeregami w terenie by = 2649.94 m ,
w skali mapy - 53.00 mm,
1.5 x bx = 2247.59 m, w skali mapy - 44.95 mm.

roznice paralaks :dp sred = 2.03 dp max = 3.57 mm

maksymalne bledy za deniwelacje /w mm/ na poszczegolnych szeregach dla skali 1 : 10000

0.30 0.75 0.75 1.49 1.49 2.93 2.93

wzgledne dokladnosci okreslenia wysokosci na modelu dla metody : numerycznej - 0.172 m, analogowej - 0.574 m, orograficznej - 1.023 m.

przewidywane dokladnosci rozwiniecia aerotriangulacji metoda analityczna przy mdp=0.006 i mx,y=0.01mm :
dla n= 6
mz= 0.590 md= 0.675 /w metrach/

dla n= 12
mz= 1.029 md= 1.172 /w metrach/

Rys.16.5. Zadanie fotolotnicze - wydruk z maszyny cyfrowej.

tak podzielić posiadany sprzęt lotniczy na poszczególne obiekty, aby uzyskać minimalne koszty własne.

Dane początkowe można przedstawić w postaci tabeli /tabela 16.2/.

Tabela 16.2

Całkowity resurs samolotów	Zakres prac na poszczególnych obiektach					
	b_1	b_2	...	b_j	...	b_n
a_1	x_{11} λ_{11} c_{11}	x_{12} λ_{12} x_{12}	...	x_{1j} λ_{ij} c_{ij}	...	x_{1n} λ_{1_n} c_{1n}
a_2	x_{21} λ_{21} c_{21}	x_{22} λ_{22} c_{22}	...	x_{2j} λ_{2j} c_{2j}	...	x_{2n} λ_{2_n} c_{2n}
	...	...	...	...	...	...
a_2	x_{il} λ_{il} c_{il}	x_{i2} λ_{i2} c_{i2}	...	x_{ij} λ_{ij} c_{ij}	...	x_{in} λ_{in} c_{in}
...	...	...	...	...	...	...
a_m	x_{ml} λ_{ml} c_{ml}	x_{m2} λ_{m2} c_{m2}	...	x_{mj} λ_{mj} c_{mj}	...	x_{mn} λ_{mn} c_{mn}

W tabeli przez x_{ij} oznaczono czas potrzebny do wykonania nalotu j-ego obiektu na i-tym samolocie. Jeśli za kryterium optymalizacji przyjmie się minimalne koszty własne, to model matematyczny podziału parku samolotowego przyjmie następującą postać:

należy określić $x_i \geqslant 0$ minimalizujące funkcję celu

$$F = \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} c_{ij} \lambda_{ij} x_{ij} \qquad /16.19/$$

stosując następujące ograniczenia:

1/ odnośnie resursu nalotu dla każdego samolotu

$$\sum_{j=1}^{n} x_{ij} \leqslant a_i \quad /i = 1, 2, \ldots, m/$$

2/ odnośnie zakresu prac

$$\sum_{i=1}^{m} \lambda_{ij} x_{ij} = b_j \quad /j = 1,2, \ldots n/.$$

Model przedstawiony powyższymi wzorami jest zbliżony do modelu transportowego otwartego, różni się jedynie obecnością mnożnika λ_{ij}. W konkretnych warunkach wykonania zdjęć lotniczych, zbliżonych do istniejących w naszym kraju, należy zwrócić uwagę na składnik b_i. Objętość /zakres/ prac na każdym fotografowanym obiekcie będzie zależała od trzech czynników:

1/ czasu b_i^0 potrzebnego na dolecenie od bazy stałej B do bazy polowej B_i;

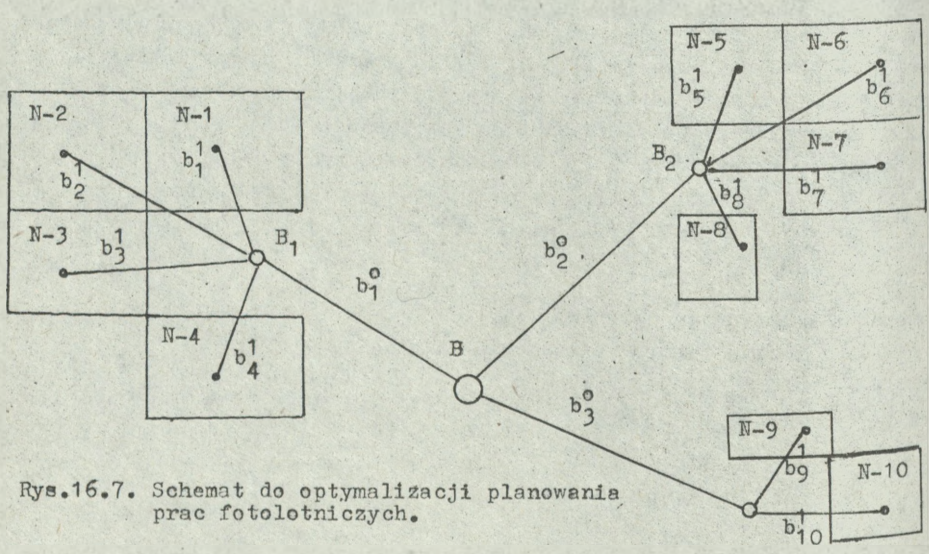
2/ czasów b_i^1 potrzebnych na doloty od bazy polowej B_i do rejonów fotografowania N_j; liczbę czasów b_i^1 można obliczyć z następującej zależności:

$$k = \frac{b_i}{\lambda_o}$$

gdzie λ_o - jest dzienną wydajnością samolotu na i-tym obiekcie; a więc k oznacza liczbę dolotów od bazy polowej do rejonu fotografowania;

3/ właściwego czasu pracy b_i potrzebnego na wykonanie prac fotolotniczych.

Na rysunku 16.7 przedstawiono schematycznie plan prac fotolotniczych nadających się do optymalizacji wyżej opisanym sposobem.



Rys.16.7. Schemat do optymalizacji planowania prac fotolotniczych.

17. PROJEKTOWANIE ZDJEC PERSPEKTYWICZNYCH I KONWERGENTNYCH

Wszystkie zdjęcia lotnicze wykonywane przy odchyleniu głównej osi kamery na kąt większy niż 3^0 należą do grupy zdjęć nachylonych. Jest to niezwykle obszerna grupa zdjęć lotniczych lecz ze względu na mikłe zastosowanie fotogrametryczne niżej rozpatruje się tylko kilka jej wariantów.

17.1. Zdjęcia perspektywiczne

Są to zdjęcia o nachyleniu $>15^0$, na których wyraźnie obserwuje się perspektywę. Dla uproszczenia rozważań przyjmuje się, że jeden z boków zdjęcia jest równoległy do linii horyzontu. Wówczas obszar sfotografowany na zdjęciu będzie odpowiadał w terenie powierzchni trapezu regularnego /rys.17.1/. Dla projektowania zdjęć perspektywicznych należy określić, wysokość fotografowania, bazę zdjęć, odległość pomiędzy szeregami oraz powierzchnię zdjęcia i jej wymiary w zależności od kąta nachylenia osi głównej kamery lotniczej.

Zdjęcia perspektywiczne projektuje się przeważnie do celów fotointerpretacyjnych, dlatego skalę zdjęć wzdłuż jednej z linii określa się wychodząc z kryterium zdolności rozdzielczej. Przeważnie oblicza się skalę dla głównej poziomej zdjęcia lub dla jednej z krawędzi horyzontalnych zdjęcia.

Jeśli znana jest skala wzdłuż głównej poziomej zdjęcia, to z rys. 17.1 wynika, że:

$$SO = f\, M_z,$$

skąd $h_f = SO \cos\alpha$

Znając wysokość fotografowania można obliczyć pozostałe elementy. Zgodnie z rysunkiem 17.1 wysokość trapezu EG równa się:

$$EG = h_f \left[\operatorname{tg}(\alpha+\beta) - \operatorname{tg}(\alpha-\beta)\right]$$

Jeśli oznaczyć boki trapezu AB = L_{x_1} oraz CD = L_{x_2}, to wychodząc z podobieństwa trójkątów $\triangle$ ABS i $\triangle$ abS otrzymuje się:

$$L_{x_1} = l_x \frac{h_f \cos\beta}{f_k \cos(\alpha-\beta)}$$

Natomiast porównując trójkąty $\triangle$ CDS i $\triangle$ cdS otrzyma się:

$$L_{x_2} = l_x \frac{h_f \cos\beta}{f_k \cos(\alpha+\beta)}$$

Podstawiając powyższe dane do wzoru na powierzchnię trapezu ora zakładając kwadratowy format zdjęć, otrzymuje się zasięg po ierzchni wy zdjęcia perspektywicznego:

$$S_p = h_f^2 \sin\beta \left[\frac{tg(\alpha+\beta) - tg(\alpha-\beta)}{\cos(\alpha-\beta)} + \frac{tg(\alpha+\beta) - tg(\alpha-\beta)}{\cos(\alpha+\beta)} \right]$$

względnie /17.

$$S_p = h_f^2 \sin\beta \cdot [tg(\alpha+\beta) - tg(\alpha-\beta)] \left[\frac{1}{\cos(\alpha+\beta)} + \frac{1}{\cos(\alpha-\beta)} \right.$$

Jeśli P i Q są to odpowiednio pokrycie podłużne i poprzeczne zdj lotniczych, to wykorzystując wyżej wyprowadzone zależności można obli czyć bazę zdjęć oraz odległość pomiędzy szeregami

$$B_x = \frac{2h_f (100 - P)}{100} \cdot \frac{\sin\beta}{\cos(\alpha+\beta)} \qquad /17.2/$$

$$B_y = \frac{h_f (100-Q)}{100} [tg(\alpha+\beta) - tg(\alpha-\beta)]$$

Skalę wzdłuż linii równoległych do głównej poziomej zdjęcia obli cza się z wyrażenia

$$\frac{1}{M_z} = \frac{f_k}{h_f} \left(\cos\alpha \pm \frac{l_y}{2f_k} \sin\alpha \right) \qquad /17.3/$$

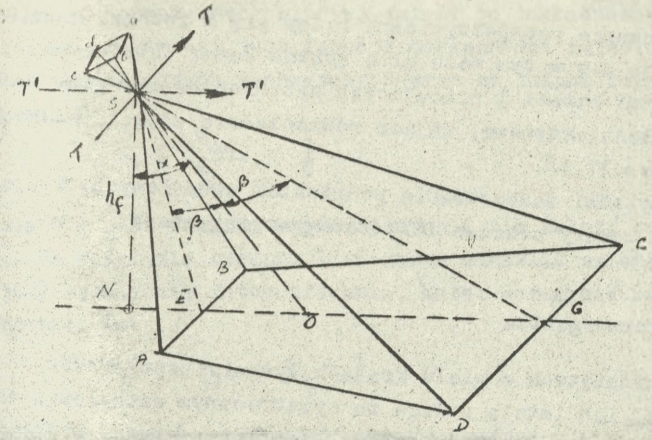
natomiast do obliczenia skali punktów skrajnych zdjęcia perspektywicz nego, leżących na głównej pionowej zdjęcia, wykorzystuje się wzór

$$\frac{1}{M_z} = \frac{f_k}{h_f} \left(\cos\alpha \pm \frac{l_y}{2f_k} \sin\alpha \right)^2 \qquad /17.4/$$

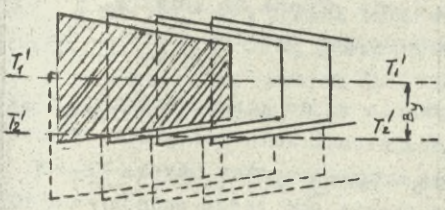
W praktyce lotniczej stosuje się dwa następujące sposoby fotogra fowania perspektywicznego:

1/ nachylenie kamery lotniczej jest zgodne z kierunkiem lotu; wówczas zdjęcia i szeregi zdjęć układają się w sposób przedstawiony na rysunku 17.2;

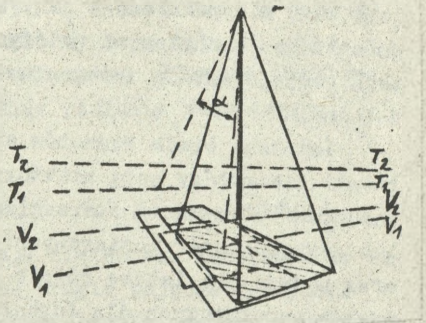
2/ kamera lotnicza jest nachylona w bok, prostopadle do kierunku lotu; wówczas ułożenie zdjęć w szeregu i wzajemne położenie szeregów przedstawia rysunek 17.3. Na rysunku tym linie TT wytyczają rozmiesz czenie punktów nadirowych wzdłuż szeregów, natomiast linie VV - punkt



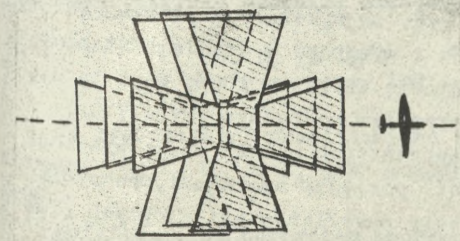
Rys.17.1. Geometria zdjęcia perspektywicznego.



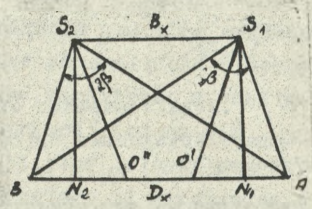
Rys.17.2. Szkic ułożenia zdjęć lotniczych przy nachyleniu kamery do przodu lub do tyłu wzdłuż linii nadirowej.



Rys.17.3. Szkic ułożenia zdjęć lotniczych przy nachyleniu kamery w kierunku prostopadłym do kierunku lotu.



Rys.17.4. Szkic ułożenia zdjęć lotniczych przy fotografowaniu zespołem kamer pionowo-perspektywicznych.



Rys.17.5. Zdjęcia pionowo-zbieżne przy pokryciu podłużnym t_x = 100%.

głównych zdjęć lotniczych.

Często fotografowanie perspektywiczne łączy się z fotografowaniem pionowym. Wykorzystuje się w tym celu albo system kamer lotniczych nachylonych pod różnymi kątami i pracujących synchronicznie, albo specjalne kamery wieloobiektywowe, dające równocześnie zdjęcia pionowe i perspektywiczne /rys.17.4/.
Znane są również przypadki zastosowania podwieszeń wahadłowych, które zmieniają nachylenie kamery podczas lotu fotogrametrycznego.

17.2. Zdjęcia konwergentne

W latach pięćdziesiątych w wielu krajach zyskały popularność zdjęcia konwergentne. Ich istota polega na symetrycznym odchyleniu osi kamery od linii pionu w płaszczyźnie bazowej /wzdłuż szeregu/ o określony kąt, w wyniku czego otrzymuje się stereogram, składający się z dwóch zdjęć nachylonych, których promienie główne są zbieżne. W Polsce tego rodzaju metodę fotografowania lotniczego nazwano: zdjęcia płaskozbieżne.

Istnieje wiele sposobów otrzymywania zdjęć konwergentnych, które różnią się między sobą niektórymi parametrami lotu fotogrametrycznego, warunkami otrzymania stereogramu oraz samym sposobem użycia kamery lub zespołu kamer pomiarowych. Niżej omawia się jeden sposób /wariant/ oraz podaje się istotę różnic innych wariantów. Nie wyprowadza się wzorów podstawowych dla fotografii konwergentnej, ograniczając się jedynie do elementów niezbędnych przy projektowaniu tego rodzaju zdjęć.

Zakłada się, że do fotografowania użyto dwóch kamer sprzężonych, z których jedna jest nachylona do przodu, a druga - skierowana do tyłu i pochylona o ten sam kąt.

W wariancie głównym przyjmuje się, że wykonane z pierwszego stanowiska zdjęcie, nachylone do przodu i wykonane z drugiego stanowiska zdjęcie nachylone do tyłu, pokrywają się wzdłuż w 100%. Jest to więc wariant z pojedynczą bazą i 100% pokryciem podłużnym /rys.17.5/.

Dla zaprojektowania zdjęć konwergentnych należy znać: wysokość fotografowania, bazę zdjęć, odległość pomiędzy szeregami, pokrycie t_x i poprzeczne t_y stereogramów oraz kąty nachylenia osi głównych /lub kąty konwergencji/ i parametry kamer lotniczych /odległość obrazu, wymiary zdjęcia, kąt rozwarcia kamery/.

Wysokość fotografowania można obliczyć wychodząc z kryteriów dokładnościowych. Jednak dokładność pomiaru wysokości terenu na podst

wie zdjęć konwergentnych mniej zależy od dokładności pomiaru różnic paralaks, natomiast jest funkcją dokładności zdjęcia m_x i sposobu zmian współrzędnych zachodzących wraz ze zmianą różnic wysokości w terenie C:

$$h_f = \frac{m_{\Delta h}}{m_x} \cdot \frac{1}{C} \qquad /17.5/$$

gdzie C - jest funkcją współrzędnych i nie zależy od wysokości lotu.

Na podstawie rysunku 17.5 można określić zależność pomiędzy bazą zdjęć, wysokością fotografowania, kątem rozwarcia kamery i kątem konwergencji 2α:

$$B_x = A\,N_2 - A\,N_1$$

a więc $B_x = h_f\,[\operatorname{tg}(\beta+\alpha) - \operatorname{tg}(\beta-\alpha)]$ /17.6/

Kąt β jest stały dla danej kamery lotniczej, h_f - jest funkcją dokładności, zatem wzór ten wyraża zależność pomiędzy bazą zdjęć i kątem konwergencji przy t_x=100%, gdzie przez t_x oznaczono pokrycie podłużne.

Z rysunku można również obliczyć zasięg podłużny stereogramu, który będzie się równał

$$D_x = h_f\,[\operatorname{tg}(\beta+\alpha)+\operatorname{tg}(\beta-\alpha)] \qquad /17.7/$$

Jeśli zgodnie z założeniem fotografuje się dwiema kamerami, to na stanowisku S_2 równocześnie będzie wykonane drugie zdjęcie nachylone do przodu. Wówczas długość pasa terenu, który będzie wzajemnie pokrywał dwa sąsiednie stereogramy, można obliczyć na podstawie rysunku 17.6:

$$A'B = 2\,h_f \operatorname{tg}(\beta-\alpha) \qquad /17.8/$$

Natomiast pokrycie podłużne stereogramu w procentach wyniesie:

$$t_x = \frac{2\,h_f \operatorname{tg}(\beta-\alpha)}{D_x} 100 \qquad /17.9/$$

Na rysunku 17.7 przedstawiono zasięgi zdjęć konwergentnych. Obszar $C_5\,C_2\,C_3\,C_6\,D_3\,D_4$ jest wspólny dla obu zdjęć tworzących stereogram.

Jeśli t_y jest pokryciem poprzecznym stereogramów, to do obliczenia odległości pomiędzy szeregami wychodzi się z krótszego boku zdjęcia, a więc z odcinka $C_2\,C_3$. Wówczas

$$B_y = (100-t_y)\,C_2C_3$$

gdzie t_y jest pokryciem poprzecznym w procentach.

Na podstawie rysunków 17.5 i 17.9 można obliczyć długość odcinka C_2C_3

$$C_2C_3 = 2\ b_f\ tg\beta\ \cos(\beta - \alpha)$$

A więc ostatecznie odległość pomiędzy szeregami wynosi

$$B_y = 2/100-t_y/\ h_f\ tg\beta\ \cos(\beta - \alpha) \qquad /17.10/$$

W wyniku powyższych rozważań otrzymano wszystkie elementy niezbędne do zaprojektowania zdjęć konwergentnych. Pozostałe składowe projektu otrzymuje się w sposób podobny jak podczas planowania zdjęć pionowych.

17.3. Inne warianty zdjęć konwergentnych

Zmiany długości bazy zdjęć, kąta nachylenia kamery lub wysokości fotografowania w porównaniu z wariantem głównym powodują zmniejszenie pokrycia podłużnego zdjęć. W zasadzie mogą zaistnieć dwa następujące wypadki:

1/ prawe zdjęcia układają się "na prawo" od lewych; ilustruje to rysunek 17.8;

2/ prawe zdjęcia układają się "na lewo" od lewych; przedstawia to rysunek 17.9.

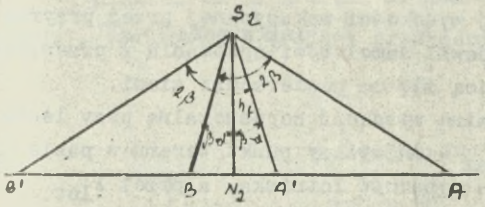
Na podstawie prostych rozważań teoretycznych można stwierdzić, że warianty te są mniej korzystne od wariantu głównego, jednak czasem ich zastosowanie wynika z wzajemnej relacji pomiędzy elementami zdjęć konwergentnych. Na przykład jeśli $\alpha > \beta$, to w ogóle jest niemożliwy wariant główny, wówczas należy stosować inne warianty, w szczególności ten, w którym prawe zdjęcia układają się na lewo od lewych, względnie można zwielokrotniać bazę fotografowania.

Zwielokrotnienie bazy fotografowania pozwala na zwiększenie kąta nachylenia kamery. Na rysunku 17.10 przedstawiono wariant fotografowania z podwójną bazą i 100% pokryciem podłużnym.
Z rysunku wynika, że przy pojedynczej bazie pokrycie podłużne stereogramów będzie minimalne. Zastosowanie fotografowania z podwójną bazą zwiększa to pokrycie o 50%.

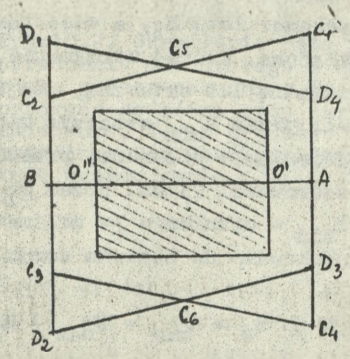
Przy podwójnej bazie również można otrzymywać zdjęcia ze zmniejszonym pokryciem podłużnym, a więc te przypadki gdy prawe zdjęcia układają się na prawo względnie na lewo od lewych. Ponadto, oprócz

baz podwójnych, można fotografować z bazą potrójną, poczwórną i tym podobne. Zwielokrotnienie bazy tylko w niewielkim stopniu wpływa na zwiększenie prac fotolotniczych, gdyż najistotniejszą sprawą charakteryzującą zakres prac jest zachowanie tej samej liczby szeregów zdjęć.

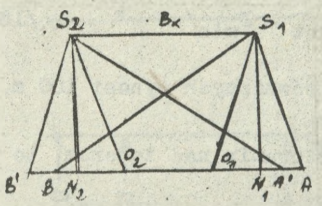
Wyżej rozpatrzono sposób otrzymywania zdjęć konwergentnych gdy do fotografowania stosuje się dwie kamery w specjalnym podwieszeniu, pracujące synchronicznie. Ponadto można wykorzystywać kamery pojedyncze umieszczone w podwieszeniach wahadłowych, jak również kamery z pryzmatami przed obiektywem, zmieniającymi bieg promieni. Oczywiście w każdym z wymienionych przypadków w czasie projektowania zdjęć lotniczych należy uwzględniać właściwości stosowanego sprzętu fotolotniczego.



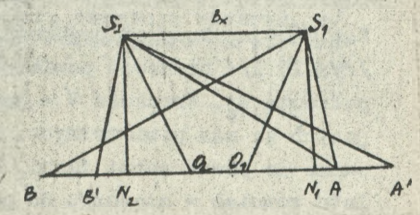
Rys.17.6. Pokrycie wzajemne zdjęć pionowo-zbieżnych wykonanych z jednego stanowiska.



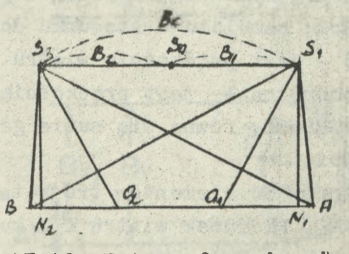
Rys.17.7. Zasięgi zdjęć pionowo-zbieżnych.



Rys.17.8. Wariant fotografowania pionowo-zbieżnego gdy prawe zdjęcia są ułożone na prawo od lewych.



Rys.17.9. Wariant fotografowania pionowo-zbieżnego gdy prawe zdjęcia są ułożone na lewo od lewych.



Rys.17.10. Fotografowanie pionowo-zbieżne z podwójną bazą.

18. METODYKA WYKONANIA LOTU FOTOGRAMETRYCZNEGO

18.1. Elementy nawigacyjne lotu fotogrametrycznego

Lot samolotu fotogrametrycznego w czasie wykonywania zdjęć pomiarowych charakteryzują takie elementy nawigacyjne, jak wysokość lotu nad terenem oraz składowe nawigacyjne trójkąta prędkości. Fotografowanie pomiarowe zazwyczaj odbywa się w locie horyzontalnym, dlatego wysokość lotu nad średnią płaszczyzną terenu powinna być stała. Sposoby określania średniej płaszczyzny terenu, wysokości fotografowania oraz przyrządy służące do pomiaru i kontroli wysokości lotu przedstawione w rozdziałach 11 i 14. Niżej podaje się tylko sposób określenia bezpiecznej wysokości lotu h_b, a więc takiej wysokości wskazywanej przez przyrządy pokładowe, której utrzymanie zapewni samolotowi uniknięcie spotkania z przeszkodą naturalną lub sztuczną, znajdującą się na powierzchni ziemi.
Jeśli przez h_{min} oznaczyć minimalną wysokość dopuszczalną przy locie z orientacją wizualną, przez H_{max} - najwyższy punkt terenu w pasie o szerokości 25 km, przez H_{lot} - wysokość lotniska, a przez P_{lot} i P_{min} - ciśnienie /w milimetrach słupka rtęci/ na lotnisku i na trasie, zredukowane do poziomu morza, to:

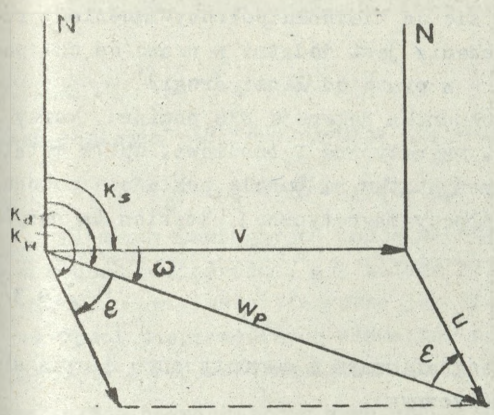
$$h_b = h_{min} + H_{max} - H_{lot} + 11\ (P_{lot} - P_{min}) \qquad /18.1/$$

Przyjmuje się, że h_{min} dla terenów równinnych wynosi 100 m, a dla terenów górzystych - 400 m.
Jeśli przez h_f oznaczyć wysokość fotografowania nad terenem, to

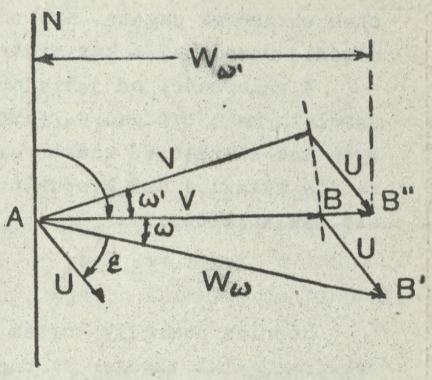
$$h_f \geqslant h_b \qquad /18.2/$$

Nawigacyjny trójkąt prędkości jest utworzony przez następujące wektory /rys.18.1/: prędkość powietrzną / V /, prędkość wiatru / U / i prędkość podróżną W_p. Prędkość V - jest prędkością samolotu w stosunku do otaczających go mas powietrznych. Prędkość U - jest prędkością wiatru w stosunku do powierzchni Ziemi. Prędkość podróżna W_p jest prędkością samolotu również w stosunku do powierzchni Ziemi; równa się sumie geometrycznej dwóch poprzednich wektorów prędkości.

Oprócz wymienionych wartości wektorów do elementów trójkąta nawigacyjnego należą jeszcze: kurs samolotu K_s, kierunek wiatru K_w, kurs drogi K_d, kąt znoszenia ω i kąt wiatru ε .

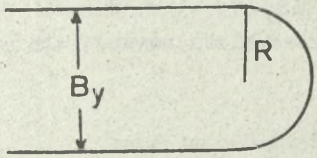


Rys.18.1. Nawigacyjny trójkąt prędkości.

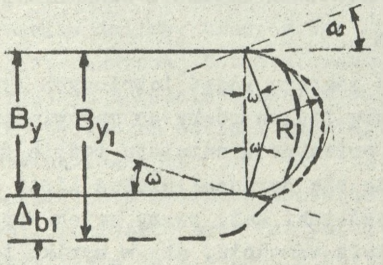


Rys.18.2. Określenie kąta wyprzedzenia dla szeregu o kierunku północ-południe; W_ω - prędkość podróżna przy kącie znoszenia, $W_{\omega'}$ - prędkość podróżna przy uwzględnieniu kąta wyprzedzenia.

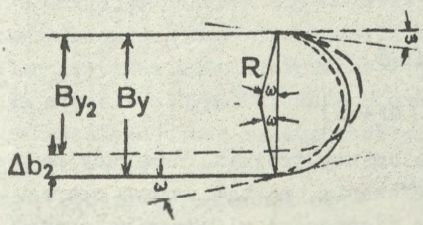
a/



b/



c/



Rys.18.3. Elementy skrętu przy przelocie na sąsiedni szereg jednym skrętem o 180°: a/ bez kąta znoszenia, b/ przy rozpoczęciu skrętu z wiatrem, c/ przy rozpoczęciu skrętu pod wiatr.

Kursy i kierunek wiatru mierzy się od kierunku północy zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Kąt znoszenia jest dodatni w prawo od osi podłużnej samolotu, a kąt wiatru - w prawo od linii drogi.

W zależności od jakiego południka dokonuje się pomiaru, kursy samolotu mogą być geograficzne, magnetyczne i busolowe. Wpływ metalowych mas i urządzeń elektrycznych statku na busolę pokładową powoduje, że nie wskazuje ona kierunku północy magnetycznej. Różnica ta nazywa się dewiacją busoli

$$\Delta_b = K_m - K_b \qquad /18.3/$$

Różnica pomiędzy kursem geograficznym i magnetycznym nazywa się deklinacją lub zboczeniem magnetycznym:

$$\Delta_m = K_g - K_m \qquad /18.4/$$

Wielkość dewiacji określa się na podstawie wykresu poprawek sporządzanego dla każdej busoli, natomiast deklinację odczytuje się z map magnetycznych.

Ze wzorów /18.3,4/ wynika, że kursy samolotu równają się odpowiednio

$$K_m = K_b + \Delta_b \qquad /18.5/$$

$$K_g = K_m + \Delta_m$$

lub

$$K_g = K_b + \Delta_b + \Delta_m$$

Jeśli AB /rys.18.2/ jest trasą szeregu zdjęć lotniczych /kursem drogi/ to w przypadku gdy kurs samolotu będzie równy azymutowi linii drogi, wiatr spowoduje, że wprawdzie orientacja samolotu będzie zgodna z kierunkiem AB, lecz samolot będzie się poruszał wzdłuż linii AB!

W danym przypadku należy znaleźć taki kąt, zwany kątem wyprzedzenia ω, o który należy zmienić kurs samolotu, aby w wyniku tego samolot poruszał się wzdłuż linii AB. Z rysunku 18.2 wynika

$$\sin\omega = \frac{U}{V} \sin\varepsilon \qquad /18.6/$$

$$\sin\omega' = \frac{U}{V} \sin(\omega+\varepsilon)$$

Kąt wyprzedzenia i inne elementy trójkąta nawigacyjnego określa się przed rozpoczęciem fotografowania, na tak zwanym szeregu bazowym /którym również może być trasa pierwszego planowanego szeregu/.

Z rysunku 18.2 wynika, że kurs samolotu

$$K_s = K_d - \omega'$$

Uwzględniając /18.5/ otrzymuje się kurs busoli

$$K_b = K_d - \omega' - \Delta_b - \Delta_m \qquad /18.7/$$

Elementy nawigacyjne można mierzyć następującymi sposobami:

- w sposób bezpośredni, gdy załoga podczas wykonywania lotu mierzy określone wielkości fizyczne jak długość, prędkość i kąt, oblicza wartości poszczególnych elementów nawigacyjnych i następnie wykorzystuje je w procesie nawigowania;
- w sposób pośredni, gdy wykonuje się tylko niektóre czynności /np. celowanie za pomocą wizjera optycznego na określony punkt terenu i pomiar czasu/, natomiast obliczanie wartości elementów nawigacyjnych i ich uwzględnianie w procesie lotu odbywa się półautomatycznie lub automatycznie;
- w sposób automatyczny, gdy pomiar elementów nawigacyjnych i ich uwzględnianie odbywa się automatycznie.

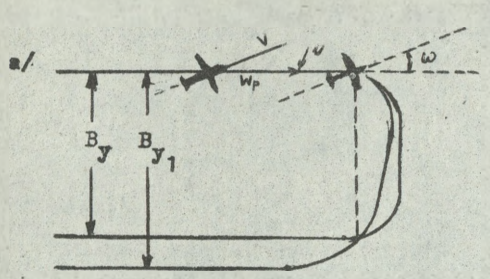
18.2. Metodyka fotografowania lotniczego

Fotografowanie obiektów liniowych, takich jak: rzeki, wybrzeża morskie, wąskie doliny, trasy dróg, linie kolejowe, rurociągi i tym podobne, jest zazwyczaj fotografowaniem jednoszeregowym o kierunku szeregów zgodnym z rozmieszczeniem obiektów w terenie. Całą trasę dzieli się wówczas na odcinki proste, dla których określa się podstawowe elementy nawigacyjne.

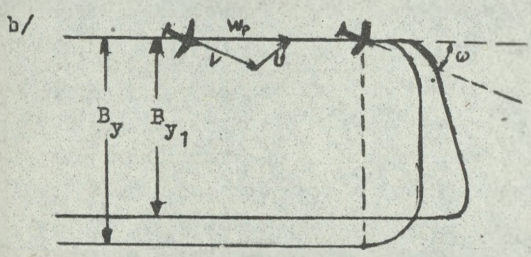
Fotografowanie obiektów powierzchniowych zazwyczaj odbywa się w kierunkach równoleżnikowych lub południkowych. W pierwszym przypadku kursy geograficzne będą wynosiły 90^0 i 270^0, a w drugim - 0^0 i 180^0. Całą powierzchnię pokrywa się wówczas równoległymi szeregami zdjęć lotniczych rozmieszczonymi w odstępach co B_y, gdzie B_y - jest bazą poprzeczną fotografowania. Przelot z jednego szeregu na szereg sąsiedni może się wówczas odbywać kilkoma sposobami.

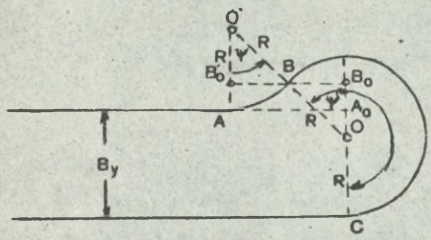
Najczęściej stosuje się następujące przeloty:

- jednym skrętem;
- dwoma skrętami w jedną stronę;
- dwoma skrętami w różne strony;
- dwoma skrętami z "ósemką".

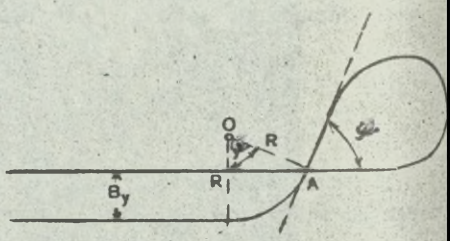


Rys.18.4. Wlot na sąsiedni szereg za pomocą dwóch skrętów o 90° w jedną stronę: a/ przy rozpoczęciu skrętu z wiatrem samolot należy dwukrotnie skręcać o kąt 90° +, b/ przy rozpoczęciu skrętu pod wiatr samolot należy skręcać o kąty 90° - .

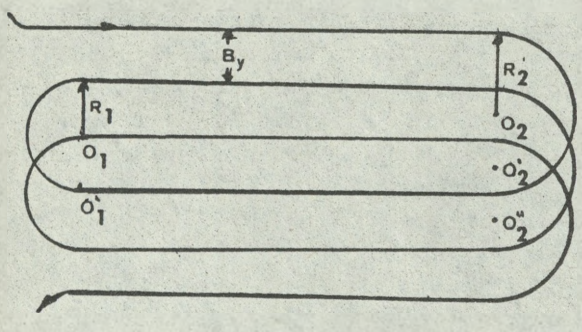




Rys.18.5. Wlot na sąsiedni szereg dwoma skrętami w różne strony.



Rys.18.6. Wlot na sąsiedni szereg dwoma skrętami w przeciwne strony z niepełną ósemką; kąt znoszenia jest równy zeru.



Rys.18.7. Schemat fotografowania wieloszeregowego przy przelotach na co drugi i co trzeci szereg.
$R_1 = B_y$, $R_2 = 1,5\ B_y$.

Promień skrętu R, prędkość powietrzna i kąt przechyłu samolotu ε są wzajemnie uzależnione, co wyraża się następującym wzorem

$$R = \frac{V^2}{9{,}81 \cdot \operatorname{tg} \varepsilon} \qquad /18.8/$$

Przy wykonywaniu przelotu na sąsiedni szereg za pomocą jednego zakrętu, przy kącie znoszenia $\omega = 0$ promień skrętu jest równy połowie bazy poprzecznej zdjęć /rys.18.3a/

$$R = 0{,}5\ B_y$$

Wówczas kąt przechyłu będzie się równał

$$\varepsilon = \operatorname{arc\ tg} \frac{2\,V^2}{9{,}81\ B_y} \qquad /18.9/$$

a czas wykonania skrętu

$$T = \frac{\pi\ B_y}{V}$$

Każdy typ samolotu posiada właściwy sobie przedział promieni skrętu i kątów przechyłu dla wirażu prawidłowego. Przejście na sąsiedni szereg za pomocą jednego skrętu stosuje się wówczas, gdy wartość minimalnego promienia skrętu spełnia nierówność

$$R_{min} \leqslant 0{,}5\ B_y$$

oraz gdy kąt przechyłu ε ma wartości

$$10^0 < \varepsilon < 45^0$$

W przypadku gdy istnieje znoszenie, samolot należy skręcić o kąt $180^0 + 2\omega$. Jeśli samolot rozpoczyna zakręt z wiatrem, to ślad trasy, którą przeleci nie będzie półokręgiem, lecz jego deformacją, w wyniku której, po wykonaniu zakrętu, samolot wleci na trasę równoległą do planowanej, lecz oddaloną od niej na odległość Δb_1. Przy rozpoczęciu skrętu pod wiatr samolot wleci na trasę szeregu położoną bliżej od planowanej o Δb_2. Dla wykonania prawidłowego skrętu wybiera się właściwy promień krzywizny

$$R = B_y \cdot K$$

gdzie K jest współczynnikiem uzależnionym od siły i kierunku wiatru, przy tym

$$K = \left[2 \cos \omega \pm \pi \cdot \sin \omega \left/ 1 + \frac{\omega}{90^0} \right/ \right]^{-1} \qquad /18.10/$$

Wartości współczynnika K dla niektórych kątów znoszenia podano w tabeli 18.1 [86, s.145].

Tabela 18.1

ω°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°
K_1 dla zakrętu z wiatrem	0,50	0,47	0,44	0,42	0,40	0,38	0,36	0,35	0,34
K_1 dla zakrętu pod wiatr	0,50	0,53	0,56	0,60	0,64	0,68	0,73	0,78	0,84

Obliczenie elementów skrętu według podanej tabeli umożliwia prawidło wlot na sąsiedni szereg.

Jeśli odległości pomiędzy sąsiednimi szeregami są duże i jeśli zalecane promienie skrętu są znacznie mniejsze od wartości 0,5 B_y, o wyraża następujące nierówności:

$$R_{max} \ll 0{,}5\ B_y$$

to wlot na sąsiedni szereg wykonuje się dwoma skrętami o 90° w jedną stronę, przy tym pomiędzy skrętami samolot odbywa lot po prostej pro padłej do kierunku szeregów /rys.18.4/. W przypadku istnienia kąta z szenia oba skręty należy wykonać o kąty $90^\circ + \omega$. Ponieważ znoszenie zniekształci łuk skrętu, więc w zależności od tego, czy pierwszy zak nastąpi z wiatrem, czy pod wiatr, samolot wleci na trasę położoną da lub bliżej od planowanej. Zastosowanie odpowiednich współczynników p obliczaniu elementów skrętu, podobnie jak w poprzednim sposobie, umo liwi prawidłowe wejście na planowany szereg.

W przypadku gdy odstęp pomiędzy szeregami jest mniejszy od podw wartości promienia skrętu, a więc gdy

$$R_{min} > 0{,}5\ B_y$$

co zdarza się dość często przy fotografowaniu wielkoskalowym, wlot n sąsiedni szereg wykonuje się sposobem dwóch kolejnych skrętów w prze ciwnych kierunkach. Pierwszy skręt o pewien kąt Ψ następuje w kieru zewnętrznym do trasy kolejnego szeregu, a po nim następuje drugi skr o kąt $180^\circ + \Psi$ w kierunku wewnętrznym. Jeśli pominąć wpływ wiatru, t wielkość kąta Ψ i promienia skrętu można obliczyć na podstawie rysun 18.5.

ponieważ

$$B_y = R + OA_0$$

zaś $OA_0 = OB_0 - A_0B_0 = R\cos\Psi - /R - R\cos\Psi / = 2R\cos\Psi - R$

to

$$B_y = 2R\cos\Psi \qquad /18.11/$$

oraz

$$\Psi = \arccos \frac{B_y}{2R}$$

Drugi sposób stosowany w tym przypadku polega na wykonaniu następującego manewru: po przeleceniu trasy, na końcu szeregu wybiera się charakterystyczny punkt terenowy A położony w miarę możliwości na linii nadirowej. Następnie wykonuje się skręt zewnętrzny w taki sposób, aby samolot nadleciał nad wybrany punkt A pod pewnym kątem Ψ w stosunku do poprzedniego szeregu /rys.18.6/. W momencie przelotu nad punktem A samolot rozpoczyna skręt w stronę przeciwną o kąt Ψ po wykonaniu którego powinien wlecieć na trasę wybranego szeregu.
Jeśli przyjąć, że znoszenie $\omega = 0$, to

$$B_y = R - R\cos\Psi$$

skąd

$$\Psi = \arccos /1 - \frac{B_y}{R} / \qquad /18.12/$$

Oba przypadki podwójnych skrętów w przeciwnych kierunkach przedstawiono przy braku kąta znoszenia.
Jeśli $\omega \neq 0$, wówczas znacznie komplikują się wzory służące do obliczenia elementów wirażu. Wtedy zazwyczaj wykorzystuje się nomogramy obliczone dla różnych wartości kąta znoszenia.
Zastosowanie automatyzacji w procesie nawigowania, w tym takich przyrządów jak APR /automat zakrętu programowanego/, urządzeń radiolokacyjnych i autonomicznych znacznie upraszcza sposób przelotu na kolejny szereg, ponadto zapewnia większą dokładność wykonania tego manewru.

W niektórych przypadkach fotografowania wielkoskalowego, gdy optymalny promień skrętu samolotu mieści się w granicach 1 - 1,5 bazy poprzecznej, można rekomendować fotografowanie jednym skrętem o 180^0, lecz z wlotem na co drugi lub co trzeci szereg.
Schemat takiego fotografowania przedstawiono na rysunku 18.7.
W tym przypadku pierwszy zespół sześciu szeregów wykonuje się przy skrętach w prawo, przy tym skręty wzdłuż ramki wschodniej będą wykonywane z wlotem na co trzeci szereg, a skręty przy ramce zachodniej - na co drugi szereg. Następny zespół sześciu szeregów będzie wykonywany

w sposób dwrotny.

18.3. Sposoby nawigowania stosowane w czasie lotu fotogrametrycznego.

Istnieje kilka sposobów nawigowania w czasie lotu fotogrametrycznego, do ważniejszych należą następujące: wzrokowy, instrumentalny oraz z wykorzystaniem aparatury autonomicznej. Łączy się również poszczególne sposoby. Wybór sposobu nawigowania zależy od takich czynników jak: warunki techniczne lotu fotogrametrycznego /głównie - wysokość fotografowania/, rodzaj i jakość pokładowych przyrządów nawigacyjnych oraz osiągi samolotu.

Lot według orientacji wzrokowej polega na porównywaniu mapy z terenem i ustalaniu kursu samolotu na podstawie obserwacji charakterystycznych punktów terenowych określanych z mapy. W tym przypadku do pomocy wykorzystuje się również różnego rodzaju wizjery nawigacyjne, jak celowniki przeziernikowe i optyczne. Metoda taka szybko męczy załogę, gdyż wymaga ciągłego napięcia uwagi przez wiele godzin lotu, również potrzebne są bardzo dobre i aktualne materiały kartograficzne.

Lot według przyrządów jest bardziej prosty w realizacji, lecz dokładność przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych nie zawsze pozwala na jego wykonanie. Dopiero w ostatnich kilkunastu latach pojawiły się przyrządy o dużej dokładności, które w pełni nadają się do tego rodzaju zadań, lecz nie zawsze można je zainstalować na samolocie fotogrametrycznym. Najczęściej stosuje się obie metody równocześnie, to znaczy wykonuje się lot według przyrządów, a kontrolę lotu i poprawki do kursu wprowadza się na podstawie obserwacji wzrokowej.

Sposoby przygotowania lotu fotogrametrycznego przez pilota, nawigatora i fotooperatora oraz czynności załogi samolotu związane z jego realizacją są zawarte w odpowiednich instrukcjach lotniczych. Sposób przygotowania i przeprowadzenia dolotu do rejonu fotografowania oraz powrót z rejonu do bazy również musi być zgodny z obowiązującą ogólną instrukcją nawigacyjną.

Należy również przewidzieć i podać przypadki, w których przerywa się prace fotolotnicze i zarządza powrót do bazy. Zazwyczaj odbywa się to:

a/ po wykonaniu zadania,

b/ z powodu pogorszenia się warunków atmosferycznych w takim stopniu który uniemożliwia kontynuowanie zadania;

c/ po upływie wyznaczonego czasu /np. może to wynikać ze względu na

bliżanie się niedogodnej do fotografowania pory dnia itp./;

d/ z przyczyn technicznych /wadliwa praca kamery lotniczej, silników itp./.

19. OBRÓBKA FOTOCHEMICZNA FILMÓW LOTNICZYCH

Teoria procesu negatywowego i pozytywowego wraz z ich różnymi odmianami i wariantami stanowi olbrzymi dział fotografii, dlatego niżej ograniczono się tylko do przedstawienia niektórych współczesnych tendencji w zakresie obróbki fotochemicznej filmów lotniczych oraz krótkiego opisu wyposażenia typowego laboratorium aerofotograficznego.

Metoda obróbki fotochemicznej zależy od wielu czynników, które można podzielić na dwie grupy:

1/ czynniki wynikające z właściwości fotochemicznych i mechanicznych materiałów światłoczułych oraz ich podłoża;

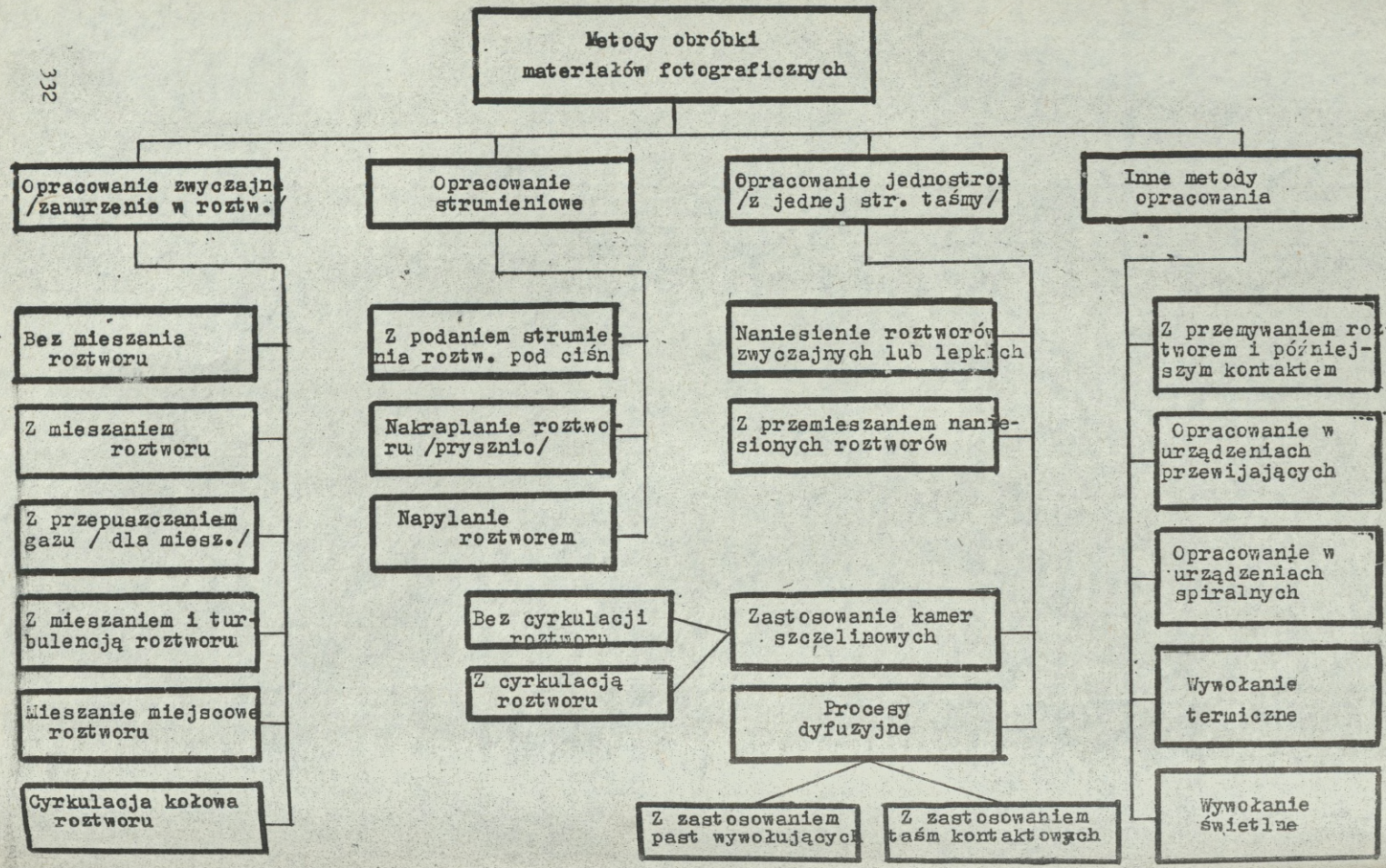
2/ czynniki wynikające z wymagań, jakie stawia się procesowi fotografowania lotniczego i jego produktom ostatecznym - zdjęciom lotniczym.

Pierwsza grupa czynników zależy od parametrów sensytometrycznych warstwy emulsyjnej oraz od rodzaju i wymiarów podłoża. Druga grupa wynika z użytkowego charakteru zdjęć lotniczych i określana jest przez takie wymagania, jak: czytelność zdjęć lotniczych i ich pomiarowość, wymagane czasy obróbki negatywowej i pozytywowej, miejsce w którym dokonuje się obróbki /np. laboratorium naziemne, pokład samolotu, pokład statku kosmicznego/ i inne. W zależności od wymienionych czynników wybiera się taką metodę obróbki, która zapewni w stopniu najlepszym spełnienie założonych parametrów technicznych zdjęć lotniczych.

Całokształt współczesnych metod obróbki materiałów fotograficznych przedstawiono na rysunku 19.1.

Obróbka fotochemiczna pomiarowych zdjęć lotniczych stanowi dość specyficzną grupę, gdyż w zasadzie stawia się jej tylko dwa warunki: 1/ osiągnięcie wysokich właściwości pomiarowych zdjęć; 2/ osiągnięcie dobrych właściwości fotointerpretacyjnych zdjęć. Natomiast na ogół dopuszcza się dowolne manewrowanie pozostałymi czynnikami. W związku z tym przeważnie stosuje się obróbkę dwustopniową, w roztworach wolno pracujących i przeprowadza się ją w normalnej temperaturze.

Krótkie filmy lotnicze, o długości od kilku do około 35 m, wywołuje się w koreksach. Filmy dłuższe, nawet do długości 120 m, obrabia


Metody obróbki materiałów fotograficznych
Opracowanie zwyczajne /zanurzenie w roztw./
Opracowanie strumieniowe
Opracowanie jednostron /z jednej str. taśmy/
Inne metody opracowania
Bez mieszania roztworu
Z mieszaniem roztworu
Z przepuszczaniem gazu / dla miesz./
Z mieszaniem i turbulencją roztworu
Mieszanie miejscowe roztworu
Cyrkulacja kołowa roztworu
Z podaniem strumienia roztw. pod ciśn
Nakraplanie roztworu /prysznic/
Napylanie roztworem
Bez cyrkulacji roztworu
Z cyrkulacją roztworu
Naniesienie roztworów zwyczajnych lub lepkich
Z przemieszaniem naniesionych roztworów
Zastosowanie kamer szczelinowych
Procesy dyfuzyjne
Z zastosowaniem past wywołujących
Z zastosowaniem taśm kontaktowych
Z przemywaniem roztworem i późniejszym kontaktem
Opracowanie w urządzeniach przewijających
Opracowanie w urządzeniach spiralnych
Wywołanie termiczne
Wywołanie świetlne

się w wywoływaczach przewijających, działających na zasadzie kilkakortnego przewijania filmu zanurzonego w naczyniu z roztworem. Przewijanie odbywa się w sposób ręczny lub automatyczny. Zaletą tego rodzaju wywoływania są małe wymiary wywoływaczki, prostota obsługi i możliwość obserwowania reakcji /podglądania filmu/ w procesie wywoływania, a więc i możliwość wprowadzania poprawek do technologii obróbki fotochemicznej. Natomiast dość istotnym niedostatkiem jest nierównomierność wywoływania różnych odcinków filmu, szczególnie zaś odcinków, których gęstość optyczna i współczynnik kontrastowości może się różnić w części środkowej filmu, a różnice te mogą nawet przekraczać 20%.

Powyższe niedostatki są usuwane w wywoływaczach spiralnych /koreksach/, w których cały film podlega równoczesnej obróbce, lecz wywoływaczki te mają inne niedostatki, jak duże wymiary, a więc dużą pojemność koreksu i małą, w stosunku do pojemności długość wywoływanego filmu. Suszenie filmu odbywa się w temperaturze pokojowej lub przy niewielkim zwiększeniu tej temperatury.

W suszarkach szafowych czas przewijania filmu od szpuli podającej przez system wałków pośrednich, do szpuli nawijającej, jest zsynchronizowany z czasem potrzebnym na pełne wyschnięcie filmu. W suszarce TS-120 firmy C.Zeiss - Jena czas ten może być regulowany w przedziale od 15 do 70 m/godz. Suszenie odbywa się przez wtłaczanie i cyrkulację powietrza o temperaturze regulowanej /30°C, 40°C lub 50°C/.

W suszarce firmy Wild nadmuchiwanie powietrza odbywa się od środka przyrządu w kierunkach radialnych. Strumień powietrza równocześnie przyciska film od strony podłoża do systemu wałków przewijających. Suszenie takie może się odbywać albo powietrzem o temperaturze pomieszczenia, albo przy podgrzewaniu nadmuchiwanego powietrza.

W dużych przedsiębiorstwach, zajmujących się obróbką filmów lotniczych, dąży się do maksymalnego skrócenia procesu obróbki fotochemicznej i do jego automatyzacji. Stosuje się tutaj różnego typu maszyny wywołujące. Wykonują one całkowitą obróbkę fotochemiczną błon lotniczych, rozpoczynając od procesu wywoływania i kończąc na wydaniu suchego filmu lotniczego. Schemat działania takiej maszyny wywołującej do obróbki błon negatywnych przedstawiono na rysunku 19.2.

Naświetloną błonę lotniczą umieszcza się w zaciemnionej kasecie wejściowej maszyny 1, a koniec błony przymocowuje się do taśmy wiodącej, która za pomocą systemu wałków 2 przeprowadza błonę przez wszystkie procesory maszyny. Błona kolejno przechodzi przez procesor wywołujący 3, który ma podgrzewanie i pompę tłoczącą, powodującą cyrkulację roztworów w procesorze; następnie przez procesor utrwalający 4,

pierwszą kąpiel, kąpiel garbującą, druga kąpiel i przez szczelinę 5 usuwającą pozostałe krople wody wychodzi z bloku obróbki chemicznej. Jeśli film jest natychmiast potrzebny, na przykład dla przeglądu wstępnego jego treści lub do kopiowania odbitek z mokrych negatywów, to może być zwijany na szpulę 6. W innych przypadkach film postępuje do suszarki 7, a następnie na szpulę nawijającą 8. Suszarka posiada wentylator 9 łącznie z blokiem filtrującym powietrze i ogrzewczym.
Czas trwania poszczególnych kąpieli można regulować za pomocą zmian prędkości przewijania filmu oraz zmianami długości pętli w poszczególnych procesorach.

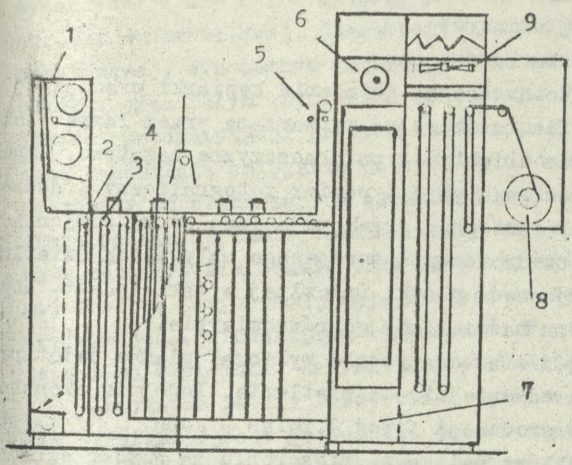
Na podobnej zasadzie konstruuje się maszyny do obróbki filmów lotniczych odwracalnych lub maszyny służące zarówno do obróbki błon negatywowych jak i odwracalnych. Wówczas pomiędzy procesorem wywołującym a utrwalającym wstawia się blok z lampami naświetlającymi film. Maszyny wywołujące można również wykorzystywać do obróbki pozytywowej, jeśli odbitki wykonano na papierze fotograficznym zwojowym.

W pomiarowej fotografii lotniczej w zależności od przewidywanych metod i sposobów wykorzystania zdjęć lotniczych stosuje się różne sposoby wykonywania pozytywów. Do najczęściej stosowanych należą:
- kopiowanie stykowe zdjęć lotniczych na papierze fotograficznym w arkuszach pojedyńczych lub w zwojach;
- kopiowanie stykowe na materiałach o podłożu przezroczystym;
- wykonywanie powiększeń zdjęć lub ich fragmentów.

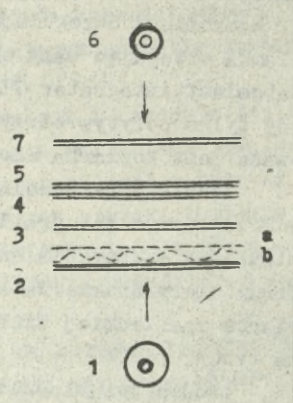
Kopiowanie stykowe odbywa się w kopiarkach ręcznych lub kopiarkach automatycznych. Kopiarki ręczne wykorzystuje się zarówno do kopiowania na materiałach światłoczułych naniesionych na papierze jak i na płytach szklanych lub płytach z masy plastycznej. Kopiuje się w zwykły sposób bez wyrównywania albo z wyrównywaniem kontrastu.

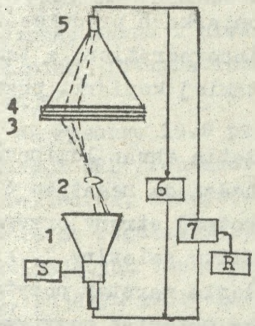
Przy kopiowaniu bez wyrównywania kontrastów pozytywy będą miały takie same wady i niedostatki, jakie występowały na negatywach. W szczególności mogą to być: spadek jasności od środka zdjęcia ku brzegom, duży kontrast spowodowany dużymi różnicami współczynnika odbicia od poszczególnych obiektów terenu, zaciemnienie fragmentów zdjęć przez cienie od chmur lub cienie rzucane przez duże obiekty terenowe naturalne lub sztuczne i inne.

Przy kopiowaniu zwykłym wyrównywanie kontrastu odbywa się głównie poprzez zastosowanie masek mechanicznych lub fotograficznych. Najnowsze kopiarki ręczne mają maski elektroniczne.
Współczesne kopiarki elektroniczne są budowane na dwóch zasadach:



Rys.19.2. Schemat maszyny wywołującej filmy lotnicze: 1 - kaseta z filmem, 2 - wałki wiodące, 3 - wywoływaczka, 4 - utrwalaczka, 5 - szczelina, 5 6 - szpula, 7 - suszarka, 8 - szpula nawijająca, 9 - wentylator.

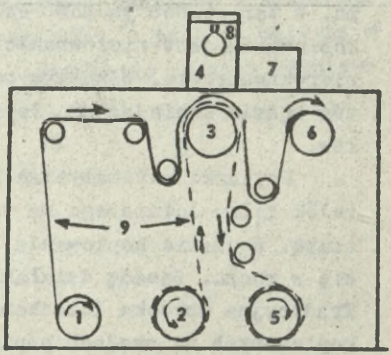




Rys.19.3. Zasada działania kopiarki elektronicznej z urządzeniem wybierającym: S - skaner, R - ustawienie czasu naświetlania.

Rys.19.4. Zasada wykorzystania zjawiska Herschela przy kopiowaniu z negatywów: a/ jasność ekranu przed działaniem promieniowania podczerwonego; b/ jasność ekranu po oddziaływaniu promieniowania podczerwonego.

Rys.19.5. Schemat kopiarki automatycznej: 1 - szpula z filmem, 2 - szpula z papierem, 3 - wałek, 4 - szczelina, 5- papier naświetlony, 6 - film po kopiowaniu, 7 - regulator naświetlenia, 8 - źródło światła, 9 - strona emulsyjna filmu i papieru. Linią ciągłą oznaczo- przebieg filmu, linią przerywaną - przebieg taśmy papieru fotograficznego.



1/ z wykorzystaniem lamp elektronowych do regulacji jasności plamki świetlnej oświetlającej negatyw;
2/ z wykorzystaniem zjawiska Herschela.

Na rysunku 19.3 przedstawiono schemat działania kopiarki pracującej według pierwszej zasady. Plamka świetlna wytwarzana przez lampę elektronową 1 jest rzutowana przez obiektyw 2 na płaszczyznę negatywu. Impulsy świetlne po przejściu przez negatyw 3 i papier fotograficzny 4 dochodzą do fotopowielacza 5, który następnie przekazuje impulsy na wzmacniacz sprzężenia zwrotnego 6 i do urządzenia sumującego cały potok świetlny 7. Wzmacniacz 6 reguluje jasność plamki świetlnej w taki sposób, aby plamka obiegając cały ekran naświetlała go równomiernie.
Natomiast integrator 7 będzie automatycznie wyłączał plamkę świetlną gdy tylko pozytyw otrzyma odpowiednie naświetlenie. Podobnie skonstruowana jest kopiarka Elcop produkcji firmy C.Zeiss - Jena.

Zjawisko Herschela, które polega na niszczeniu za pomocą światła podczerwonego fotograficznego obrazu utajonego, utworzonego przez promieniowanie krótkofalowe, wykorzystano w kopiarkach produkowanych przez firmy amerykańskie Watson Electronic i Radiocorporation, a także w kopiarce radzieckiej WAGT. Zasadę działania takiej kopiarki przedstawiono na rysunku 19.4.

Źródło światła ultrafioletowego 1 oświetla ekran luminescencyjny 2, następnie światło ekranu przez filtr 3 dochodzi do negatywu 4 i światłoczułego materiału pozytywowego 5. Z odwrotnej strony przyrządu znajduje się źródło światła podczerwonego 6 i filtr świetlny 7, który przepuszcza tylko promienie spoza granicy uczulenia warstwy pozytywowej. Promienie podczerwone dalej przechodzą przez materiał pozytywowy i negatywowy oraz przez filtr 4, który powoduje, że na ekranie 3 tworzy się obraz nieostry, który częściowo wygasza luminescencyjne świecenie ekranu. W ten sposób jasność ekranu, który jest źródłem światła dla procesu kopiowania, jest nierównomierna, a więc i pozytyw będzie naświetlony nierównomiernie. W wyniku powyższego działania kontrast większych obiektów będzie zmniejszony, lecz zachowany będzie kontranst małych szczegółów.

Kopiarki automatyczne są przeznaczone do szybkiego kopiowania z rolek filmu lotniczego na taśmie papierowej pokrytej emulsją światłoczułą. W czasie kopiowania błona negatywna i taśma pozytywowa znajdują się w ruchu. Zasadę działania takiej kopiarki pokazano na rysunku 19.
Tradycyjna obróbka fotochemiczna materiałów pozytywowych, szczególnie kopiowanych na zwojach papieru fotograficznego, jest dość kłopotliwa i czasochłonna. W ostatnich latach w tym przypadku coraz częściej

wykorzystuje się różne sposoby przyspieszające, między innymi sposoby obróbki dwukąpielowej. Charakteryzują się one krótkim czasem obróbki pozytywowej, wynoszącym najwyżej kilkanaście sekund, prostotą procesu obróbki oraz małymi wymiarami aparatury. Sposoby te stwarzają duże możliwości automatyzacji procesu obróbki pozytywowej, nie wymagają ciemni oraz zapewniają osiąganie dobrych wyników na całej taśmie pozytywowej, począwszy od pierwszej do ostatniej kopiowanej odbitki. Oszczędność czasu polega na zmniejszeniu liczby kąpieli z czterech do dwóch oraz na bardzo krótkim czasie trwania poszczególnych kąpieli. Przy normalnej obróbce pozytywowej mają miejsce następujące kąpiele: wywołująca, przerywająca, utrwalająca i płukanie. W niniejszym sposobie zastąpiono je dwiema kąpielami, aktywacją i stabilizacją.

Aktywator zwilża naświetloną warstwę emulsji i powoduje jej szybkie wywołanie. Jest to możliwe dzięki osadzeniu składników wywoływacza w emulsji papieru fotograficznego. Następnie stabilizator również szybko pokrywa nienaświetlone związki srebra tworząc ośrodki bezbarwne, nierozpuszczalne i nieuczulone na światło. Związki te pozostają w emulsji papieru fotograficznego i nie wywołują żadnych szkodliwych następstw dla zdjęć.

Na rysunku 19.6 przedstawiono przyrząd do obróbki dwukąpielowej produkcji NRD /Pentacon - Zweibadgerat/. Składa się on z dwóch naczyń dla roztworów, uchwytów do umocowania dwóch butli z roztworami i równocześnie do regulacji poziomu cieczy w przyrządzie oraz z systemu wałków przewijających zwoje papieru fotograficznego. Każda kąpiel trwa 5 sekund, po czym zdjęcia, bez suszenia, od razu nadaje się do dalszego użytkowania. Podobne przyrządy, jak również podobne materiały fotograficzne i chemikalia do obróbki fotochemicznej są produkowane przez wiele firm na świecie, między innymi przez znane firmy Agfa - Gevaert i Kodak.

Współcześnie istnieje wiele różnorodnych sposobów przyspieszających obróbkę negatywową i pozytywową. Niektóre z nich są opisane w trzeciej części niniejszej monografii omawiającej zdjęcia lotnicze o specjalnym przeznaczeniu.

20. SPRAWDZENIE I OCENA JAKOSCI ZDJĘĆ LOTNICZYCH

20.1. Zasady oceny

Po wykonaniu lotu fotogrametrycznego i fotolaboratoryjnej obróbce materiałów światłoczułych ocenia się jakość otrzymanych zdjęć lotniczych. Sprawdza się w jakim stopniu zostały zrealizowane warunki techniczne lotu oraz ocenia się wpływ błędów i usterek, wynikających z ewentualnego niezrealizowania tych warunków, na jakość fotogrametryczną i fotograficzną zdjęć lotniczych. Zazwyczaj sprawdza się i ocenia następujące charakterystyki:

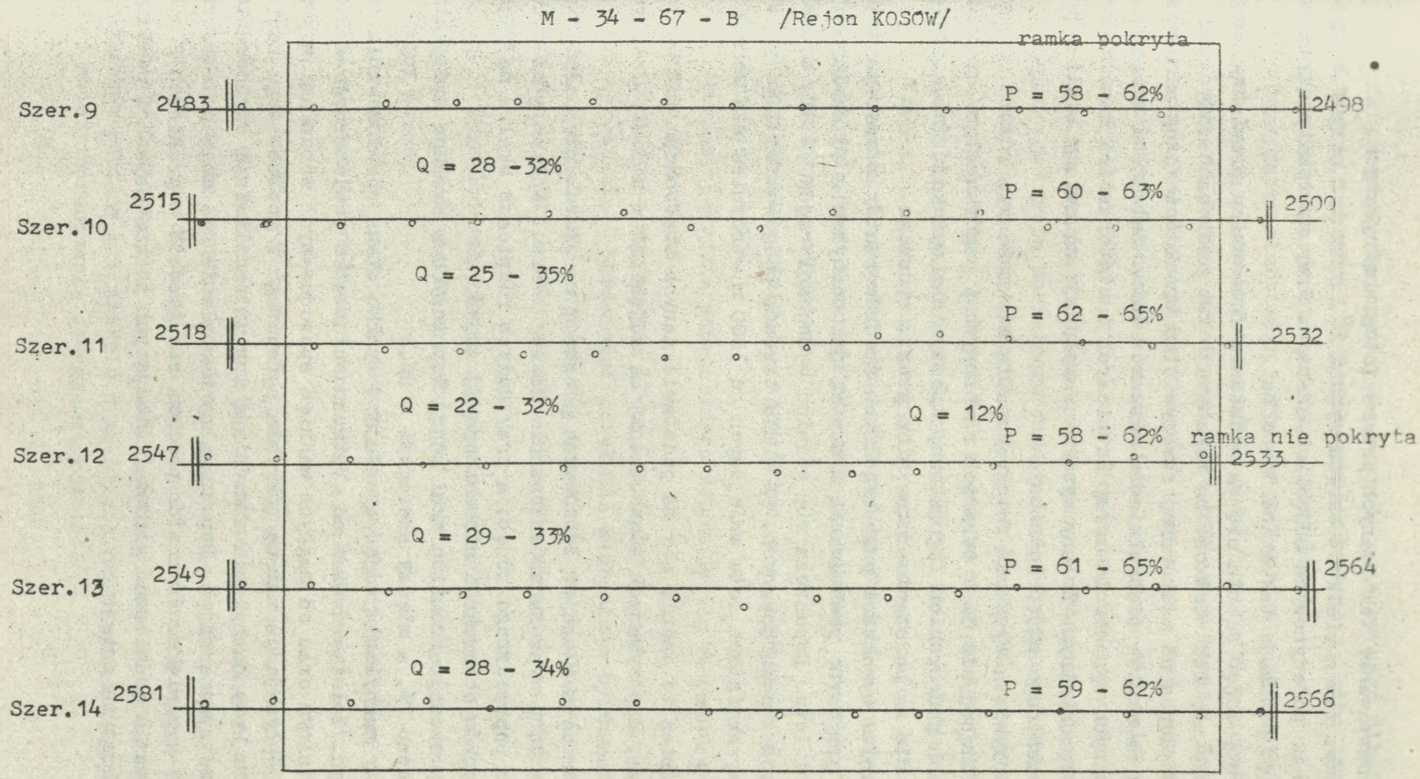
- prostoliniowość szeregów zdjęć lotniczych;
- skręty zdjęć;
- rzeczywistą wysokość fotografowania;
- różnice wysokości fotografowania;
- różnice skal zdjęć lotniczych;
- kąty nachyleni. zdjęć;
- pokrycie podłużne i poprzeczne zdjęć;
- wyrównanie błony lotniczej;
- deformacje błony lotniczej;
- usterki obrazu fotograficznego;
- wskaźniki sensytometryczne filmów lotniczych.

Prostoliniowość szeregów wynika z dokładności nawigowania po zaplanowanej trasie szeregu, jest więc funkcją przyjętego sposobu nawigowania oraz rodzaju i dokładności zastosowanej aparatury nawigacyjnej. Zależy również od charakteru terenu i liczby punktów orientacyjnych w terenie. Niespełnienie warunku prostoliniowości może wpływać ujemnie na zachowanie właściwego pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych oraz na dokładność niektórych metod kameralnego zagęszczenia sieci punktów.

Dopuszczalne odchylenie, wyrażone w postaci strzałki przegięcia, nie powinno przekraczać 3% ogólnej długości szeregu.

Prostoliniowość sprawdza się na podstawie fotoszkicu prowizorycznego /montażu wstępnego/, lub poprzez naniesienie środków zdjęć na mapę z wykreślonymi trasami lotu.

Skręty zdjęć w płaszczyźnie horyzontalnej wyrażają się nierównoległością bocznych ramek zdjęć do kierunku lotu. Spowodowane są małodokładną orientacją kamery, nieuwzględnieniem kąta znoszenia lub nagłym zwrotem statku powietrznego w czasie fotografowania. Wpływają na zmniejszenie pokrycia podłużnego i poprzecznego zdjęć lotniczych i po-



Lot wykonano: 24.08.1983 r.
Pilot:
Nawigator:
Fotooperator:

Skala średnia 1:7 512

Kamera: RC 10
Film: AVIPHOT PAN 30

Rys.20.1. Przykład kalki sprawdzenia nalotu fotogrametrycznego.

wodują powstawanie tak zwanych przerw fotogrametrycznych.

Dopuszczalna wielkość skrętu wynosi 5^0, przy tym skręty mogą występować na pojedynczych zdjęciach szeregu. Przy systematycznych skrętach zdjęć powstaje tak zwana "jodełka".

Skręty zdjęć ocenia się na podstawie fotoszkicu prowizorycznego lub mierzy się ich wielkość na negatywach lub odbitkach zdjęć.

Odchylenia od planowanej rzeczywistej wysokości fotografowania powstają na skutek niespełnienia warunków lotu. Zależą od rodzaju zastosowanych wysokościomierzy lotniczych i stateczności samolotu w locie horyzontalnym. Zmiany wysokości wpływają na zmiany skali i pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych.

Rzeczywista wysokość fotografowania nie może się różnić od zaplanowanej więcej niż 3% w terenach równinnych i pagórkowatych oraz 5% w terenach podgórskich i górskich. Rzeczywistą wysokość fotografowania oblicza się na podstawie fotoszkicu prowizorycznego.

Różnice wysokości poszczególnych środków rzutów w szeregu mają podobną przyczynę powstawania i skutek jak odchylenia od zaplanowanej wysokości lotu. Dopuszcza się różnice wysokości rzędu 3% dla terenów równinnych i pofałdowanych, 5% - dla terenów podgórskich i górskich, a przy wysokościach lotu mniejszych od 1000 m - różnice nie mogą przekraczać $\pm$ 30 m.

Różnice te ocenia się na podstawie danych statoskopu lub wysokościomierza, zapisywanych równocześnie ze zdjęciami w monecie fotografowania terenu.

Różnice skal zdjęć lotniczych powstają na skutek niespełnienia warunków lotu oraz na zróżnicowanie rzeźby terenu. Wpływają na zmianę pokrycia poprzecznego zdjęć, a przy dużych różnicach skal - na pogorszenie warunków obserwacji stereoskopowej zdjęć.

Dopuszczalne różnice skal zdjęć lotniczych w szeregu nie powinny przekraczać 7%, a między szeregami - 8%.

Kąty nachylenia zdjęć powstają w wyniku złego spoziomowania kamery lotniczej. Zależą również od stateczności statku powietrznego w locie horyzontalnym oraz od nagłych wahnięć spowodowanych warunkami zewnętrznymi. Wpływają na zmianę pokrycia podłużnego i poprzecznego zdjęć. Zbyt duże kąty nachylenia utrudniają lub uniemożliwiają opracowanie fotogrametryczne zdjęć. Dopuszczalne nachylenia nie mogą przekraczać 3°, przy tym większość z nich powinna się mieścić w granicach 2^0. Przy zastosowaniu podwieszeń girostabilizujących podane wartości powinny być dwukrotnie mniejsze.

Kąty nachylenia ocenia się na podstawie wskazań libeli lub danych aparatury giroskopowej rejestrowanych na zdjęciu, albo też za pomocą specjalnych pomiarów stereofotogrametrycznych.

Utrzymanie właściwego pokrycia podłużnego zdjęć lotniczych zależy od zachowania planowanych warunków lotu /prędkości podróżnej, wysokości lotu/ oraz właściwej orientacji i stabilizacji kamery. Zmiana pokrycia podłużnego powoduje zmianę długości bazy i może być przyczyną powstania przerwy fotogrametrycznej w zdjęciach. Pokrycie minimalne nie powinno być mniejsze od 56%, wartość zaś maksymalna dla opracowań stereoskopowych powinna wynikać z dokładności wcięcia fotogrametrycznego, lecz dla przypadku pokrycia normalnego nie powinna przekraczać 75%.

Pokrycie podłużne mierzy się na zdjęciach lub negatywach za pomocą specjalnych linijek, paletek lub z wykorzystaniem specjalnych przyrządów, jakim na przykład jest Fotopret firmy Zeiss w Jenie.

Uzyskanie właściwego pokrycia poprzecznego zdjęć lotniczych zależy od zachowania planowanej wysokości fotografowania i trasy przelotu. Niespełnienie tych warunków powoduje najczęściej przerwy fotogrametryczne i absolutne w zdjęciach.

Dopuszczalna minimalna wartość pokrycia poprzecznego nie powinna być mniejsza od 20%.

Pomiary pokrycia poprzecznego wykonuje się w sposób podobny jak pokrycia podłużnego.

Dokładność wyrównania błony lotniczej zależy od zastosowanego sposobu wyrównania i sprawności działania mechanizmu wyrównującego w ładowniku. Niedokładność wyrównania spowoduje powstawanie błędów geometrycznych na zdjęciu. Istnieje kilka sposobów sprawdzania stopnia wyrównania:

- przegląd wszystkich zdjęć pod stereoskopem; w miejscach nieprzylegania błony do płyty wyrównującej obserwuje się wybrzuszenie i nieostry obraz;
- jeśli na zdjęciu odfotografowuje się system linii prostych, to bada się ich prostolinijność; odchylenia świadczą o wadliwym wyrównaniu;
- w niektórych kamerach, pomiędzy poszczególnymi kadrami odfotografowuje się wskaźnik manometru z wartością podciśnienia w momencie ekspozycji, na podstawie którego ocenia się wyrównanie;
- w miejscach budzących wątpliwość dwukrotnie mierzy się różnice paralaks podłużnych - raz na steregramie prawym i raz na lewym; różnice pomiarów powinny się mieścić w granicach dokładności przyjętej dla danej metody opracowania fotogrametrycznego.

Deformacje filmu lotniczego zależą od rodzaju podłoża materiałów światłoczułych i są wynikiem wpływów mechanicznych, fizycznych i chemicznych, jakim to podłoże podlega w procesie prac fotolotniczych.

Wpływ deformacji regularnych jest podobny jak zmiana długości ogniskowej kamery lotniczej; deformacje nieregularne powodują powstawanie dodatkowych błędów geometrycznych zdjęć.

Wielkość deformacji ocenia się na podstawie pomiarów odcinków odfotografowanych na zdjęciach i porównaniu ich z wartościami rzeczywistymi. Na przykład na kamerach MRB firmy Zeiss z Jeny wokół ramki zdjęcia znajduje się specjalny układ linii umożliwiający badanie deformacji zdjęcia w odstępach co 1 cm; w kamerach RC firmy Wild można do tego celu wykorzystać optyczne znaczki tłowe. Odchylenia nie mogą być większe od $3^{o}/oo$.

Usterki i wady obrazu fotograficznego mogą być mechaniczne i optyczne.

Usterki mechaniczne mogą powstać w wyniku przewijania i wyrównania filmu w ładowniku; mogą to być również wady fabryczne.

Usterki optyczne również mogą być pochodzenia fabrycznego, ponadto mogą powstać w wyniku fotografowania lotniczego i procesu obróbki fotochemicznej.

Do najczęściej spotykanych usterek mechanicznych należą pęknięcia i naderwania filmu, zadrapania i porysowania podłoża lub warstwy emulsyjnej.

Do najczęściej spotykanych usterek optycznych można zaliczyć:

- wady fabryczne emulsji /plamy, wadliwy polew lub częściowy brak warstwy emulsyjnej/;
- wady powstałe w wyniku fotografowania lotniczego, jak: obrazy wyładowań elektrycznych w kamerze, obraz chmur lub cieni od chmur i tym podobne;
- wady powstałe w wyniku wadliwej obróbki fotochemicznej, które mogą się przejawiać zarówno w postaci usterek mechanicznych, jak i optycznych;
- obraz chmur i cieni od nich.

Ocenę jakości fotograficznej przeprowadza się na podstawie pomiarów wskaźników sensytometrycznych filmów lotniczych. W szczególności mierzy się i ocenia następujące charakterystyki negatywów:

- zadymienie D_o, które powinno mieć wartość zgodną z danymi fabrycznymi dla danego typu błony lotniczej;
- gęstość minimalną D_{min} mierzoną na brzegu zdjęcia w kręgu o średnicy 2 mm, która powinna się znajdować w przedziale

$$D_{min} = D_0 + (0,45 \pm 0,15) \qquad /20.1/$$

- współczynnik kontrastu γ, który dla krajobrazów górskich nie powinien przekraczać wartości

$$\gamma = 1,0 \pm 0,25 \qquad /20.2/$$

oraz dla pozostałych rodzajów krajobrazu wartości

$$\gamma = 1,5 \pm 0,25 \qquad /20.3/$$

- średnią gęstość $D_{śr}$ integralną; powinna się mieścić w przedziale

$$D_{śr} = 0,9 \pm 0,2 \qquad /20.4/$$

20.2. Wskaźniki ocen

Niżej dla przykładu przytacza się wskaźniki ocen niektórych elementów. Jednak nie są to wskaźniki bezwzględne, gdyż w każdym konkretnym przypadku odchyleń wykraczających poza podane wielkości należy przeprowadzić dodatkowe badania zdjęć wadliwie wykonanych, uwzględniając przy ostatecznej ocenie inne wskaźniki oceny zdjęcia, charakter terenu i przewidywane metody opracowania zdjęć.

Prostoliniowość szeregów zdjęć lotniczych ocenia się według wskaźnika k_1 określanego z wzoru

$$k_1 = \frac{\xi}{L} \qquad /20.5/$$

gdzie ξ - jest maksymalnym odchyleniem od planowanej trasy, L - długością szeregu.

Ocena	bardzo dobra	dobra	zadawalająca	niedostateczna
k_1	mniejsze od 0,01	0,01 ÷ 0,02	0,02 ÷ 0,03	> 0,03

Ocena skrętu zdjęć

Ocena	bardzo dobra	dobra	zadawalająca
Kąt skrętu	mniejszy od 2^0	$2 \div 4^0$	$4 \div 6^0$

Utrzymanie rzeczywistej wysokości fotografowania i różnic wysokości ocenia się według współczynnika k_2

$$k_2 = \frac{h_{f_r} - h_f}{h_f} \qquad /20.6/$$

Przyjmuje się, że zdjęcia są zadawalające, jeśli dla terenów równinnych $k_2 \leqslant 0{,}03$, a dla terenów podgórskich $k_2 \leqslant 0{,}05$.

Różnice skal pomiędzy sąsiednimi zdjęciami lotniczymi ocenia s według zależności

$$k_3 = \frac{M_{z_r}}{M_z} \qquad /20.7/$$

Ocena	bardzo dobrze	dobrze	zadawalająco
k_3	2%	2 ÷ 3%	3 ÷ 4%

Sumaryczną ocenę pokrycia zdjęciami lotniczymi danego rejonu d nuje się na podstawie porównania liczby zdjęć rzeczywiście wykonany w danym rejonie N_r z liczbą zdjęć planowanych N, przy prawidłowym p kryciu P i Q

$$k_4 = \frac{N_r}{N} \qquad /20.8/$$

Ocena	bardzo dobrze	dobrze	zadawalająco
k_4	$0{,}9 \leqslant k_4 \leqslant 1{,}0$	1,1÷1,3	$> 1{,}3$

Liczba przerw fotogrametrycznych przypadających na arkusz mapy 1:100 000 przy fotografowaniu w skalach średnich oraz na jeden arku mapy 1:50 000 przy fotografowaniu w skalach wielkich powinna się ukł dać w następujących granicach:

Ocena	bardzo dobrze	dobrze	zadawalająco
n	0 ÷ 1	2 - 3	4

Przy wykonywaniu lotów poprawkowych długość szeregu poprawkowe nie może być krótsza od dwóch długości arkusza opracowywanej mapy.

Ocenę wyrównania filmu za pomocą pomiaru różnic paralaks prze- prowadza się następująco. Wzdłuż linii leżącej w pasie potrójnego po krycia wybiera się kilka punktów leżących na jednej prostej. Następnie mierzy się różnice paralaks dla poszczególnych punktów, n pierw na stereogramie utworzonym ze zdjęcia lewego i środkowego, pot na stereogramie utworzonym ze zdjęcia środkowego i prawego.

W zależności od deniwelacji terenu przyjmuje się, że wyrównanie jest zadawalające, jeśli są spełnione warunki zawarte w tabeli 20.1.

Tabela 20.1

H m	$\Delta P_2 - \Delta P_1$ mm
100	± 0,15
200	± 0,25
300	± 0,35
400	± 0,45

Rozmazanie obrazu i zdolność rozdzielcza zdjęć lotniczych ocenia w stosunku do wymagań ustalonych w ramach opracowania warunków technicznych wykonania zdjęć lotniczych.

Wyniki oceny jakości wykonania zdjęć lotniczych wypisuje się na kalce z naniesionymi środkami lub zasięgami zdjęć oraz w specjalnym formularzu, załączanym do kalki.

Ocena jakości fotograficznej

Tabela 20.2

Rodzaj charakterystyki	Ocena negatywów		
	bardzo dobra	pośrednia	zła
Zadymienie D_0	$< 0,2$	$0,2 \div 0,4$	$> 0,4$
Gęstość minimalna D_{min}	$D_0 + 0,2 \div 0,6$		$\leq 0,3$ lub $\geq 1,0$
Gęstość maksymalna D_{max}	$1,2 \div 1,6$		$\leq 0,8$ lub $\geq 2,3$
Kontrast fotograficzny	$0,7 \div 0,9$	$0,6$ lub $\leq 1,9$	$\leq 0,5$ lub $\geq 1,9$
Srednia gęstość integralna $D_{śr}$	$0,7 \div 1,1$		

Część III

Z D J Ę C I A S P E C J A L N E

21. O KLASYFIKACJI ZDJĘĆ I OBRAZÓW

Treścią części I oraz II niniejszej monografii są pomiarowe zdjęcia lotnicze, wykonane w rzucie środkowym, zarejestrowane na materiałach światłoczułych metodami fotograficznymi w sposób bezpośredni. Jest to niewątpliwie najobszerniejszy współcześnie dział fotografii lotniczej, lecz nie jedyny. Istnieje obecnie wiele różnych metod i sposobów otrzymywania obrazów powierzchni Ziemi i planet zarówno za pomocą fotografii, jak i w inny sposób. Obrazy te różnią się od zdjęć pomiarowych właściwościami geometrycznymi, rodzajem odwzorowania, sposobem zapisu obrazu, zakresem wykorzystywanego pasma promieniowania elektromagnetycznego, lub jeszcze innymi cechami. Przy takim sformułowaniu niniejszego problemu okazuje się, że pomiarowe zdjęcia lotnicze są jedynie szczególnym przypadkiem różnych metod i sposobów zobrazowania terenu, a teoria rzutu środkowego jest szczególnym przypadkiem ogólnej teorii zdjęć i obrazów lotniczych.

21.1. O ogólnej teorii zdjęcia.

Z przytoczonego rozumowania wynika konieczność przeanalizowania istniejących metod i sposobów otrzymywania zdjęć i obrazów, uszeregowania ich według określonych cech oraz sklasyfikowania. W tym celu przyjęto następujący tok rozumowania.

Z faktu, że zdjęcie jest izomorficznym obrazem oryginału można wysnuć wiele istotnych wniosków, niezbędnych do ustalenia zasad klasyfikacji. Dotyczy to głównie podobieństw, jakie zachodzą pomiędzy zdjęciem a oryginałem, z istoty których wynika, że na obrazie można wykonywać takie same pomiary, jak na oryginale i będą one równoznaczne z pomiarami oryginału /terenu/. Potwierdzeniem tego założenia jest fotogrametria i inne dyscypliny jej pokrewne, które od ponad stu lat zajmują się wykorzystaniem właściwości pomiarowych zdjęć i obrazów.

Jeśli przez F oznaczyć zdjęcie /obraz/, w zrozumieniu najbardziej ogólnym i równocześnie najbardziej obiektywnym, które odzwierciedla

wszystkie cechy obiektu, nie zmienia się w procesie obserwacji i nie zależy od odczuć subiektywnych obserwatora, a elementy tego zdjęcia są funkcją współrzędnych tłowych /x,y/, barwy /B/ i gęstości optycznej /D/, to pomiędzy wymienionymi elementami istnieje zależność, którą można wyrazić za pomocą funkcji [67] :

$$F = \varphi/x, y, B, D/ \qquad /21.1/$$

Można przyjąć, że funkcja ta przedstawia model matematyczny zdjęcia obiektu idealnego. W przypadku zdjęcia trójwymiarowego /np. zapis holograficzny/ we wzorze powyższym można również ująć współrzędną z.

Jeśli następnie przyjąć obiekt rzeczywisty /oryginał/ podlegający fotografowaniu /F_0/, a jego elementy oznaczyć następująco: przez X,Y oraz Z - współrzędne przestrzenne punktów w terenie, przez $E_{\lambda,\alpha}$ - energię wypromieniowaną /i odbitą/ przez fotografowany obiekt w paśmie λ i kierunku α oraz przez t_0 - czas bieżący momentu fotografowania, to funkcja oryginału w danym momencie przyjmie następującą postać:

$$F_0 = \varphi/X, Y, Z, E_{\lambda,\alpha}, t_0/ \qquad /21.2/$$

Powyższa funkcja przedstawia fotografowany obiekt w jego dynamice i jest modelem matematycznym terenu dla momentu t_0.

Jeśli wreszcie zbiór operacji, którym podlega obiekt /teren/ w procesie fotografowania, oznaczyć przez $\{P\}$, gdzie $P = /P_1, P_2 \ldots P_n/$, to następująca zależność:

$$F = F_0 \{P\} \qquad /21.3/$$

będzie modelem matematycznym procesu fotografowania przedstawionym w sposób najogólniejszy. Jedynym warunkiem nakładanym na zbiór operacji $\{P\}$ jest spełnienie równania /21.3/, więc w zależności od sposobu fotografowania /otrzymywania obrazów/ zawartość zbioru $\{P\}$ może być różna. Zmiany w zbiorze $\{P\}$ głównie będą dotyczyły składu spektralnego mocy dawki i kierunku rozchodzenia się energii elektromagnetycznej, własnej lub odbitej, postępującej od przedmiotów terenu. Jeśli uwzględnić współczesne poglądy istniejące na ten temat, to zmiany te można podzielić na dwie zasadnicze grupy. Jest to podział dość umowny; wynika z dotychczasowych zasad i sposobów wykorzystywania zdjęć i obrazów lotniczych, gdyż w rzeczywistości pomiędzy obiema grupami zachodzi ścisła współzależność i istnienie jednej grupy niemożliwe jest bez grupy drugiej.

Pierwsza grupa dotyczy właściwości geometrycznych obrazu, a stopień podobieństwa geometrycznego /formy/ zachodzącego pomiędzy przedmiotem a jego obrazem determinuje grupę cech, które przyjęto nazywać właściwościami pomiarowymi zdjęcia. Jeśli przez $\{P_G\}$ oznaczyć tę część zbioru $\{P\}$, w wyniku której następują zmiany geometryczne, a więc zmiany kierunków rozprzestrzeniania się energii, to umownie można zapisać

$$F \longrightarrow \{P_G\} \longrightarrow F \qquad /21.4/$$

Druga grupa zmian dotyczy podobieństwa energetycznego, a cechy określające stopień podobieństwa energetycznego przedmiotu i obrazu dalej przyjęto nazywać właściwościami fotointerpretacyjnymi zdjęć.

Wiązka promieni elektromagnetycznych niosąca energię należącą do szerokiego przedziału spektrum ulega zmianom na drodze przebiegu "przedmiot - obraz". Zmiany zależą od absorpcji ośrodka, od parametrów okna wejściowego i detektora promieniowania użytego w aparaturze obrazowej, sposobu przetwarzania informacji w aparaturze obrazowej i urządzeniach transmisji danych oraz od sposobu zwizualizowania przetworzonych impulsów. Sposoby zwizualizowania będą z kolei zależały od potrzeb stosowanego systemu informacyjnego. W związku z powyższym podobieństwo energetyczne będzie polegało na zamianie wiązki energii przyjmowanej w paśmie odbieranym przez detektor, a przepuszczanym przez okno wejściowe, na energię w paśmie wymaganym /np. w paśmie fal widzialnych/. Można to zapisać w następujący sposób:

$$\left\{ \sum_{b}^{U_a} \lambda_i \right\} \longrightarrow \{P_U\} \longrightarrow \left\{ \sum_{390}^{U_{760}} \lambda_i \right\} \qquad /21.5/$$

gdzie U - jest wektorem pola elektromagnetycznego, a i b wyznaczają przedział spektralny określony przez parametry układu "okno wejściowe - detektor", a $\{P_U\}$ jest zbiorem tych wszystkich operacji, w wyniku których następują zmiany energetyczne. Pomiędzy zbiorem $\{P\}$ a jego składowymi istnieje następująca zależność:

$$\{P\} = \{P_G\} \cup \{P_U\} \qquad /21.6/$$

Podobieństwo energetyczne, w odróżnieniu od geometrycznego, jest sprawą umowną. Powinno ono spełniać następujący warunek: jeśli elementy zbioru $\{P\}$ są wektorami pola elektromagnetycznego, przedstawiają moc i kierunek emitowanej energii, to uwzględniając fakt, że pro-

mieniowanie to może pochodzić z dowolnego przedziału spektralnego od λ_a do λ_b, podobieństwo energetyczne będzie zachowane /obiekt jest w dowolnym przedziale, obraz zaś w przedziale fal widzialnych/, jeśli każdemu kwantowi energii emitowanej w dowolnym paśmie będzie przyporządkowany proporcjonalny kwant w paśmie fal widzialnych.

Ostateczne zobrazowanie wiązki w paśmie fal widzialnych może być różne. W szczególności mogą to być zdjęcia czarno-białe lub barwne, w półtonach lub barwach zgodnych z rzeczywistością albo ze skażoną skalą półtonów lub barw. W sumie istnieją obecnie cztery możliwości zobrazowania integralnego i wiele możliwości zobrazowań selektywnych za pomocą fotografii tradycyjnej. Możliwe jest uzyskanie podobnej liczby wariantów zobrazowań również za pomocą wskaźników ekranowych aparatury elektrooptycznej. W powyższych rozważaniach mieści się również zapis nieobrazowy, jeśli taki jest potrzebny dla określonego systemu informacyjnego, stosowanego do opracowania danych /np. zapis numeryczny lub analogowy na taśmie magnetycznej z przewidywaniem bezpośredniego opracowania danych na maszynie matematycznej/, zakładając jednak, że i w tym przypadku ostateczne zobrazowanie informacji, po jej opracowaniu, również będzie dokonane za pomocą jednego z uprzednio podanych sposobów.

Jak już wspomniano, operacje P_{G_i} i P_{U_i} w zbiorze $\{P\}$ występują łącznie. Może się jednak zdarzyć, że kolejna operacja składowa P_i będzie posiadała własną część P_{i_G} oraz P_{i_U}.

W zależności od podzbioru $\{P_G\}$ zdjęcia i obrazy będą miały różne właściwości geometryczne. Dotyczy to głównie sposobu rzutowania. Mogą to być zdjęcia w rzucie środkowym pionowe lub perspektywiczne, zdjęcia szczelinowe lub panoramiczne, obrazy otrzymywane za pomocą skanerów, lub jeszcze w inny, nawet dotychczas nie odkryty sposób.

W tabeli 21.1 przedstawiono szereg cech charakteryzujących zarówno współczesne zdjęcia i obrazy lotnicze, jak i odpowiadającą im aparaturę fotograficzną i obrazową.

Tabela 21.1

Wykaz cech klasyfikujących zdjęcia i obrazy

Rodzaj cechy	Właściwości cechy	Szczegóły właściwości
1	2	3
Kryteria podstawowe	Właściwości geometryczne /G/	
	Właściwości energetyczne /E/	
Rodzaj aparatury /G + E /	Kamery lotnicze	
	Aparatura obrazowa	
Nazwa aparatury /G+E/	Kamery fotograficzne	
	Kamery telewizyjne	
	Aparatura termowizyjna	
	Skanery	
	Aparatura termolokacyjna	
	Aparatura radarowa	
Rodzaje zapisu informacji /G+E/	Zapis fotograficzny	- zdjęcia
	Zapis obrazowy	- obrazy
	Zapis numeryczny	- taśmy i dyski magnetyczne
Sposoby zapisu w czasie /G+E/	Rejestracja bezpośrednia	
	Rejestracja pośrednia	
Zakresy czułości widmowej	Promieniowanie ultrakrótkie	
	Promieniowanie widzialne	
	Promieniowanie podczerwone	- bliskie - średnie - dalekie
	Mikrofale	
	Fale ultrakrótkie	
Charakterystyka promieniowania oraz źródła emisji /E/	Promieniowanie własne	
	Promieniowanie odbite	naturalne: - słoneczne - księżycowe - poświata nieba sztuczne: - fotobomby - reflektory błyskowe - koherentne - radarowe
Rodzaj okna wejściowego /E/	Układy optyczne	- soczewkowe - zwierciadlane
	Radiometry	
	Anteny	
Rodzaj detektora	Detektory fizyczne	
	Detektory chemiczne	
Liczba kanałów energetycznych /E/	Jednokanałowe	- zapis selektywny lub integralny

1	2	3
	Wielokanałowe	
Zobrazowanie informacji na wyjściu /E/	Obraz fotograficzny Jednostka obrazowa Zapis numeryczny lub magnetyczny	
Rodzaje zobrazowań /E/	Czarno-białe	- tradycyjne - umowne
	Barwne	- barwy naturalne - barwy umowne
Zasada powstawania obrazu /G/	Kątowa Odległościowa	
Rodzaj rzutu geometrycznego /G/	Rzut statyczny	- środkowy
	Rzut dynamiczny	- z ruchem postępowym środka rzutów - z ruchem obrotowym - z ruchem złożonym
Pole obrazu /kąt wybierania/ /G/	Wąskie Szerokie Wybieranie panoramiczne	
Ekwiwalentna ogniskowa	Krótka Normalna Długa	
Zdolność rozdzielcza /G/	Wysoka Średnia Niska	
Położenie osi głównej /G/	Pionowe Nachylone	
Kartometryczność zdjęć /G/	Zdjęcia pomiarowe Zdjęcia pośrednie Zdjęcia przeglądowe	
Metodyka fotografowania /G/	Jednoobrazowa	- zdjęcia pojedyncze
	Stereoskopowa	- zdjęcia szeregowe i powierzchniowe /z pokryciem podłużnym i poprzecznym/
Wymiary zdjęć /G/	Zdjęcia kadrowe	- małoformatowe - średnioformatowe - wielkoformatowe
	Zdjęcia ciągłe	

Przedstawiony wykaz cech klasyfikujących, składających się na właściwości geometryczne i energetyczne zdjęć i obrazów lotniczych oraz

możliwość łączenia tych cech i tworzenia różnych kombinacji świadczy o dużej różnorodności współczesnej techniki fotograficznej i obrazowej. Spośród nich w dalszym ciągu wyróżnia się dwie grupy:

1. Zdjęcia otrzymywane za pomocą kamer lotniczych /za wyjątkiem zdjęć pomiarowych/.

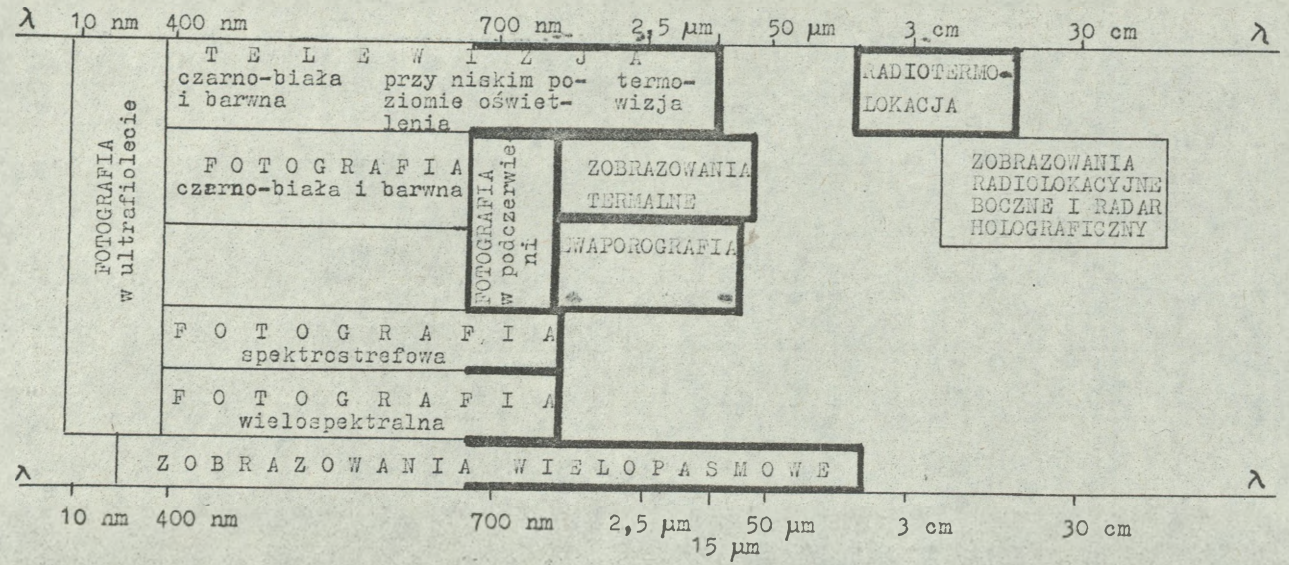
2. Obrazy otrzymywane za pomocą różnego rodzaju aparatury obrazowej.

Jeśli pominąć zdjęcia pomiarowe, to całą pozostałą grupę znanych obecnie technik fotograficznych nazwaliśmy umownie z d j ę c i a m i s p e c j a l n y m i . Do grupy tej należą następujące rodzaje zdjęć: rozpoznawcze /dzienne i nocne, szczelinowe, panoramiczne i dyfuzyjne/, wielospektralne, laserowe i elektrograficzne. Nie wyróżniono zdjęć satelitarnych, gdyż wykonuje się je również za pomocą wyżej wymienionych kamer fotograficznych, jedynie dostosowanych do warunków lotu kosmicznego. Jest to słuszny podział, chociaż występują w nim nieścisłości, gdyż np. wszystkie z wymienionych rodzajów zdjęć rozpoznawczych w określonych warunkach mogą być wykorzystywane również do celów pomiarowych a zdjęcia wielospektralne znajdują zastosowanie w zwiadzie. Jednak większość cech, właściwych tym zdjęciom, świadczy o ich szczególnej przydatności właśnie w rozpoznaniu, dlatego w tym dziale się je rozpatruje.

W drugiej grupie zawarto metody zdalnego pozyskiwania informacji obrazowej o powierzchni Ziemi i planet. Są to następujące metody:

1. Zobrazowania w podczerwieni.
2. Obrazy radiotermolokacyjne.
3. Obrazy radarowe.
4. Obrazy telewizyjne.
5. Zobrazowania wielospektralne.

Powyższe metody ujęto w dziale zatytułowanym: a p a r a t u r a o b r a z o w a. Schemat głównych technik stosowanych współcześnie do pozyskiwania informacji obrazowej w paśmie fal elektromagnetycznych przedstawiono na rysunku 21.1.



Rys.21.1.Główne techniki otrzymywania zdjęć i obrazów w widmie fal elektromagnetycznych. Na schemacie uwypuklono techniki termalne i podczerwone.

22. KAMERY ROZPOZNAWCZE

Kamery rozpoznawcze stanowią bardzo liczną i ważną grupę wśród sprzętu fotolotniczego. Charakteryzują się dużą różnorodnością pod wieloma względami, głównie zaś pod względem ich właściwości geometrycznych, takich jak: rodzaj rzutu, wymiary pola obrazu, długość ogniskowej, format zdjęcia i inne. Teoretycznie wszystkie z uprzednio wymienionych metod i sposobów fotografowania i obrazowania powierzchni Ziemi mogą mieć zastosowanie do rozpoznania, jednak najbardziej typowymi i najczęściej używanymi są następujące:

- tradycyjne kamery rozpoznawcze dzienne i nocne,
- kamery szczelinowe,
- kamery panoramiczne,
- kamery dyfuzyjne.

Wśród wymienionych, najliczniejszą grupę stanowią kamery rozpoznawcze dzienne. W następnej kolejności znajdują się kamery panoramiczne, których znaczenie oraz zastosowanie wzrasta w ostatnich latach, wraz z wprowadzeniem szeregu udoskonaleń w pracy tych kamer oraz w metodach fotogrametrycznego opracowania zdjęć panoramicznych. W dalszym ciągu istotną rolę odgrywają kamery szczelinowe, które wchodzą w skład wyposażenia fotograficznego większości typów samolotów rozpoznawczych. Używa się również kamer nocnych, wprowadzając szereg udoskonaleń do sposobów oświetlenia terenu w nocy. Natomiast istotą kamer dyfuzyjnych jest specjalna konstrukcja ładownika i zastosowanie materiałów światłoczułych wykorzystywanych w fotografii momentalnej. Ładowniki takie można wykorzystywać w wielu typach aparatury rozpoznawczej /np. w kamerach dziennych, nocnych, panoramicznych i in./.

22.1. Kamery rozpoznawcze dzienne.

Dzienne fotografowanie lotnicze jest szeroko stosowane w rozpoznaniu wojskowym. Sądzi się, że największą liczbę zdjęć na świecie wykonano właśnie w ten sposób i dla potrzeb rozpoznania, nasuwa się więc wniosek, że kamery te stanowią najliczniejszą grupę wśród sprzętu fotolotniczego. Potwierdza to historia wojen, szczególnie drugiej wojny światowej i wojen późniejszych.

Kamery rozpoznawcze różnią się od pomiarowych. Wprawdzie wygląd zewnętrzny i charakterystyki używane do oceny kamer są podobne w obu przypadkach, jednak w porównaniu z kamerami pomiarowymi, dla których

głównym kryterium oceny jest dokładność geometryczna, podstawowym zad niem zastosowania kamer rozpoznawczych jest otrzymanie w warunkach pola walki zdjęć, o wysokich walorach interpretacyjnych. Kryterium podstawowym kamery rozpoznawczych oraz systemu "kamera - materiał świ tłoczuły" są więc właściwości energetyczne.

W lotnictwie polskim kamery rozpoznawcze noszą nazwę oficjalną "lotnicze aparaty fotograficzne" i oznacza się je skrótem - LAF.

Kamery rozpoznawcze dzienne służą do fotografowania terenu i obi któw terenowych, głównie o charakterze wojskowym. Wykorzystuje się je również do kontroli przebiegu działań bojowych wojsk, śledzenia ruchu wojsk, kontroli zniszczeń, rejestracji wyników bombardowań i tym podo ne.

W związku z przeznaczeniem, kamery rozpoznawcze powinny spełniać wiele wymagań. Do ważniejszych należą następujące:

- prostota konstrukcji i obsługi kamery;
- dobre właściwości optyczne obrazu /czytelność zdjęć/;
- pełna automatyzacja pracy kamery, ewentualna możliwość zdalnego sterowania poszczególnymi etapami cyklu pracy kamery;
- krótki cykl pracy /od dziesiętnych części do kilku sekund/;
- możliwość pracy w różnych warunkach lotu, w tym przy dużych prędkościach i niskich wysokościach;
- możliwość objęcia zdjęciami szerokiego pasa terenu przy fotogr fowaniu pionowym;
- taniość produkcji pojedynczych egzemplarzy aparatury.

Ponadto, w zależności od warunków fotografowania, wymagania mogą dotyczyć również:

- możliwości wyboru ogniskowych /obiektywów/ kamer w dużym prze dziale długości wynoszącym od kilku centymetrów do dziesiątków metrów
- możliwość fotochemicznej obróbki zdjęć na pokładzie samolotu;
- możliwość transmisji zdjęć z pokładu samolotu drogą radiową;
- możliwość zrzucania z samolotu kasety /zasobnika/ z naświetlo nym filmem;
- możliwość dowiązania geodezyjnego zdjęć do terenu w czasie lotu poprzez wdrukowywanie w treść obrazu współrzędnych samolotu w momencie fotografowania każdego zdjęcia lub w inny sposób.

Ze względu na format zdjęć kamery rozpoznawcze podzielono na kilka grup:

- kamery wielkoformatowe /wymiary zdjęć 30x30, 50x50 cm i większe
- kamery normalnego formatu /18x18 i 23x23 cm/;

- kamery średniego formatu /11x11 do 15x15 cm/;
- kamery małoformatowe /56x56 mm do 11x11 cm/;
- kamery małoobrazkowe /mniejsze od 56x56 mm/.

Wykorzystując ten czynnik charakteryzuje się poszczególne grupy na podstawie kilku przykładów aparatury.

Do typowych przedstawicieli kamer wielkoformatowych należą: kamery z serii AFA-42, kamera AFA-40 oraz niektóre kamery amerykańskie. Spośród kamer AFA-42 jedynie kamera o ogniskowej f_k= 200 mm jest kamerą pomiarowo-rozpoznawczą pozostałe są typowymi kamerami rozpoznawczymi. Podstawowe dane techniczne tych kamer oraz niektórych kamer amerykańskich zawarto w tabeli 22.1.

Tabela 22.1

Typ kamery	Obiektyw	f_k /mm/	Przysłona	Czasy migawki /s/	Cykl /s/	Uwagi
AFA-42/20	Orion 1A	200	1:6,3	1/75 - 1/500	2	$1,5h_f$
AFA-42/50	Industar 52	500	1:5	1/150-1/1200	2	0.6,1.14
AFA-42/75	Telemar 2	750	1:6,3	1/150-1/1200	2	0,4 0,72 i $1,2h_f$
AFA-42/100	Telemar 7M	1000	1:7	1/100-1/1800	2	0,3 0,54 i $1,06h_f$
K-38		304	1:6,3		1,6	
		608	1:6,0	1/25 - 1/300	1,6	
		912	1:8.0	1/25 - 1/300	1,6	
KA-1		304	1:6,3		1,75	
		608	1:6,0	1/25 - 1/300	1,75	
		912	1:8,0		1,75	

Format zdjęć dla wszystkich kamer AFA-42 wynosi 30x30 cm, zapas filmu w kasecie umożliwia otrzymanie 180 zdjęć /dla kamery z f_k= 200 mm - również 360/. Kamery K-38 i KA-1 mają format zdjęć 23x46 cm i zapas błony w ładowniku dla 117 zdjęć.

Kamery AFA-42 mają urządzenie do kompensacji zmazu fotograficznego, w wyniku czego można wykonywać nimi zdjęcia lotnicze przy prędkościach od 400 do 3000 km/h i wysokościach lotu od 2000 do 10000 m. Wprowadzenie pewnych ulepszeń w układzie kamery umożliwia fotografowanie przy prędkości 150 km/h. Kamery AFA-42 można montować w podwieszeniach wahadłowych. Wówczas zwiększa się szerokość pasa fotografowania /tabela 22.2/:

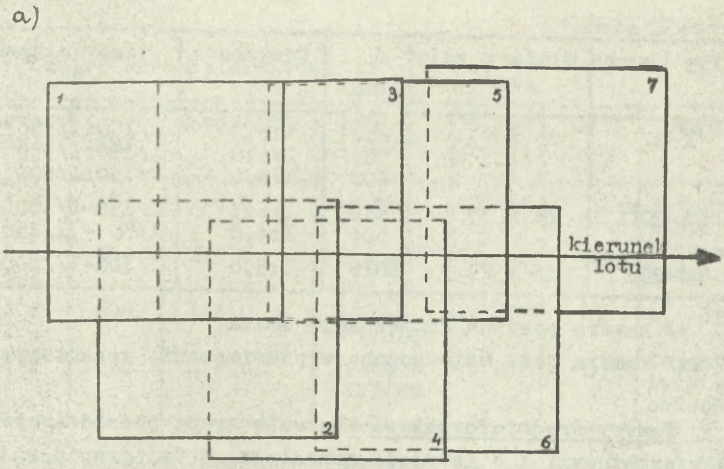
Tabela 22.2

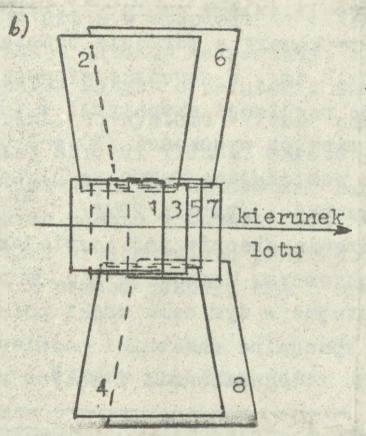
Typ kamery	Szerokość pasa fotografowania		
	fotografowanie pionowe	wahanie 2 - taktowe	wahanie 3-taktowe
AFA-42/50	0,60	1,19	1,9
AFA-42/75	0,40	0,75	1,14
AFA-42/100	0,30	0,54	0,80

Zastosowanie podwieszenia wahadłowego powoduje pewne ograniczeni uzależnione od minimalnego czasu cyklu pracy kamery. Dotyczą one maks malnej skali fotografowania oraz zachowania pokrycia podłużnego. Na rysunku 22.1 przedstawiono sposoby ułożenia zdjęć lotniczych przy fot grafowaniu dwutaktowym i trzytaktowym.

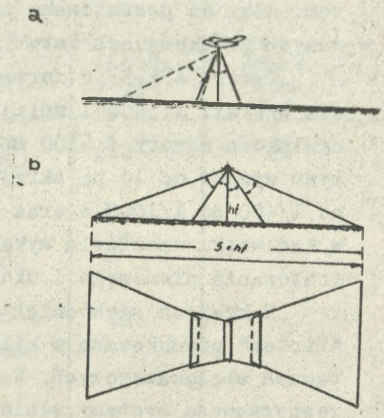
Kamera AFA-40 zasługuje na uwagę ze względu na długość ogniskowe /1800 mm/ i wymiary zdjęć /50x50 cm/. Posiada migawkę żaluzjową, któr umożliwia otrzymywanie czasów naświetlenia w przedziale od 1/150 do 1/600 s. Minimalny czas pracy kamery wynosi 2 s; zapas filmu w ładown ku umożliwia otrzymanie 215 zdjęć; szerokość fotografowanego pasa ter nu wynosi $0,28h_f$. Poprzez wahanie zwierciadła, umieszczonego przed obiektywem, można osiągnąć podobne efekty, jak przy zastosowaniu pod- wieszenia wahadłowego. Wówczas przy dwóch wahnięciach otrzymuje się szerokość fotografowanego pasa terenu równą $0,49h_f$, a przy trzech tak tach - $0,69h_f$.

Kamery <u>o normalnym formacie</u> stanowiły do niedawna najliczniejszą grupę kamer rozpoznawczych; format ten jest również standardowym dla kamer pomiarowych, jednak w związku ze zmianą warunków lotu samolotów rozpoznawczych /przejście od dużych wysokości do wysokości bardzo ma- łych/ kamery te stały się mniej użyteczne. W dalszym ciągu są stosowa do fotografowania z bardzo dużych wysokości, ponadto poprzez wprowadz nie szeregu urządzeń automatycznych, jak automatyczna kompensacja zma zu i automatyczne nastawianie ekspozycji, przystosowuje się je równie do fotografowania z małych wysokości. Charakterystykę niektórych typó kamer zawarto w tabeli 22.3.





Rys.22.1. Szkic układu zdjęć lotniczych przy fotografowaniu z podwieszeniem wahadłowym: a/ przy wahaniu dwutaktowym; b/ przy wahaniu trzytaktowym.



Rys.22.2. Przykład zasięgu fotografowania rozpoznawczego zespołem czterech kamer: a/ zasięg wzdłuż trasy lotu przy fotografowaniu pionowym i przednim; b/ zasięg poprzeczny.

Tabela 22.3

Typ kamery	Wymiary zdjęć /cm/	f_k /mm/	Przysłona	Czasy migawki /s/	Liczba zdjęć
K-22	23 x 23	152	1:6,3	1/150il/350	117
		304	1:5,0	1/150il/350	117
		608	1:6,0	1/350il/800	117
KA-20[x/]	23 x 23	152	1:6,3	1/150-1/300	117
		304	1:4,0	1/50 - 1/250	117
HR-230[xx/]	23 x 23	1016	1:5,0	1/100-1/1000	117

x/ kamera posiada kompensację zmazu;

xx/ kamera jest umieszczona w podwieszeniu wahadłowym.

Kamery średnioformatowe stanowią grupę pośrednią pomiędzy kam małoformatowymi i o formacie normalnym. W tej grupie najczęściej sp ka się kamery o wymiarach zdjęć 11,4x11,4 cm lub 12,7x12,7 cm. Pon można do nich zaliczyć niektóre kamery o formacie prostokątnym /np. ry serii AFA-BA o formacie 13x18 cm/. W zasadzie wyposaża się je w maty do kompensacji zmazu i do regulacji ekspozycji w taki sposób, umożliwiały fotografowanie z niskich wysokości /30 ÷ 150 m/ przy du prędkościach lotu. Kamery nie posiadające kompensacji nadają się je do fotografowania z dużych wysokości /tabela 22.4/.

Kamery małoformatowe stanowią obecnie najliczniejszą grupę ka stosowanych w rozpoznaniu taktycznym. Umocowuje się je przeważnie n samolotach bojowych, wykorzystując w tym celu wnęki podkadłubowe i dłowe samolotów, jak również specjalne zasobniki podwieszane pod sa tem. Również dostosowane są do fotografowania z małych wysokości i dużych prędkościach lotu.

Kamera AFA-39 o formacie 7 x 8 cm - przeznaczona do fotografow nia w skali 1:3000 i mniejszej - posiada następujące dane techniczn ogniskowa kamery f_k=100 mm, przysłona 1:2,5, zdolność rozdzielcza o tywu wynosi od 10 na skraju do 45 linii/mm w środku pola, czasy mig od 1/400 do 1/1000 s oraz cykl pracy 0,7 s. Jednorazowy zapas błony w ładowniku umożliwia wykonanie 200 zdjęć. Jest wykorzystywana do f grafowania pionowego i ukośnego.

W krajach zachodnich dość popularna jest kamera angielska firm "Vinten" produkowana w kilku wariantach; wykorzystywana również w z tawach wielokamerowych. Na bazie tej kamery w niektórych opracowano rozpoznawcze systemy wielokamerowe. Na przykład w Kanadzie opracowa system rozpoznawczy "Vicom", składający się z czterech kamer F-95

Tabela 22.4

Kamery średnioformatowe

Typ kamery	Format /cm/	f_k /mm/	Przysłona	Czasy migawki /s/	Zapas filmu /m/	Cykl pracy /s/	Uwagi
HR-236	11,4 x 11,4	152	1:5,6	1/250	30/54	2	Fotografowanie z dużych wysokości
HR-233	11,4 x 11,4	304	1:5,6	1/300	30/54	2	
KS-25	11,4 x 11,4	608	1:4,0	1/25-1 - 1/1000	75	1	h_f 12 km
LG-77A	11,4 x 11,4	1220	1:4,0	1/100 - -1/1000	75	0,33	Do bardzo dużych wysokości

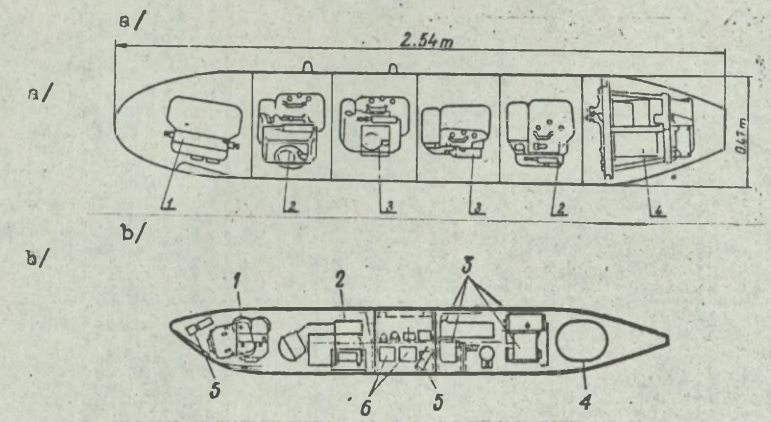
"Vinten", z których trzy fotografują ukośnie /są skierowane do przodu w lewo oraz w prawo w stosunku do kierunku lotu/ oraz czwarta - pionowo. Kamery posiadają automat kompensacji zmazu, automat regulacji ekspozycji oraz rejestrator danych o położeniu samolotu, który służy do dowiązania zdjęć do terenu. Do systemu "Vicom" należy również urządzenie do pokładowej szybkiej obróbki filmów. Całość aparatury jest umieszczona w zasobniku podwieszanym pod samolotem. Dane techniczne kilku typów kamer małoformatowych podano w tabeli 22.5.

Na rysunku 22.2 przedstawiono przykładowo zasięgi fotografowania rozpoznawczego za pomocą zespołu kamer średnioformatowych.

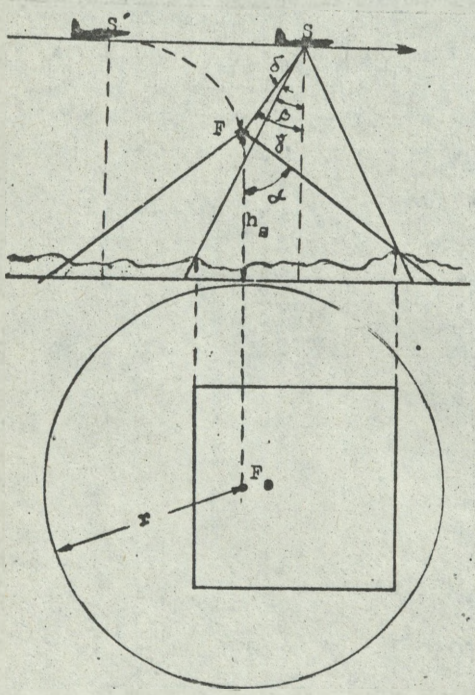
Tabela 22.5

Kamery małoformatowe

Typ kamery	Format /cm/	f_k /mm/	Przysłona	Czasy migawki /s/	Liczba zdjęć na s	Zapas filmu /m/
F-95 "Vinten"	5,7x5,7	50,8 76,2 101,6	 1:1,4 1:1,0	1/100 - -1/2000	12	45
CAX-12 "Fairchild"	5,7x5,7	76,2	1:3,5	1/100 - -1/1000	10	
TA-7M De Oude Delft	5,7x5,7	38,0 50,8 76,2 101,6	1:2,8 1:2,8 1:1,6 1:1,0	1/1000 - -1/10000	15	
KB-8A Maurer	5,7x5,7	38,0 76,0 152,0	1:4,0 1:2,8 1:2,8	1/500 1/1000 1/4000	5	



Rys.22.3. Zasobniki rozpoznawcze podwieszane pod samoloty:
a/ zasobnik samolotu Harrier: 1- kamera F-135 przednia, 2 - kamery F-95Mk prawie pionowe, 3 - kamery F-95Mk ukośne, 4 - rejestrator położenia samolotu; b/ kamera samolotu RF-4: 1 - kamera KS-87B, 2 - kamera KA-99, 3 -aparatura termalna AN/AAD-5, 4 - zbiornik z tlenem, 5 - kamery telewizyjne, 6 - blok sterowania.



Rys.22.4. Schemat pionowego fotografowania nocnego przy użyciu fotobomb. S - miejsce zrzucania fotobomby.

Odmianą kamer małoformatowych są lotnicze kamery małoobrazkowe o wymiarach 24x36 mm i mniejszych. Niżej charakteryzuje się dwie takie kamery.

Kamera radziecka MAK-25 posiada następujące dane techniczne: wymiary kadru 24x24 mm, ogniskowa kamery f_k= 26 mm /z przystawką - 135 mm/, czas naświetlania 1/100 s, przysłona 1:2. Fotografuje na błonie o szerokości 36 mm; zapas filmu w kasecie /150 m/ umożliwia wykonanie około 6000 zdjęć. Przy fotografowaniu pionowym obejmuje teren o szerokości $1,33h_f$.

Kamera T-232 posiada obiektyw "Taylor" o ogniskowej 18 mm i przysłonie 1:1,8. Czas naświetlania wynosi 1/100 s; wymiary zdjęcia 18x25mm. Zapas filmu w kasecie może wynosić 33 lub 132 m, co umożliwia otrzymanie odpowiednie 1500 i 6000 zdjęć. Przy fotografowaniu pionowym kamera obejmuje pas terenu o szerokości $1,4h_f$.

Znaczną część współczesnych kamer mało- i średnioformatowych umieszcza się w specjalnych zasobnikach podwieszanych pod samolotem. Oprócz wyżej wymienionego zasobnika "Vicom" istnieje jeszcze wiele innych /rys.22.3/. Ich wspólną cechą charakterystyczną jest posiadanie zespołów kamer rozpoznawczych, fotografujących od horyzontu do horyzontu zarówno w kierunku poprzecznym, jak i podłużnym w stosunku do kierunku lotu. Ponadto tradycyjną aparaturę fotograficzną uzupełnia się kamerami telewizyjnymi, aparaturą na podczerwień, aparaturą radiolokacyjną oraz urządzeniami do transmisji zdjęć /obrazów/ bezpośrednio z pokładu samolotu do ośrodków naziemnych. Podobne zespoły aparatury rozpoznawczej umieszcza się również na samolotach bezpilotowych, które w tym przypadku spełniają rolę jakby "latających" zasobników rozpoznawczych. Niektóre zasobniki poprzez umieszczanie w nich lamp błyskowych lub pocisków oświetlających służą również do fotografowania nocnego.

Projektowanie zdjęć rozpoznawczych. Zasady projektowania i metodyka wykonania zdjęć rozpoznawczych są podobne jak dla zdjęć pomiarowych, zmienia się jedynie ważność poszczególnych kryteriów. Przy projektowaniu główne znaczenie ma kryterium zdolności rozdzielczej, wysokość fotografowania oraz prędkość lotu.

Zdolność rozdzielcza wynika z potrzeb rozpoznania, mianowicie z wymiarów najmniejszych obiektów, jakie powinny się odfotografować na zdjęciu w taki sposób, aby można je było odczytać. Wysokość fotografowania i prędkość lotu zależą od systemu i możliwości obrony przeciwlotniczej i istnieją w tym zakresie ścisłe reżimy, których nie wolno naruszyć podczas lotu rozpoznawczego.

Na podstawie wymienionych danych wybiera się kamerę rozpoznawczą o odpowiednich parametrach użytkowych, zwracając główną uwagę na właściwy wybór wartości ogniskowej kamery, formatu zdjęć, czasu cyklu pracy, czasu migawki oraz możliwości kompensacji zmazu.
Zasadnicze pokrycie podłużne wybiera się równe albo 20%, albo 60%. Przy fotografowaniu wieloszeregowych za pomocą podwieszenia wahadłowego lub przy użyciu kilku kamer, pokrycie podłużne oblicza się dla szeregu, lub szeregów środkowych.

22.2. Kamery rozpoznawcze nocne

Do fotografowania nocnego używa się w zasadzie kamer podobnych jak przy fotografowaniu dziennym, lecz dodatkowo wyposażonych w urządzenia do oświetlenia terenu oraz do synchronizacji pracy migawki z urządzeniem oświetlającym. Są to przeważnie kamery kadrowe, chociaż wykorzystuje się również kamery szczelinowe. Współczesne kamery nocne charakteryzują się posiadaniem obiektywów o większej jasności niż mają kamery dzienne, automatycznymi migawkami oraz krótkim czasem cyklu pracy.
Ze względu na przeznaczenie można je podzielić na dwie grupy:

1/ kamery do kontroli zniszczeń /wyników bombardowania/;

2/ kamery do rozpoznania szczegółowego.

Kamery pierwszej grupy mają prostą konstrukcję. Migawki o przybliżonej synchronizacji są otwarte przez cały czas promieniowania źródła światła, dlatego zdjęcia często oznaczają się wyraźnym brakiem ostrości. Kamery drugiej grupy posiadają migawki o dokładnej synchronizacji.

Zazwyczaj stosuje się dwie następujące zasady synchronizacji:

1/ migawka kamery jest otwarta przed rozpoczęciem oświetlenia terenu i zamyka się po ustalonym czasie pod wpływem działania światła;

2/ migawka otwiera się w momencie rozpoczęcia oświetlenia terenu i zamyka się również po ustalonym czasie ekspozycji.
Do sterowania pracą migawki wykorzystuje się synchronizator, składający się z fotokomórki i elektronicznego wzmacniacza potoku fotonów. Zazwyczaj umieszcza się go na zewnątrz samolotu. W tej grupie kamer rzadziej stosuje się otwarcie migawki przez cały czas trwania błysku.

Do oświetlenia terenu stosuje się następujące źródła światła:

- środki pirotechniczne w postaci fotobomb, wykorzystywane przy fotografowaniu z dużych wysokości;
- pociski świetlne, wykorzystywane zazwyczaj przy fotografowaniu z małych wysokości;
- elektroniczne lampy i reflektory błyskowe;
- gazowe lampy próżniowe do oświetlenia ciągłego;
- oświetlenie magnezowe /również ciągłe/.

Wykorzystywaniu laserowych źródeł światła poświęcono specjalny podrozdział.

Na rysunku 22.4 przedstawiono zasady fotografowania nocnego przy wykorzystaniu środków pirotechnicznych /fotobomb/. Największe oświetlenie terenu jest w punkcie S_0 leżącym bezpośrednio nad miejscem wybuchu fotobomby; następnie oświetlenie spada i w zależności od mocy źródła światła J oraz kąta biegu promienia α można go wyrazić za pomocą następującego wzoru:

$$E = \frac{J \cos^3 \alpha}{h_s^2} \qquad /22.1/$$

lub w zależności od J i promienia r jako:

$$E = \frac{J}{h_s^2 \left/1 + \frac{r^2}{h_s^2}\right/^{\frac{3}{2}}} \qquad /22.1/$$

gdzie h_s - jest wysokością wybuchu f tobomby.

Wynika z tego, że bezpośrednio w punkcie S_0 oświetlenie będzie się równało:

$$E_0 = \frac{J}{h_s^2} \qquad /22.2/$$

Im mniejsza wysokość wybuchu fotobomby, tym większe będzie oświetlenie terenu. Jednak miejsce wybuchu nie powinno się znajdować w polu widzenia obiektywu kamery, gdyż wpłynie na pogorszenie i tak już słabszej jakości zdjęć nocnych. Dlatego ogólnie przyjmuje się dla kamer normalnokątnych

$h_s = 0{,}33h_f$, a dla kamer szerokokątnych $h_s = 0{,}66h_f$. W średnich szerokościach geograficznych dla kamer normalnokątnych praktycznie stosuje się następujące wzory:

- przy fotografowaniu w porze letniej

$$h_s = 0{,}25h_f + 200 \text{ m}$$

- w zimie przy pokrywie śnieżnej

$$h_s = 0{,}50h_f + 200 \text{ m}.$$

Ażeby nie następowało bezpośrednie naświetlenie zdjęcia przez wybuch fotobomby zaleca się, by przy fotografowaniu pionowym pomiędzy połową kąta pola widzenia β i kątem wybuchu γ zachodziła następująca zależność:

$$\gamma > \beta \qquad /22.3/$$

Zazwyczaj przyjmuje się, że dla uniknięcia zaświetlenia zdjęcia kąt δ powinien być większy od 5^0:

$$\delta = \gamma - \beta \geq 5^0 \qquad /22.3/$$

Jednak w niektórych wypadkach, gdy wybuch następuje na normalnej wysokości, a fotografuje się z bardzo dużych wysokości, bezpośrednie naświetlenie może tylko w niewielkim stopniu pogorszyć jakość zdjęcia. Wówczas dopuszcza się nawet ażeby

$$\gamma \leqslant \beta$$

Za pomocą fotobomb zazwyczaj oświetla się pojedyncze obiekty i wykonuje również zdjęcia pojedyncze. Fotografowanie szeregowe lub powierzchniowe jest w tym przypadku prawie niemożliwe dlatego współcześnie raczej wykorzystuje się pociski błyskowe. Z analizy warunków pogodowych wynika, że liczba nocy bezchmurnych jest większa niż bezchmurnych dni. Ponadto wydłużenie czasu fotografowania przez fotografowanie nocne znacznie zwiększa możliwości uzyskiwania informacji obrazowej o terenie, co ma dość istotne znaczenie w naszych szerokościach geograficznych, szczególne dla fotografowania pomiarowego, gdyż ilość dni dogodnych do fotografowania jest mała /około 40 dni w sezonie letnim/. Dlatego problem fotografowania szeregowego i wieloszeregowego w porze nocnej nabiera aktualności i w niektórych krajach jest rozwiązywany za pomocą reflektorów błyskowych. Reflektory takie o niezwykle dużej mocy dają błysk w czasie 1/1000 - 1/5000 sekundy. Umieszczone w części ogonowej samolotu i sprzężone z pracą kamery szeregowej umożliwiają wykonywanie serii zdjęć z normalnym pokryciem wzajemnym przy wysokościach fotografowania

Tabela 22.6

Podstawowe dane techniczne niektórych kamer nocnych

Typ kamery	Rodzaj	Ogniskowa /mm/	Cykl /s/	Przysłona	Wymiary zdjęć /cm/	Rodzaj migawki	Czas naświetlenia /s/	Zapas filmu /m/	Podwieszenie	Firma i przeznaczenie
K-37	nocna	304 608 1016	3,0	1:2,5 1:4 1:5-1:8	23x23	międzysoczewkowa	1:25 1:50 1:100	117	A-28	Fairchild,General Elektric USA; do średnich wysok.
K-46	nocna	178 152	0,5	1:2,5 1:2,5	11,5x11,5	szczelinowa	obiektyw otwarty	75	A-28	Hicon,USA; do małych wysokości
K-47	nocna	304	0,5	1:2,5	23x23	międzysoczewkowa	1/10-1/100	117	A-28-6	Fairchild,USA; dla małych,średnich i dużych wysok.
KA-61	nocna i dzienna	52	0,3	1:3,5	5,7x5,7	międzysoczewkowa	1/500	15	zwykła	Itek, USA
KS-72A	nocna i dzienna	76 152 304 456	0,17	1:4,5 1:2,8 1:4,0 1:5,6	11,4x11,4	międzysoczewkowa	1/25-1/100 1/100-1/400	75 do 150	ART-63	Hicon,USA;posiada automat regulacji ekspozycji
NAFA-13	nocna	300		1:4,5	18x18	zaluzjowa	1/30	150 zdjęć		ZSRR

rzędu 2000 - 3000 m.

Jednak zdjęcia nocne, w porównaniu do dziennych, charakteryzuje gorsza jakość fotograficzna obrazu. Składa się na to słabsze oświetlenie terenu przez sztuczne źródło światła, nierównomierne oświetlenie powierzchni zdjęcia oraz mogące występować miejscami długie cienie.

W tabeli 22.6 zawarto szereg charakterystyk technicznych kamer rozpoznawczych nocnych oraz kamer dostosowanych do pracy zarówno w dzień, jak i w nocy.

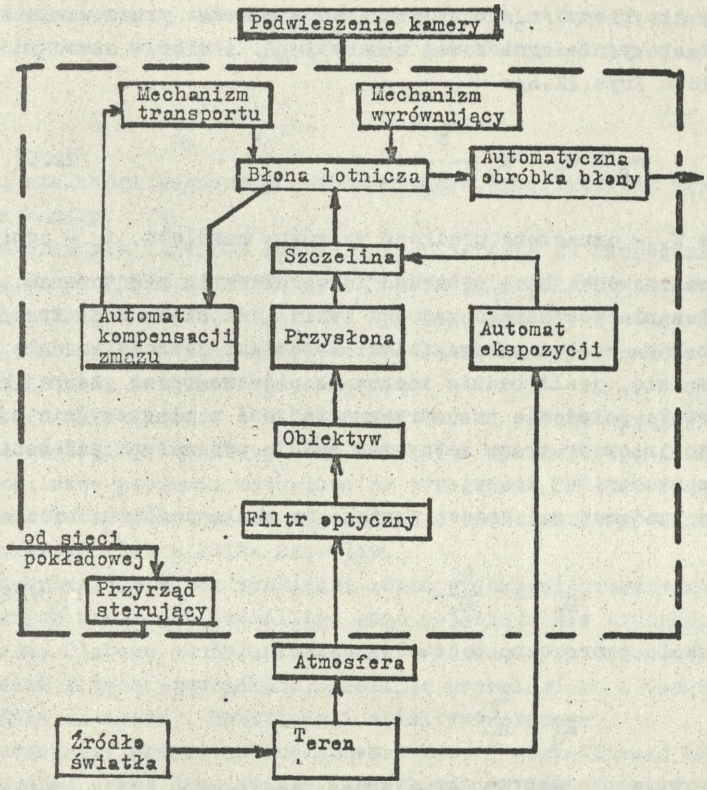
22.3. Kamery szczelinowe

Zasady fotografii szczelinowej sformułowane w latach trzydziestych /USA - 1932, ZSRR - 1936/, następnie znalazły zastosowanie głównie w rozpoznaniu wojskowym, szczególnie w drugiej wojnie światowej /USA, 1943/ i w okresie późniejszym.

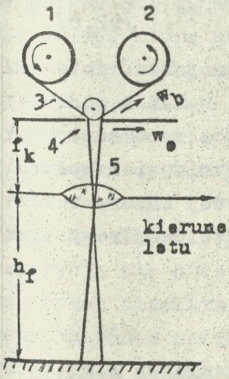
Istota fotografowania szczelinowego polega na zastąpieniu migawki w kamerze lotniczej przez wąską szczelinę, ustawioną poprzecznie do kierunku przewijania się błony lotniczej. Długość szczeliny jest dostosowana do szerokości błony lotniczej; wówczas przy otwartej szczelinie w czasie fotografowania na błonie otrzyma się nie cały kadr, lecz jedynie wąski pasek obrazu terenu, odfotografowany w poprzek błony. Jeśli w czasie fotografowania błona lotnicza będzie się przesuwała w kamerze w kierunku zgodnym z ruchem obrazu w płaszczyźnie ogniskowej, /rys.22.5/ to na skutek ciągłego naświetlenia będą się na niej odfotografowały co raz to nowe pasma terenu, a w wyniku ich nakładania się powstanie obraz ciągły, o szerokości i długości ograniczonej jedynie wymiarami użytej rolki błony lotniczej.

Kamerę szczelinową ustawia się na samolocie w taki sposób, aby szczelina zajmowała położenie poprzeczne do kierunku lotu. Wówczas przy fotografowaniu pionowym otrzyma się obraz ciągły pasa terenu, nad którym przelatuje samolot. Przy takim ustawieniu szczeliny i pionowym położeniu osi głównej obiektywu kamery otrzymuje się zdjęcia w dwóch rzutach: poprzeczne paski terenu objęte szczeliną /lub teren wzdłuż szczeliny/ będą się odfotografowały w rzucie środkowym, a w kierunku podłużnym paski te będą się układały równolegle obok siebie, jakby w rzucie ortogonalnym dynamicznym.

Dla otrzymania obrazu optycznego ostrego oraz jednorodnego pod względem geometrycznym, fotografowanie w terenie równinnym powinno się odbywać na jednakowej wysokości z zachowaniem synchronizacji prędkości

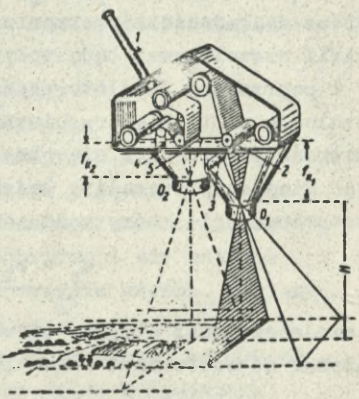


Rys.22.5. Schemat ideowy kamery szczelinowej.



Rys.22.6. Zasada fotografowania szczelinowego: 1 - szpula z błoną lotniczą, 2 - szpula nawijająca, 3 - błona lotnicza, 4 - szczelina, 5 - obiektyw.

Rys.22.7. Kamera ASZCZAFA - 2.



przesuwania się błony /w_b/ w stosunku do prędkości przesuwania się obrazu w płaszczyźnie ogniskowej kamery /w_o/, a więc w stosunku do prędkości lotu /rys.22.6/:

$$w_b = w_o = W_p \frac{f_k}{h_f} \qquad /22.5/$$

gdzie przez W_p - oznaczono prędkość podróżną samolotu, f_k - ogniskową kamery szczelinowej i h_f - wysokość fotografowania nad terenem.

Z zachowania powyższego warunku wynika, że skala podłużna /1:M_p/ będzie jednakowa wzdłuż całego filmu. Natomiast jednolitą skalę poprzeczną otrzyma się, jeśli będzie zachowana pionowość osi głównej kamery /lub inne stałe położenie przestrzenne tej osi w płaszczyźnie nadirowej/, prostoliniowość trasy lotu oraz ściśle poprzeczne położenie szczeliny w stosunku do tej trasy.

Z wyżej podanej zależności wynika, że skala podłużna będzie się równała

$$\frac{1}{M_p} = \frac{w_b}{W_p} \qquad /22.6/$$

Natomiast skala poprzeczna będzie wynosiła:

$$\frac{1}{M_Q} = \frac{f_k}{h_f} \qquad /22.7/$$

A więc przy $w_b = w_o$ otrzyma się równość skal

$$\frac{1}{M_p} = \frac{1}{M_Q} \qquad /22.8/$$

Oprócz dokładności synchronizacji prędkości w_b i w_o, na jakość fotografii szczelinowej będą wpływały takie czynniki, jak: wahania podłużne i poprzeczne samolotu podczas fotografowania, różnice wysokości przy przelocie po trasie oraz istniejąca rzeźba terenu. W wyniku ich wpływu prędkość przesuwania się obrazu w płaszczyźnie ogniskowej kamery w różnych miejscach szczeliny będzie różna. Spowoduje to więc dodatkowy brak synchronizacji, który można określić z zależności

$$\nu = \frac{w_o - w_b}{w_o} \qquad /22.9/$$

a miejscowy zmaz obrazu, spowodowany desynchronizacją, będzie ponadto zależał od szerokości szczeliny /l/:

$$\delta = \nu l$$

Czas naświetlania w kamerze szczelinowej będzie funkcją szerokości szczeliny oraz prędkości przesuwania się błony lotniczej:

$$t = \frac{l}{w_b} = \frac{l\, h_f}{W_p f_k} \qquad /22.10/$$

Do regulacji wielkości ekspozycji można również wykorzystywać przysłonę obiektywu kamery.

We współczesnych kamerach szczelinowych zarówno do określenia i ustawienia ekspozycji, jak i do synchronizacji prędkości przesuwania się błony lotniczej z prędkością lotu, wykorzystuje się różnego rodzaju automaty. Natomiast stabilizację horyzontalną kamery w czasie lotu osiąga się za pomocą urządzeń giroskopowych.

Ze względu na położenie w stosunku do terenu płaszczyzny przechodzącej przez szczelinę i punkt główny obiektywu wykonuje się fotografowanie szczelinowe pionowe, nachylone do przodu lub do tyłu oraz odchylone w bok. W tym celu często wykorzystuje się kamery wyposażone w kilka obiektywów, lub w kilka szczelin.

Przy odchyleniach w bok występują różne prędkości przesuwania się obrazu w różnych miejscach szczeliny, stąd pojawiają się trudności z synchronizacją. Dlatego odchylenia osi głównej kamery o duże kąty są jedynie możliwe w tych przypadkach, jeśli je przewidziano i uwzględniono na etapie obliczeń i konstrukcji obiektywów kamer.

Na rysunku 22.7 przedstawiono schemat kamery szczelinowej ASZCZAFA-2, skonstruowanej przez Siemionowa. Kamera posiada dwa obiektywy o ogniskowych f_1=210 i f_2 = 70 mm, dwie szczeliny oraz dwa urządzenia do transportu filmu, które umożliwiają równoczesne załadowanie kamery dwiema rolkami błony lotniczej. Kamera może pracować w następujących wariantach:

1/ fotografowanie pionowe przez pierwszy obiektyw O_1;

2/ fotografowanie pionowe przez drugi obiektyw O_2;

3/ równoczesne fotografowanie przez oba obiektywy O_1 i O_2;

4/ fotografowanie pionowo-skośne przez obiektyw pierwszy; wówczas wykorzystuje się obie szczeliny oraz pracę obu mechanizmów transportu filmu. Przez obiektyw O_1 i pierwszą szczelinę otrzymuje się zdjęcie pionowe, a przez obiektyw O_1 i drugą szczelinę zdjęcie ukośne. Wariant ten umożliwia otrzymanie stereoskopowych zdjęć szczelinowych.

Kamera ASZCZAFA-2 umożliwia fotografowanie z wysokości od 100 do 1500 m przy prędkościach lotu do 700 km/h. Zapas filmu w ładowniku składa się z dwóch rolek o szerokości 24 cm i długości 45 m. Przy fotografowaniu pionowym przez pierwszy obiektyw otrzymuje się zdjęcie pasa

terenu o szerokości 1,2 h_f, a przez drugi obiektyw - o szerokości 3,6 h_f. Do synchronizacji ruchu błony lotniczej z obrazem terenu wykorzystuje się specjalny wizjer optyczny.

Kolejnym udoskonaleniem tego typu jest kamera ASZCZAFA-5, która posiada doskonalsze obiektywy i praca jej jest w większym stopniu zautomatyzowana /w tym posiada automat synchronizujący prędkość ruchu błony lotniczej i obrazu/.

Oprócz Związku Radzieckiego kamery szczelinowe znalazły zastosowanie w Stanach Zjednoczonych, gdzie wyprodukowano kilka typów tych aparatów. Do najciekawszych należy kamera KA - 18A, będąca na wyposażeniu lotnictwa wojskowego USA. Jest przeznaczona do fotografowania z dowolnych wysokości oraz przy dużej prędkości lotu. Można nią wykonywać zdjęcia zarówno w wersji jednoobrazowej, jak i stereoskopowej. Kamera składa się z trzech następujących części: ładownika, korpusu i zmiennych stożków z obiektywami.

Ładownik składa się z dwóch oddzielnych "półkaset", z których jedna służy do załadowania błony lotniczej /długość roli może wynosić 75 lub 150 m, a szerokość - 23 cm/, druga zaś posiada szpulę nawijającą. Obie półkasety mają identyczną konstrukcję i można je wzajemnie zamieniać.

W korpusie znajduje się mechanizm szczeliny, mechanizm transportu filmu, urządzenie regulujące prędkość przewijania błony lotniczej oraz specjalny adapter elektroniczny, który steruje pracą wielu mechanizmów kamery.

W skład kompletu kamery wchodzą trzy następujące stożki wymienne:
- LA-79, posiadający jeden obiektyw o ogniskowej f_k = 152 mm;
- LA-77 z dwoma obiektywami o ogniskowych f_k = 152 mm;
- LA-78, posiadający dwa obiektywy o ogniskowych 76 mm.

Dwa ostatnie stożki służą również do wykonywania zdjęć stereoskopowych. Ponadto stożki są wyposażone w silniki elektryczne oraz szereg mechanizmów pomocniczych.

Kamera KA-18A umożliwia kompensację zmazu fotograficznego w przedziale prędkości /w płaszczyźnie ramki tłowej kamery/ od 25 do 750 mm/s, może więc fotografować z małych wysokości i przy dużych prędkościach lotu. Kamera jest umieszczona w podwieszeniu giroskopowym ART-21, które zapewnia jej stabilizację i usuwa wpływ wahań podłużnych i poprzecznych. Specjalny skaner elektroniczny analizuje prędkość przesuwania się obrazu i podaje odpowiednie impulsy do kamery, które służą następnie do utrzymania prawidłowej synchronizacji z prędkością przewijania błony

lotniczej. Inny automat reguluje prawidłowość ustawienia ekspozycji poprzez zmianę przysłony obiektywu.

Wprawdzie kamera KA-18A może pracować w różnych warunkach, to głównie wykorzystuje się ją do fotografowania z małych wysokości. Przy wykonywaniu zdjęć szczelinowych z dużych wysokości znane są przypadki zastosowania kamery KA-51A, specjalnie przystosowanej do fotografowania szczelinowego. Montuje się ją w podwieszeniu giroskopowym ART-43A. Wykonywano nią zdjęcia w skalach mniejszych od 1 : 60 000, które następnie znalazły zastosowanie przy sporządzaniu map topograficznych.

Kąt zawarty pomiędzy prostymi przechodzącymi przez środki szczelin i tylne węzłowe punkty obiektywów nazywa się kątem paralaktycznym; określa on stopień możliwości opracowania stereoskopowego danych zdjęć. Na przykład w stożku LA-77 kamery KA-18A można go zmienić od 0 do 20^0. Jeśli równocześnie fotografuje się do przodu i do tyłu pod kątem 45^0, to ten rodzaj fotografowania nazwano aksonometrycznym /rys.22.8/. W kamerze szczelinowej zazwyczaj wykorzystuje się do tego celu jeden obiektyw oraz dwie szczeliny i dwa mechanizmy transportu filmu. W niektórych kamerach z dwoma obiektywami wykorzystuje się tylko jedną rolkę błony lotniczej. Wówczas na jednej połowie błony otrzymuje się obraz postępujący od pierwszego obiektywu, a na drugiej połowie - obraz idący od drugiego obiektywu. To samo osiąga się przez podziały szczelin na dwie części.

Fotografia szczelinowa posiada szereg wad i zalet. Istotnym niedostatkiem jest fakt, że każda trasa, nawet krzywoliniowa, odfotografowuje się jako prosta, co w wielu wypadkach utrudnia wykorzystanie takich zdjęć, ewentualnie wymaga dodatkowo rejestracji elementów orientacji w czasie lotu. Niedokładna synchronizacja prędkości przesuwania błony z prędkością obrazu powoduje miejscowe "wydłużenie" lub "skrócenie" obrazu, a cykliczne zmiany ekspozycji, powodowane różnymi czynnikami, wpływają na charakter obrazu fotograficznego, który w tym przypadku może się składać z pasów poprzecznych o różnej gęstości optycznej.

Zalety zdjęć szczelinowych świadczą o zakresie ich wykorzystania. Stosuje się je w następujących przypadkach /poza rozpoznaniem wojskowym/:

- przy pomiarze fotogrametrycznym wysokości punktów terenu i głębokości wód;
- przy rozpoznaniu, planowaniu i budowie dróg kołowych, kolei żelaznych, rurociągów, linii przesyłowych wysokiego napięcia i innych;
- do badania ruchu ulicznego w miastach;
- do fotografowania w trudnych warunkach optycznych /o brzasku, po

zmierzchu, w trudnych warunkach pogodowych i in./;

- do fotografowania nocnego /w połączeniu z oświetleniem terenu przez lampy rtęciowo-łukowe/.

Zdjęcia szczelinowe w niektórych krajach są elementem składowym technologii szybkiego opracowania map topograficznych i różnego rodzaju map specjalnych głównie do celów wojskowych. Niewątpliwie zasługują na uwagę i szersze wykorzystanie, szczególnie przez gospodarkę narodową.

P r o j e k t o w a n i e zdjęć szczelinowych odbywa się w sposób podobny jak zdjęć rozpoznawczych dziennych. Na podstawie kryterium zdolności rozdzielczej, wysokości lotu i prędkości podróżnej określa się podstawowe parametry kamery i wybiera się tę, która najbardziej odpowiada określonym parametrom. Szczególną uwagę zwraca się na wpływ, jaki będzie miała wysokość lotu i prędkość podróżna na skalę poprzeczną i podłużną zdjęć szczelinowych oraz na możliwość zachowania jednolitej skali na całej taśmie.

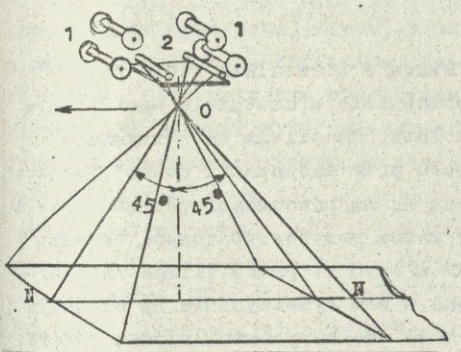
22.4. Zdjęcia panoramiczne

Kamery panoramiczne były znane już w końcu XIX wieku, lecz zastosowanie ich na szeroką skalę do fotografowania powietrznego datuje się dopiero od drugiej połowy XX wieku. W ubiegłym wieku starano się jednym zdjęciem objąć jak największy obszar terenu. Dążenia te wynikały z niedoskonałości ówczesnych statków powietrznych, stosowanych do wynoszenia aparatury fotograficznej na wymaganą wysokość oraz z trudności manewrowania w powietrzu wzdłuż określonej trasy. Powstał więc pomysł fotografowania panoramicznego, który pozwalał jednym zdjęciem lub zespołem zdjęć wykonanych z jednego stanowiska, objąć teren od horyzontu do horyzontu.

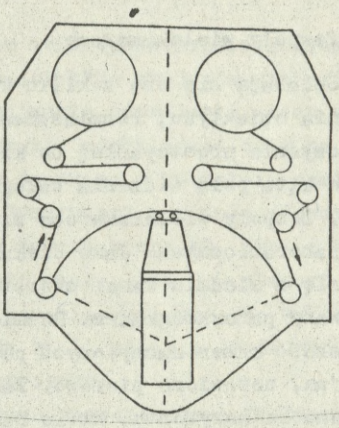
Współczesne kamery panoramiczne można podzielić na dwie grupy:

1. Kamery pracujące w systemie statycznym z równoczesną ekspozycją na całej powierzchni zdjęcia,
2. Kamery pracujące w systemie dynamicznym.

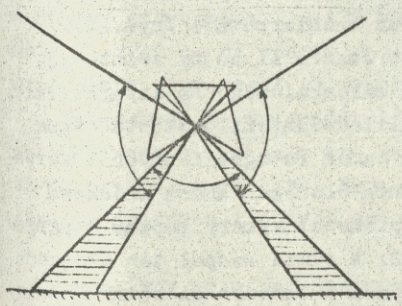
Do pierwszej grupy należą kamery wieloobiektywowe, zespoły wielokamerowe oraz kamery z optyką nadszerokokątną.



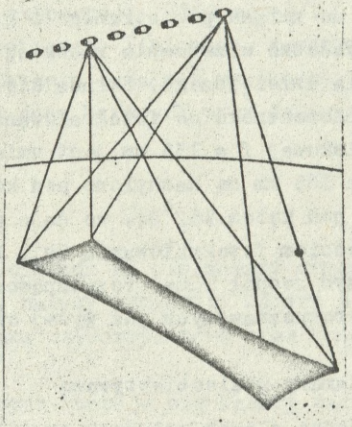
Rys.22.8. Schemat fotografowania aksonometrycznego: 1 - mechanizmy transportu filmu, 2 - szczeliny; O - obiektyw, NN - linia nadirowa.



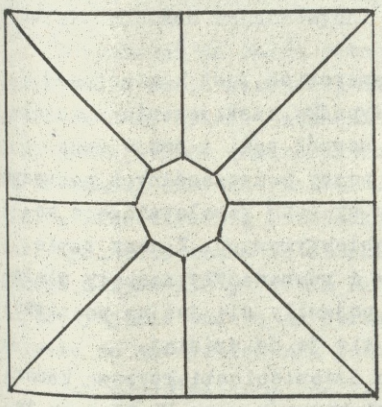
Rys.22.11. Schemat kamery panoramicznej z obiektywem obrotowym.



Rys.22.9. Schemat fotografowania kamerą "Trimetrogon".



Rys.22.12. Fotografowanie pionowozbieżne kamerą panoramiczną.



Rys.22.10. Szkic rozwinięcia zdjęć lotniczych wykonanych kamerą panoramiczną Aschenbrennera.

Zespoły wielokamerowe

Składają się one z kilku kamer, każda o niewielkim kącie pola widzenia obiektywu, rozmieszczonych przeważnie w kształcie wachlarza w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku lotu. Umożliwia to otrzymanie dużego kąta pola widzenia całego zespołu przy zachowaniu dobrej jakości zdjęć. Zespoły wielokamerowe nie należą do najnowocześniejszych urządzeń panoramicznych. Jako ciekawostkę można przytoczyć zespół składający się z siedmiu kamer skonstruowany w 1898 r. przez Tilego /Rosja/ i nazwany panoramografem. Rozmieszczono w nim symetrycznie na obwodzie koła sześć kamer nachylonych pod kątem 30^0 do horyzontu, siódmą kamerę, środkową, ustawiono pionowo. Panoramograf umożliwiał otrzymanie zdjęć od pionu do horyzontu, które następnie opracowywano za pomocą perspektometru również skonstruowanego przez Tilego.

Do innych urządzeń, już późniejszych, należał zespół "Trimetrogon" składający się z trzech kamer umieszczonych wachlarzowato /rys.22.9/. Stosowano go do rozpoznania powietrznego w czasie II wojny światowej, potem do zwiadu powietrznego i kartowania małoskalowego na Antarktydzie.

Podobne urządzenie włoskiej firmy Galileo-Santoni jest stosowane do dnia dzisiejszego. Składa się z trzech kamer fotograficznych i peryskopu słonecznego do fotografowania położenia Słońca. Kamera środkowa o ogniskowej f = 135 mm jest umieszczona pionowo; kamery boczne o ogniskowych 165 mm są nachylone pod kątem $47^042'$. W sumie zespół ten obejmuje teren pod kątem $152^024'$, co daje pokrycie pasa o szerokości równej ośmiu wysokościom fotografowania $8h_f$. Do tego typu urządzeń można również zaliczyć zespół kamer rozpoznawczych "Vinten" i inne podobne zespoły kamer rozpoznawczych już wyżej omówione.

Kamery wieloobiektywowe

Jedną z cech ujemnych zespołów wielokamerowych jest konieczność posiadania kilku luków w samolocie, a w przypadku zastosowania specjalnych zasobników podwieszanych pod samolot, zespół taki zajmuje duże miejsca i wymaga specjalnej synchronizacji pracy poszczególnych podzespołów kamer. Dlatego na pewnym etapie rozwoju sprzętu fotolotniczego korzystniejsze było zastosowanie kamer wieloobiektywowych. Kamery takie w jednym korpusie miały po kilka obiektywów i równoważyły zespoły wielokamerowe. Pierwsze kamery wieloobiektywowe pojawiły się już na początku XX wieku i w ograniczonym zakresie stosuje się je do dzisiaj.
Do najpopularniejszych konstrukcji należała dziewięcioobiektywowa kamera Aschenbrennera PK /rys.22.10/. Wszystkie obiektywy kamery PK-33 mają tę

samą długość ogniskowej f = 53,5 mm. Osiem obiektywów rozmieszczono w rogach regularnego ośmiokąta, dziewiąty obiektyw znajduje się w środku figury. Osie optyczne obiektywów są wzajemnie równoległe, lecz przed obiektywami zewnętrznymi umieszczono pryzmaty, odchylające osie na 54^0. Przy fotografowaniu otrzymuje się zdjęcia środkowe w kształcie ośmiokąta o przekątnej 6 cm i 8 zdjęć ukośnych. Sumaryczny kąt pola widzenia całego systemu wynosi 140^0 i obejmuje pas terenu równy $5h_f$ /np. z wysokości 5 000 m otrzymuje się zdjęcie w skali około 1:94 000 obszaru o powierzchni 25 x 25 km/. Zapas filmu w kasecie wystarcza na wykonanie 250 zdjęć. Doprowadzenie zdjęć bocznych do skali zdjęcia środkowego wykonuje się w specjalnym przetworniku optycznym.

Dziewięcioobiektywowa kamera AD-2 skonstruowana przez Drobyszewa /ZSRR/ była wyposażona w osiem obiektywów bocznych, ustawionych ukośnie pod kątem 45^0 oraz dziewiąty obiektyw pionowy. Obiektywy miały jednakowe układy optyczne o f = 135 mm; każdy z nich wykonywał zdjęcia o formacie 12 x 12 cm na oddzielnej błonie fotograficznej. Jednorazowy zapas błony wystarczał na wykonanie 150 ekspozycji /1350 zdjęć/.

Ze względu na trudności i kompensacji zmazu liniowego, kamery wieloobiektywowe nie nadają się do fotografowania z małych wysokości i przy dużych prędkościach lotu, dają natomiast duże korzyści przy fotografowaniu ze średnich i dużych wysokości.

Inne typy urządzeń statycznych

Spośród kamer lotniczych, które ze względu na obejmowany obszar terenu można zaliczyć do panoramicznych, należy wymienić: kamery z obiektywami nadszerokokątnymi, kamery z nasadką szerokopasmową oraz kamery w podwieszeniach wahadłowych.

Dotychczas do celów fotogrametrycznych stosuje się kamery nadszerokokątne o kącie rozwarcia nie przekraczającym 130^0. Zwiększenie kąta powoduje duży spadek jasności obrazu fotograficznego od środka ku brzegom, zmniejszenie zdolności rozdzielczej i zwiększenie wpływu dystorsji na brzegach. Duży kąt rozwarcia wymaga również zwiększenia formatu zdjęcia, a więc utrudnia konstrukcję kamery, gdyż zwiększa jej wymiary i ciężar. Wprawdzie znane są obiektywy o dużym kącie /np. obiektyw Czuryłowskiego o $2\beta = 150^0$, "Robin Hilk" o $2\beta = 180^0$, które jednak ze względu na błędy jakie wnoszą do obrazu fotograficznego, bardzo rzadko są wykorzystywane do fotografowania powietrznego.

Jak wspominaliśmy, do kamer panoramicznych można w pewnym sensie zaliczyć kamery w podwieszeniach wahadłowych. Podobną rolę spełnia

specjalna nasadka optyczna z pryzmatem obracającym się przed obiektywem i odchylającym oś optyczną kamery o określony kąt /np.nasadka Jucewicza do kamery RMK/.

Panoramiczne kamery lotnicze pracujące na zasadzie dynamicznej

Kamery tego typu były znane już w końcu XIX wieku, lecz ich rozwój nastąpił dopiero w ostatnim trzydziestoleciu. Kamery te charakteryzują się dużą zdolnością rozdzielczą na całej powierzchni zdjęcia, gdyż do fotografowania wykorzystuje się tylko wąską środkową część układu optycznego, posiadającą najmniejsze błędy. W kamerach pracujących na zasadzie dynamicznej obraz jest jakby wybierany liniowo, podobnie jak w skanerach podczerwieni, czy kamerach laserowych, tylko "szerokość" linii wybierania w tym przypadku równa się szerokości zdjęcia, gdyż wybieranie następuje jednokrotnie dla każdego cyklu pracy kamery. Wiązka promieni rzucających obraz odchyla się w czasie naświetlania o kąt dochodzący nawet do 180^{0}, co umożliwia ujęcie na jednym zdjęciu szerokiego pasa terenu, od horyzontu do horyzontu. Kierunek wybierania promieni zazwyczaj jest prostopadły do kierunku lotu, dlatego lepsze efekty osiąga się przy fotografowaniu ze średnich i dużych wysokości. Zastosowanie metod automatycznej kompensacji zmazu wywołanego ruchem postępowym samolotu umożliwia również wykonywanie zdjęć na małych wysokościach i przy dużych prędkościach lotu.

W zależności od właściwości konstrukcyjnych zespołów, realizujących wybieranie obrazu i odchylanie promieni, kamery dynamiczne można podzielić na dwie grupy:

- bezpośredniego wybierania obrazu, w których ruch obrotowy lub wahadłowy obiektywu powoduje odchylenie promieni;
- pośredniego wybierania obrazu, w których odchylenie promieni spowodowane jest ruchem obrotowym lustra lub pryzmatu umieszczonego przed obiektywem.

W kamerach bezpośredniego wybierania obrazu błona fotograficzna jest rozmieszczona cylindrycznie na powierzchni walca o promieniu równym długości ogniskowej /rys.22.11/. Obiektyw, który znajduje się w specjalnej obudowie zakończonej od strony filmu szczeliną i wałkami wyrównującymi, obraca się wraz z obudową wokół tylnego punktu węzłowego. Długość szczeliny zazwyczaj równa się szerokości błony fotograficznej, natomiast szerokość szczeliny można regulować. Wybór właściwej szerokości szczeliny i prędkości kątowej obrotu obiektywu jest równoznaczny z ustawieniem ekspozycji. Szczelina zazwyczaj jest zorientowana równolegle lub poprzecznie do kierunku lotu. Obiektyw może się obra-

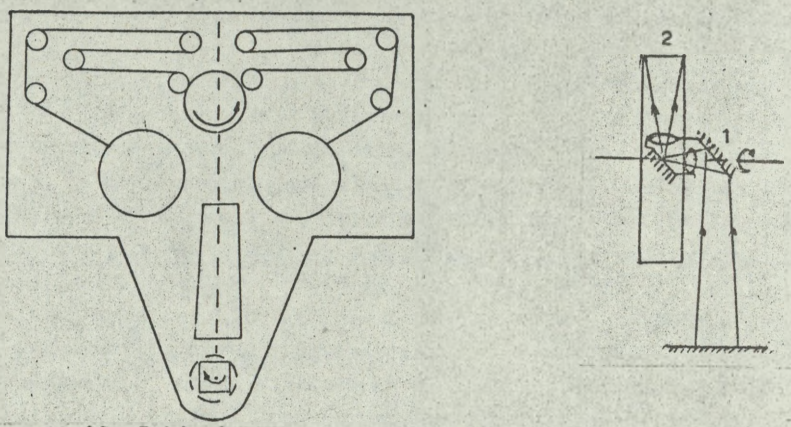
wać ciągle, lub ruchem wahadłowym w granicach kąta rozwarcia systemu panoramicznego. W czasie obrotu obiektywu film jest nieruchomy, a wałki przyciskają go do powierzchni cylindrycznej.

Kilka początkowych wersji takich kamer opracowano w latach 50-tych w USA. Jedna z wersji ma następujące parametry użytkowe: obiektyw o ogniskowej f = 650 mm, przysłona 1:3,5, szczelina o szerokości zmiennej w przedziale od 1,8 do 10 mm, kąt wybierania /panoramowania/ 140^0.

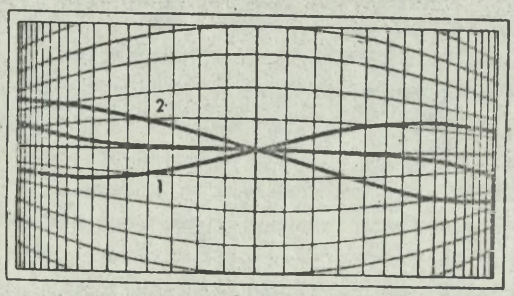
Na podobnej zasadzie oparto konstrukcję kamery radzieckiej AFA-K0 o następujących parametrach: obiektyw o f = 210 mm, przysłona 1:4,5, kąt wybierania 120^0, format zdjęcia 180 x 460 mm.

Do najnowszych osiągnięć w tej grupie kamer można zaliczyć kamerę firmy Fairchild F-638-120, która wyposażona jest w szereg urządzeń pomocniczych. W kamerze tej błona filmowa w czasie ekspozycji jest przyssana do powierzchni walca. Kamera wyposażona jest w migawkę szczelinową dwuwarstwową /podwójną/, z których każda tworzy pierścień zamknięty obracający się synchronicznie z ruchem obiektywu. Naświetlanie reguluje się przez zmianę szerokości szczeliny i przysłony obiektywu.
Kamery panoramiczne pracujące na zasadzie dynamicznej można również stosować do wykonywania zdjęć stereoskopowych. Na uwagę zasługuje panoramiczna kamera księżycowa, która wchodziła w skład wyposażenia statku księżycowego Apollo-15. Kamera ta składała się z następujących podzespołów: korpusu złączonego na stałe ze statkiem kosmicznym, ładownika, układu służącego do otrzymywania zdjęć stereoskopowych przez konwergencję, automatu kompensacji rozmazania obrazu spowodowanego ruchem postępowym statku, układu obrotowego obiektywu oraz mechanizmu trasnportu błony filmowej. W kamerze układ optyczny obracał się wzdłuż osi podłużnej, a błona przewijała się w kierunku przeciwnym do ruchu obiektywu. Zdjęcia stereoskopowe otrzymuje się przez odchylanie kamery do przodu lub do tyłu pod kątem $\pm 12,5^0$ podczas wykonywania zdjęć, w sumie daje to kąt konwergencji 25^0. Zdjęcie wykonane do przodu ze stanowiska pierwszego i zdjęcie wykonane do tyłu ze stanowiska szóstego tworzą model stereoskopowy z pokryciem wynoszącym 100% /rys.22.12/.

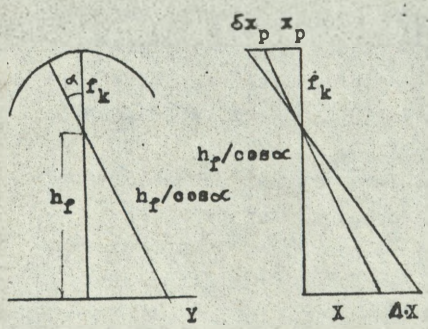
W kamerach z pośrednim wybieraniem obrazu pryzmat lub zwierciadło ustawione przed obiektywem obraca się i odchyla wiązkę promieni. Równocześnie wewnątrz kamery przewija się film w kierunku przeciwnym do kierunku odchylenia promieni /rys.22.13/. Przeważnie jako układy obrotowe stosuje się pryzmaty Dovego z aluminiowaną powierzchnią wewnętrzną, wówczas obrót pryzmatu o kąt β powoduje odchylenie wiązki promieni wybierających obraz o kąt 2β. Istnieją kamery, w których pryzmaty obracają się ciągle ze stałą prędkością. Są również kamery, w których



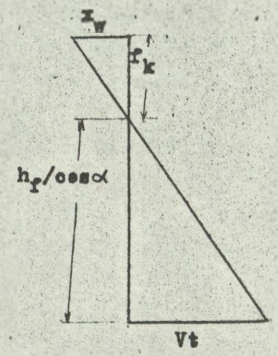
Rys.22.13. Szkic kamery panoramicznej z wirującym pryzmatem: a/ kamera, b/ układ optyczny do panoramowania w granicach 360°.



Rys.22.14. Obraz siatki kwadratów naniesionej na zdjęcie panoramiczne: 1 - dystorsja wybierania liniowego, 2 - dystorsja kompensacji rozciągnięcia obrazu.



Rys.22.15. Geometria dystorsji panoramicznej.



Rys.22.16. Geometria dystorsji wybierania liniowego.

pryzmaty obracają się cyklicznie o określony kąt, ale tylko w momencie wykonywania zdjęcia; potem pryzmat powraca do pierwotnego położenia.

Błona fotograficzna jest umieszczona na walcu obrotowym nad szczeliną i za pomocą systemu wałków pomocniczych tworzy pętlę o długości wystarczającej do otrzymania jednego zdjęcia. W czasie ekspozycji walec z błoną obraca się /musi być przy tym zachowana ścisła synchronizacja obrotu walca z obrotem pryzmatu/. Na przykład, żeby otrzymać zdolność rozdzielczą zdjęcia rzędu 150 linii/mm synchronizacja w czasie w płaszczyźnie ogniskowej nie powinna być większa niż 1/300 mm. Na zdolność rozdzielczą wpływają również zmiany temperatury, które powodują zmiany parametrów optycznych pryzmatu i obniżają zdolność rozdzielczą obiektywu, często nawet kilkakrotnie. Przy fotografowaniu panoramicznym według zasady pokazanej na rys.22.13 otrzymuje się zdjęcia zwierciadlane, dlatego układ optyczny kamery albo przyrząd kopiujący powinien być wyposażony w dodatkowe zwierciadło płaskie.

Jako przykład tego typu urządzeń można przytoczyć kamerę amerykańską 501-K-2 firmy Perkin-Elmer, pracującą przy ciągłym obrocie pryzmatu. Inny typ kamery tej samej firmy /np. kamera K-69A do fotografowania z dużych wysokości, lub K-68A - do fotografowania z małych wysokości/ jest wyposażony w dwa obiektywy z wirującymi pryzmatami. Jeden obiektyw jest przeznaczony do fotografowania od nadiru do horyzontu w stronę prawą, drugi od nadiru do horyzontu w stronę lewą. Oba zdjęcia są wykonywane na tej samej błonie. Ruch samolotu jest kompensowany przez przesuwanie pracującego obiektywu wzdłuż osi lotu, w tym czasie drugi obiektyw powraca do położenia wyjściowego. Kamera jest stabilizowana w stosunku do trzech osi obrotu.

Inne typy kamer dynamicznych

Oprócz wyżej podanych zasadniczych typów kamer panoramicznych są jeszcze konstrukcje pośrednie. Do grupy tej w pewnym sensie można zaliczyć już omówioną kamerę księżycową, która oprócz obrotu układu optycznego, ma również przewijającą się błonę fotograficzną. Na podobnej zasadzie w latach 50-tych zbudowano w USA kamerę E-2, w której błona wraz z układami obrotu systemu optycznego, znajdowała się na walcu współosiowym. W czasie fotografowania walec ten obracał się w kierunku przeciwnym do obrotu układu optycznego, lecz z taką samą prędkością kątową.

W jednej z kamer radzieckich obrotu dokonuje korpus kamery umieszczony w unfruchomionym podwieszeniu. Wraz z korpusem obraca się szczelina, obiektyw i błona filmowa. Błona przesuwa się w stosunku do szczeliny z prędkością proporcjonalną do prędkości kątowej obrotu kamery.

Ciekawe rozwiązanie okrężnego pionowo-perpektywicznego fotografowania zaproponował A.Buszujew /ZSRR/. W kamerze jego konstrukcji obraz terenu otrzymuje się w płaszczyźnie ogniskowej za pomocą dwóch obiektywów. Jeden obiektyw o f_k=220 mm daje obraz w pionie, drugi obiektyw obraca się dookoła osi pionowej i daje obraz perspektywiczny od brzegów zdjęcia do horyzontu. Ładownik zawiera zapas błony wystarczający do wykonania 180 zdjęć o formacie 24 x 24 cm. Kamera może fotografować z wysokości od 100 do 10 000 m.
W tabeli 22.7 przedstawiono dane techniczne niektórych typów kamer panoramicznych; są to głównie kamery amerykańskie i radzieckie.

Właściwości geometryczne zdjęć panoramicznych.

Geometria zdjęć statycznych jest taka sama, jak tradycyjnych zdjęć pionowych lub ukośnych, natomiast na uwagę zasługuje geometria zdjęć dynamicznych. Wprawdzie wyżej przedstawiono dwa sposoby fotografowania panoramicznego z zastosowaniem kamer dynamicznych, jednak w obu wypadkach zdjęcia będą miały takie same właściwości geometryczne - obraz powstanie w wyniku rzutowania środkowego na powierzchnię walca /rys. 22.14/. Porównując zdjęcia panoramiczne z tradycyjnymi zdjęciami otrzymanymi w rzucie środkowym obserwuje się szereg różnic, w literaturze fachowej często nazywanych dystorsjami. Przy fotografowaniu panoramicznym najczęściej występują cztery następujące rodzaje dystorsji: panoramiczna, wybierania liniowego, kompensacji zmazu oraz nachylenia.

Dystorsja panoramiczna wynika jedynie z cylindrycznego kształtu powierzchni filmu w momencie fotografowania przy zerowej prędkości statku powietrznego /w = 0/:

$$\delta x_c = x_c - x_p \qquad /22.11/$$

$$\delta y_c = y_c - y_p$$

gdzie x_c i y_c - są współrzędnymi otrzymanymi w rzucie środkowym, x_p i y_p - współrzędnymi zdjęcia panoramicznego na powierzchni walca.

Na podstawie rysunku 22.15 można określić

$$y_p = f_k \alpha$$

$$x_p = X \frac{f_k}{h_f} \cos \alpha \qquad /22.12/$$

gdzie α = arc tg(w/h_f), X i Y są współrzędnymi w terenie.

ponieważ przy rzutowaniu środkowym na płaszczyznę

$$x_c = X \frac{f_k}{h_f}, \quad y_c = Y \frac{f_k}{h_f}$$

więc po podstawieniu powyższego do wzoru /22.11/ otrzymuje się:

$$\delta x_c = x_c/1 - \cos\alpha/ \; ; \delta y_c = f_k \cdot \frac{w}{h_f} - \text{arc tg} \frac{w}{h_f} \qquad /22.13/$$

Wpływ tej dystorsji powoduje w kierunku poprzecznym zbieżność linii siatki kilometrowej na zdjęciu od środka ku brzegom, zaś w kierunku podłużnym - zagęszczenie równoległych linii siatki w miarę oddalania się od środka zdjęcia /rys.22.14/, lecz linie te w dalszym ciągu będą równoległe do kierunku lotu.

Dystorsja wybierania liniowego obrazu powstaje na skutek ruchu postępowego statku powietrznego /w ≠ 0/, wynikiem czego są przesunięcia punktów na powierzchni walca /rys.22.16/. Wybieranie może następować w kierunku zgodnym z kierunkiem lotu, wówczas otrzymuje się obraz w rzucie cykloidalnym dynamicznym, lub w kierunku poprzecznym do kierunku lotu i wtedy otrzymuje się obraz również w rzucie dynamicznym, lecz wzdłuż linii śruby. W dalszym ciągu będziemy rozpatrywali drugi przypadek, jako najczęściej występujący w praktyce. Wówczas obraz terenu w płaszczyźnie szczeliny będzie się przesuwał z prędkością v w kierunku przeciwnym do kierunku osi X zdjęcia. Z rysunku 22.16 wynika, że wielkość tych przesunięć /x_w, y_w/ będzie się równała

$$x_w = \frac{f_k}{h_f} w\, t \cos\alpha \; ; \; y_w = 0$$

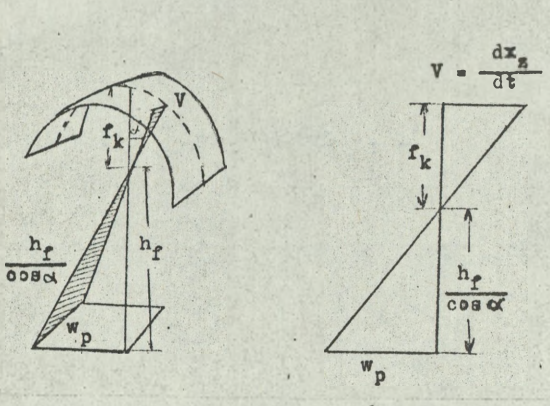
Ponieważ $t = \alpha/\omega$, gdzie ω - jest prędkością kątową panoramowania, to ostatecznie otrzymuje się wzór na dystorsję panoramowania

$$x_w = w \frac{f_k}{h_f} \frac{\alpha \cos\alpha}{\omega} \qquad /22.14/$$

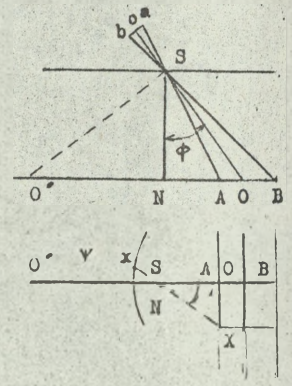
Dystorsja panoramiczna i wybierania obrazu /panoramowania/ sumują się. Linia 1 na rysunku 22.14 przedstawia zniekształcenie linii środkowej zdjęcia na skutek wspólnego wpływu tych dystorsji.

Trzeci rodzaj błędów jest spowodowany kompensacją zmazu fotograficznego. Ponieważ w wyniku kompensacji następują w czasie ekspozycji zmiany położenie obiektywu w stosunku do powierzchni walcowej zdjęcia, więc wielkość tych zmian można obliczyć na podstawie rysunku 22.17

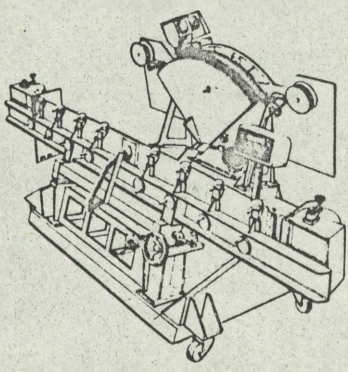
$$v = \frac{dx_z}{dt} = w \frac{f_k}{h_f} \cos\alpha \qquad /22.15/$$



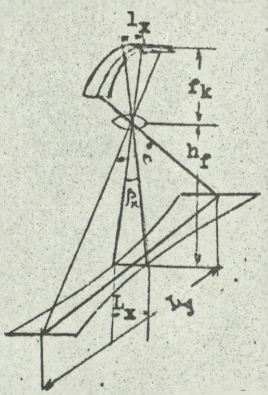
Rys.22.17. Geometria rozciągnięcia obrazu.



Rys.22.18. Geometria dystorsji panoramicznej powstającej przy nachyleniu podłużnym płaszczyzny wybierania.



Rys.22.19. Przetwornik panoramiczny firmy Itek do opracowania zdjęć panoramicznych Księżyca otrzymywanych w ramach programu Apollo.



Rys.22.20. Elementy fotografowania panoramicznego.

skąd

$$dx_z = w \frac{f_k}{h_f} \cos \alpha \, dt$$

Ponieważ

$$dt = \frac{d\alpha}{\omega}$$

więc po podstawieniu i przekształceniu otrzymuje się:

$$x_z = -w \frac{f_k}{h_f} \frac{\sin \alpha}{\omega} \qquad /22.16/$$

Przy tym $y_z = 0$.

Wpływ powyższej dystorsji na zniekształcenie linii środkowej zdjęcia przedstawia nam linia 2 na rysunku 22.17.

Wymienione trzy rodzaje dystorsji sumują się, więc współrzędne obrazu panoramicznego, przy wybieraniu poprzecznym, można obliczyć z następujących wzorów:

$$x = x_p + x_w + x_z = X - \frac{f_k}{h_f} \cos \alpha + w \frac{f_k}{h_f} \frac{(\alpha \cos \alpha - \sin \alpha)}{\omega}$$

$$y = y_p = f_k \operatorname{arc\,tg} \frac{w}{h_f} \qquad /22.17/$$

Dystorsja spowodowana nachyleniem podłużnym kamery panoramicznej wynika z nachylenia osi wybierania liniowego w stosunku do płaszczyzny terenu, wzdłuż linii wyznaczającej kierunek lotu /rys.22.18/. Poprawki spowodowane dystorsją nachylenia dodaje się do uprzednio wyprowadzonych wzorów /22.12/.

Jeśli przez ϕ oznaczyć podłużny kąt nachylenia kamery, a przez O i N - odpowiednio punkt główny i punkt nadirowy zdjęcia przy $\alpha = 0$, to odcinki NO i OX na rysunku 22.18 będą poszukiwanymi poprawkami do współrzędnych:

$$NO = h_f \cdot \operatorname{tg} \phi \qquad OX = h_f \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\cos \phi} \qquad /22.18/$$

Trzy uprzednio wyprowadzone rodzaje dystorsji nie wpływają na zniekształcenie linii równoległych do kierunku lotu. Dystorsja nachylenia spowoduje, że linie te będą zbieżne, a kąt zbieżności ψ jaki się wówczas utworzy, można również obliczyć na podstawie rysunku 22.18:

$$\operatorname{tg} \psi = \operatorname{tg} \phi \sin \alpha \qquad /22.19/$$

Nachylanie kamery panoramicznej w kierunku podłużnym stosuje się dość często, gdyż przy opracowaniach stereofotogrametrycznych zdjęć polepszy to stosunek bazy zdjęć do wysokości fotografowania, co wpływa dodatnio na dokładność opracowań wysokościowych.

Inne źródła błędów

Ze względu na dość skomplikowany pod względem mechanicznym sposób fotografowania, zdjęcia panoramiczne mogą być obarczone szeregiem różnych błędów, które można podzielić na trzy grupy: błędy optyczne, optyczno-mechaniczne i mechaniczne. Do optycznych należy dystorsja obiektywu oraz błędy wynikające z niedokładności określenia elementów orientacji wewnętrznej zdjęć. Błędy optyczno-mechaniczne wynikają z niedokładności ruchu elementów optycznych kamery w czasie fotografowania. Natomiast błędy mechaniczne powstają w wyniku niedokładnej pracy mechanizmu przewijania filmu, przyssania filmu do powierzchni walca, błędów mechanizmu kompensacji zmazu i innych. Większość wymienionych błędów określa się podczas kalibracji kamery panoramicznej i innych badań laboratoryjnych.

Opracowanie zdjęć panoramicznych

Dość skomplikowana geometria zdjęć panoramicznych utrudnia ich wykorzystanie zarówno fotogrametryczne, jak i fotointerpretacyjne. Dlatego przed opracowaniem, w miarę możliwości, usuwa się wstępnie szereg wyżej opisanych dystorsji. Przy opracowaniu zdjęć panoramicznych najczęściej mają zastosowanie dwie następujące grupy sposobów: a/ elektroniczne, b/ optyczno-mechaniczne.

Sposoby elektroniczne polegają na przekształceniu obrazu optycznego w impulsy elektryczne, które podlegają transformacji, według uprzednio podanych wzorów. W wyniku otrzymuje się zdjęcie poprawione i doprowadzone do określonego układu współrzędnych.

W sposobach optyczno-mechanicznych wykorzystuje się specjalne przetworniki panoramiczne, które usuwają szereg dystorsji, w wyniku czego otrzymuje się przetworzony obraz środkowej części zdjęcia panoramicznego. Na rysunku 22.19 przedstawiono dwa takie urządzenia: schemat przetwornika firmy Itek przeznaczony do przetwarzania zdjęć otrzymywanych kamerą księżycową oraz przetwornik panoramiczny stosowany w polowym laboratorium fotointerpretacyjnym do przetwarzania zdjęć otrzymywanych za pomocą kamer KA-56 i KA-60.

Elementy projektowania zdjęć panoramicznych

Skala zdjęcia panoramicznego. Odległość od obiektywu do szczeliny jest stała, natomiast odległości od obiektywu do terenu są zmienne, zależą od bieżącego kąta panoramowania. Dlatego skala zdjęcia panoramicznego będzie w różnych miejscach różna. Określa się ją z wzoru:

$$1 : M_z = \frac{f_k}{h_f} \cos\alpha \qquad /22.20/$$

Przy projektowaniu zdjęć panoramicznych należy prowadzić obliczenia dla linii nadirowej, a więc przy $\alpha = 0$.

Prędkość panoramowania. Pod terminem "prędkość panoramowania" przyjmuje się prędkość przesuwania się szczeliny w kamerach z wybieraniem bezpośrednim oraz prędkość przewijania filmu w kamerach z wybieraniem pośrednim. Do projektowania zdjęć niezbędna jest znajomość prędkości panoramowania w zależności od parametrów kamery i warunków lotu; prędkość wywiera istotny wpływ na wielkość pokrycia podłużnego zdjęń. W dalszym ciągu przez 2β oznaczymy kąt widzenia, w granicach którego obiektyw przeszukuje teren w czasie T. W tym samym czasie samolot przelatuje trasę odpowiadającą szerokości zdjęcia, po uwzględnieniu pokrycia wzajemnego t_x. Wówczas można napisać

$$v_{pan} = \frac{f_k^2 \beta}{T} \qquad /22.21/$$

gdzie

$$T = \frac{B_x}{w} = \frac{M_z l_x (1 - t_x)}{w},$$

a t_x - jest pokryciem zdjęcia panoramicznego wzdłuż osi X.

Dla $\alpha = 0$, $M_z = h_f / f_k$, więc po uwzględnieniu powyższych otrzymuje się następujący wzór, określający prędkość panoramowania:

$$v_{pan} = \frac{2\beta f_k^2 w}{h_f l_x (1 - t_x)} \qquad /22.22/$$

Dla kamer z wybieraniem bezpośrednim na podstawie znanej wartości v_{pan} można obliczyć częstotliwość obrotów obiektywu kamery:

$$n = \frac{v_{pan}}{2\pi f_k} \qquad /22.23/$$

Zasięgi zdjęcia /L_x i L_y/. Zasięg zdjęcia L_x wzdłuż osi X będzie różny w zależności od kąta panoramowania α. Przy $\alpha = 0$ będzie miał wartość minimalną, a przy $\alpha = \beta$ osiągnie wartość maksymalną. Na podsta-

wie rysunku 22.20 można obliczyć wartość zasięgu

$$L_x = \frac{2h_f}{\cos\alpha} \operatorname{tg}\beta_x \qquad /22.24/$$

Dla $\alpha = 0$ otrzyma się wówczas:

$$L_{x_0} = 2h_f \operatorname{tg}\beta_x$$

a dla $\alpha = \beta$

$$L_{x_{max}} = \frac{2h_f}{\cos\beta} \operatorname{tg}\beta_x .$$

Z tego samego rysunku można obliczyć zasięg L_y wzdłuż osi Y:

$$L_y = 2h_f \operatorname{tg}\beta \qquad /22.25/$$

gdzie

$$\beta = \frac{l_y}{2f_k}$$

Czas naświetlania będzie zależał od szerokości szczeliny l_s i prędkości ruchu obrazu w płaszczyźnie ogniskowej

$$t = \frac{l_s}{v}$$

Ponieważ $v/w = f_k/h_f$, więc:

$$t = \frac{l_s h_f}{w f_k} \qquad /22.26/$$

Szerokość szczeliny zmienia się wówczas, gdy trzeba zmienić czas naświetlania, jak również dla zachowania wartości ekspozycji przy zmieniających się warunkach fotografowania.

Tabela 22.7

Dane techniczne niektórych typów kamer panoramicznych

L.p.	Typ kamery	Przeznaczenie	Ogniskowa /m/	Przysłona	Format zdjęcia /mm/	Pojemność kasety m /liczba zdjęć	Czasy ekspozycji /s/	Cykl pracy /s/	Kąt panoramowania	Kompensacja ruchu samolotu	Automatyczna regulacja ekspozycji	Zasada panoramowania i urządzenia dodatkowe	Firma /kraj/
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	APEL	dośw.	135	1:4					90°			Obiektyw obrotowy	
2	HYAC		300	1:5					120°			"	Itek, USA
3	501-K-2		76	1:6,3	60x240	300 m	1/25 - 1/6400		180°	jest	jest	pryzmat wirujący	Perkin-Elmer, USA
4	AFA K0		210	1:4,5	80x460				120°			obiektyw obrotowy	ZSRR
5	F-57	rozpozn.	76	1:2,5			1/25 - 1/200		140°			"	Fairchild,USA
6	F-409	"	300	1:3,8			1/300 - 1/5000		90°			kamera obrotowa	"
7	F-416	"	1200	1:8	460 x 3900		1/250 - 1/1000		150°			pryzmat wirujący	"
8	F-638-120	"	304	1:3,2	14x640	900 zdjęć	1/30 - 1/12 000		120°	jest	jest	obiektyw obrotowy	"
9	KA-48	"	152	1:6,3	15x485	450m	1/500 - 1/4000	0,5	180°			pryzmat wirujący	"
10	KA-58	"	76	1:2,8	57x185	150m	1/50 - 1/20 000	0,6				obiektyw obrotowy	"
11	KA-52	"	75	1:4,5	15x455	270m	1/500 - 1/20 000	0,17	180°	jest	jest	pryzmat wirujący	"
12	KA-55A	"	304	1:5,6	15x480	150/300	1/100 - 1/3000	1,8	90°		jest		Hicon,USA
13	KA-56 /F-415/	"	76	1:4,5	15x240	300 m	1/90 - 1/5000	0,17 - 1,0	180°			pryzmat wirujący	Fairchild
14	KA-56A	"	76	1:4,5	15x275	300 m	1/100 - 1/5000	0,17	180°	jest	jest	"	"

d.c. tabeli 22.7

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
15	KA-59	roz-pozn.	304	1:5,6	115x1030	2100 m	1/100 - 1/5000	1,0	180°			pryzmat wirujący	Fairchild, USA
16	KA-60	"	76	1:2,8	57x245	75 m	1/100 - 1/20 000	0,08-1,0	180°	jest	jest	"	"
17	Kamera panoramiczna kenwerge-ntna	fotogr. księżyca	510	1:3,5	115 x 1270	1900/1650			100°	jest	jest	obrót obiektywu, przesuwanie filmu, nachylenie kamery na ± 12,5°	Itek, USA

22.5 Kamery dyfuzyjne

Tradycyjna obróbka fotograficzna w roztworach jest procesem złożonym i trwa dość długo. Dążenie do szybkiego otrzymywania gotowych zdjęć lotniczych, już w chwilę po fotografowaniu powierzchni Ziemi, doprowadziły do powstania szeregu metod szybkiej obróbki. Problem ten, niezwykle ważny w niektórych dziedzinach, można rozwiązać dwojako:

1/ za pomocą konstrukcji specjalnych procesorów pokładowych, umieszczanych w samolocie, w których następuje szybka obróbka filmów, natychmiast po ich naświetleniu;

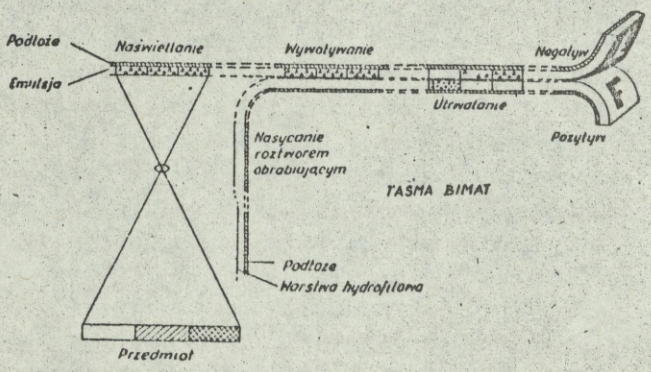
2/ za pomocą konstrukcji kamer lotniczych, szczególnie mechanizmów ładowników tych kamer, które dostosowuje się do możliwości zastosowania w nich dyfuzyjnych materiałów fotograficznych.

Procesory pokładowe są oddzielnymi urządzeniami, umieszczanymi na pokładzie samolotu i współpracującymi z kamerami lotniczymi. Szybka obróbka naświetlonych filmów lotniczych polega na zastosowaniu takich sposobów, jak wykorzystanie bardzo aktywnych wywoływaczy, obróbki fotochemicznej w wysokiej temperaturze, zastosowanie past zamiast roztworów chemicznych, łączenie procesów wywoływania i utrwalania oraz stosowanie jeszcze innej aparatury przyspieszającej procesy fotochemiczne.

Drugi kierunek rozwoju polega na specjalnej konstrukcji ładownika kamery, dostosowanej do przewidywanego procesu dyfuzyjnego. Kamerę wyposażoną w taki ładownik umownie nazwaliśmy dalej kamera dyfuzyjną.

W latach 1947-1949 E.H.Land opracował metodę otrzymywania w krótkim czasie /rzędu minut/ gotowego zdjęcia nową metodą, nazwaną metodą dyfuzyjną. Otrzymanie zdjęcia tą metodą wymaga zastosowania wielu oddzielnych procesów chemicznych wywoływania, utrwalania, dyfuzji roztworów i tworzenia się warstwy srebra metalicznego w taśmie pozytywowej. Jednakże przebiegają one bardzo szybko, często zachodzą równocześnie a niezbędne związki chemiczne są umieszczane w cienkiej warstewce pasty znajdującej się między materiałem negatywowym a pozytywowym.

W metodzie dyfuzyjnej stosuje się dwie taśmy: negatywową i pozytywową. Taśma negatywowa jest pokryta emulsją światłoczułą. Może to być zwykła błona światłoczuła lub negatywowy papier fotograficzny; w zasadzie skład emulsji nie różni się od stosowanej normalnie. Taśma pozytywowa nie jest czuła na światło. Może nią być papier pokryty warstwą hydrofilową, wchłaniającą substancje tworzące obraz. Na taśmie pozytywowej w odstępach odpowiadających długości zdjęcia, są umocowane kapsułki z pastą wywołująco-utrwalającą. Po naświetleniu, kapsułka kruszy się i pasta cienką warstwą pokrywa błonę negatywową oraz przylega-



Rys.22.21. Schemat procesu szybkiej obróbki fotochemicznej zdjęć lotniczych Kodak - Bimat.

jącą do niej taśmę pozytywową. Następuje wywołanie obrazu negatywowego; pozostałe związki srebra są rozpuszczane i dyfundują do hydrofilowej warstwy pozytywowej, tworząc na niej obraz pozytywowy. Taśma pozytywowa jest wywoływana tylko w miejscach styku z nienaświetlonymi miejscami taśmy negatywowej. Wszystkie procesy przebiegają szybko; w zależności od temperatury obróbki mogą trwać od sekund do kilku minut.

Zdjęcia otrzymane metodą dyfuzyjną wymagają stabilizowania, polegającego na przetarciu powierzchni zdjęcia specjalnym tamponem z roztworem utrwalającym obraz fotograficzny.

Oprócz wielu zalet, takich jak duża szybkość obróbki fotochemicznej i całkowite wyeliminowanie roztworów, metoda dyfuzyjna - w porównaniu z tradycyjną - ma również pewne wady: mniejszy współczynnik kontrastu i mniejszą światłoczułość, mniejszą zdolność rozdzielczą oraz dużą wrażliwość na zmiany temperatury. Metoda dyfuzyjna może być stosowana w fotografii czarno-białej i barwnej. Oczywiście w obu przypadkach wykorzystuje się inne materiały światłuczułe i inne zestawy past wywołujących. Wyżej podaliśmy tylko informacje niezbędne do zrozumienia konstrukcji kamer dyfuzyjnych. Bardziej dokładny opis procesu dyfuzyjnego czarno-białego i barwnego jest zawarty w podręczniku "Podstawy fotografii" T.Guethnera [31].

W Związku Radzieckim od szeregu lat znana jest metoda "Moment", stosowana w fotografii profesjonalnej i amatorskiej; schemat tego procesu przedstawiono na rysunku 22.21. W USA oprócz wyżej opisanej metody Landa opracowano również inne sposoby. Jedną z najbardziej znanych, wykorzystywanych do fotografowania lotniczego, jest metoda opracowana w firmie Eastman-Kodak, polegająca na zastosowaniu taśmy "Bimat". Specjalną taśmę poliestrową "Bimat", pokrytą warstwą żelatyny, nasyca się roztworem wywołująco-utrwalającym, a następnie przy pomocy układu wałków kontaktuje się z naświetloną błoną fotograficzną. Substancje chemiczne dyfundując z błony "Bimat" do błony negatywowej, wywołują obraz negatywowy oraz równocześnie przenoszą obraz pozytywowy na taśmę. Czas kontaktu, który wynosi mniej niż 10 sekund, może się wahać nawet w granicach do 15 minut. Po oddzieleniu taśmy od błony, zdjęcie jest czytelne i natychmiat może być wykorzystane. W celu lepszego utrwalenia obrazu fotograficznego, otrzymany pozytyw można ponownie skontaktować ze świeżo nasyconą taśmą.

W amerykańskiej kamerze rozpoznawczej KA-30 zastosowano kasetę specjalną, w której zamiast szpuli nawijającej wmontowano przystawkę umożliwiającą zastosowanie metody Kodak - Bimat. Kaseta ma własny napęd i termoregulator, mieści 33 metry błony fotograficznej; może być wyko-

rzystywana z taśmą "Bimat" i z filmem do tradycyjnej obróbki fotochemicznej. W początkowej wersji urządzenia przewidywano otrzymywanie tylko negatywu; obecnie otrzymuje się zarówno negatyw jak i pozytyw. Niektóre z kamer są ponadto przystosowane do automatycznego oddzielania taśmy pozytywowej od negatywowej i do zrzucania zasobnika ze zdjęciami nad określonym rejonem. Oprócz zwykłych kamer lotniczych obróbkę dyfuzyjną stosuje się również w kamerach panoramicznych /np. w kamerze panoramicznej KA-56/, w skanerach podczerwieni, jak również w przystawkach rejestrujących obraz ekranu telewizyjnego lub z innej jednostki obrazowej.

23. FOTOGRAFIA WIELOSPEKTRALNA

Fotografia wielospektralna polega na równoczesnym fotografowaniu powierzchni Ziemi w różnych pasmach spektrum elektromagnetycznego. Może się to odbywać za pomocą kamery mającej kilka obiektywów, z których każdy fotografuje w innym paśmie na oddzielnej błonie fotograficznej, albo za pomocą kilku sprzężonych ze sobą aparatów fotograficznych. Już w latach sześćdziesiątych pojawiło się wiele urządzeń do fotografowania i opracowania zdjęć wielospektralnych. W tym czasie ukazały się również opracowania teoretyczne dotyczące zasad fotografii z fotointerpretacji wielospektralnej. Jednak dopiero wykorzystanie aparatury wielospektralnej w badaniach kosmicznych oraz szereg sukcesów naukowych, osiągniętych dzięki zastosowaniu zdjęć wielospektralnych, zwróciło uwagę nie tylko kręgów wojskowych na fotografię wielospektralną i jej potencjał informacyjny.

Fotografia wielospektralna dzięki zastosowaniu nowych rozwiązań w konstrukcji kamer lotniczych, zastosowaniu doskonalszych układów optycznych /obiektywów i filtrów świetlnych/ oraz materiałów fotograficznych, a także w wyniku konstrukcji specjalnej aparatury do wykonywania kompozycji z obrazów otrzymanych w poszczególnych pasmach widma, umożliwiła otrzymanie obrazów o wysokich właściwościach rozpoznawczych. Z tego względu rozwój metod wielospektralnych znalazł podatne środowisko i poparcie tych wszystkich instytucji, organizacji i placówek naukowych, które w swojej działalności wykorzystują zdjęcia lotnicze. Zastosowanie fotografii wielospektralnej nabrało szczególnego znaczenia w badaniach powierzchni Ziemi z lotu ptaka oraz w badaniach kosmicznych Ziemi i innych planet. W wyniku fotointerpretacji zdjęć wielospektralnych można odczytać szereg ważnych zjawisk i cech przedmiotów wykorzystując do tego

celu ten zakres promieniowania, który najbardziej wyróżnia dany przedmiot spośród otoczenia. Dzieje się to dlatego, że aparatura wielospektralna umożliwia selekcję przedmiotów i obiektów według ich właściwości emisyjnych w poszczególnych pasmach widma słonecznego, wykorzystując do tego celu zarówno fale widzialne, jak również ultrafioletowe i podczerwień fotograficzną.

W zwiadzie wielospektralnym mają zastosowanie zarówno metody fotografii bezpośredniej, jak i pośredniej. Znaczna część obecnie używanej aparatury wielospektralnej jest przystosowana do fotografowania bezpośredniego, w którym obraz terenu jest od razu rejestrowany na materiale światłoczułym. Natomiast metody pośrednie, w których detektor najpierw przyjmuje obraz, następnie przesyła go do zespołu elektrooptycznego, gdzie następuje przefotografowanie obrazu z ekranu wskaźnika, mają obecnie co raz szersze zastosowanie szczególnie w rozpoznaniu wojskowym i technice kosmicznej.

Na wstępie wydaje się celowe przypomnienie niektórych wiadomości o zdolności odbijającej promieniowania elektromagnetycznego oraz niektórych zasad fotografii spektrostrefowej, jako bezpośrednio poprzedzającej metody wielospektralne.

23.1. O zdolności odbijającej

Całe otaczające nas środowisko część promieniowania słonecznego pochłania, część zaś odbija. Od tego, jakie pasma promieniowania są odbite, a jakie pochłonięte przez przedmiot, zależy barwa danego przedmiotu. Mierząc za pomocą spektrometru skład promieniowania odbitego można zauważyć, że każdy przedmiot odbija promieniowanie tylko we właściwy sobie sposób, a więc wiązka promieni odbitych i przyjętych przez spektrometr ma określony skład spektralny. Przykładowo na rysunku 23.1 przedstawiono wykresy krzywych odbicia spektralnego różnych obiektów naturalnych; z rysunku wynika, że poszczególne obiekty mają w różnych pasmach różną intensywność promieniowania odbitego. Nawet w odniesieniu do dwóch bardzo zbliżonych w fototonie obrazów przedmiotów można znaleźć takie pasmo, w którym przedmioty te będą się wyraźnie różniły, podczas gdy oko ludzkie, jak również fotografia panchromatyczna lub barwna, integrująca promieniowanie w określonym przedziale widma, zarejestruje je jako przedmioty jednakowe. Jako przykład można wziąć szatę roślinną, która odgrywa istotną rolę w tworzeniu krajobrazu ziemskiego. Z badań wynika, że skład spektralny promieniowania odbitego od obszarów

leśnych zależy nie tylko od gatunku drzew, lecz również od wielu innych czynników, jakimi są:

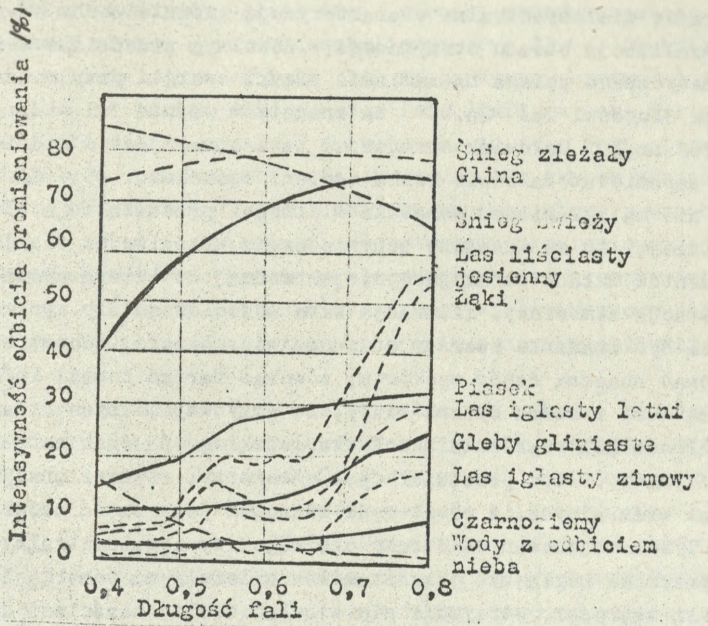
- stan fenologiczny roślinności;
- kąt padania promieni słonecznych, a więc zależność od pory doby i kąta nachylenia terenu;
- rodzaj oświetlenia /bezpośrednie, rozproszone lub cień/;
- stan listowia /zależność od pory roku i warunków klimatycznych/;
- wiek drzewostanu;
- stan zieleni /zieleń świeża, zwiędła, usychająca/;
- miejsce, z którego pochodzą gałęzie /np. wierzchołek lub dolna część korony drzewa/.

Można więc wysnuć wniosek, że w danym przypadku prawidłowe odczytanie charakterystyk lasu lub obiektów znajdujących się w lesie wymaga uwzględnienia wszystkich wiadomości o danym środowisku i pełne powodzenie fotointerpretacji będzie możliwe jedynie wówczas, gdy znane będą selektywne spektralne charakterystyki danego obszaru lub obiektu w całym paśmie spektrum słonecznego. Dotyczy to nie tylko lasów, lecz wszystkich obszarów zarówno powierzchni Ziemi, jak i innych planet.

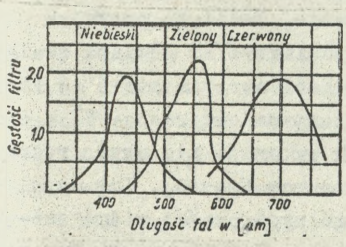
23.2. Zasady fotografii wielospektralnej

Pierwszą z metod, która wykorzystuje różnice w zdolności odbijającej przedmiotów w różnych pasmach widma i która do dzisiaj znajduje duże zastosowanie praktyczne, jest fotografia spektrostrefowa. Jej zasady, jak i rodzaje filmów spektrostrefowych już omówiono poprzednio w rozdziale 9. Metodę fotografowania wielospektralnego można w pewnym sensie przyjąć za kontynuację fotografii spektrostrefowej - ale jako jej postać bardziej uniwersalną. Jeśli fotografia spektrostrefowa ma z góry ustalone pasma widma, uzależnione od rodzaju materiału światoczułego i po naświetleniu błony nie da się zmienić jej przedziałów spektralnych, to w wypadku fotografowania wielospektralnego już nawet w procesie fotointerpretacji można wybrać i zestawić ze sobą obrazy wykonane w takich pasmach, w których spodziewamy się, że poszkiwane przedmioty lub zjawiska będą miały największy kontrast i wyróżnią się na tle otoczenia.

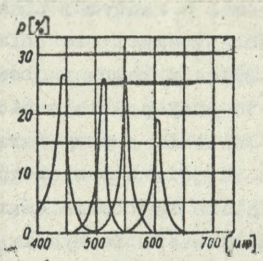
Teoria fotografii wielospektralnej pod względem fizycznym jest dość skomplikowana i nie ma potrzeby jej przedstawiania. Dlatego, celem uproszczenia zagadnienia, do objaśnienia jej zasad i zalet posłużymy się rozważaniami zawartymi w rozdziale 21.



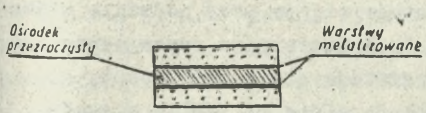
Rys.23.1. Krzywe odbicia spektralnego różnych elementów środowiska naturalnego.



Rys.23.2. Krzywe przepuszczania filtrów selektywnych.



Rys.23.3. Krzywe przepuszczania filtrów interferencyjnych.



Rys.23.4. Schemat budowy filtru interferencyjnego.

Fotografię wielospektralną charakteryzują głównie cechy energetyczne. Wizualizacja obrazu otrzymanego w dowolnym przedziale widma elektromagnetycznego polega na zamianie wiązki energii przyjmowanej w przedziale długości fal $\langle a,b \rangle$ na energię w paśmie fal widzialnych $\langle 390\ nm,\ 760\ nm \rangle$. Człowiek obserwując taki obraz jest w stanie wyróżnić i zapamiętać zaledwie kilka odcieni szerokości /5 - 8/. W zasadzie nie ma ograniczeń odnośnie wielkości przedziału $\langle a,b \rangle$, a jeśli istnieją, to są wnoszone jedynie przez właściwości fizyczne takich elementów układu obrazującego, jak rodzaj detektora promieniowania, filtracja atmosfery, filtracja okna wejściowego itp. Przedział $\langle a,b \rangle$ może być znacznie szerszy od pasma widzialnego, teoretycznie może obejmować znaczną część spektrum, wówczas bardzo bogatą informację "wtłacza" się w obraz czarno-biały, co przy wspomianych ograniczonych zdolnościach rozróżnialności oka ludzkiego na ogół zuboża pozyskaną informację. Lecz przedział $\langle a,b \rangle$ może być również mniejszy od pasma fal widzialnych, a nawet może stanowić jego część. Wówczas informację wyselekcjonowaną z obrazu ogólnego /wyciąg spektralny/, w którym na przykład mogła być przedstawiona zaledwie za pomocą 1-2 odcieni skali szarości, otrzymuje się w całej skali, właściwej dla pasma fal widzialnych.

Jeśli z kolei całe pasmo fal widzialnych, począwszy od ultrafioletu aż do podczerwieni bliskiej /fotograficznej/, podzielić na kilka wąskich pasm i w każdym z nich uzyskać pełny zapis fotograficzny, to w ten sposób wzbogaci się informację o terenie. Jeśli na przykład na jednym zdjęciu można zaobserwować /lub pomierzyć/ 5 odcieni skali szarości, to przy podziale widma na dwie części otrzyma się $5^2 = 25$ elementów odcieni, a przy wzroście liczby pasm do czterech - $5^4 = 625$ elementów. Zdjęcia w poszczególnych pasmach wykonuje się przez różne filtry świetlne na błonie czarno-białej panchromatycznej, lub uczulonej na podczerwień. Do wydzielenia poszczególnych części widma stosuje się filtry żelatynowe lub interferencyjne. Selektywne filtry żelatynowe mają dość szerokie pasmo przepuszczania /rys.23.2/ i dlatego stosuje się je przy fotografowaniu zaledwie w kilku /3-4/ pasmach; natomiast filtry interferencyjne charakteryzują się wąskim pasmem przepuszczania /rys.23.3/ i dlatego wykorzystuje się je przy podziale widma na bardzo wąskie przedziały. W filtrach tych, dobierając odpowiednio ich grubość, zjawisko interferencji fal wykorzystuje się w ten sposób, że promienie o określonej długości fali nakładają się na siebie w zgodnych fazach i są wzmacniane, pozostała zaś część promieniowania wzajemnie się wygasza.

Filtr interferencyjny składa się z ośrodka przeźroczystego pokrytego z obu stron cienką warstewką metaliczną /rys.23.4/. Grubość ośrodka równa się połowie długości fali /lub nieparzystej krotności tej długości/, która ma przechodzić przez filtr. Jeśli na taki filtr skierować prostopadle wiązkę promieni świetlnych, to fale będą się wielokrotnie odbijały od powierzchni metalizowanych. Na skutek zgodności faz, światło o określonej długości fali po odbiciu ulegnie wzmocnieniu i przejdzie przez filtr, natomiast pozostałe promieniowanie / o innych długościach fal/ nie będzie miało zgodnych faz i przy wielokrotnym wewnętrznym odbijaniu zostanie wygaszone. Wielowarstwowe filtry interferencyjne umożliwiają otrzymanie prawie monochromatycznej wiązki światła.

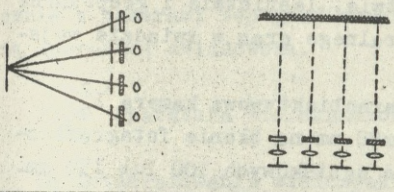
W skład kompletu aparatury wielospektralnej wchodzi również urządzenie do wykonywania kompozycji barwnych z wyciągów spektralnych oraz do interpretacji zdjęć. Urządzenie takie przeważnie jest oparte na konstrukcji rzutnika optycznego, który posiada kilka obiektywów zaopatrzonych w filtry barwne /rys.23.5/. Naświetlone filmy po obróbce fotolaboratoryjnej /diapozytywowej/ można założyć do przyrządu /rzutnika/ i wyświetlać na ekranie. Stosując różne filtry i różne połączenia obrazów można uzyskać wiele kompozycji z wyciągów spektralnych. Istota polega jednak nie na uzyskiwaniu wielu kombinacji, lecz na znalezieniu takich, w wyniku których można będzie otrzymać potrzebną informację o terenie i obiektach lub przedmiotach znajdujących się tam.

Dla fotointerpretatora istotne będzie otrzymanie takich zdjęć, na których otrzyma się na przykład charakterystykę szczegółową dróg, charakterystykę zabudowań, roślinności i innych elementów niezbędnych przy opracowywaniu mapy topograficznej lub tematycznej, W rozpoznaniu wojskowym istotne będzie pozyskanie informacji o technice i urządzeniach wojskowych, wówczas można będzie na przykład otrzymać zdjęcia, na których będą tylko czołgi, działa, samoloty, lub inna technika bojowa, względnie tylko obiekty zamaskowane w odpowiedni sposób i tym podobne. Na przykład kamera fotografująca w czterech pasmach widma umożliwia otrzymanie piętnastu prostych kombinacji obrazów strefowych, co oznacza, że przy jednokrotnym fotografowaniu można otrzymać takie same wyniki, jakie uzyskało by się przy piętnastu różnych rodzajach błon spektrostrefowych. Ponadto przy fotografowaniu wielospektralnym poszczególne obrazy można wzmacniać lub osłabiać, można także stosować różne zabarwienia poszczególnych obrazów strefowych, w wyniku czego już z czterech obrazów strefowych

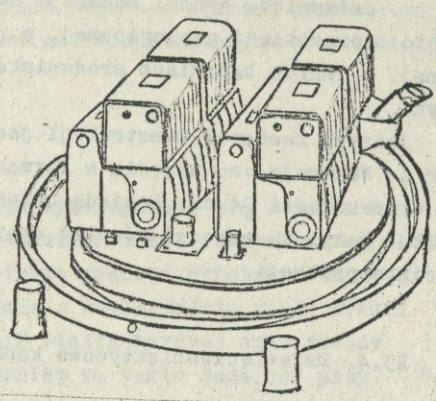
otrzymuje się tysiące kombinacji. Tak wielkie możliwości interpretacyjne fotografii wielospektralnej sprawiają nawet trudności w jej pełnym wykorzystaniu. Istnieje więc wiele sposobów automatycznego opracowania zdjęć wielospektralnych z wykorzystaniem elektronicznej techniki obliczeniowej.

23.3. Czteroobiektywowe kamery wielospektralne

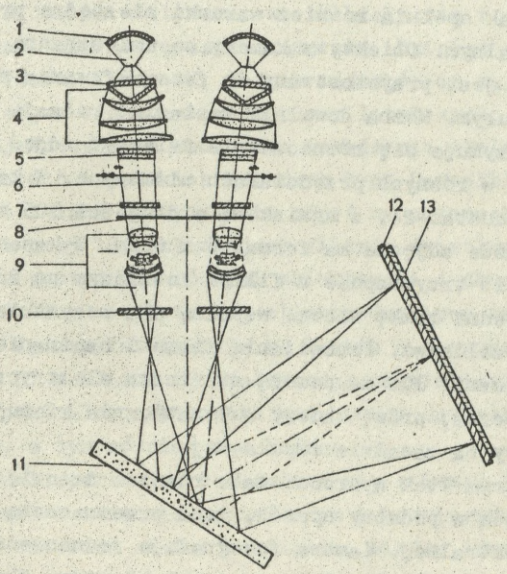
Pierwsze czteroobiektywowe kamery wielospektralne wyprodukowano w USA /firma Fairchild/, głównie do celów wojskowego zwiadu powietrznego. Wykorzystano w nich metodę addytywną fotografii barwnej, polegającą na dodawaniu barw zasadniczych na powierzchni białego ekranu. Dlatego za pomocą kamery fotografowano przez cztery filtry barwne; uzyskiwano zdjęcia w trzech barwach zasadniczych /niebieskiej, zielonej i czerwonej/ oraz dodatkowo w podczerwieni. Fotografowano na materiale fotograficznym czarno-białym, uczulonym w przedziale od 0,36 do 0,92 nm; szerokość błony fotograficznej wynosiła 24 cm, zdjęcia były ułożone pasmami siedmiocentymetrowymi wszerz filmu. Ponieważ każdy z naświetlonych wyciągów spektralnych miał inną gęstość optyczną, uzależnioną od pasma przepuszczania danego filtru i jasności spektralnej fotografowanego przedmiotu, więc obróbkę fotochemiczną przeprowadzano w specjalnym urządzeniu, mającym również segmenty o szerokości 7 cm, które umożliwiało oddzielną obróbkę każdego rodzaju zdjęć. Z negatywów najpierw wykonywano diapozytywy, które po założeniu do przeglądarki addytywnej /rys. 23.7/ stosowano do fotointerpretacji, względnie do przefotografowania obrazu barwnego z ekranu. Aparatura rzutująca miała podobne obiektywy i filtry/bez podczerwonego/, więc przy rzutowaniu trzech pierwszych zdjęć na ekranie otrzymywano obraz w barwach naturalnych. Rzutnik ten posiada jeszcze dodatkowe filtry świetlne: żółty, porpurowy i niebiesko-zielony. Dokonując mieszania różnych obrazów spektralnych, rzutując je przez różne filtry oraz wzmacniając lub osłabiając poszczególne obrazy, interpretator ma możliwość zmiany kontrastów barwnych pomiędzy interesującym go obiektem i tłem. Skażenie barwnych proporcji może doprowadzić do tego, że przedmioty, które na normalnym zdjęciu są podobne do siebie, na zdjęciu wielospektralnym będą rozróżnialne; mogą być nawet oddane w barwach dopełniających. Firma Fairchild produkuje również czteroobiektywowe kamery panoramiczne, oparte na konstrukcji wojskowej kamery rozpoznawczej typu KA-56. Wykonuje ona zdjęcia w czterech następujących przedziałach spektrum: 385 - 520, 480 - 610, 590 - 700 i 700 -



Rys.23.5. Schemat zasady fotografowania i odtwarzania obrazów w czterech pasmach widma.



Rys.23.6. Urządzenie wielospektralne zbudowane z czterech kamer firmy Hasselblad.



Rys.23.7. Schemat optyczny przeglądarki MSP-4: 1 - lustro paraboliczne, 2 - lampa halogenowa, 3 - filtr cieplny, 4 - zespół kondensatorów, 5 - kaseta na film, 6 - migawka elektroniczna, 7 - filtry barwne, 8 - zasłona metalowa, 9 - obiektyw zoom, 10 - koło z filtrami, 11 - lustro, 12 - ekran, 13 - soczewka Fresnela.

960 nm. Osiągnięte wyniki sugerują dużą przydatność wielospektralnych w fotointerpretacji geologicznej, w rolnictwie, leśnictwie i gospodarce wodnej, w innych badaniach środowiska naturalnego oraz w zwiadzie wojskowym.

Jedną z nowszych konstrukcji jest czteroobiektywowa kamera I_S^2 Mark 1. Wykonuje ona zdjęcia o formacie 88x88 mm na błonie fotograficznej o szerokości 24 cm. Posiada obiektywy o ogniskowych 100 lub 150 mm. W skład kompletu wchodzi również aparatura do opracowania filmów i do fotointerpretacji.

23.4. Dziewięcioobiektywowe kamery wielospektralne

Na początku lat sześćdziesiątych w Związku Radzieckim zbudowano dziewięcioobiektywową kamerę lotniczą do fotografowania na różnych materiałach światłoczułych. Wprawdzie kamera ta jest przeznaczona do badania i wyboru najlepszych filmów i filtrów dla danych warunków optycznych, to jednak spełnia również warunki niezbędne przy fotografowaniu wielospektralnym. Obiektywy kamery są umieszczone w trzech rzędach; każdy rząd jest przystosowany do fotografowania na jednym materiale światłoczułym. Można dowolnie zestawiać rodzaje błon i filtrów, a wówczas otrzymuje się równocześnie dziewięć zdjęć tego samego obszaru, wykonanych w różnych przedziałach widmowych. W kamerze zastosowano obiektywy Industar-24, z ogniskową o długości 105 mm i otworze względnym 1:6,5. Każde zdjęcie ma format 6 x 6 cm. W kasecie można jednocześnie umieścić trzy szpule z filmem lotniczym po 28 m na każdej szpuli. Kamera ma jedną ramkę tłową, wspólną dla wszystkich zdjęć oraz wspólną migawkę szczelinową. Przewijanie filmu i napinanie migawki może się odbywać ręcznie lub za pomocą silniczka elektrycznego. Przy wykorzystaniu silniczka, pracą kamery automatycznie kieruje przyrząd sterujący, pracujący na zasadzie impulsowej.

Amerykańska firma Itek wyprodukowała również dziewięcioobiektywową kamerę, działającą w podobny sposób, lecz przeznaczoną głównie do fotografii wielospektralnej. Kamera fotografuje jednocześnie ten sam wycinek terenu w dziewięciu wąskich przedziałach widma słonecznego. Filtry dobiera się w ten sposób, że przez osiem obiektywów fotografuje się w wąskich przedziałach fal widzialnych i bliskiej podczerwieni, obiektyw zaś dziewiąty fotografuje bez filtru na błonie czarno-białej uczulonej na podczerwień.

Dziewięcioobiektywowe kamery wielospektralne wchodzą w skład wielu systemów fotograficznych montowanych na samolotach w celu otrzymania

maksymalnej informacji o powierzchni Ziemi. Wówczas pracują synchronicznie z kamerami topograficznymi, kamerami rozpoznawczymi oraz z inną aparaturą zwiadowczą.

23.5. Aparatura wielokamerowa

Do fotografowania wielospektralnego wykorzystuje się również aparaturę składającą się z kilku kamer lotniczych umieszczonych na wspólnej platformie /podwieszeniu/. Kamery takie pracują synchronicznie, a ich osie optyczne są ustawione równolegle z dokładnością rzędu sekund kątowych. Sposób wykorzystania aparatury wielokamerowej oraz zasady opracowania zdjęć otrzymanych z jej użyciem są takie same jak przy aparaturze wieloobiektywowej. Ponadto oprócz kombinacji filtrów świetlnych umożliwiają one zastosowanie w każdej kamerze innego typu błony fotograficznej, co nie zawsze jest możliwe w urządzeniach wieloobiektywowych.

Pierwsze urządzenia wielokamerowe składały się z dwóch kamer. Następnie zbudowano aparaturę czterokamerową. Dzisiaj spotyka się również urządzenia sześciokamerowe, jednak najczęściej mają zastosowanie urządzenia składające się z czterech kamer lotniczych.

W Stanach Zjednoczonych zbudowano urządzenie wielospektralne składające się z czterech szwedzkich kamerach typu Hasselblad /rys.23.6/. Aparatura ta umożliwiała otrzymywanie zdjęć na czterech wariantach błon fotograficznych i przy 13 kombinacjach filtrów świetlnych. Ponadto te kamery można wykorzystywać z różnymi obiektywami o długości ogniskowych od 50 do 500 mm. Osie optyczne obiektywów kamer są skierowane równolegle do siebie. Kamery fotografują na błonie o szerokości 70 mm; format zdjęć wynosi 57 x 57 mm; minimalny czas naświetlania - 1/500 s. Aparaturę wielospektralną wykorzystującą kamery Hasselblad stosowano w innych krajach, w tym również i w Polsce.

Aparatura wielospektralna składająca się z kamer Hasselblad 500 EL jest wykorzystywana w zwiadzie powietrznym i kosmicznym. W zespoły takie wyposażono niektóre statki kosmiczne, między innymi cztery kamery o ogniskowej 80 mm znajdowały się na statku Apollo 9, a na Apollo 13 znajdowały się również kamery z obiektywami ogniskowej 250 i 500 mm. Apollo 9 w czasie lotu orbitalnego sfotografował powierzchnię Ziemi w czterech następujących pasmach widma:

- w paśmie 510 - 890 nm wykonano zdjęcia barwne na błonie EIR z filtrem pomarańczowym;
- w paśmie 470 - 610 nm fotografowano na błonie czarno-białej

z filtrem zielonym;

- w paśmie 680 - 890 nm otrzymano zdjęcia czarno-białe w podczerwieni bliskiej z filtrem ciemnoczerwonym;

- w paśmie 590 - 715 nm fotografowano na błonie panchromatycznej z filtrem czerwonym.

Na pokładzie stacji orbitalnej "Skylab" zamontowano sześciokamerowe urządzenie wielospektralne. Kamery firmy Itek miały ogniskowe 150 m zakres przysłon od 1/2,8 do 1/16, format zdjęć 57 mm przy szerokości filmu 70 mm, czasy migawki od 1/100 do 1/400 s, czas cyklu pracy od 2 do 20 s, kompensację ruchu obrazu, wzajemną równoległość osi optycznych z dokładnością 1'. Cztery kamery fotografowały w wąskich przedziałach widma co 0,1 µm, piąta - na błonie spektrostrefowej i szósta - na błonie barwnej. W tabeli 27.1 podano podstawowe charakterystyki tej aparatury oraz zdolność rozdzielczą, jaką osiągnięto z orbity o wysokości 435 km.

Tabela 23.1

Przedział widma /w µm/	Rodzaj błony fotograficznej	Zdolność rozdzielcza filmu /linie/mm/	Zdolność rozdzielcza w terenie /m/
0,5 - 0,6	Panchrom 3400	53	54
0,6 - 0,7	Panchrom 3400	63	54
0,7 - 0,8	IR czarno-biały	26	107
0,8 - 0,9	IR czarno-biały	26	107
0,5 - 0,88	IR barwny	31	91
0,4 - 0,7	Barwny SO-242	53	55

Oprócz wymienionych, istnieje jeszcze wiele innych urządzeń wielospektralnych. Na przykład w eksperymencie wielospektralnym, w którym uczestniczyła stacja orbitalna "Sojuz - Salut 6" i samolot fotogrametryczny, a w którym wykonywano zdjęcia również nad obszarem Polski, była wykorzystana następująca aparatura wielospektralna:

- kamera wielospektralna MKF-6;
- zestaw kamer wielospektralnych wykorzystujących aparaturę AFA-3
- minikamera wielospektralna NAC MB-470.

Kamera MKF-6 jest zbudowana w zakładach C. Zeiss Jena /NRD/ w wyniku współpracy naukowców i inżynierów radzieckich i NRD. Składa się z sześciu niezależnych kamer fotograficznych umieszczonych w jednym korpusie i pracujących synchronicznie. Kamery są wyposażone w obiektywy Pincetar o odległości obrazowej rzędu 125.00 mm; posiadają płytki

z systemem znaczków tłowych /po 9 krzyżyków naniesionych z dokładnością ±0,001 mm/ oraz urządzenie kompensujące wpływ ruchu postępowego statku kosmicznego poprzez obrót kamer. Podstawowe dane kamery MKF-6 podano w tabeli 23.2

Tabela 23.2

Wyszczególnienie	Wielkość parametru
Charakterystyka układu optycznego:	
- otwór względny	1 : 4
- przysłona	1:4 - 1:13,5
- dystorsja radialna	10 µm
- dystorsja sumaryczna /radialna + tangencjalna/	30 µm
- maksymalna nierównoległość osi optycznych obiektywów	15
- wymiary zdjęcia	56x81 mm
- pole obrazu	25^0x36^0
Charakterystyka migawki rotacyjnej:	
- czas naświetlania /t/	7-56 ms ±3%
- współczynnik wydajności migawki	75%
- błąd synchronizacji	0,2t
Charakterystyka ładownika:	
- pojemność ładownika dla filmu o grubości 0,18 mm	120 m lub 1250 zdjęć
- pojemność ładownika dla filmu o grubości 0,09 mm	240 m lub 2500 zdjęć

Zakres czułości spektralnych oraz zdolność rozdzielczą zdjęć otrzymanych kamerą MKF-6 zawiera tabela 23.3.

Tabela 23.3

Nr kanału	Zakres spektralny nm	Zdolność rozdzielcza linie/mm	Rodzaj filmu
1	480 - 500	143	T-18
2	520 - 560	182	T-18
3	580 - 620	182	T-118
4	640 - 680	143	T-18
5	700 - 740	29	I-74
6	790 - 890	23	I-74

Przy fotografowaniu ze stacji orbitalnej Salut-6 /nachylenie orbit i = 51,6°, perigeum 338 km, apogeum 357 km/ otrzymano następującą rozdzielczość w stosunku do terenu: przy kontraście 0,1 - około 40 m oraz przy kontraście 1,0 - około 15 m.

Oprócz wyżej wymienionych, firma C.Zeiss wyprodukowała również filtry odpowiadające następującym zakresom widma: 500 nm, 530 nm, 550nm, 620 nm, 650 nm i 700 nm - wszystkie przy szerokości pasma ±20 nm; 800 nm ± nm, 625 nm ± 75 nm oraz 600 nm ± 100 nm.

Pracą kamery MKF-6 można sterować bezpośrednio na statku kosmicznym za pomocą pulpitu sterowniczego, względnie zdalnie, z ośrodka naziemnego, za pomocą urządzeń telemetrycznych.

Zestaw kamer wielospektralnych składa się z sześciu kamer AFA-39, z których każda posiada filtr selektywny o innej przepuszczalności spektralnej, natomiast minikamera NAC MB-490B jest stożkiem czteroobiektywowym umieszczonym w podwieszeniu kamery Wilda RC-10 i fotografuje na jednej wspólnej błonie lotniczej o szerokości 24 cm, przez cztery różne filtry selektywne.

23.6. Przeglądarki wielospektralne

Przeglądarki wielospektralne służą do otrzymywania i interpretacji kompozycji barwnych uzyskiwanych ze zdjęć /wyciągów/ spektralnych. Jak już wspominano wyżej, urządzenia tego typu stanowią nieodłączną część wyposażenia, gdyż umożliwiają wykorzystanie tych informacji,które zostały zarejestrowane kamerą wielospektralną. Zasadę działania takiej przeglądarki przedstawiono na rysunku 23.5.

Używane obecnie przeglądarki wielospektralne można podzielić na dwie grupy:

1/ przeglądarki pracujące na zasadzie optycznej,

2/ przeglądarki /przetworniki/ tworzące obraz wielospektralny w sposób elektroniczny.

Najbardziej znaną w Polsce, pracującą na zasadzie optycznej, jest przeglądarka MSP-4. Skonstruowano ją w zakładach C.Zeissa w Jenie przy współpracy z Instytutem Badań Kosmicznych Akademii Nauk ZSRR. Przeglądarka przeznaczona jest do interpretacji zdjęć otrzymywanych za pomocą kamery MFK-6, lecz można na niej opracowywać również zdjęcia i obrazy pozyskiwane za pomocą innej aparatury, w tym aparatury Skylaba i Landsata.

Przeglądarka MSP-4 posiada cztery kanały i umożliwia równoczesne

rzutowanie i interpretację czterech wyciągów spektralnych. Obraz można interpretować na ekranie, lub po przefotografowaniu go na błonie barwnej. Na rysunku 23.7 przedstawiono dwa kanały optyczne przeglądarki MSP-4. Każdy kanał składa się z następujących elementów: /rys. 23. 7/: lustra parabolicznego 1, lampy halogenowej 2, filtru cieplnego 3, kondensora 4, kasety 5, migawki elektronicznej 6, filtru barwnego 7, przysłony 8, obiektywu 9, koła z filtrami 10, lustra 11, ekranu 12 i soczewki Fresnela 13.

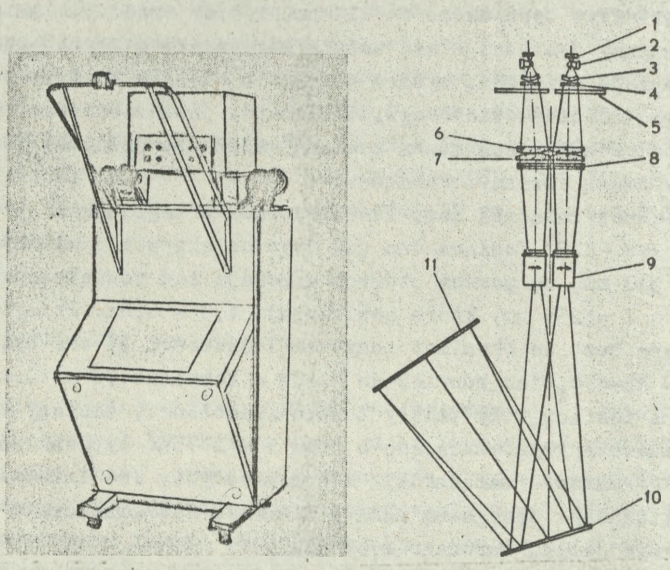
Obraz z czterech filmów jest rzutowany na ekran w skali 5-krotnie większej. Obiektyw typu zoom /f= 175 mm, f/5,6/ umożliwia zmianę skali. Do zmiany jasności służą trzy filtry szare o różnej gęstości. Ponadto istnieje możliwość wyboru jednego z sześciu filtrów barwnych: niebieskiego, niebieskozielonego, zielonego, jasnozielonego, pomarańczowego i czerwonego. Aparatura posiada możliwość dowolnej kombinacji filtrów, jasności obrazu i kanałów.

Na podobnej zasadzie jest skonstruowana przeglądarka japońska MC-90 NAC /rys.23.8/.Posiada ona dwa typy obiektywów wymiennych: o ogniskowej f = 310 mm, za pomocą których uzyskuje się powiększenia 2,6 - 4,6 x oraz o f = 235 mm, które powiększają 4,3 - 6,8x. Przeglądarka przystosowana jest do błon lotniczych o szerokości 23 cm, wykonanych w kamerze NAC MB-490, jak również do klisz o formacie 70 x 70 mm. Przeglądarka posiada trzy filtry barwne /niebieski, zielony i czerwony/ oraz trzy szare /przyciemniające o 25%, 50% i 75%. Wyposażona jest w dwa ekrany: matowy /zasadniczy/ i przezroczysty /do interpretacji na kalce technicznej/. Specjalna rama z aparatem fotograficznym umożliwia fotografowanie obrazu barwnego z ekranu.

Przykładem przyrządu pracującego na drugiej zasadzie jest elektroniczno-analagowy przetwornik MCDS-4200EP produkcji japońskiej. Posiada on trzy kamery telewizyjne, które są umocowane na wspólnym korpusie umieszczonym nad stołem podświetleniowym. Kamery te mają obiektywy o ogniskowej f = 50 mm; dodatkowe pierścienie umożliwiają zmianę odległości od kamer do stołu podświetleniowego i otrzymywanie obrazu powiększonego od 3 do 60 razy. Zdolność rozdzielcza kamer wynosi 400 linii w kierunku poziomym i 300 - w kierunku pionowym.

Ponadto w skład kompletu wchodzą: barwny monitor telewizyjny, pulpit operacyjny oraz ramka do zakładania kaset /dla błony 23x23 cm lub czterech zdjęć o formacie 70x70 mm/.

Aparatura przetwarza strumień świetlny odbierany przez kamerę w impuls elektryczny proporcjonalny do gęstości optycznej. Umożliwia



Rys.23.8. Przeglądarka AC-90 firmy japońskiej NAC: a/ widok ogólny przeglądarki; b/ schemat optyczny dwóch kanałów: 1 - zwierciadło, 2 - lampa, 3, 6, 7 - kondensor, 4 - filtr absorbujący ciepło, 5 - koło z filtrami 8 - nośnik zdjęć spektralnych, 9 - obiektyw, 10 - zwierciadło, 11 - ekran.

wykonanie kopozycji barwnych z dwóch lub trzech wyciągów spektralnych, wykonanie zdjęć ekwitonalnych z poszczególnych wyciągów /w 12 podzakresach/, sporządzanie kompozycji barwnych ze zdjęć ekwitonalnych oraz wykonanie analizy porównawczej gęstości optycznej równocześnie z trzech wyciągów spektralnych. Obraz transmitowany przez kamery telewizyjne na ekran monitora posiada zniekształcenia rzędu ± 1 mm /w układzie współrzędnych prostokątnych/. Aparatura posiada również planimetr, który umożliwia pomiar powierzchni badanych elementów z dokładnością ± 2% w stosunku do całkowitej powierzchni monitora.

24. KAMERY LASEROWE I ELEKTROFOTOGRAFICZNE

Kamery te, jak wiele innych typów aparatury fotograficznej, są osiągnięciem techniki ostatnich dziesiątków lat, lecz o ile zastosowanie kamer laserowych rozszerza się, to o wykorzystaniu kamer elektrofotograficznych publikuje się coraz mniej informacji.

24.1. Kamery laserowe.

Od początku lat 60-tych, a więc wkrótce po uruchomieniu pierwszego lasera optycznego, obserwuje się różnorodne próby zastosowania laserów w technice. Jednym z dość istotnych kierunków, w którym pojawiło się wiele rozwiązań, jest zwiad powietrzny, a w nim - fotografowanie powietrzne. Laserowe kamery lotnicze, chociaż w dalszym ciągu można przyjąć, że znajdują się w początkowym stadium rozwoju, należą niewątpliwie do ciekawszych osiągnięć ostatnich lat, a ich zastosowanie rozszerza możliwości fotografowania powietrznego.

W kamerach laserowych obraz powstaje na skutek wybierania liniowego, lub wybierania rastrowego. W konstrukcji kamer laserowych z wybieraniem liniowym wykorzystuje się dwie podstawowe właściwości światła spójnego: małą rozbieżność /kolimację/ wiązki promieni oraz dużą gęstość mocy; wyraża się to w małych wymiarach plamki świetlnej wybierającej teren oraz w jej dużej jaskrawości. Właściwości te sprawiają, że zdolność rozdzielcza zdjęć otrzymywanych za pomocą kamery laserowej będzie znacznie przekraczała zdolność rozdzielczą innych obrazów otrzymywanych w podobny sposób, na przykład obrazów radiolokacyjnych otrzymywanych aparaturą panoramiczną, lub z bocznym wybieraniem. Pod względem właściwości forointerpretacyjnych zdjęcia otrzymywane za pomocą kamery lase-

rowej, będą miały podobne właściwości jak zdjęcia wykonane tradycyjną aparaturą fotograficzną w warunkach dziennych.

Laserowa kamera fotograficzna pracuje na zasadzie zbliżonej do działania aparatury telewizyjnej, gdyż promień świetlny odbity od terenu służy jedynie do modulacji promienia, który tworzy obraz na materiale światłoczułym. Sposób działania kamery laserowej przedstawiono na rysunku 24.1. Laser generujący falę ciągłą wysyła wiązkę promieni, która na swej drodze napotyka na zwierciadło półprzeźroczyste. Zwierciadło dzieli wiązkę na dwie części: większą, którą skierowuje na pryzmat wielokątny oraz mniejszą, która przez modulator optyczny również dobiega do pryzmatu, lecz z jego odwrotnej strony. Pierwsza wiązka dociera do terenu, a na skutek wirowania pryzmatu oświetla teren w przedziale kątowym, który w zależności od typu aparatury może wynosić od 30^0 nawet do 180^0, to znaczy, że będzie wówczas wybierała teren od horyzontu do horyzontu. Część promieniowania po odbiciu od terenu powraca do kamery, gdzie odbiera je układ optyczny i skierowuje na detektor /fotopowielacz/, a stąd postępuje do bloku modulacji optycznej. Intensywność impulsu, który po odbiciu od terenu dotrze do kamery, będzie proporcjonalna do zdolności odbijającej elementów terenu oświetlonych przez laser, więc intensywność drugiej wiązki, po przejściu przez modulator optyczny będzie proporcjonalna do intensywności promienia odbitego. Obraz terenu zarejestrowany przez kamerę laserową będzie więc podobny do zdjęcia wykonanego w przedziale spektralnym odpowiadającym długości fali lasera.

Modulacja promienia laserowego może się odbywać w różny sposób. Można ją osiągnąć poprzez obrót analizatora, ustawionego na drodze spolaryzowanego promienia laserowego. Wówczas moc wyjściowego promienia laserowego będzie proporcjonalna do $\cos^2\alpha$, gdzie α jest kątem obrotu analizatora w stosunku do płaszczyzny polaryzacji promienia. Jednak najczęściej stosuje się modulatory oparte na wykorzystaniu zjawiska podwójnego załamania promieni przechodzących przez niektóre ciała pod wpływem pola elektrycznego lub magnetycznego. Wówczas, na skutek dwójłomności, po przejściu przez ciało powstają dwa promienie, zwyczajny i nadzwyczajny, spolaryzowane prostopadle względem siebie. Różnica fal i moc wyjściowa promieni zależy od wielkości przyłożonego pola elektrycznego /dla danej substancji, użytej w modulatorze/. W kondensatorze Kerra /rys.24.2/ zazwyczaj wykorzystuje się nitrobenzon, zaś płytki kondensatora są umieszczone równolegle do biegu promienia. W komórce Pockelsa wykorzystuje się liniowy efekt elektrooptyczny, przy którym różnice faz są proporcjonalne do napięcia pola elektrycznego.

Przy przeszukiwaniu terenu za pomocą promienia laserowego stosuje się różne sposoby odchylenia tego promienia. Sposoby te można ogólnie podzielić na dwie grupy: sposoby mechaniczne i elektroniczne. W sposobach mechanicznych najczęściej stosuje się obracające się układy optyczne oparte na zwierciadłach, pryzmatach lub klinach optycznych. W przypadku zastosowania zwierciadła lub pryzmatu wielograniastego, jak to przedstawiono na rysunku, częstotliwość wybierania f i maksymalny kąt wybierania 2β oblicza się ze wzorów

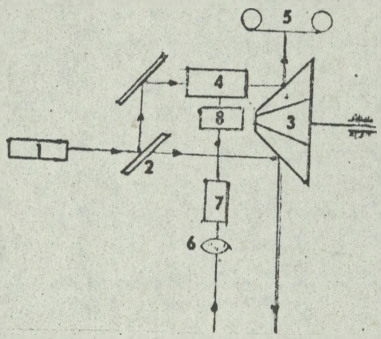
$$f = N\,n, \qquad 2\beta = \frac{4\pi}{N} \qquad /24.1$$

gdzie N - jest liczbą płaszczyzn bębna zwierciadlanego, n - liczbą obrotów bębna na sekundę.

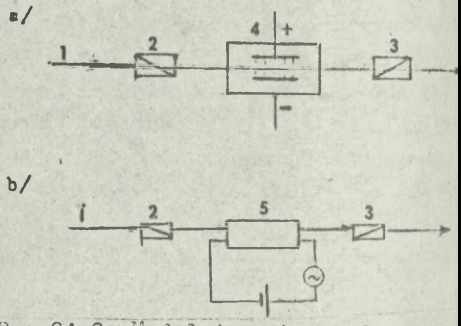
Pod względem mechanicznym najdogodniejsze są układy zwierciadeł, dla poruszenia których wykorzystuje się piezoelektryczne przetworniki energii. Istnieje kilka wariantów urządzeń tego typu. Jedno z najprostszych przedstawiono na rysunku 24.3. Dwie płytki piezoelektryczne 1 i 2 pokryto cienką warstewką przewodzącą, która w tym przypadku odgrywa rolę elektrod /3,4 i 5/. Płytki są sztywno umocowane w podstawce 6, a na końcu jednej z płytek znajduje się zwierciadełko 7. Jeśli do elektrod podłączyć źródło prądu, to jedna z nich będzie się skurczała, a druga rozszerzała wzdłuż osi X. Przy prądzie zmiennym spowoduje to ruch wahadłowy końca płytek, a tym samym odchylanie zwierciadełka na kąt $\pm\beta$. Największe odchylenia nastąpią w tym przypadku, jeśli częstotliwość prądu jest zgodna z częstotliwością rezonansową płytek. Dla zwiększenia kąta β stosuje się dodatkowe układy optyczne, kilkakrotnie odbijające promień, względnie układy mechaniczne, w których płytki piezoelektryczne łączy się z bardziej sprężystymi płytkami metalowymi.

Elektroniczne sposoby odchylania promienia znajdują jeszcze ograniczone zastosowanie, gdyż nie pozwalają na otrzymanie dużych kątów β. Do najprostszych urządzeń tego typu należy trójkątny pryzmat elektrooptyczny, w którym pod wpływem napięcia elektrycznego następuje zmiana współczynnika załamania światła.

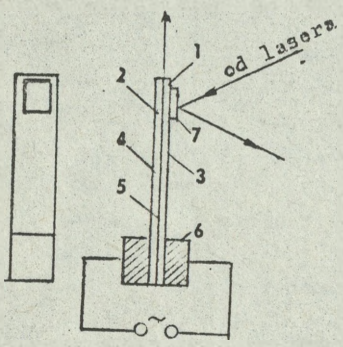
Kamery laserowe z liniowym wybieraniem obrazu ustawia się na samolocie w taki sposób, aby płaszczyzna obrotu pryzmatu /linia wybierania/ była prostopadła do kierunku lotu. Pierwsze kamery laserowe posiadały źródła światła spójnego /lasery gazowe/ o mocy 0,2 wata. Umożliwiały fotografowanie terenu z wysokości od 75 do 900 m przy prędkościach lotu wynoszących od 180 do 550 km/h. Przy częstotliwości wybierania wynoszącej kilkaset obrotów pryzmatu sześciograniastego na sekundę otrzymy-



Rys.24.1.Schemat działania kamery laserowej: 1 - laser, 2 - zwierciadło, 3 - pryzmat bębnowy, 4 - modulator, 5 - błona fotograficzna, 6 - układ optyczny, 7 - detektor fotoelektryczny. 8 - wzmacniacz.

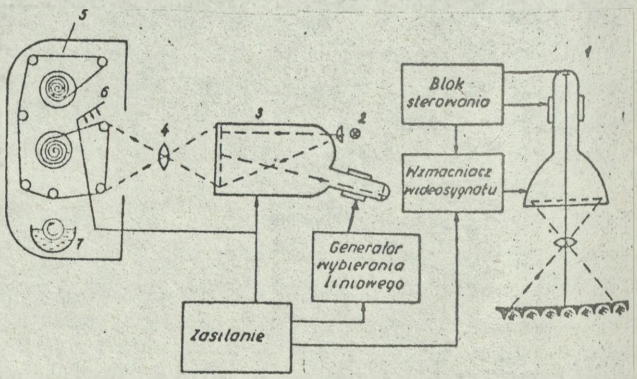


Rys.24.2. Modulatory kamer laserowych: a/ oparte na zjawisku Kerra, b/ oparte na efekcie Pockelsa. 1 - promień lasera, 2 - polaryzator 3 - analizator, 4 - kondensator Kerra, 5 - kryształ.



Rys.24.3. Piezoelektryczne wybieranie obrazu.

Rys.24.4. Zasada fotografowania kamerą elektrofotograficzną: 1 - widikon, 2 - źródło światła, 3 - lampa telewizyjna, 4 - obiektyw, 5 - papier elektrostatyczny, 6 - korona igiełkowa, 7 - naczynie rozpylające barwnik.



wano kątowa zdolność rozdzielcza rzędu 3". Kolejne konstrukcje miały dużo lepsze parametry użytkowe. Na przykład jedna z kamer laserowych wyprodukowana w firmie Perkin-Elmer na laserze argonowym umożliwiała fotografowanie z wysokości 150 m przy prędkości 1100 km/h, a z wysokości 300 m - przy prędkości 2200 km/h. Pozostałe dane techniczne tej kamery są następujące: moc promieniowania lasera - 0,2 watów, kąt wybierania obrazu 53^{0}, długość ogniskowej układu optycznego f_k=57 mm, kątowa zdolność rozdzielcza od 35 do 60 linii/mm, jednorazowy zapas błony w kasecie - 30 m, moc źródła zasilania - 1 kw. Ciężar kamery - około 70 kg.

Wprawdzie lasery argonowe emitują promieniowanie z pasma fal widzialnych, lecz duża zbieżność wiązki promieni oraz duża prędkość opromieniowania terenu sprawiają, że praca aparatury jest trudno wykrywalna dla oka obserwatora naziemnego. W niektórych typach laserów wykorzystuje się lasery oparte na ciałach stałych, głównie na szkle domieszkowanym neodymem, które wytwarzają wiązkę promieni o długości fali λ=1,06 μm, a więc w podczerwieni bliskiej, z natury swej niewidocznej dla oka ludzkiego. Natomiast zastosowanie lasera pracującego w ultrafiolecie jako źródła światła umożliwia przenikanie przez niektóre pokrycia maskujące.

Obecnie do najbardziej znanych należą kamery laserowe typu AVD-1, produkowane w firmie Perkin-Elmer i stosowane na samolotach RF-4C oraz kamery AVD-3 produkcji firmy Hughes, przystosowane do samolotów typu RC-4B oraz RC-4C. Firma Perkin-Elmer wyprodukowała również kamerę laserową z wybieraniem liniowym od horyzontu do horyzontu, przeznaczoną do rozpoznania obszarów morskich z samolotów typu RC-5C.

Połączenie laserów impulsowych z migawką elektroniczną umożliwiło konstrukcję aparatury do fotografowania w trudnych warunkach atmosferycznych. Jeśli generator laserowy umieszczony na samolocie wytworzy impuls i skieruje go ku Ziemi, to impuls ten zajmie w przestrzeni odcinek o długości L, odpowiedniej do czasu trwania impulsu T i prędkości rozchodzenia się światła c w danym ośrodku:

$$L = c\,T \qquad /24.2/$$

Jeśli impuls na swej drodze napotyka przeszkodę w postaci nieodpowiednich warunków atmosferycznych, zmieniających przezroczystość atmosfery, to część promieniowania impulsu rozproszy się w różne strony, w tym również powróci do kamery, natomiast pozostała część dotrze do powierzchni Ziemi, odbije się od niej i dopiero wówczas powróci do kamery. Migawka elektroniczna kamery laserowej jest zsynchronizowana z drogą

i czasem przebiegu w taki sposób, że gdy do obiektywu kamery będzie docierało światło odbite od przeszkody, to migawka będzie zamknięta. Otworzy się dopiero wówczas, gdy dotrze do niej impuls właściwy, odbity od terenu. Osiągnięcie wysokiego stopnia synchronizacji czasu przebiegu promienia laserowego jest możliwe dzięki wykorzystaniu dodatkowego impulsu sondującego, wysyłanego przez dalmierz laserowy umieszczony na pokładzie samolotu. Wykorzystanie tego rodzaju aparatury wymaga więc zastosowania migawki elektronicznej, podzespołu synchronizacji oraz dwóch laserów: impulsowego - dla dalmierza oraz na fali ciągłej - dla oświetlenia terenu.

Zakres zastosowania laserów przy fotografowaniu powietrznym rozszerza się w dalszym ciągu. Postępuje zarówno w kierunku doskonalenia aparatury celem osiągnięcia wysokiej zdolności rozdzielczej zdjęć, jak i w kierunku zwiększenia rodzaju informacji, co następuje poprzez równoczesne zastosowanie kilku laserów, emitujących energię na różnych długościach fali. Ten kierunek działania jest zbieżny z zasadą fotografii wielospektralnej. Na przykład firma Xerox zbudowała prototyp wielospektralnej aparatury laserowej z wybieraniem liniowym, przeznaczonej do rozpoznania wojskowego. Aparatura ta posiada następujące lasery:

- argonowy, emitujący promieniowanie w paśmie zieleni;
- helowoneonowy, wysyłający wiązkę promieniowania czerwonego;
- laser na CO_2, pracujący w podczerwieni średniej;
- laser neodymowy pracujący w podczerwieni bliskiej.

Na podstawie zestawu laserów można sądzić o możliwości pracy kamery w różnych porach doby i w różnych warunkach atmosferycznych.

Kolejny wariant aparatury laserowej, opracowany przez amerykańską firmę RCA, polega na otrzymaniu trzeciego wymiaru. Wykorzystuje dię do tego kamerę laserową z liniowym wybieraniem obrazu oraz altimetr laserowy.

Inny wariant aparatury laserowej, która może służyć zarówno do fotografowania powietrznego jak i obserwacji, polega na zastosowaniu laserów w układach telewizyjnych. Do zalet tego typu aparatury można zaliczyć wysoką jakość obrazu, możliwość pracy aparatury w ciemnościach, jak również względnie dobrą prącę podczas zamglenia i mgły, w każdym razie znacznie lepszą niż innych urządzeń obrazowych podobnego typu. Laserowe kamery telewizyjne składają się z następujących podzespołów: nadajnika, odbiornika, układu synchronizacji i wskaźnika ekranowego. W skład nadajnika wchodzi laser helowoneonowy pracujący na fali ciągłej oraz układy wybierania horyzontalnego /liniowego/ i podłużnego /kadrowego/. Do wybierania liniowego wykorzystuje się pryzmat

16-graniasty, wirujący z prędkością 60 000 obrotów/min. Prędkość wybierania liniowego wynosi więc 1000 linii na sekundę. Wybieranie kadrowe, prostopadłe do liniowego, odbywa się za pomocą pryzmatu 26-ściennego, wirującego z prędkością 150 obrotów na minutę w wyniku czego otrzymuje się 60 kadrów na sekundę. Promienie wysyłane przez laser i odbite od terenu powracają do odbiornika, gdzie przyjmuje je fotopowielacz. Impulsy z fotopowielacza po wzmocnieniu są przesłane do odbiornika telewizyjnego, gdzie po uprzedniej synchronizacji liniowej i kadrowej następuje ich zobrazowanie.

24.2. Kamery elektrofotograficzne

Elektrofotografia, nazywana również kserografią, jest jedną z najnowszych metod rejestracji obrazów; polega na wykorzystaniu zmiany oporności niektórych półprzewodników pod wpływem promieni świetlnych. Jeśli płytę półprzewodnikową naładować elektrycznie /dodatnio lub ujemnie/ i zastosować ją do fotografowania jako materiał światłoczuły, to pod wpływem światła nastąpi rozładowanie płyty, przy czym stopień rozładowania będzie proporcjonalny do ilości energii świetlnej jaka pada na płytę. Na płycie powstanie więc obraz utajony, utworzony z warstwy elektronów, który można wywołać za pomocą barwnika sproszkowanego lub ciekłego. Barwnik również jest naładowany elektrycznie, może mieć ładunki zgodne lub odwrotne w stosunku do ładunku płyty, w zależności od tego, czy chce się otrzymać obraz negatywowy, czy pozytywowy. Elektrofotografia ma wiele zalet. Jest procesem prostym, nie wymagającym skomplikowanej obróbki fotochemicznej; odbitki można otrzymywać szybko, w czasie sekund lub ułamków sekund. Sam proces nie jest drogi, gdyż papier elektrostatyczny jest o wiele tańszy od fotograficznego, nie zawiera związków srebra, również zbędne są chemikalia, a jakość zdjęć otrzymywanych tą metodą również może być dobra.

Rozwój metod elektrofotograficznych, jaki nastąpił po II wojnie światowej, nasunął również myśl zastosowania ich do fotografowania lotniczego z pokładów samolotów. Kamery elektrofotograficzne mogą znaleźć zastosowanie zarówno w fotografii rozpoznawczej, jak i przy fotografowaniu do celów kartograficznych. Pierwsze kamery elektrofotograficzne miały zastosowanie pomocnicze; na przykład podczas fotografowania wieloszeregowego zdjęcia kserograficzne jednego szeregu stosowano do dokładnej orientacji i nawigowania po trasie sąsiedniego szeregu. Na rysunku 24.4 przedstawiono schemat kamery elektrofotograficznej.

W kamerze do odbioru promieniowania odbitego od terenu zastosowano widikon, z którego obraz jest odtwarzany na ekranie kineskopu, a następnie rzutowany przez obiektyw na papier elektrostatyczny. Na papierze, naelektryzowanym uprzednio za pomocą korony igiełkowej, powstaje utajony obraz elektrostatyczny, na który następnie napyla się barwnik ciekły, zawierający utrwalacz chemiczny. Po wyparowaniu cieczy, co następuje szybko, otrzymuje się na papierze trwały obraz.

W ostatnich latach niewiele informacji publikuje się na temat zastosowania lotniczych kamer elektrofotograficznych, prawdopodobnie wyparły je inne urządzenia, a przede wszystkim fotografia dyfuzyjna oraz zapis na taśmie magnetycznej. Natomiast niektóre metody elektrograficzne znajdują ograniczone zastosowanie przy zapisie obrazu z jednostki obrazowej w aparaturze naziemnej oraz do reprodukcji obrazów.

Część IV

A P A R A T U R A O B R A Z O W A

25. APARATURA TELEWIZYJNA

25.1. Charakterystyka ogólna

Pokładowa aparatura telewizyjna jest zespołem składającym się z urządzeń optycznych, elektronicznych i radiotechnicznych, za pomocą których można odbierać i przesyłać na odległość obrazy optyczne terenu lub obserwowanych obiektów. Przez obraz optyczny w tym przypadku rozumie się bieżący potok energii promienistej, o określonym rozmieszczeniu przestrzennym i składzie spektralnym, która postępuje od terenu lub obserwowanych obiektów do wejścia odbiornika telewizyjnego.

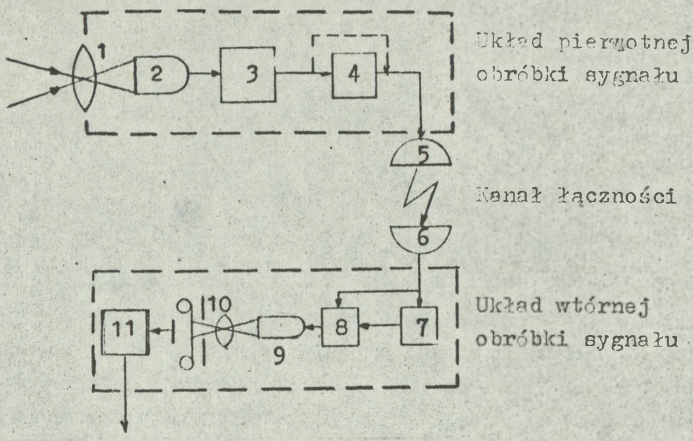
Komplet aparatury telewizyjnej składa się z dwóch części: aparatury pokładowej, umieszczanej na pokładzie statku powietrznego lub kosmicznego oraz aparatury naziemnej. Aparatura pokładowa składa się z urządzenia optycznego odbierającego obraz oraz z układu pierwotnej obróbki, w którym obraz jest przekształcony w sygnały elektryczne, które następnie są przesyłane na ziemię za pomocą nadajnika radiowego. W składzie aparatury pokładowej również może się znajdować urządzenie pośrednio rejestrujące odebrane obrazy i przesyłające je na ziemię w dogodnym momencie /rys.25.1/.

Aparatura naziemna składa się z odbiornika radiowego, przyjmującego sygnały oraz układu wtórnej obróbki sygnałów, który przekształca odebrane sygnały i podaje je do układu wyjściowego w postaci obrazu. Aparatura naziemna posiada również urządzenia do rejestrowania obrazu w sposób magnetyczny oraz urządzenia kontrolne i sterujące.

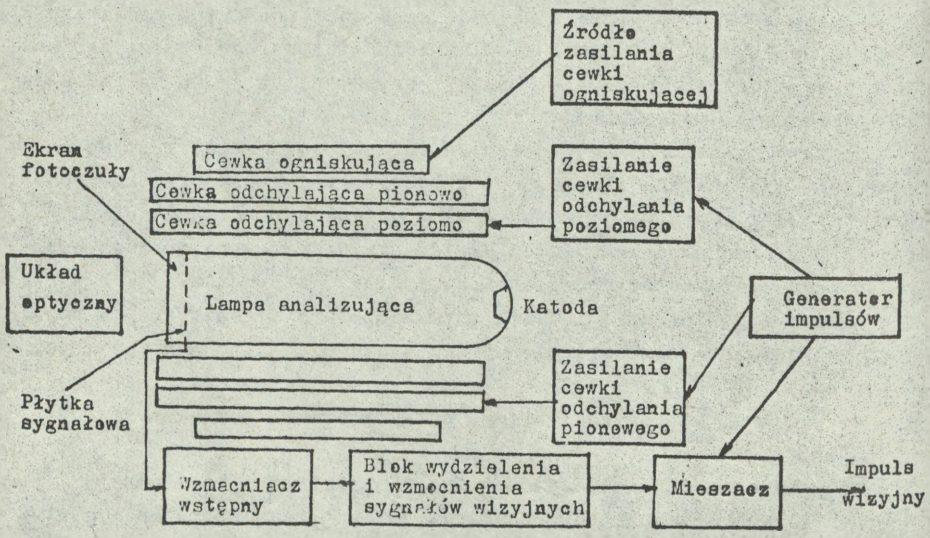
W zwiadzie powietrznym i kosmicznym aparatura telewizyjna ma różnorodne zastosowanie. Szczególnie wykorzystuje się ją do następujących celów:

- obrazowania powierzchni Ziemi, pokrywy chmur, powierzchni planet;
- badania obiektów znajdujących się w przestrzeni kosmicznej;
- kontroli pracy aparatury pokładowej i zdalnego sterowania statkiem /obiektem/ kosmicznym;
- prowadzenia obserwacji astronomicznych.

Obrazy telewizyjne otrzymuje się w przedziale widmowym od 300 do



Rys.25.1.Schemat blokowy układu telewizyjnego: 1 - głowica optyczna, 2 - przetwornik impulsów świetlnych, 3 - wzmacniacz i przetwornik sygnałów wizyjnych, 4 - urządzenie do rejestracji pośredniej obrazu, 5 - nadajnik radiowy, 6 - odbiornik, 7 - urządzenie do pośredniej rejestracji obrazu, 8 - wzmacniacz i przetwornik sygnałów wizyjnych, 9 - przetwornik sygnałów świetlnych, 10 - fotorejestrator, 11 - blok obróbki fotochemicznej.



Rys.25.2. Schemat blokowy kamery widikonowej.

1100 nm. Coraz częściej wykorzystuje się pasmo ultrafioletu, w którym obraz otrzymuje się za pomocą wybierania optyczno-mechanicznego. Stosuje się zarówno aparaturę telewizyjną czarno-białą /monochromatyczną/ jak i barwną.

25.2. Klasyfikacja aparatury telewizyjnej

Pokładową aparaturę telewizyjną można klasyfikować według wielu cech technicznych.

Według sposobu analizy obrazu można ją podzielić na urządzenia z analizą mechaniczną lub elektroniczną, jak również na urządzenia z analizą następującą w kanale optycznym lub w kanale powstawania sygnału wizyjnego.

Według sposobu powstawania obrazu w lampie analizującej: na układy zbierające informację za pomocą filtru elektrostatycznego lub na taśmie elektrostatycznej /np. widikon, sekon i in./. Układy odbierające obraz na błonie fotograficznej są tak zwanymi układami fototelewizyjnymi.

Według struktury obrazu: na układy z rejestracją punktową oraz z rejestracją kadrową.

Według charakterystyk czasowych: na układy z równoczesnym zapisem i przesyłaniem obrazu lub z rozdzielnym zapisem i przesyłaniem.

W zależności od sposobu oświetlenia terenu: na układy pracujące przy oświetleniu naturalnym lub ze sztucznym podświetleniem terenu.

Według szerokości widma przesyłanego obrazu: na szerokopasmowe lub wąskopasmowe.

25.3. Właściwości aparatury telewizyjnej

Podstawowym wymaganiem, jakie się stawia aparaturze telewizyjnej, jest uzyskanie obrazu podobnego do obrazu optycznego terenu. Osiągnięcie tego zależy od właściwości i cech aparatury. Właściwości te można podzielić na ogólne i specjalne. Do ogólnych należą takie właściwości techniczne, jak zdolność rozdzielcza układu, czułość świetlna, charakterystyka świetlna, liczba przekazywanych stopni gradacji oraz właściwości elementów układu telewizyjnego i jego budowy. Do charakterystyk specjalnych zalicza się: wielkość strefy obejmowanej przez układ telewizyjny, skala obrazu, czas i odległość, na którą przekazuje się sygna-

ły telewizyjne, odległość, z której odbiera się obraz i inne.

Zdolność rozdzielcza. Jest to właściwość układu telewizyjnego pozwalająca na przekazywanie i następnie odtwarzanie drobnych szczegółów powierzchni terenu. Mierzy się ją maksymalną liczbą n czarnych i białych linii o jednakowej grubości, które się mieszczą na powierzchni kwadratu o boku równym bokowi rastra i następnie obserwuje się je na ekranie jako oddzielnie rozróżniane. Zdolność rozdzielcza, podobnie jak w fotografii tradycyjnej, można wyrazić również w liniach przypadających na jeden milimetr obrazu R_o. Wówczas przyjmując l_y jako szerokość ekranu można napisać, że:

$$R_o = \frac{n}{2 l_y} \qquad /25.1/$$

Przy przefotografowywaniu nastąpi pogorszenie zdolności rozdzielczej obrazu i wtedy do oceny zdjęcia telewizyjnego wykorzystuje się wzór

$$R_z = \frac{n}{2\sqrt{2}\, l_y} \qquad /25.2/$$

Uwzględniając skalę, z powyższych wzorów można otrzymać rozdzielczość obrazu w stosunku do terenu.

Oprócz zdolności rozdzielczej wyrażonej w liniach odróżnia się zdolność rozdzielcza katowa. Będzie to kąt φ_o, pod którym obserwuje się dwa blisko położone punkty obrazu.

Na zdolność rozdzielcza obrazu telewizyjnego wywierają wpływ takie czynniki, jak:

- charakterystyki techniczne aparatury naziemnej;
- sferyczność powierzchni Ziemi;
- ruch statku powietrznego /kosmicznego/ w czasie powstawania obrazu;
- nachylenia układu telewizyjnego.

Czułość świetlną układu telewizyjnego określa się na podstawie wielkości naświetlenia minimalnego, przy którym otrzymuje się obraz o określonej jakości. Podczas obrazowania terenu za pomocą aparatury telewizyjnej, szczególnie zaś w badaniach kosmicznych, oświetlenie zmienia się w szerokich przedziałach i czułość układu telewizyjnego ocenia się odwrotnością minimalnego oświetlenia najjaśniejszego wycinka terenu $E_{t_{min}}$, przy którym otrzymuje się obrazy małych szczegółów z wymaganą ostrością. Do obliczenia wymaganego oświetlenia, przy którym możliwa jest praca układu telewizyjnego, wykorzystuje się wzór

$$E = 0{,}25\, E_t\, \varrho\, \tau_{atm}\, \tau_o\, \frac{d^2}{f^2} \qquad /25.3/$$

gdzie:
E_t - jest oświetleniem terenu, ϱ - średnim współczynnikiem odbicia promieniowania, τ_{atm} i τ_o - współczynnikami przepuszczania atmosfery i obiektywu aparatury telewizyjnej, d/f - otworem względnym obiektywu.

Charakterystykę świetlną układu telewizyjnego określa się zależnością jaskrawości obrazu telewizyjnego w płaszczyźnie warstwy światłoczułej lampy obrazowej B_{obr} od jaskrawości analogicznego wycinka obrazowego B_t. Jest to charakterystyka nieliniowa, gdyż jej składowe, a więc charakterystyki świetlne układu pierwotnego, wzmacniacza i układu wtórnego, również są charakterystykami nieliniowymi.

25.4. Zasady pracy aparatury telewizyjnej

Obrazowanie terenu za pomocą aparatury telewizyjnej jest wynikiem kompleksowej realizacji wielu skomplikowanych procesów, takich jak: utworzenie obrazu optycznego danego obiektu lub fragmentu terenu, uformowanie sygnału wizyjnego tego obrazu, przetworzenie, wysłanie i odbiór sygnału wizyjnego za pośrednictwem kanałów radiowych, utworzenie obrazu na ekranie kineskopu i wreszcie sfotografowanie tego obrazu i otrzymanie zdjęcia telewizyjnego. Istotne są wszystkie etapy tego procesu.

Telewizyjna aparatury pokładowa realizuje te procesy, które składają się na analizę obrazu i jego transmisję. Do analizy wykorzystuje się nadawcze lampy telewizyjne z ładunkiem przestrzennym /widikon/, lampy o działaniu natychmiastowym /dysektor/, lub urządzenia analizujące obraz na zasadzie optyczno-mechanicznej.

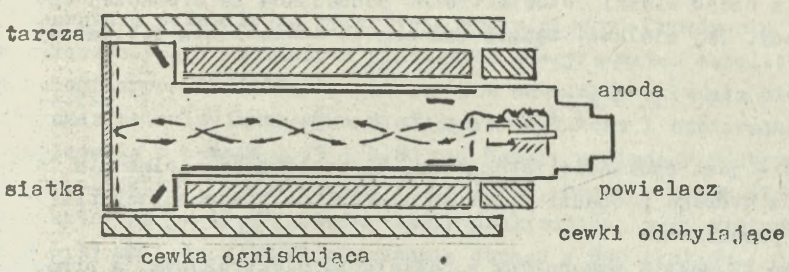
Telewizyjne lampy analizujące z ładunkiem przestrzennym. Spośród tego typu lamp najczęściej wykorzystuje się widikony. Wprawdzie charakteryzują się one małą czułością, lecz mają szereg innych dodatnich cech eksploatacyjnych, jak: małe wymiary, mały ciężar, małe zapotrzebowanie energii, prostą konstrukcję i dużą niezawodność w pracy. Widikon jest szklanym walcem z tarczą fotoprzewodzącą, działającą na zasadzie wzbudzenia przewodności. Płytkę sygnałową stanowi cienka warstwa złota napylona na wewnętrzną stronę jednej z podstaw walca. Głównym elementem widikonu jest tarcza fotoprzewodząca naniesiona na płytkę sygnałową, uczulona na widzialną część widma elektromagnetycznego.

Działanie widikonu jest następujące. Obraz obiektu jest rzutowany przez obiektyw i płytkę sygnałową na tarczę fotoprzewodzącą, na której z odwrotnej strony działa odpowiednio zogniskowany strumień elektronów sterowany przez układ odchylający. Strumień ten pochodzi z wyrzutni elektronowej składającej się z katody, włókna żarowego, elektrody sterującej i anody połączonej z wewnętrzną przewodzącą powierzchnią walca. Przed tarczą znajduje się siatka anodowa. Jeśli migawka jest zamknięta, to strumień elektronowy ładuje powierzchnię do określonego potencjału. Przy otwarciu migawki na okres kilku milisekund zmienia się oporność poszczególnych wycinków tarczy i po zamknięciu migawki na jej wewnętrznej stronie utworzy się obraz potencjałów elektrycznych odpowiadający obrazowi zmian oporności, a więc i czarnobiałemu obrazowi obiektu. Obraz ten będzie zachowany do momentu gdy za pomocą nowej wiązki elektronów nie nastąpi odtworzenie potencjału prawej strony tarczy. Wówczas prąd biegnący od płytki sygnałowej do wzmacniacza będzie sygnałem wizyjnym odpowiadającym obrazowi obiektu.

W technice satelitarnej znajdują zastosowanie widikony z promieniem powrotnym. Wówczas sygnał tworzy się na niewykorzystanej części promienia elektronowego. Powraca on tą samą drogą, co promień bezpośredni i jest wzmacniany w powielaczu. Schemat działania widikonu z promieniem powrotnym przedstawiono na rysunku 25.3. Tego rodzaju aparatura jest stosowana na satelitach "Landsat".

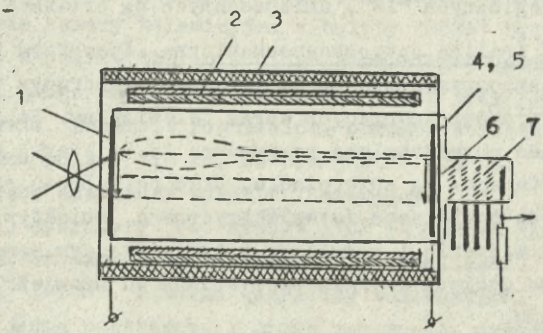
Telewizyjne lampy analizujące o działaniu natychmiastowym. W lampach tych prąd fotoemisji z dowolnego elementu warstwy światłoczułej jest wytwarzany jedynie w niewielkim okresie czasu, będącym częścią okresu nadawania całego kadru, mianowicie tylko wówczas, gdy przechodzi on przez otwór w przesłonie. Tego typu lampy analizujące nie znajdują szerokiego zastosowania, jednak w niektórych przypadkach są niezastąpione dzięki takim swoim cechom, jak: prostota konstrukcji, praktyczny brak bezwładności, możliwość pracy w trudnych warunkach temperaturowych, długotrwałość pracy i inne.

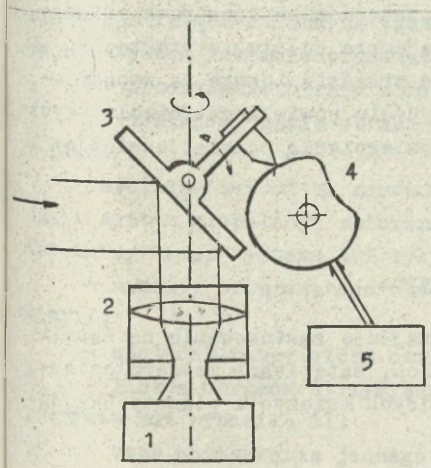
Do najbardziej znanych lamp analizujących o działaniu natychmiastowym należy dysektor /rys.25.4/. Obraz obiektu z fotokatody jest przenoszony w polu magnetycznym, wytwarzanym przez cewki ogniskujące i anodę, do przysłony metalowej, konstrukcyjnie połączonej z anodą. Przysłona posiada w środku niewielki otwór, za którym znajduje się kaskadowy powielacz elektronowy. W tej części lampy, przy cokole, znajdują się cewki ogniskujące oraz odchylające pionowo i poziomo. Przy braku prądu w cewkach odchylających, przez otwór w diafragmie przejdzie tylko



Rys.25.3. Schemat widikonu z promieniem powrotnym.

Rys.25.4. Schemat dysektora: 1 - fotokatoda, 2 i 3 - cewki odchylające, 4 - anoda, 5 - przesłona metalowa, 6 - otworek, 7 - powielacz wielokaskadowy.





Rys.25.5. Schemat aparatury telewizyjnej z optyczno-mechanicznym wybieraniem obrazu: 1 - fotopowielacz, 2 - obiektyw, 3 - zwierciadło, 4 - mimośród, 5 - silnik.

niewielka część wiązki fotoelektronów pochodząca ze środkowej części fotokatody. Jej wielkość będzie zależna od oświetlenia fotokatody E_f:

$$i_f = E_f S_f \qquad /25.4/$$

gdzie: E - jest czułością fotokatody, S_f powierzchnią elementu fotokatody, z którego pochodzi strumień elektronów przechodzący przez otwór w przesłonie.

Prąd i_f będzie wzmocniony w powielaczu elektronowym, a przechodząc przez rezystor lampy analizującej spowoduje powstanie sygnału wizyjnego. Po przyłożeniu napięcia do cewek odchylających strumień elektronów będzie odchylany i będzie wybierał obraz wzdłuż linii i kadru.

Urządzenia wykorzystujące telewizyjne lampy analizujące o działaniu natychmiastowym są między innymi wykorzystywane na satelitach meteorologicznych "TS", umieszczanych na orbitach geostacjonarnych.

Analiza optyczno-mechaniczna. Aparatura telewizyjna z optyczno-mechanicznym wybieraniem liniowym i kadrowym należy do najprostszych konstrukcji tworzących obraz telewizyjny. Schemat działania takiego układu przedstawiono na rysunku 25.5. Wiązka promieni biegnąc od obiektu /terenu/ na zwierciadło, skąd po odbiciu skierowana jest przez obiektyw do powielacza fotoelektrycznego. Obiektyw posiada bardzo mały kąt pola widzenia i w związku z tym, w każdym momencie czasu do fotopowielacza dociera energia promienista od niewielkiego wycinka powierzchni obrazu.

Analiza wierszowa i kadrowa obrazu następuje poprzez ruch wahadłowy zwierciadła w dwóch płaszczyznach, wzajemnie do siebie prostopadłych, za pomocą urządzenia mechanicznego przedstawionego na wspomnianym rysunku. Podczas analizy obrazu na wyjściu powielacza fotoelektrycznego tworzy się sygnał wizyjny, który odzwierciedla podział oświetlenia na całej obserwowanej powierzchni.

25.5. Satelitarna aparatura telewizyjna

Aparatura telewizyjna najczęściej znajduje zastosowanie na satelitach służących do badania zasobów ziemskich, satelitach meteorologicznych oraz w próbnikach kosmicznych badających Księżyc i planety Układu Słonecznego.

Aparatura telewizyjna wykorzystująca widikony. Urządzenia tego typu wykorzystywano na siedmiu pierwszych amerykańskich satelitach meteorologicznych "TIROS". Aparatura tych satelitów składała się z dwóch kamer telewizyjnych wykorzystujących widikony i odbierających promieniowania w paśmie 0,45 - 0,80 μm. Kamery posiadały następujące wymienne obiektywy: szerokokątny /2β = 104°/, normalnokątny /2β = 76°/ i waskokątny /2β = 12,7°/. Ekran lampy analizującej miał wymiary 6,35 x 6,35 mm i umożliwiał otrzymanie obrazu o 500 liniach.

Począwszy od satelity "TIROS-8" zastosowano aparaturę telewizyjną przekazującą obrazy w realnej skali czasu - APT /Automatic Picture Transmission/. Aparatura ta posiadała widikon o wymiarach 12,7x12,7mm, zawierający 800 linii w kadrze i pracowała w przedziale widmowym od 0,4 do 0,7 μm. Kąt pola widzenia obiektywu wynosił 108°.

Aparatura telewizyjna pracująca w systemie APT znalazła następnie zastosowanie na satelitach meteorologicznych "ESSA", będących kontynuacją satelitów "TIROS". Dwie kamery telewizyjne satelity "ESSA" były ustawione pod kątami 26° w stosunku do linii pionu ziemskiego; jedna była skierowana na wschód, druga na zachód. Parametry kamer były podobne jak w poprzednim programie. Zdolność rozdzielcza obrazów w stosunku do terenu wynosiła: w środku pola - 2,8 km, na brzegach - 8,4 km. Sredni czas niezawodnej pracy aparatury wynosił 7 miesięcy.

Kolejnym wariantem tej aparatury jest system AVCS /Advanced Vidikon Camera System/. Znalazł on zastosowanie zarówno na satelitach "ESSA", jak i późniejszych "I-TOS". W skład aparatury telewizyjnej AVCS wchodzą dwie kamery /jedna podstawowa i druga zapasowa/, urządzenie rejestrujące obrazu na taśmie magnetycznej oraz nadajnik telewizyjny. System ten może pracować w dwóch wariantach:

1/ przesyłanie obrazu w realnej skali czasu,

2/ pokładowy zapis obrazu z późniejszym przesyłaniem /na rozkaz z Ziemi/.

Satelita "I-TOS" ma zarówno system bezpośredniej transmisji APT, jak i system globalnego zbierania informacji telewizyjnej AVCS. Parametry kamer systemu APT były następujące:

- wymiary obrazowanego obszaru terenu 3300 x 2200 km /800 x 600 linii/;
- zdolność rozdzielcza obrazu w punkcie podsatelitarnym 3,2 km;
- liczbą obrazów otrzymywanych w czasie jednego obiegu Ziemi przy pokryciu 30% wynosiła 11;
- czas przesyłania jednego obrazu 150 s;
- czas pomiędzy kolejnymi obrazami - 260 s;

- całkowity czas wykonania i przesłania kolejnych 11 obrazów około 48 minut.

System AVCS satelity "I-TOS" umożliwiał otrzymanie obrazów o wymiarach 3300 x 3300 km i rozdzielczości 3,2 km w środku pola oraz 4,7 km na jego brzegach. Informacje telewizyjne są zapisywane na taśmie magnetycznej i przesyłane na rozkaz z Ziemi. Przy kącie pola widzenia kamery wynoszącym 90^0 obraz składa się z 833 linii i otrzymuje się go w 10 gradacjach półtonów. Dla pokrycia obrazami oświetlonej części Ziemi przy pojedynczym przelocie potrzeba 11 kadrów. Otrzymuje się je co 260 sekund. Czas otrzymania i przesłania 11 kolejnych obrazów również wynosi 48 minut. Urządzenie rejestrujące może pomieścić informacje z 38 obrazów /z trzech okrążeń/; czas odtwarzania informacji z jednego okrążenia nie przekracza 2 minut.

Aparatura telewizyjna wykorzystująca widikony z promieniem powrotnym. Satelity "Landsat" są wyposażone w system kamer telewizyjnych, w których wykorzystano lampę analizującą typu widikonu z promieniem powrotnym RBV /Return Beam Vidicon/. Trzy kamery RBV są umieszczone na wspólnej platformie i zorientowano wzajemnie równolegle. Każda z nich posiada widikon o wymiarach ekranu 25 x 25 mm z 81 punktami siatki pomiarowej i czterema znaczkami tłowymi. Obraz składa się z 4125 linii, a każda linia z 4500 punktów. Kamery są wyposażone w obiektywy o ogniskowej 126 mm, polu widzenia $15,9^0$, a każda z kamer ma inny filtr świetlny, dzięki czemu otrzymuje się obrazy w różnych pasmach widma. Poszczególne kamery pracują więc w następujących przedziałach spektralnych:

- kamera 1 w paśmie zieleni, od 0,475 do 0,575 μm;
- kamera 2 w paśmie czerwieni od 0,590 do 0,680 μm;
- kamera 3 w paśmie podczerwieni od 0,680 do 0,830 μm.

Poszczególne obrazy są sczytywane z ekranu i mogą być przesyłane do ośrodków naziemnych w czasie prawie rzeczywistym. Istnieje również pokładowe urządzenie do zapisu obrazów na taśmie magnetycznej z możliwością przesłania ich do ośrodka naziemnego, gdy satelita znajdzie się w dogodnym położeniu. Całkowity cykl pracy aparatury obrazującej i przesyłającej obrazy wynosi 25 sekund, po czym aparatura może powtórnie odbierać obrazy. Przy wysokości orbity 920 km każdy obraz pokrywa obszar 185 - 185 km, a zdolność rozdzielcza w punkcie podsatelitarnym wynosi około 90 m.

Aparatura telewizyjna wykorzystująca dysektory. Kamerę telewizyjną wykorzystującą dysektor zastosowano na satelicie "Nimbus-3". Posiada

ona półprzezroczystą fotokatodę i analizę krokową, umożliwiającą ciągłe otrzymywanie obrazu. Aparatura pracuje w paśmie 0,48 - 0,65 μm, charakteryzuje się dużą wyrazistością obrazu, dokładnością przekazywania półtonów oraz długotrwałością pracy. Obiektyw ma ogniskową o długości 5,7 mm; kąt przeglądania terenu wynosi 108^0.

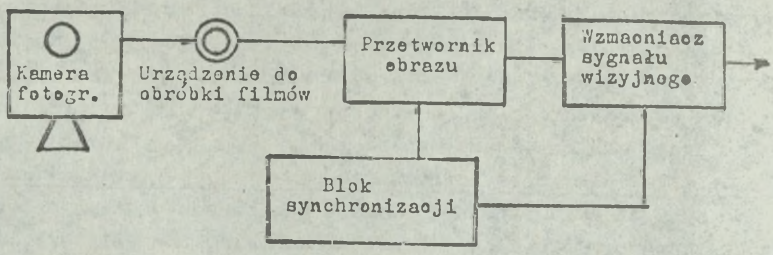
Aparatura telewizyjna wykorzystująca analizę optyczno-mechaniczną. Do urządzeń optyczno mechanicznych należy kamera zastosowana na satelicie geostacjonarnym ATS-1 /Application Technology Satellite/. Liniowe wybieranie obrazu następuje poprzez obrót satelity wokół własnej osi podłużnej, zorientowanej w płaszczyźnie orbity. Obrót odbywa się z prędkością kątową wynoszącą 100 obrotów/min. Wybieranie kadrowe osi osiąga się poprzez wolny obrót układu teleskopowego kamery w czasie formowania kadru /2 000 linii/ wynoszącym 20 minut. Zdolność rozdzielcza w punkcie podsatelitarnym wynosi 3,6 km.

Na kolejnym satelicie tej serii ATS-3 ustawiono kamerę telewizji barwnej SSCC /Spin Scan Cloud Camera/. Kamera posiada trzy czujniki promieniowania elektromagnetycznego /dwa fotopowielacze S-11 i jeden S-20/, za pomocą których odbiera obrazy w paśmie czerwonym, zielonym i niebieskim. Prędkość wybierania również wynosi 100 linii/min. a obraz o 2400 liniach powstaje w czasie 24 minut.

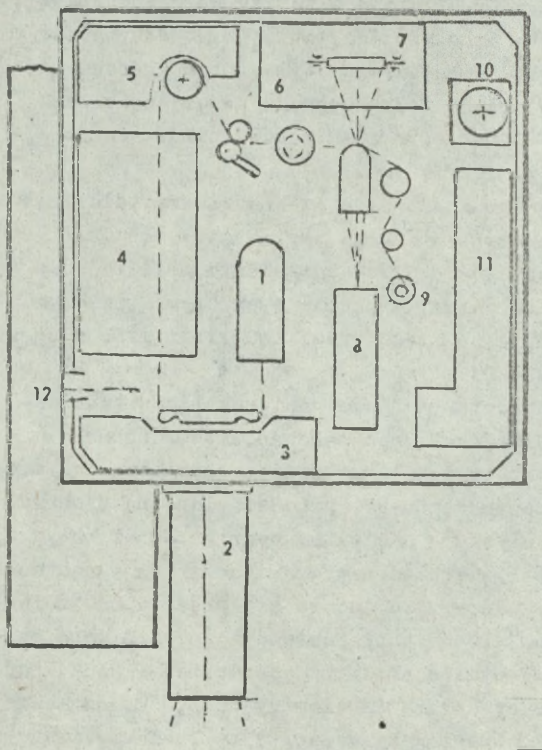
Wybieranie optyczno-mechaniczne znajduje zastosowanie w radzieckich próbnikach kosmicznych, służących do obrazowania powierzchni księżyca, Marsa i Wenus. Schemat takiego urządzenia, zamontowanego między innymi na próbniku księżycowym "Łuna-9", przedstawiono na rysunku 25.6. Zmianę linii wybierania uzyskuje się tutaj poprzez obrót krzywki, która umożliwia wahanie pionowe zwierciadła w granicach kąta wynoszącego 29^0. Natomiast wybieranie poprzeczne osiąga się przez obrót zwierciadła wokół swej osi o kąt 360^0. Oba ruchy postępują od silnika o stabilizowanej prędkości obrotu. W wyniku analizy poprzecznej i podłużnej otrzymuje się obraz odpowiadający obrazowi telewizyjnemu, składającemu się z 500 x 6000 elementów. Podobne kamery telewizyjne znalazły między innymi zastosowanie w próbnikach "Łuna-13" i "Łuna-19" oraz na obu pojazdach księżycowych - "Łunochod-1" i "Łunochod-2".

25.6. Aparatura fototelewizyjna

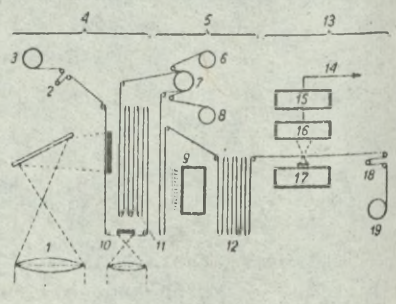
Ten rodzaj aparatury, zazwyczaj umieszczany na statkach kosmicznych, służy do fotografowania powierzchni Ziemi i innych ciał niebieskich /Księżyca, planet/ oraz przesyłania zdjęć na Ziemię. Aparatura



Rys.25.6. Schemat blokowy aparatury fototelewizyjnej.



Rys.25.7. Schemat aparatury fototelewizyjnej próbnika kosmicznego "Zond-3": 1 - zasobnik z błoną, 2 - obiektyw, 3 - migawka, 4 - blok wywołujący, 5 - suszarka, 6 - aparatura analizująca, 7 - zwierciadło, 8 - fotopowielacz, 9 - szpula nawijająca, 10 - silnik, 11 - blok zasilania, 12 - spektrograf.



Rys.25.8. Schemat aparatury fototelewizyjnej próbnika księżycowego "Lunar-Orbiter": 1 - obiektyw f = 608 mm, 2,-11, 12 i 18 - pętle błony fotograficznej, 3 - szpula podająca, 4 - kamera, 5 - urządzenie wywołujące, 6 - taśma wywołująca, 7 - walec, 8 - zwijanie taśmy, 9 - suszarka, 10 - obiektyw f = 80 mm, 13 - czytnik, 14 - wyjście do nadajnika, 15 - wzmacniacz, 16 - fotokomórka, 17 - skaner, 19 - szpula zwijająca.

fototelewizyjna składa się z kamery fotograficznej, urządzenia do pokładowej obróbki filmów, aparatury telewizyjnej przekształcającej zdjęcie w sygnały elektryczne oraz nadajnika radiowego przesyłającego te sygnały na Ziemi /rys.25. /.

Zaletą aparatury fototelewizyjnej jest możliwość otrzymywania obrazów o wysokiej jakości przy fotografowaniu ciał niebieskich i następnie przesyłanie ich na Ziemię z bardzo dużych odległości. Osiąga się to poprzez odpowiednio wolne przesyłanie sfotografowanych na filmie obrazów kanałami radiowymi o wąskim paśmie częstotliwości, co znacznie zwiększa odległość połączenia. Na przykład przesłanie jednego zdjęcia Księżyca, wykonanego przez stację radziecką "Zond-3", trwało 34 minuty, a jednego zdjęcia z powierzchni Marsa, w zależności od mocy nadajnika i szerokości pasma częstotliwości sygnałów wizyjnych, może trwać od kilkudziesięciu minut do 30 dni.

Aparaturę fototelewizyjną stosowano w wielu radzieckich sondach księżycowych. Aparatura fototelewizyjna wymienionego wyżej statku "Zond-3" /rys.25.7/ wyposażona była w obiektyw o ogniskowej 106 mm zaś obraz telewizyjny składał się z 1100 linii . Szerokość błony fotograficznej, na którą przefotografowywano obraz, wynosiła 25 mm. Aparatura radiotelemetryczna umożliwiała przesyłanie zdjęć na odległość rzędu setek milionów kilometrów.

Amerykańskie sątelity księżycowe "Lunar-Orbiter" posiadały aparaturę fototelewizyjną składającą się z kamery o dwóch obiektywach: jeden miał ogniskową 80 mm, a drugi - 608 mm /rys.25.8/. Zdjęcia z obu obiektywów wykonywano na jednej wspólnej błonie fotograficznej o szerokości 70 mm. Za pomocą pierwszego obiektywu wykonywano zdjęcia o wymiarach 55 x 65 mm i o średniej zdolności rozdzielczej. Za pomocą drugiego obiektywu otrzymywano zdjęcia o wymiarach 55 x 219 mm i o wysokiej zdolności rozdzielczej. Błona po naświetleniu podlegała pokładowej obróbce fotochemicznej metodą dyfuzyjną, następnie zdjęcia były dzielone na pasma o wymiarach 55 x 2,5 mm, obraz tych pasm zamieniano na sygnały elektryczne i przesyłano drogą radiową do ośrodka naziemnego. Z wysokości 45 km otrzymywano obrazy o zdolności rozdzielczej /w stosunku do terenu/ wynoszące 8 m w odniesieniu do zdjęć wykonanych ogniskową krótszą, a 0,6 - 0,9 m w stosunku do zdjęć wykonanych ogniskową dłuższą.

26. ZOBRAZOWANIA W PODCZERWIENI

Obszar promieniowania podczerwonego obejmuje fale elektromagnetyczne o długości od 0,74 do 1000 - 2000 μm. Obszar ten podzielono umownie na trzy pasma: podczerwień bliską /0,74 - 2,5 μm/, średnią /2,5 - 50 μm/ i daleką /50 - 2000 μm/. Wykorzystanie tej części promieniowania elektromagnetycznego /ze względu na właściwości cieplne zwanego również promieniowaniem termalnym/ jest już powszechne w wielu dziedzinach techniki, między innymi w termowizji, przy sterowaniu rakietami, w termolokacji i tym podobne. Jednym z nowszych zastosowań w technice jest wykorzystanie tego zjawiska do zobrazowania terenu z lotu ptaka. Rozszerza to zakres wykorzystania technik fotografowania powietrznego, gdyż umożliwia otrzymywanie obrazów terenu w porze nocnej, w gorszych warunkach atmosferycznych, wykonanie zaś ich w normalnych warunkach umożliwia zapis i odczytanie wielu zjawisk naziemnych i podziemnych, nie rejestrowanych dotychczas za pomocą tradycyjnych metod fotograficznych. Dla właściwego zrozumienia istoty wykonania i wykorzystania obrazów termalnych niezbędne jest przypomnienie kilku podstawowych praw fizycznych charakteryzujących promieniowania cieplne w podczerwieni.

26.1. Właściwości fizyczne promieniowania podczerwonego

Ciepło - jedna z form przekazywania energii układom termodynamicznym - można przedstawić jako energię nieuporządkowanego ruchu molekuł, z których składa się dane ciało. W zależności od temperatury ciała zmienia się prędkość i energia cząsteczek wydzielona przy ich zderzeniach. Od temperatury ciała zależy wielkość kwantu energii emitowanej przez ciało, a więc i długość fali świetlnej.

Szereg praw fizycznych określa właściwości promieniowania w podczerwieni oraz warunkuje możliwości otrzymania obrazu termalnego. Dotyczy to przede wszystkim takich praw, jak: Plancka, Wiena, Stefana-Bolzmana i Kirchhoffa. W fizyce promieniowania niezwykle istotne znaczenie ma pojęcie o ciele doskonale czarnym, a więc takim, które całkowicie pochłania padający na nie strumień promieniowania, niezależnie od składu promieniowania i temperatury ciała. Współczynnik pochłaniania ciała doskonale czarnego jest równy jedności, a jego promieniowanie jest określone tylko przez temperaturę.

Z prawa Plancka, które wyraża zależność zdolności emisyjnej promieniowania od długości fali i temperatury bezwzględnej źródła promieniowania, można określić wartość bezwzględną promieniowania dla każdej długości fali

$$M_{\lambda,T} = \frac{2\pi c^2}{\lambda^5} \frac{h}{\exp\left(\frac{h c}{k \lambda T}\right) - 1} \qquad /26.1/$$

gdzie h stała Plancka, k stała Bolzmana; c prędkość światła w próżni.

Jeśli zróżniczkować wzór Plancka względem λ i pochodną przyrównać do zera, to otrzymuje się prawo Wiena, które określa długość fali, przy której promieniowanie osiąga maksimum:

$$\lambda_{max} = \frac{2897,8}{T} \qquad /26.2/$$

gdzie T - jest temperaturą w skali Kelvina.

Prawo Stefana-Bolzmana umożliwia obliczenie całkowitej gęstości strumienia promieniowania wysyłanego przez ciało doskonale czarne o danej temperaturze T:

$$\int_0^\infty \mathcal{E}_{\lambda,T}\, d\lambda = \sigma T^4 \qquad /26.3/$$

gdzie σ jest stałą Stefana-Bolzmana.

Zależność pomiędzy zdolnością emisyjną i absorpcyjną ustala prawo Kirchhoffa, które z kolei podaje, że stosunek zdolności emisyjnej do absorpcyjnej nie zależy od rodzaju ciała, a jest jedynie funkcją długości fali i temperatury. Znajomość tych praw umożliwia właściwe zastosowanie i interpretację obrazów termalnych. Ogólny wniosek, jaki można z nich wysnuć, można wyrazić stwierdzeniem, że wszystkie ciała o temperaturze wyższej od zera bezwzględnego są źródłami promieniowania cieplnego, a wielkość dawki promieniowania, zakres częstotliwości, maksimum gęstości spektralnej oraz zdolność emisyjna i absorpcyjna zależą jedynie od temperatury bezwzględnej ciała i dlatego znajomość temperatury umożliwia określenie rodzaju, cech i szeregu właściwości badanych obiektów.

Tabela 26.1

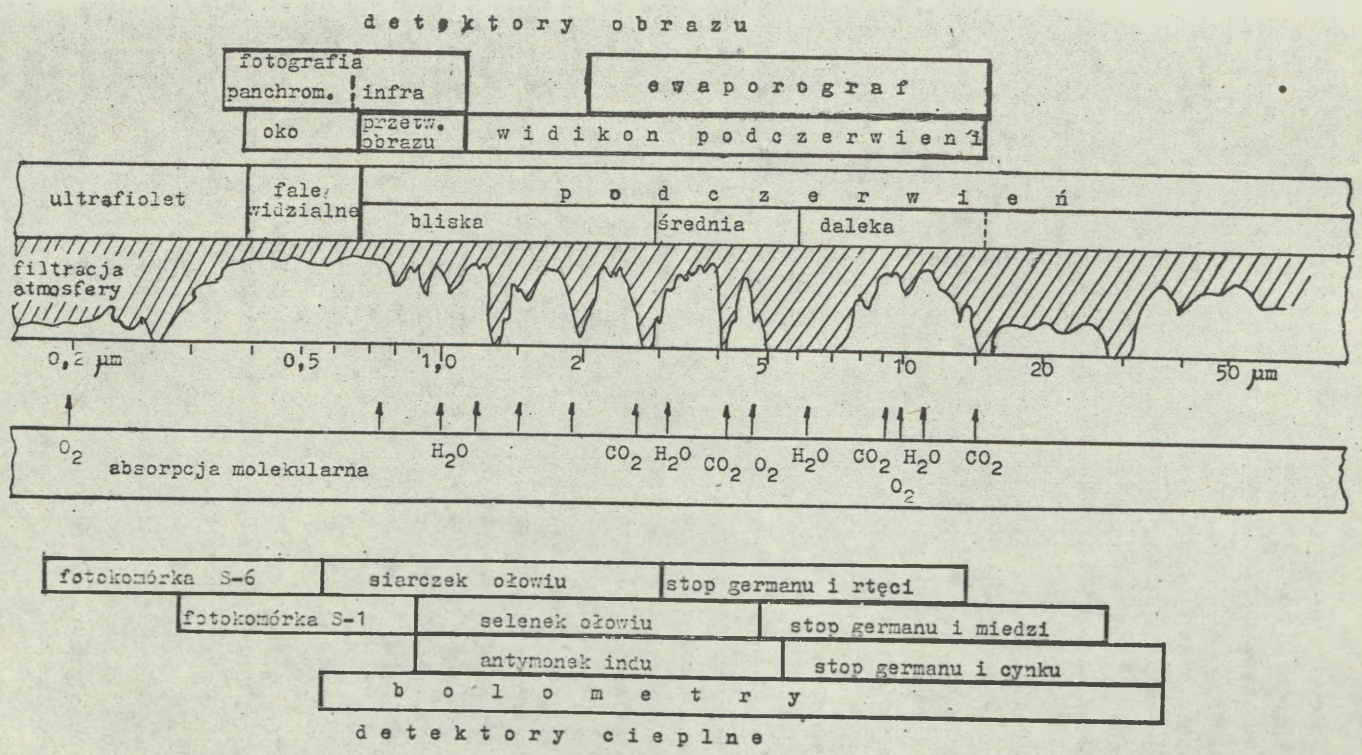
Długości fal maksimum promieniowania

°C	K	λ_{max} µm	°C	K	λ_{max} µm
- 10	263	11,00	40	313	9,25
- 5	268	10,81	50	323	8,97
0	273	10,61	100	373	7,76
5	278	10,42	200	473	6,12
10	283	10,23	500	773	3,75
15	288	10,06	1000	1273	2,28
20	293	9,88	2000	2273	1,27
25	298	9,72	4000	4273	0,68
30	303	9,56	5727	6000	0,48

Na przykład powierzchnia Ziemi oraz znajdujące się na niej przedmioty i obiekty, w warunkach naturalnych mają temperaturę rzędu 0 - 30°C, ich maksimum promieniowania przypada na fale rzędu 10 µm, a w okresie zimowym przesuwa się w kierunku fal dłuższych i dla pokrywy lodowej lub śnieżnej wyniesie około 11 µm. Temperatury wyższe na powierzchni Ziemi należą do temperatur anomalnych. Powierzchnia Słońca promieniuje w sposób zbliżony do promieniowania ciała czarnego o temperaturze 6000 K i ma swoje maksimum w paśmie fal widzialnych.

Wielkość dawki promieniowania podczerwonego zależy również od ośrodka, w którym znajduje się promieniujące ciało, w warunkach ziemskich - od atmosfery i jej składników. Atmosfera* w różnym stopniu pochłania promieniowanie podczerwone - zależy to od długości emitowanych fal. Istnieje kilka "okien" atmosferycznych, przez które przechodzi największa ilość promieniowania. Znajdują się one w następujących przedziałach widma: 0,76 - 1,5 µm; 2 - 2,5 µm; 3,2 - 4,2 µm; 4,5 - 5,2 µm; 8 - 14 µm. Dla fal dłuższych, aż do 1500 µm, atmosfera jest nieprzeźroczysta; para wodna ma w tym obszarze bardzo liczne intensywne pasma pochłaniania. Przedział od 2 do 5 µm zazwyczaj nazywa się pierwszym oknem, przedział od 8 do 14 µm - drugim oknem. Ze względu na krzywą przepuszczania, atmosferę nazwano filtrem grzebieniowatym dla promienia podczerwonego /rys.26.1/. Ze względu na to, że atmosfera /a przede wszystkim jej dolna warstwa/ ma niejednorodny skład, a szczególnie różną ilość związków ciekłych i stałych takich jak para wodna, mgły, kropelki deszczu, pyły techniczne, aerozole biologiczne i inne - osła-

* Podstawowe dane o atmosferze podano w Rozdziale 2.



Rys. 26.1. Detektory obrazu oraz detektory cieplne na tle filtracji i absorpcji atmosferycznej.

bienie promieniowania podczerwonego przez te czynniki w dużym stopniu zależy od miejscowych warunków atmosferycznych. Rozproszenie promieniowania spowodowane cząsteczkami pary wodnej mniejszymi od długości fali określa prawo Raileigha, a większymi cząsteczkami - prawo Mie, lecz opracowanie stałych charakterystyk absorpcji promieniowania podczerwonego, ze względu na ciągłe zmiany składu atmosfery, jest znacznie utrudnione.

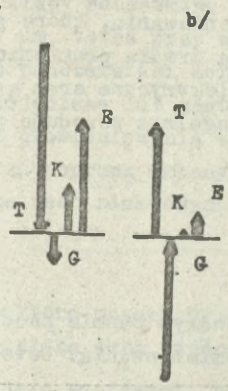
Istnieje wiele źródeł promieniowania cieplnego w podczerwieni, które ogólnie można podzielić na dwie grupy. Do pierwszej grupy należą źródła naturalne, które z kolei dzielą się na kosmiczne i naziemne. Do kosmicznych źródeł promieniowania należą: Słońce, planety i gwiazdy /promieniowanie nieba/. Grupa źródeł naziemnych łączy promieniowanie fauny, flory, powierzchni wód, gruntów oraz wszelkich obiektów wzniesionych przez człowieka.

Do istotnych czynników wpływających na obraz cieplny, utworzony przez źródła naturalne, należy skład promieniowania, gdyż detektor podczerwieni przyjmie zarówno promieniowanie własne obiektu, jak i promieniowanie zewnętrzne od obiektu odbite. W związku z tym skład promieniowania podczerwonego /a więc i obraz termalny przedmiotu/ zmienia się w różnych porach doby. Ogólnie skład promieniowania cieplnego powierzchni Ziemi można wyrazić w postaci bilansu pionowych prądów termalnych W istocie będą to trzy bilanse cieplne: atmosfery, podłoża /a więc powierzchni lądu i morza/ oraz układu Ziemia-atmosfera. Składają się na nie następujące elementy: bilans radiacyjny atmosfery i podłoża, ciepło wyzwalane przy kondensacji pary wodnej, strata ciepła na parowanie, dopływ lub strata ciepła w wyniku turbulencyjnej wymiany między atmosferą i podłożem, strumień ciepła występujący przy poziomym ruchu atmosfery, wymiana ciepła wewnątrz podłoża.

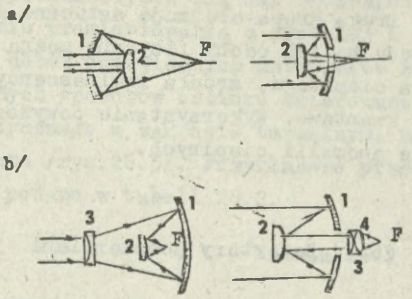
Dla uproszczenia równanie bilansu cieplnego przedstawimy w następującej postaci:

$$T + G + K + E = 0 \qquad /26.4/$$

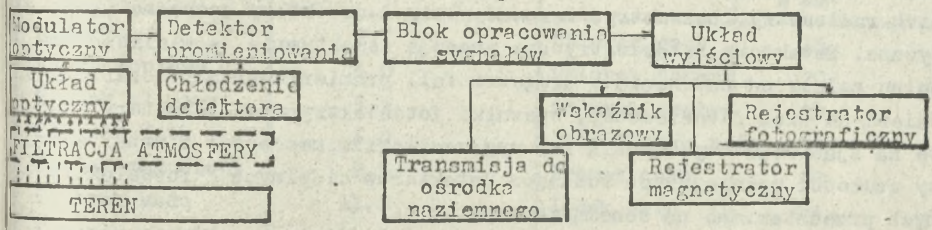
gdzie T jest sumą wszystkich strumieni termicznych, G wyraża prądy cieplne powierzchni Ziemi /absorbowane lub emitowane przez powierzchnię Ziemi/, K - prądy konwekcyjne, E parowanie. Na rysunku 26.2 przedstawiono bilans cieplny powierzchni Ziemi podczas bezchmurnego letniego dnia i nocy. Duża dawka promieniowania odbitego w czasie dnia będzie zniekształcała obraz cieplny, dlatego zdjęcia wykonane w nocy będą w sposób bardziej prawdziwy oddawały charakterystykę cieplną obiektów, niż zdjęcia dzienne.



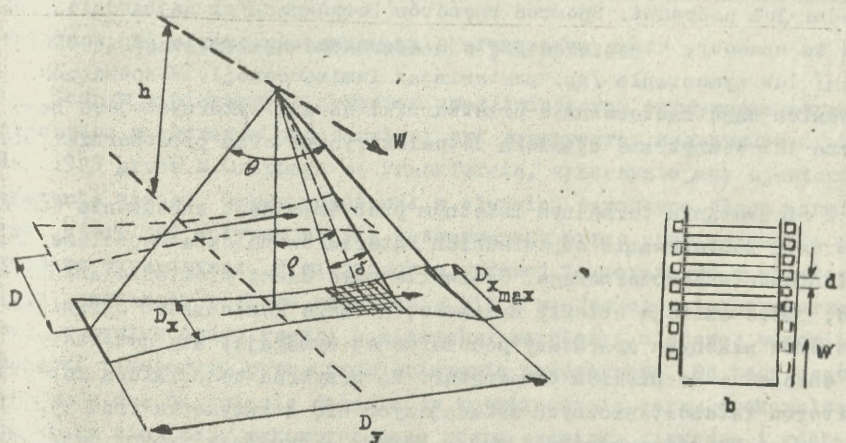
Rys.26.2. Bilans cieplny powierzchni Ziemi: a/ w czasie letniego dnia; b/ w czasie letniej nocy. Skala rysunku prawego jest dziesięciokrotnie większa od lewego.



Rys.26.3. Układy optyczne stosowane do odbioru promieniowania w podczerwieni: a/ zwierciadłowe; b/ zwierciadłowo-soczewkowe. 1 - zwierciadła wklęsłe, 2 - zwierciadła wypukłe, 3 - soczewki rozpraszające, 4 - soczewki skupiające, F - ogniska układów.



Rys.26.4. Schemat blokowy układu podczerwonego.



Rys.26.6. Geometria wybierania liniowego. Oznaczenia: W - prędkość samolotu, w - prędkość przewijania filmu, h - wysokość lotu, θ - kąt wybierania, δ - elementarne pole obrazu, D_x i D_y - odstęp wybierania w terenie, d - odstęp wybierania na filmie, D_x i D_y - długość i szerokość linii w terenie, b - szerokość filmu, ρ - bieżący kąt wybierania.

Druga grupa obejmuje sztuczne źródła promieniowania, które ze względu na ich cechy fizyczne można podzielić na źródła promieniowania cieplnego, źródła luminescencyjne, łuki elektryczne oraz generatory kwantowe. Wykorzystanie powyższych źródeł ogólnie powoduje powstawanie anomalii cieplnych.

26.2. Detektory podczerwieni

Do odbioru promieniowania postępującego w całym paśmie podczerwieni wykorzystuje się różnorodne detektory promieniowania. Detektory te ogólnie można podzielić na cieplne i fotonowe. Detektory cieplne reagują na zmiany temperatury analizowanych obiektów emitujących promieniowanie podczerwone. Są one z natury nieselektywne, to znaczy rejestrują energię pochłanianą niezależnie od długości fali. Należą do nich radiometry, bolometry, termoelementy i detektory optyczno-akustyczne. Detektory fotoelektryczne pracują selektywnie, a wielkość impulsu zależy od natężenia i długości fali promieniowania podczerwonego. Należą do nich fotoelementy, oporniki fotoelektryczne, detektory oparte na zjawiskach wymuszania lub wygaszania liminescencji i inne. Zakresy czułości ważniejszych rodzajów detektorów cieplnych i fotoelektrycznych przedstawiono na schemacie /rys.26.1/.

Zwizualizowanie obrazu podczerwonego może nastąpić w sposób bezpośredni lub pośredni. Spośród sposobów bezpośrednich najbardziej znane są te sposoby, które wykorzystują zjawiska wygaszania /np.fosforografia/ lub wymuszanie /np. noktowizja/ luminescencji. W sposobach pośrednich mają zastosowanie przetworniki obrazu wykorzystujące zewnętrzne lub wewnętrzne zjawiska fotoelektryczne oraz przetworniki cieplne.

W obrazowaniu termalnym istotnym problemem jest chłodzenie detektorów oraz zastosowanie odpowiednich materiałów na okna wejściowe dla promieniowania podczerwonego. Niezwykle małe dawki promieniowania cieplnego, jakie emitują obiekty naziemne, a także konieczność ograniczenia szumów własnych aparatury podczerwonej wymagają, aby detektory były chłodzone do niskich temperatur. Na przykład temperatura robocza detektorów fotowoltanicznych składających się z antymonku indu wynosi 77 K, a detektorów wykorzystujących german aktywowany innymi metalami 50 K. Do chłodzenia wykorzystuje się ciekłe gazy; na przykład ciekły azot umożliwia otrzymanie temperatury 77 K, a ciekły hel 4,2 K.

Układy soczewkowe mogą być nieprzeźroczyste dla fal dłuższych od 2,7 μm, toteż przy wykorzystywaniu promieniowania z średniej i dalekiej podczerwieni konieczny jest dobór odpowiednich materiałów na okna wejściowe lub zastosowanie innych sposobów odbioru skierowanej wiązki promieniowania elektromagnetycznego w zakresie termalnym, na przykład poprzez układy zwierciadlane /rys.26.3/. Przykładowo przepuszczalność niektórych materiałów podano w tabeli 26.2.

Tabela 26.2

Niektóre materiały optyczne stosowane w obszarze podczerwieni na okna wejściowe

Rodzaj materiału	Długofalowa granica przepuszczalności w μm	Nazwa	Długofalowa granica przepuszczalności w μm
Szkło	2,7	Chlorek sodu	15
Kwarc topiony	4,0	Chlorek potasu	20
Tlenek glinowy	5,5	Chlorek srebra	29
Fluorek litu	6,0	Jodo-bromek talu	38
Tlenek magnezowy	9,5	Bromek cezu	40
Fluorek sodu	11,0	Jodek cezu	54
Fluorek ołowiu	11,0		

26.3. Aparatura do obrazowania w podczerwieni

Jednym z pierwszych urządzeń umożliwiających otrzymanie obrazu optycznego w obszarze podczerwieni był ewaporograf skonstruowany w roku 1929 przez M.Czernego we Frankfurcie, wykorzystujący zjawisko wyparowania cieczy. Obraz powstawał w cienkiej warstewce oleju parafinowego, który pod wpływem ciepła wytwarzanego przez promieniowanie podczerwone wyparowywał. W miejscach o wyższej temperaturze w warstewce oleju powstawały większe wgłębienia niż w miejscach o temperaturze niższej, w wyniku czego rzeźba powierzchni warstewki olejowej odpowiadała obrazowi niesionemu przez promieniowanie podczerwone. Od tego czasu obserwuje się na świecie dążenie do konstruowania coraz doskonalszej aparatury cieplnej, wykorzystujące różne zjawiska fizyczne i różne zasady pracy. Z ciekawszych osiągnięć można tu wymienić: kamerę fotograficzną pracującą przy niskim poziomie oświetlenia skonstruowaną w latach trzydziestych we Francji, podobną kamerę /lecz z ulepszoną foto-

katodą/ skonstruowaną w USA, szereg przetworników ze wzmacniaczami obrazu skonstruowanych po roku 1950 w Anglii i USA, termalną kamerę lotniczą opracowaną w Holandii w 1960 oraz dane urządzenia.

Ogólnie pod względem właściwości konstrukcyjnych aparaturę na podczerwień można podzielić na trzy grupy. Jest to:

- aparatura fotograficzna pracująca w świetle odbitym;
- aparatura termowizyjna;
- aparatura z liniowym wybieraniem obrazu /skanery podczerwieni/.

Zasady wykonywania zdjęć lotniczych oraz możliwości wykorzystania tradycyjnych kamer fotograficznych w bliskiej podczerwieni już omówione w pierwszej części podręcznika. Dalej rozpatruje się bardziej szczegółowo tylko aparaturę należącą do dwóch pozostałych grup. Schemat blokowy takiej aparatury przedstawiono na rysunku 26.4.

Ze względu na zasady otrzymywania obrazu termalnego, aparaturę na podczerwień można również podzielić na trzy grupy;

1. Urządzenia z jednoczesnym otrzymywaniem obrazu i jednoczesnym jego zapisem. Typowym przedstawicielem tej grupy jest ewaporograf oraz kamery fotograficzne pracujące w podczerwieni bliskiej.

2. Urządzenia z jednoczesnym otrzymywaniem obrazu i niejednoczesnym jego zapisem; rejestracja następuje kolejno punkt po punkcie, linia po linii. Przedstawicielami tego typu urządzeń jest aparatura termowizyjna pracująca w podczerwieni oraz inne urządzenia z wieloelementowymi /mozaikowymi/ detektorami podczerwieni.

3. Urządzenia z niejednoczesnym otrzymywaniem obrazu i niejednoczesnym jego zapisem. Typowymi przedstawicielami tej grupy są skanery podczerwieni - aparatura, która obecnie znajduje najszersze zastosowanie.

Pod względem realizacji pozyskiwania informacji o obiektach w obszarze podczerwieni można wyróżnić dwa następujące sposoby:

1/ sposób integralny, gdy porównuje się wartości temperatury radiacyjnej obiektów lub ich kontrastów cieplnych,

2/ sposób spektralny, gdy w celu odczytania obiektów bada się ich widma w pasmach 1,8 - 5,3 oraz 8 - 14 μm.

W badaniach przedmiotów charakteryzujących się anomaliami temperaturowymi, lepsze wyniki osiąga się w paśmie 3 - 5 μm, dla innych obiektów, szczególnie gdy przedmiotem badań są niewielkie zmiany temperatury, należy wykorzystywać pasmo 8 - 13 μm. Dlatego w praktyce istnieją tendencje do stosowania aparatury wielokanałowej, rejestrującej równocześnie promieniowanie w wielu strefach rozmieszczonych w granicach obu okien przeźroczystości atmosfery. W związku z tym rozróżnia się

aparaturę jednokanałową oraz wielokanałową.

26.4. Aparatura termowizyjna.

Do grupy tej można zaliczyć kilka klas urządzeń pracujących bez analizy obrazu lub z analizą elektroniczną. Są to termografy starszych typów, aparatura telewizyjna pracująca przy niskim poziomie oświetlenia oraz w podczerwieni. Jako przykład aparatury tego typu można podać jedno z urządzeń szwedzkich firmy AGA.

AGA Termovision System 680 składa się z kamery, wskaźnika obrazowego i przystawki fotograficznej. Kamera odbiera promieniowanie podczerwone od przedmiotów i tła, zamienia na impulsy elektryczne i przesyła do jednostki obrazującej. Kąt pola widzenia obiektywu, który wynosi 10^0 x 10^0, może być zwiększony /przez wymianę soczewek/ do 25^0 x 25^0 lub 40^0 x 40^0. Rozdzielczość kątowa jest rzędu 1,3 miliradiana; obiektyw jest zogniskowany na odległość od 0,95 m do nieskończoności. Detektorem promieniowania jest antymonek indu /InSb/ o czułości spektralnej 2 - 5,6 μm, chłodzony ciekłym azotem.

Jednostka obrazująca posiada ekran o wymiarach 90x90 mm i 210 liniach przypadających na kadr. Przystawkę fotograficzną, która służy do przefotografowania obrazu z monitora, można wykorzystywać z aparatami fotograficznymi różnych typów: małoobrazkowymi, o formacie 6 x 6 cm oraz systemu Polaroid.

Aparatura termowizyjna AGA może być wykorzystywana do zobrazowania temperatur w przedziale od - 30^0C do + 2000^0C. Umożliwia ona otrzymywanie termogramów normalnych oraz termogramów z jedną lub dwiema izotermami lub z wyrugowaną skalą półtonów. Nowe rozwiązania umożliwiają otrzymywanie obrazów barwnych w umownej skali barw. System termowizyjny firmy AGA może mieć zastosowanie w fotografii lotniczej, w medycynie i w innych dziedzinach.

26.5. Skanery podczerwieni

Najszersze zastosowanie w wielu dziedzinach życia /w tym w kartografii oraz rozpoznaniu wojskowym/ znalazły skanery podczerwieni - aparatura cieplna pracująca na zasadzie liniowego wybierania obrazu w kierunku poprzecznym do kierunku lotu /angielski skrót nazwy IRLS - Infra Red Line Scane/. Aparatura tego typu składa się z trzech głównych części: głowicy optycznej, bloku wzmacniającego i przetwarzają-

cego impulsy oraz układu rejestrującego. Zasadę działania aparatury z liniowym wybieraniem obrazu przedstawiono na rysunku 26.5.

W głowicy optycznej znajduje się układ optyczno-mechaniczny przeszukujący teren poprzecznie do kierunku lotu. Zazwyczaj jest to zwierciadło lub pryzmat obrotowy. W trakcie jednego obrotu zbiera się informacje z wąskiego pasma terenu ułożonego poprzecznie do kierunku lotu, natomiast przejście do odbioru z następnego pasemka jest spowodowane ruchem postępowym samolotu. Dla zachowania ciągłości obrazu niezbędna jest więc synchronizacja prędkości obrotu zwierciadła z ruchem postępowym samolotu. W głowicy znajduje się również detektor promieniowania, urządzenie chłodzące detektor do określonej temperatury, ochronne okienko wejściowe, filtry optyczne, nadajnik synchronizacji oraz wzorcowe źródła promieniowania, zazwyczaj ciała czarne o regulowanej temperaturze, służące do porównywania nieznanej mocy promieniowania obiektu ze znaną mocą źródła wzorcowego, ponadto ochronne okienko wejściowe, filtry optyczne, nadajniki synchronizacji i inne.

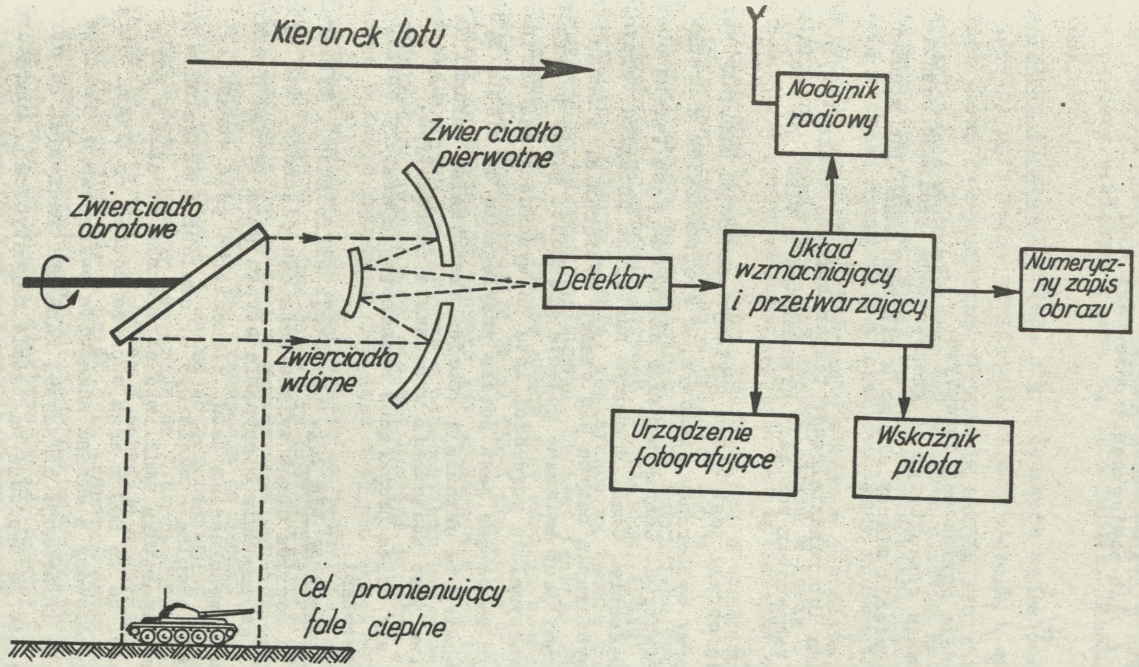
W bloku wzmacniającym i przetwarzającym następuje wzmocnienie otrzymanych impulsów, ich filtracja i wydzielenie na tle szumów własnych i zakłóceń, a także ich przetworzenie do poziomu wymaganego przez urządzenie rejestrujące.

Układ rejestrujący przyjmuje impulsy przetworzone i zapisuje je w wymagany sposób. Może to być zapis fotograficzny na materiale światłoczułym, zapis na taśmie magnetycznej w formie analogowej lub w innym wybranym kodzie, jak również zobrazowanie termalne na ekranie monitora w realnej skali czasu. Elementy układu rejestrującego, podobnie jak głowicy optycznej, mogą być połączone ze sobą w sposób sztywny /mechanicznie/, albo w sposób luźny /za pomocą przewodów/. Drugi sposób połączenia jest korzystniejszy przy przesyłaniu informacji obrazowej z pokładu do ośrodka naziemnego, gdzie może nastąpić jego ostateczna rejestracja i opracowanie.

Skanery podczerwieni charakteryzują następujące podstawowe parametry: czułość spektralna, elementarne pole obrazu, czułość cieplna, kąt wybierania obrazu, czas wybierania oraz prędkość pracy urządzenia. Elementy geometrii wybierania liniowego przedstawiono na rysunku 26.6.

Czułość spektralna określa obszar widma elektromagnetycznego, w granicach którego detektor aparatury reaguje na promieniowanie przedmiotów i tła. Zależy ona od detektora oraz spektralnych współczynników przepuszczania układu optycznego i filtrów.

Elementarne pole obrazu jest kątem bryłowym z wierzchołkiem w środku otworu czynnego obiektywu, w granicach którego jest odbierane promie-



Rys,26.5. Zasada działania aparatury termalnej z liniowym wybieraniem obrazu stosowanej w rozpoznaniu lotniczym. Wyniki orazowania termalnego są podawane do wskaźnika obrazowego znajdującego się w kabinie pilota, zapisywane fotograficznie, rejestrowane numerycznie oraz mogą być przesyłane drogą radiową do ośrodka naziemnego.

niowanie od obiektu w danym momencie czasu /bez wybierania liniowego/. Często zamiast kąta bryłowego przyjmuje się kąt płaski, określony średnią przysłony d lub powierzchnią detektora /S/.
Wówczas:

$$\delta = d / f$$

$$\delta = S / f^2$$

gdzie f jest długością ogniskowej obiektywu.
Kąt ten w przybliżeniu charakteryzuje geometryczną zdolność rozdzielczą skanera podczerwieni; mierzy się go w miliradianach lub minutach kątowych.

Czułość cieplna lub rozdzielczość temperaturowa, charakteryzuje minimalną różnicę temperatur pomiędzy przedmiotem i tłem, na którą reaguje urządzenie.

Kąt wybierania obrazu jest kątem bryłowym zawartym pomiędzy skrajnymi promieniami przy wybieraniu liniowym, z wierzchołkiem w środku czynnego otworu obiektywu. Charakteryzuje szerokość pasa terenu obejmowanego przez urządzenie. Czas, w którym następuje przegląd terenu w granicach kąta wybierania nazywa się czasem wybierania. Z dwoma ostatnimi parametrami jest związane pojęcie prędkości pracy przyrządu: jest to stosunek maksymalnej prędkości lotu do wysokości nad terenem v_p / h_f, przy którym zachowane jest ścisłe przyleganie do siebie wybieranych linii. Parametry te określają również ekstremalne warunki lotu, przy których możliwe jest stosowanie urządzenia danego typu.

Niżej podaje się kilka przykładów skanerowej aparatury obrazowej pracującej w podczerwieni.

Aparatura IR Linescane typ 201, produkcji angielskiej. Wybieranie obrazu następuje tu poprzez obrót zwierciadła dwusciennego. Kąt wybierania wynosi 120^0, co zapewnia otrzymanie obrazu pasa terenu o szerokości równej sześciu wysokościom lotu. Elementarne pole obrazu 1,5 miliradiana, czułość cieplna - około $0,5^0C$, czułość spektralna w przedziale 7,5 - 14 μm. Aparatura umożliwia otrzymanie obrazów w porze dziennej z wysokości do 15 000 m oraz w porze nocnej do 6000m. Obraz może być przefotografowany z ekranu wskaźnika pokładowego. Możliwe jest również przesyłanie informacji obrazowej kanałami radiowymi do ośrodka naziemnego, gdzie się ją zapisuje na taśmie magnetycznej. Aparaturę produkuje się w wersji cywilnej oraz na użytek wojska.

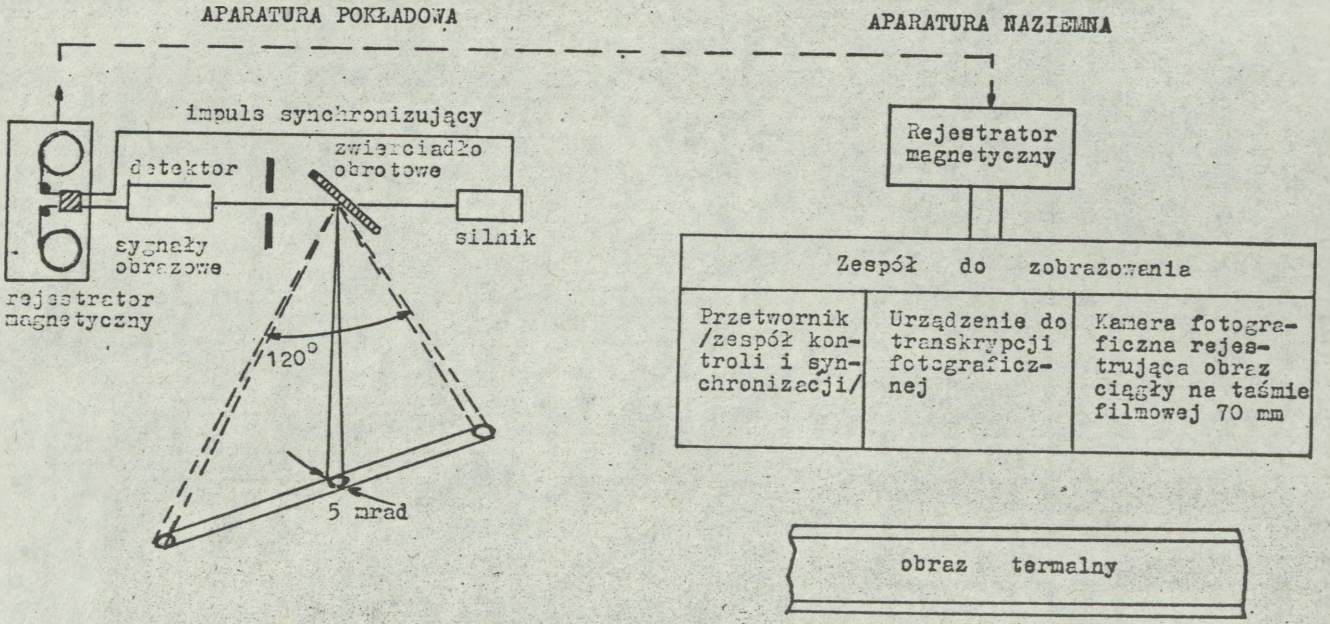
W Stanach Zjednoczonych produkuje się wiele typów skanerów. Do bardziej znanych należą urządzenia typu AN/AAS-18, AN/AAS-21, AN/AAS-24 oraz AN/AAS-30.

Lotnictwo wojskowe używa również aparaturę typu AN/AAD-2 i 5. Ponadto istnieją inne urządzenia wykorzystywane w USA i innych krajach /np. RD - 702, RD - 14/. Zakresy podczerwieni posiadają również niektóre skanery wielospektralne /np. M^2S Bendix, Deadalus 1250 i 1260 oraz inne/.

Aparatura AN/AAS-18 składa się z czterech podzespołów: źródła prądu, głowicy optycznej, urządzenia rejestrującego i mechanizmu przewijającego błonę fotograficzną. Odbiornik składa się z dwóch detektorów promieniowania podczerwonego chłodzonych ciekłym helem; jeden służy do detekcji na małych, drugi na dużych wysokościach. Aparatura jest wyposażona w układ kompensujący niektóre błędy radiometryczne i geometryczne obrazu; umożliwia otrzymanie obrazu w jednolitej skali na całej powierzchni. Aparatura jest stabilizowana w locie i współpracuje z bezwładnościowym systemem nawigacyjnym. Kąt wybierania obrazu wynosi 120^0, czułość spektralna 3-5 µm, lub 8-13 µm; z wysokości 150 m umożliwia zobrazowanie pasa terenu o długości 400 m.

We Francji znane są urządzenia firmy Matra typu Cyclope i Super-Cyclope. Cechuje je wysoka zdolność rozdzielcza. Wyniki detekcji mogą być rejestrowane fotograficznie, zapisywane na taśmie magnetycznej lub przesyłane do ośrodka naziemnego. Schemat takiego skanera przedstawiono na rysunku 26.7. W Polsce znany jest również szwedzki skaner podczerwieni AGA Thermografile Model THP-1 pracujący w paśmie 2,0-5,5µm.

Związek Radziecki od szeregu lat produkuje kilka typów własnych urządzeń skanerowych pracujących w podczerwieni termalnej. Na rysunku 26.8 przedstawiono uproszczony schemat blokowy skanera o nazwie "Wulkan", pracującego w dwóch kanałach: 3-5 oraz 8-13 µm. Układ wybierający 1 składa się z dwóch wielościanów umocowanych na jednej osi skręconych względem siebie o pewien kąt. Dwa detektory promieniowania /zazwyczaj InSb i HgCdTe/ przyjmują dwa potoki w wymienionych przedziałach, przekształcają je w impulsy elektryczne, przesyłają do wzmacniaczy wstępnych 2 oraz poprzez przełącznik 4 na wejście wzmacniacza obrazu 5. Po wyjściu ze wzmacniacza impulsy docierają do fotorejestratora 6 i kineskopu kontrolnego 10. Generator impulsów 7 powoduje odchylanie podłużne promieni. Film 9 przesuwa się z prędkością proporcjonalną do w_p / h_f. Ponadto na rysunku przedstawiono: nadajnik synchronizacji 8, cewkę odchylającą pionowo 13 silnik elektryczny 14, generator prądu 15 i układ chłodzenia detektora 16. Kąt wybierania obrazu wynosi 80^0; elementarne pole obrazu 10-12 minut, czułość cieplna w paśmie 3-5 µm - $0,5\text{-}1^0C$, w paśmie 8-13 µm $0,25 - 0,5^0C$; maksymalna prędkość pracy - 0,3 linii s.



Rys.26.7. Schemat otrzymywania obrazów termalnych za pomocą francuskiej aparatury rozpoznawczej typu "Cyclope" oraz obróbki informacji w ośrodku naziemnym.

Przed detektorami promieniowania można umieszczać filtry optyczne.

Skaner "Wulkan" pracuje równocześnie w dwóch kanałach, inne z omówionych wyżej urządzeń wyżej urządzeń tylko w jednym kanale. W ostatnich latach pojawia się wiele urządzeń pracujących równocześnie w kilku i więcej kanałach. Są nawet urządzenia rejestrujące promieniowanie w 24 i 28 kanałach.

Właściwości geometryczne.

Obrazy otrzymywane w podczerwieni termalnej za pomocą skanerów z liniowym wybieraniem obrazu, mają nieco inne właściwości geometryczne niż zdjęcia tradycyjne. Obraz jest składową jakby dwóch rzutów geometrycznych: pierwszego, który powstaje w wyniku ruchu obrotowego promienia rzutującego oraz drugiego, który powstaje w wyniku ruchu postępowego środka rzutów. W sumie jest to rzut z linii na płaszczyznę śruby, zaś promień rzutujący jest cały czas prostopadły do tej linii. Ponadto obraz termalny jest obarczony wieloma zniekształceniami i błędami, wynikającymi z pracy poszczególnych mechanizmów aparatury i zachowania się statku powietrznego podczas lotu. Ogólnie można wydzielić trzy następujące rodzaje błędów:

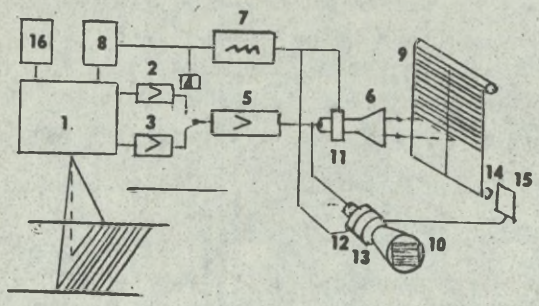
1. Błędy geometryczne spowodowane odchyleniami osi obrotu układu optycznego, wybierającego obraz cieplny, w stosunku do osi elementarnego pola obrazu; wynikają one z nieprawidłowego ustawienia osi układu optycznego, z błędów przy ustawieniu kamery na pokładzie statku powietrznego oraz błędów wskaźnika, na którym powstaje obraz.

2. Błędy geometryczne spowodowane odchyleniami w synchronizacji prędkości lotu z prędkością przewijania błony fotograficznej, następnie błędy spowodowane zmianami wysokości fotografowania oraz nieprostopadłością kierunku wybierania obrazu i kierunku przewijania filmu.

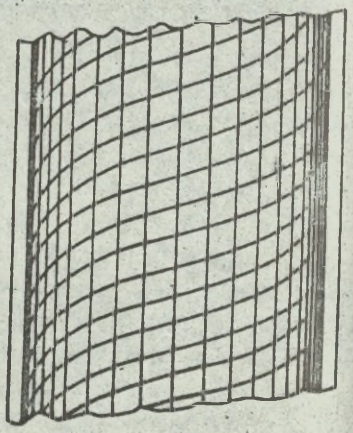
3. Błędy geometryczne spowodowane wybieraniem obrazu; są to błędy systematyczne.

W sumie obraz cieplny jest obarczony "dystorsją fotogrametryczną", wynikającą z wpływu wyżej wymienionych błędów i zniekształceń, a wpływ tego zjawiska na właściwości geometryczne obrazu cieplnego ilustrują zniekształcenia siatki kwadratów naniesionej na zdjęcie. Przykład obrazu takich zniekształceń przedstawiono na rysunku 26.9.

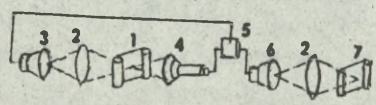
Ze względu na odmienną od geometrii zdjęć tradycyjnych geometrię zdjęć cieplnych oraz na wyżej podane błędy i zniekształcenia zdjęć cieplnych, ich opracowanie jest utrudnione, gdyż przeważająca część obecnie istniejących przyrządów fotogrametrycznych nie nadaje się do tego celu.



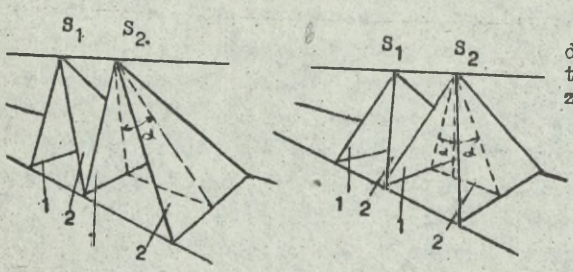
Rys.26.8. Schemat skanera dwukanałowego "Wulkan".



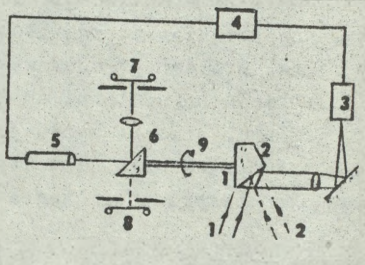
Rys.26.9. Obraz siatki kwadratów wykreślonej na zdjęciu termalnym wykonanym aparaturą z liniowym wybieraniem obrazu



Rys.26.10. Schemat elektrooptycznego przetwarzania zdjęć termalnych: 1 - film pierwotny, 2 - obiektywy, 3 - lampa elektronowa, 4 - fotopowielacz, 5 - podzespół kontrolny, 6 - kineskop, 7 - film przetworzony.



Rys.26.11. Zasada stereoskopowego obrazowania termalnego: 1 i 2 są płaszczyznami wybierania obrazu; a/ płaszczyzny 1 są prostopadłe do terenu, płaszczyzny 2 są nachylone; b/ płaszczyzny 1 i 2 są nachylone do terenu.



Rys.26.12. Schemat stereoskopowej aparatury termalnej: 1 i 2 - płaszczyzny zwierciadlane pryzmatu obrotowego, 3 - detektor, 4 - wzmacniacz, 5 - źródło światła, 6 - układ optyczny rzutujący obraz na błonę filmową, 7 - błona rejestrująca obraz od zwierciadła 1, 8 -błona rejestrująca obraz 2, 9 - oś.

Jedynie niektóre z nowoczesnych automatów fotogrametrycznych są do tego przystosowane. Ponadto jest możliwość adaptacji niektórych innych przyrządów fotogrametrycznych. Aktualnie do jednoobrazowego opracowania zdjęć cieplnych wykorzystuje się następujące metody fotogrametryczne: opracowanie numeryczne, przetwarzanie mechanicznooptyczne oraz przetwarzanie elektrooptyczne. Jeśli zakres prac wymaga określenia współrzędnych na podstawie zdjęć cieplnych, to można do tego celu wykorzystać wzory, łączące współrzędne tłowe z współrzędnymi terenowymi.

Geometria zdjęcia cieplnego otrzymanego w skanerze metodą wybierania liniowego jest podobna do geometrii zdjęcia panoramicznego wzdłuż jego osi y-y. Wówczas dla jednej linii można napisać

$$x_p = 0, \qquad y_p = f_k \omega \qquad /26.6/$$

gdzie x_p i y_p są współrzędnymi panoramicznymi, ω - bieżącym kątem panoramowania. Powyższe zależności są prawdziwe przy zerowej prędkości statku powietrznego, dlatego w realnych warunkach, podobnie jak dla zdjęć panoramicznych, oprócz dystorsji panoramicznej należy uwzględnić dystorsję wybierania liniowego spowodowaną ruchem postępowym statku powietrznego podczas fotografowania. Wówczas charakter zniekształceń obrazu cieplnego /rys.26.9/ będzie podobny do zniekształceń obrazu panoramicznego /patrz: rys.22.14 , krzywa 1/. Oprócz wymienionych dwóch rodzajów dystorsji, na geometrię obrazu cieplnego wpływa jeszcze szereg innych błędów i zniekształceń, takich jak: dokładność synchronizacji prędkości statku powietrznego w stosunku do prędkości przewijania błony fotograficznej rejestrującej obraz cieplny, dokładność utrzymania stałej wysokości lotu w czasie fotografowania, nachylenia podłużne i poprzeczne płaszczyzny wybierania /t_x i t_y/ oraz zróżnicowanie rzeźby terenu. Uwzględniając powyższe, zależność pomiędzy współrzędnymi tłowymi i terenowymi można wyrazić w postaci następującej:

$$X = \frac{W}{w} f_k \frac{x}{h_f - \Delta H} + f_k \operatorname{tg} t_y \qquad /26.7/$$

$$Y = f_k / y_s \cos t_x + f_k \sin t_x /$$

lub $$Y = /f_k \cos t_x - y_s \sin t_x / \cos t_y$$

gdzie X i Y są współrzędnymi terenowymi, x i y współrzędnymi tłowymi, W i w prędkością samolotu i prędkością przewijania błony fotograficznej, ΔH wysokością względną obiektu oraz

$$y_s = f_k \operatorname{tg} \frac{y}{f_k} \qquad /26.8/$$

Wielkość f_k jest ekwiwalentną wartością ogniskowej wyrażonej w postaci stosunku szerokości obrazu cieplnego do kąta panoramowania.

Zależności matematyczne można również wykorzystywać do pełnego numerycznego przetwarzania zdjęć cieplnych - z tym, że wówczas równocześnie z informacją o położeniu obiektu należy otrzymać dane o gęstości optycznej obrazu tego obiektu. Obrazy przetworzone elektronicznie zazwyczaj odtwarza się na kopiarkach elektronicznych,

Przetwarzanie mechaniczno-optyczne polega na takim przefotografowaniu obrazu cieplnego, aby błędy i zniekształcenia geometryczne były kompensowane podczas naświetlania przez odpowiednie ruchy negatywu, obiektywu rzutującego obraz i ekranu z materiałem światłoczułym. W wyniku powyższych ruchów na ekranie otrzymuje się fotoplan /ortofotoplan/. Tego rodzaju przetwarzanie wymaga zbudowania odpowiedniej aparatury fotogrametrycznej. Spośród obecnie używanych przyrządów najprościej przystosować można do tego celu ortoprojektory. W każdym wypadku przyrządy muszą być dostosowane do typu kamery, gdyż w niektórych typach kamer przewidziano kompensację pewnych błędów i dystorsji już na etapie otrzymywania obrazu pierwotnego w czasie lotu, a w innych na przykład na etapie przetwarzania i przesyłania obrazów drogą radiową ze statku powietrznego do ośrodka naziemnego czy w czasie zobrazowania w ośrodku naziemnym.

Przetwarzanie elektrooptyczne polega na zamianie obrazu fotograficznego w impulsy elektryczne i następnie na nieliniowym odchylaniu tych impulsów w taki sposób, aby na wyjściu powstał obraz prawidłowy, pozbawiony zniekształceń, który po przefotografowaniu z ekranu urządzenia ma pełne właściwości pomiarowe /np. jak fotoplan lub fotomapa/. Z uwagi na to, że realizacja procesu przetwarzania elektrooptycznego jest dość skomplikowana, łatwiejsza jest zamiana nieliniowego odchylania wiązki promieni przez odpowiednie ruchy mechaniczne obiektywu i materiału fotograficznego. Zasadę przetwarzania elektrooptycznego przedstawiono na rysunku 26.10.

Najnowsze wzory aparatury cieplnej, jak wyżej wspominaliśmy, umożliwiają kompensację niektórych zniekształceń już podczas procesu fotografowania powietrznego. Osiąga się to przez stabilizację siłową kamery cieplnej w czasie lotu, kompensację mechaniczno-optyczną /m.in. zastosowanie pryzmatów Dovego i klinów optycznych/ lub elektroniczną /w momencie gdy obraz cieplny tworzy się na ekranie kineskopu/.

W wyniku opracowania zdjęć cieplnych za pomocą, którejkolwiek z wyżej podanych metod fotogrametrycznych można otrzymać mapy sytuacyjne bez rzeźby terenu, w postaci kreskowej lub półtonowej /ortofotoplanu/. Do pełnego opracowania zdjęć cieplnych metodami stereofotogrametrycznymi potrzebne są zdjęcia cieplne tworzące stereogramy. Zdjęcia takie można wykonać poprzez umieszczenie na samolocie dwóch kamer cieplnych, których płaszczyzny wybierania będą w stosunku do siebie nachylone - podobnie jak przy fotografowaniu konwergentnym /rys.26.11/ lub poprzez umieszczenie kamery cieplnej umożliwiającej fotografowanie stereoskopowe. Sposób pierwszy jest łatwiejszy w realizacji, natomiast ideę drugiego sposobu podał D. Lorenz. W aparaturze jego konstrukcji przewiduje się na wejściu ustawienie pryzmatu, mającego dwie płaszczyzny zwierciadlane - ułożone tak, że w wyniku obrotu rzutują obrazy dwóch różnych pasm. W każdym momencie obraz będzie fotografowany dwukrotnie /raz pionowo i drugi raz do przodu pod kątem α, lub raz do przodu pod kątem $+\alpha$ i drugi raz do tyłu pod kątem $-\alpha$/; po sfotografowaniu całej trasy otrzyma się więc dwie rolki filmu, które będą umożliwiały utworzenie obrazów stereoskopowych, jak przy fotografowaniu pionowo-zbieżnym. Zasadą działania takiej aparatury pokazano na rysunku 26.12.

Opracowanie stereofotogrametryczne zdjęć cieplnych jest możliwe na przyrządach, skonstruowanych lub dostosowanych do tego celu lub na współczesnych automatach fotogrametrycznych. Wykorzystanie fotografii cieplnej do opracowań topograficznych zwiększa możliwości techniczne fotogrametrii jako dyscypliny technicznej zajmującej się pomiarami obiektów na podstawie ich obrazów.

27. SKANERY WIELOSPEKTRALNE

Skanerowe zbieranie informacji znajduje zastosowanie nie tylko w paśmie podczerwieni termalnej. Obecnie istnieje już wiele urządzeń, które są wykorzystywane do wykonania zobrazowań w paśmie fal widzialnych i w bezpośrednio przyległym do niego paśmie ultrafioletu oraz podczerwieni bliskiej /fotograficznej/. Detektory pracujące w wymienionym zakresie na ogół nie wymagają chłodzenia do temperatur ujemnych. Zasady powstawania obrazu, jego właściwości geometryczne oraz sposób rejestracji są podobne jak w przypadku uprzednio opisanych skanerów podczerwieni.

Do otrzymywania obrazów stosuje się przeważnie wybieranie optyczno-mechaniczne. Urządzenie do takiego wybieranie składa się ze skanera głównego, zespołu elektronicznego i urządzeń wyjściowych. Skaner główny posiada zwierciadło obrotowe, które jest wprowadzane w ruch silnikiem o regulowanej i elektronicznie kontrolowanej liczbie obrotów. Zwierciadło wybiera obraz, następnie przez układ optyczny oraz siatkę dyfrakcyjną /lub pryzmat/ przesyła go do detektorów uczulonych na poszczególne kamery. W skanerze głównym znajdują się jeszcze filtry, źródła odniesienia przeznaczone do kalibracji oraz wzmacniacz wstępny.

Sygnał w ciągłej formie analogowej postępuje z kolei do zespołu elektronicznego, gdzie podlega przetworzeniu. Zespół ten składa się z procesora obrazu /który doprowadza sygnał do wymaganej formy/, wzmacniacza sygnału wyjściowego, zasilacza, pulpitu kontrolno-sterującego i urządzenia żyroskopowego.

W skład urządzenia wyjściowego wchodzi jednostka obrazowa, urządzenie rejestrujące dane w formie analogowej lub cyfrowej, przetwornik analogowo-cyfrowy, pamięć i urządzenie kodujące.

W Polsce do bardziej znanych należy radziecki skaner wielospektralny C-500 M. Rejestruje on obrazy w ośmiu zakresach widma, w tym w sześciu w paśmie fal widzialnych i dwóch w podczerwieni bliskiej. Rejestracja następuje na taśmie magnetycznej w postaci analogowej. Oprócz obrazów rejestrowane są niektóre parametry lotu /wysokość, prędkość, kurs/, nachylenie samolotu w stosunku do trzech osi oraz dane kalibracji radiometrycznej. Podstawowe dane techniczne tego skanera oraz niektórych innych podaje się w tabeli 27.1.

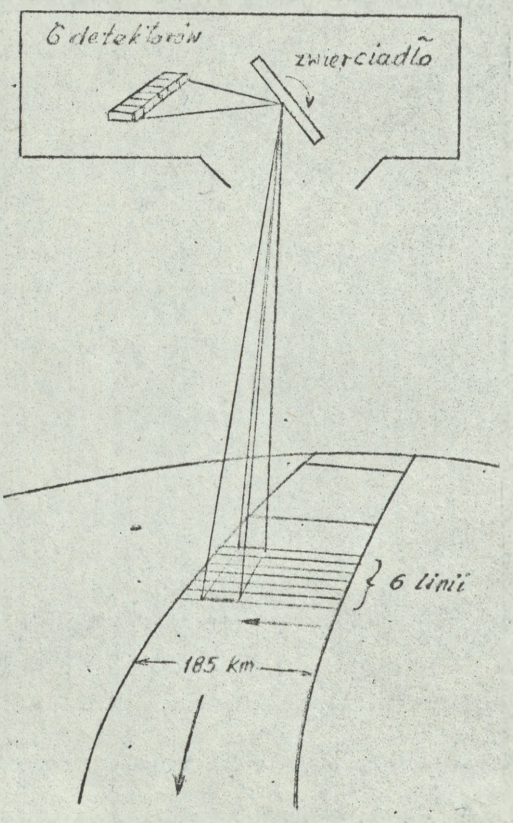
Tabela 27.1

Dane techniczne niektórych skanerów wielospektralnych

Nazwa charakterystyki	Typ skanera		
	C-500 M	M^2S Bendix	DS 1250 Deadalus
Pole widzenia	28^0	100^0	77^020
V/h rad/s		0,25 - 0,025	0,2
Liczba linii/s	8	100	80
Elementarne pole widzenia mrad	1,3 x 2,6	2,5	2,5
f_k		400 mm	152 mm
Metoda rejestracji	Analogowa, taśma magnetyczna	Cyfrowa HDD /o zagęszczonym zapisie/	Analogowa, taśma magnetyczna
Liczba źródeł kalibracji	1	3	3
Zakresy kanałów µm	0,80 - 0,97	0,38 - 0,44	0,30 - 0,42
	0,62 - 0,71	0,44 - 0,49	0,42 - 0,45
	0,57 - 0,63	0,49 - 0,54	0,45 - 0,50
	0,49 - 0,55	0,54 - 0,58	0,50 - 0,55
	0,53 - 0,57	0,588-0,62	0,55 - 0,60
	0,68 - 0,73	0,62 - 0,66	0,60 - 0,65
	0,73 - 0,80	0,66 - 0,70	0,65 - 0,69
	0,90 - 1,06	0,70 - 0,74	0,70 - 0,79
		0,76 - 0,86	0,80 - 0,89
		0,97 - 1,05	0,92 - 1,10
		8 - 12	3 - 14

Analizowanie obrazów skanerowych otrzymywanych za pomocą aparatury C-500 M można przeprowadzać w urządzeniu Phatomation P-1700 Optronics. Można uzyskać histogramy gęstości optycznej na dalekopisie dla obrazów w poszczególnych kanałach w przedziale od 0 do 255 stopni szarości lub obraz w zawężonym przedziale gęstości optycznej.

Skanery wielospektralne znajdują również szerokie zastosowanie do obrazowania powierzchni ziemi ze sztucznych satelitów, jak również do obrazowania innych ciał niebieskich. Typowym przykładem tego rodzaju skanera jest aparatura MSS /Multi Spektral Scaner/, wykorzystywana na satelitach do badania środowiska ziemskiego "Landsat".



Rys.27.1. Schemat liniowego wybierania obrazu za pomocą skanera wielospektralnego MSS. Na rysunku przedstawiono zasadę obrazowania dla jednego spośród czterech pasm.

Aparatura MSS /rys. 27.1/ analizuje teren i daje obrazy w czterech następujących pasmach widma elektromagnetycznego:

pasmo 4 - od 0,5 do 0,6 μm,
pasmo 5 - od 0,6 do 0,7 μm,
pasmo 6 - od 0,7 do 0,8 μm,
pasmo 7 - od 0,8 do 1,1 μm,

/w pasmach 1 - 3 pracuje aparatura telewizyjna RBV/.
Promieniowanie odbierają fotopowielacze /pasma 4 + 6/ i fotodiody krzemowe /pasmo 7/. Wybieranie liniowe terenu odbywa się przez obrót zwierciadła, które rzutuje promieniowanie równocześnie na sześć elementów detektora w każdym z czterech podanych pasm. Uwzględniając wysokość orbity /około 920 km od powierzchni Ziemi/ i wymiary detektorów można obliczyć, że zdolność rozdzielcza w punkcie podsatelitarnym będzie wynosiła 79 m.

Na pokładzie satelity "Landsat" znajduje się również aparatura magnetyczna rejestrująca obrazy otrzymywane ze skanera MSS, nadajniki służące do przesyłania informacji z satelity do ośrodków naziemnych oraz układ zasilania.

Satelita "Landsat" może przesłać obraz natychmiast po jego zarejestrowaniu przez pokładowe urządzenia satelity /czas przesyłania jednego obrazu wynosi 3,5 s/, jeśli znajduje się w zasięgu bezpośredniej widoczności ośrodka naziemnego. W innych przypadkach obraz, po zarejestrowaniu na taśmie magnetycznej jest przesyłany przy sprzyjających okolicznościach do jednego z ośrodków naziemnych.

28. ZOBRAZOWANIA RADIOTERMOLOKACYJNE

Od szeregu lat zwraca uwagę możliwość wykorzystania długofalowej części promieniowania elektromagnetycznego do zdalnego pozyskiwania informacji o powierzchni Ziemi, w tym do otrzymywania informacji obrazowej. Wiele właściwości tej części promieniowania, a między innymi zdolność przenikania przez atmosferę niezależnie od jej stanu przezroczystości optycznej, pozwalało sądzić, że dzięki rozszerzeniu aparatu badawczego można będzie uzyskać wiele nowych informacji, nieosiągalnych za pomocą dotychczas stosowanych technik. Specjalne miejsce zajmują tutaj mikrofale, które znajdują się pomiędzy długofalowym promieniowaniem podczerwonym a krótkimi falami radiowymi. Wykorzystanie zakresu mikrofal w systemie pasywnym łączy w sobie zalety zobrazowań w

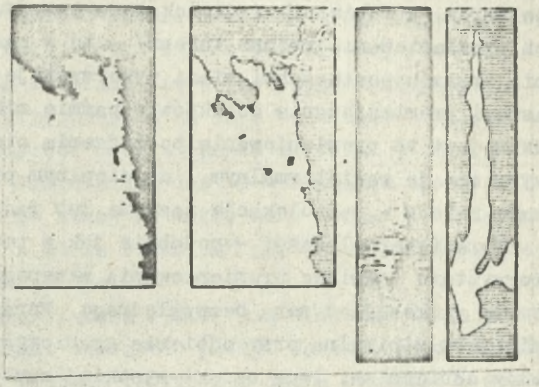
podczerwieni termalnej z obrazami radiolokacyjnymi, gdyż wykorzystuje się promieniowanie własne obiektów, jak to ma miejsce w podczerwieni cieplnej, lecz w paśmie mikrofal, które dotychczas znajdowały zastosowanie w radiolokacji. Mikrofale orientacyjnie obejmują zakres od 30 cm do 1 mm. W systemie pasywnym wykorzystuje się fale o długości od 30 cm do 3 mm. Zalety tego przedziału wynikają zarówno z właściwości promieniowania elektromagnetycznego, jak również z dużego zróżnicowania emisji przedmiotów w tym przedziale. Ponadto fale krótsze od 2 mm są silnie pochłaniane przez atmosferę.

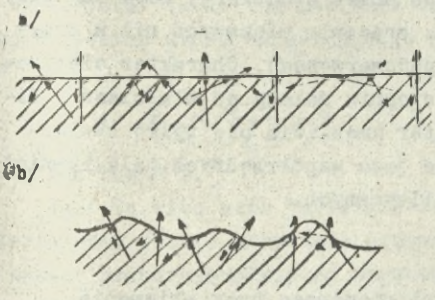
Pierwsze udane próby otrzymania radiotermolokacyjnych obrazów powierzchni Ziemi przeprowadzono w USA na początku lat 50-tych naszego wieku. Wykorzystano do tego celu aparaturę skonstruowaną z wykorzystaniem stacji radiolokacyjnych pracujących w pasmach 3,2, 1,25 i 0,8 cm. Do wybierania obrazu zastosowano analizę liniową w kierunku poprzecznym do trasy przelotu. W pierwszych radiotermolokatorach obraz zapisywano za pomocą samopisu, którego pióro przesuwało się po ciemnej płytce, pokrytej woskiem. Po otrzymaniu impulsu od terenu, sygnał o odpowiednim natężeniu był przekazywany do pióra, które rozgrzewało się proporcjonalnie do płynącego prądu, topiło warstewkę woskową - odkrywając ciemną powierzchnię płytki. Pierwsze obrazy, które otrzymano w gęstej mgle z wysokości 1600 m, charakteryzowały się niską jakością, lecz mimo wszystko na zdjęciach można było odróżnić ląd od wody /trasa lotu przebiegała wzdłuż linii wybrzeża/, a także okręty na morzu i w porcie /rys.28.1/. Następnie prace w tej dziedzinie, kontynuowane pod patronatem wojska, zostały utajnione i dopiero w roku 1961 opublikowano pierwsze informacje o urządzeniu radiotermolokacyjnym AN/AAR-24, w którym wyposażono lotnictwo amerykańskie. Według publikowanych informacji, aparatura ta umożliwiała obserwację przedmiotów o wymiarach rzędu 10 m z wysokości 300 m, natomiast duże obiekty naturalne lub sztuczne można było obserwować nawet z wysokości kilku kilometrów.

28.1. Istota detekcji cieplnego promieniowania radiowego

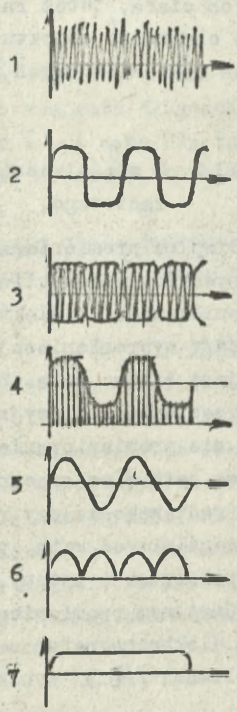
Radiotermolokacja jest bardzo zbliżona do radiolokacji i to nie tylko ze względu na wykorzystywane pasmo promieniowania radiowego, lecz również ze względu na podobieństwo urządzeń odbierających fale elektromagnetyczne /anteny, odbiorniki/, które są takie same jak w przypadku radiolokacji na falach milimetrowych i centymetrowych. Jedyna i równocześnie zasadnicza różnica polega na istocie odbieranego przez urządze-

Rys.28.1. Pierwsze obrazy radiotermolokacyjne i porównanie ich z mapą drobnoskalową.





Rys.28.2. Schemat odbić wewnętrznych w promienniku termicznym: a/ od płaskiej powierzchni promiennika, b/ od falistej powierzchni promiennika.



Rys.28.3. Wydzielanie sygnału w radiotermolokatorze: 1 - sygnał przyjęty przez antenę 2 - krzywa modulująca, 3 - sygnał zmodulowany, 4 - sygnał i szumy na wyjściu detektora, 5 - sygnał po wzmocnieniu rezonansowym, 6 - sygnał po drugim mieszaczu, 7 - sygnał użyteczny na wyjściu filtru niskiej częstotliwości.

nie radiotermolokacyjne promieniowania: o ile w przypadku zwykłej radiolokacji nadajnik wysyła wiązkę fal radiowych, którą opromieniowuje teren, a odbiornik radiolokatora przyjmuje fale odbite od terenu /lub promieniowanie wtórne terenu/ - to w radiotermolokacji do otrzymania obrazów powierzchni ziemi wykorzystuje się jej promieniowanie własne i promieniowanie obiektów w paśmie mikrofal. W większości przypadków jest to promieniowanie pochodzenia cieplnego, dlatego często nazywa się je radiotermalnym, lub cieplnym promieniowaniem radiowym, a samą metodę - radiolokacją pasywną lub radiotermolokacyjną.

W radiotermolokacji - podobnie jak w podczerwieni termalnej - wykorzystano zjawisko promieniowania własnego wszystkich ciał w temperaturze większej od zera bezwzględnego. Wprawdzie ilość tego promieniowania jest minimalna,przy odbiorze granicznyczęsto z poziomem własnych szumów odbiornika, lecz dzięki wysokiej czułości współczesnej aparatury oraz małemu pochłanianiu fal radiowych przez atmosferę, może ono być odbierane z bardzo dużych odległości, znacznie większych niż w przypadku promieniowania świetlnego lub podczerwonego. Charakter cieplnego promieniowania radiowego w dużym stopniu zależy od właściwości fizycznych ciała, toteż radiotermolokator umożliwia nie tylko stwierdzenie obecności obiektu i określenie jego współrzędnych, ale również badanie jego niektórych właściwości fizycznych.

28.2. O właściwościach fizycznych cieplnego promieniowania radiowego.

Cieplne promieniowanie radiowe jest spowodowane prądami szumowymi ultrawysokich częstotliwości. Jego intensywność zależy od przewodności i przenikliwości dielektrycznej ciała promieniującego. Na przykład izolatory wypromieniowują bardzo małą ilość energii, gdyż ich przewodność jest bardzo mała. Większą przewodność posiadają natomiast pokrycia przeciwradiolokacyjne, które prawie całkowicie pochłaniają padające na nie promieniowanie ultrakrótkie. Ich cieplne promieniowanie radiowe jest więc znacznie większe. Intensywność cieplnego promieniowania radiowego zależy również od odbić zachodzących we wnętrzu ciała, a szczególnie od kąta, pod którym następuje wypromieniowanie /rys.28.2/ i od polaryzacji anteny.

Cieplnym promieniowaniem radiowym rządzą te same prawa promieniowania elektromagnetycznego, które podano w rozdziale 26. Z prawa Stefana-Bolzmana /26.3/ wynika, że sumaryczna gęstość spektralna w całym

paśmie promieniowania elektromagnetycznego zależy od temperatury ciała promieniującego. Ogólna moc promieniowania może przybierać duże wartości, lecz na promieniowanie w paśmie mikrofal przypadają zaledwie setne lub tysięczne części całej mocy. Wzrost temperatury powoduje, że przyrost mocy promieniowania rozkłada się w poszczególnych pasmach widma nieregularnie. Część przypadająca na fale widzialne i podczerwone rośnie szybciej niż przyrost mocy w paśmie mikrofal i fal radiowych. Jednak promieniowanie mikrofalowe jest w minimalnym stopniu tłumione przez atmosferę, dlatego mimo tak małej mocy można go odbierać z bardzo dużych odległości, o wiele większych niż w przypadku promieniowania świetlnego i podczerwonego.

Przy wykorzystaniu prawa Plancka /26.1/ dla mikrofal można posłużyć się pewnymi uproszczeniami. Wykładnik potęgi funkcji eksponentalnej jest dla mikrofal mały. Wówczas tę funkcję można rozłożyć w szereg i wykorzystać tylko dwa pierwsze człony. Otrzymuje się wówczas następującą postać wzoru określającego gęstość spektralną promieniowania $/R_o/$:

$$R_{o\lambda} = \frac{2\pi}{\lambda^2} k T \qquad /28.1/$$

przy $h c \ll k \lambda T$.

Jest to więc wzór Rayleigha-Jeansa. Wynika z niego, że moc promieniowania rośnie odwrotnie proporcjonalnie do kwadratu długości fali λ i wprost proporcjonalnie do wzrostu temperatury T. A więc dla radiotermolokacji wygodniej będzie wykorzystywać fale krótsze, milimetrowe niż fale dłuższe, centymetrowe i decymetrowe.

Przez R_o oznaczyliśmy gęstość promieniowania ciała doskonale czarnego. Dla przedmiotów rzeczywistych przyjmuje się, że gęstość ta R będzie się równała:

$$R = \alpha R_{o\lambda} \qquad /28.2/$$

gdzie α - jest współczynnikiem pochłaniania przez ciało rzeczywiste na danej częstotliwości. Jeśli powyższe uwzględnić we wzorze /28.1/, to okazuje się, że gęstość spektralna promieniowania obiektów rzeczywistych będzie zależała od dwóch charakterystyk: współczynnika pochłaniania α i temperatury absolutnej T. Stosowanie obu współczynników do określania jednej wielkości jest jednak niewygodne, toteż wprowadzono jeden współczynnik, będący ich iloczynem, który nazwano temperaturą radiokontrastową /lub kontrastem temperaturowym/ danego promiennika:

$$T_k = \alpha T$$

Temperaturę radiokontrastową można więc przyrównać do temperatury absolutnej idealnego promiennika, wytwarzającego taką samą temperaturę jak dany realny promiennik. Temperatura T_k w pewnym stopniu zależy również od długości fali, która - jak wiadomo - wpływa na wielkość współczynnika pochłaniania.

Przedmioty, które silnie odbijają promieniowanie, mają bardzo małe promieniowanie własne, dlatego T_k obiektów metalowych nie przekracza 10 - 20°K. Dość znaczne odbicie od tych przedmiotów odpowiada sumie promieniowania własnego i odbitego od otoczenia /powierzchni ziemi, chmur itp./. W celu określenia sumarycznego promieniowania obiektu wprowadza się pojęcie temperatury pozornej T_p, która składa się z temperatury radiokontrastowej danego przedmiotu oraz promieniowania otoczenia, padającego na ten przedmiot T_n:

$$T_p = \alpha T + \rho T_n \qquad /28.4/$$

gdzie ρ - współczynnik odbicia dla danego ciała.
Wówczas sumaryczną gęstość spektralną promieniowania własnego i odbitego można przedstawić w następującej postaci:

$$R_s = \frac{2\pi}{\lambda^2} /\alpha T + \rho T_n/ = \frac{2\pi}{\lambda^2} T_p \qquad /28.5/$$

Istotny wpływ na temperaturę pozorną będzie miał kształt przedmiotu, gładkość powierzchni i szereg innych jego cech fizycznych. Jeśli powierzchnia jest gładka lub gdy nierówności powierzchni znacznie przekraczają długość fali, współczynnik promieniowania, a z nim temperatura pozorna i kontrastowa przedmiotu zależą od kierunku, pod jakim promienie dotrą do urządzenia radiotermolokacyjnego. Dlatego poprawne odczytanie rodzaju przedmiotu na podstawie obrazu radiotermolokacyjnego wymaga znajomości charakterystyki promieniowania przedmiotu oraz polaryzacji anteny urządzenia odbiorczego.

28.3. O cieplnym promieniowaniu różnych ciał

Temperatura pozorna przedmiotów rzeczywistych może się więc zmieniać w zależności od długości fali i rodzaju polaryzacji, zależy ona także od kierunku, z którego postępuje promieniowanie, od pory doby, pory roku i warunków meteorologicznych, w tym szczególnie od stanu wilgotności powierzchni obserwowanego przedmiotu. Temperatura pozorna przedmiotów metalowych zależy głównie od temperatury kontrastowej oto-

enia oświetlającego przedmiot. Niemal zupełnie nie zależy ona od mperatury fizycznej tych przedmiotów i dlatego radiotermolokator nie óżnia zimnych obiektów metalowych od gorących. Znacznie wyższą temraturę pozorną mają obiekty niemetalowe /230 - 250 K/, które - jako zolatory - mają duży współczynnik promieniowania. Drogi asfaltowe i tonowe przeważnie mają gładką powierzchnię, wobec czego ich temperary pozorne zależą od kąta obserwacji. Dla asfaltu T_p może się wahać granicach od 100 do 300 K, a dla betonu w granicach 260 - 290 k.

W zobrazowaniach radiotermalnych duże znaczenie ma różnica tempetur pozornych obiektu i tła, na których obiekt występuje. Z uwagi to, że przy fotografowaniu lotniczym jako tło występuje powierzchnia emi lub wody, atmosfera, chmury i różnego rodzaju opady atmosferycz, dla poprawnej interpretacji lotniczych obrazów radiotermolokacyjch konieczna jest znajomość temperatury pozornej tła. W wyniku badań wierdzono, że T_p powierzchni ziemi prawie nie zależy od długości ali i rodzaju polaryzacji. Temperatury pozorne powierzchni pokrytych asem, porosłych trawą lub zajętych pod uprawy rolne, prawie nie różnią ę pomiędzy sobą, natomiast wygląd ich zależy od stanu wilgotności eby. Z tego względu obraz cieplny powierzchni ziemi zmienia się w zaności od pory doby i roku oraz od warunków atmosferycznych.

Jak wynika z zasad powstawania obrazu radiocieplnego, obiekty takich samych temperaturach fizycznych mogą mieć różne temperatury ozorne. Powstanie więc pomiędzy nimi kontrast cieplny i obiekty te ędą rozróżnialne na zdjęciu radiocieplnym. Zjawisko to można objaśnić a przykładzie powierzchni wody i ziemi o tej samej temperaturze /300 K . + 27°C/. Promieniowanie wody na falach centymetrowych składa się 45% z promieniowania własnego i w 55% z promieniowania odbitego. Promieniowanie nieba w tym paśmie ma temperaturę T_n równą 50 K, temperatura ozorna wody będzie się więc równała:

$$T_p = 300\ K \times 0{,}45 + 50\ K \times 0{,}55 = 162{,}5\ K.$$

romieniowanie powierzchni ziemi składa się w 90% z promieniowania łasnego i tylko w 10% z promieniowania odbitego. Stąd dla ziemi otrzymy:

$$T_p = 300\ K \times 0{,}90 + 50\ K \times 0{,}10 = 275\ K.$$

Różnica temperatur wynosi więc 112,5 K, co oznacza, że w podanym przykładzie aparatura radiotermalna z łatwością odróżni wodę od ziemi, pomimo ich jednakowych temperatur fizycznych.

Różnice pomiędzy pozornymi temperaturami niektórych innych obiektów są następujące: glebą suchą i mokrą 19 K, ziemią pokrytą śniegiem i ziemią suchą bez śniegu 41 K, ziemią pokrytą śniegiem i budynkiem 10 K, ziemią mokrą a dachem samochodu 12 K.

Temperatura pozorna powierzchni wody zależy od kąta obserwacji, rodzaju polaryzacji anteny i stanu powierzchni /zwiększa się wraz z falowaniem/. Jeśli np. powierzchnię wody obserwuje się pod kątem prostym, to niezależnie od rodzaju polaryzacji jej temperatura pozorna będzie stała, natomiast przy nachyleniu anteny temperatura pozorna będzie wzrastała. Temperatura pozorna lodu jest o kilkadziesiąt stopni wyższa od temperatury wody: wynika to z dużego współczynnika promieniowania lodu.

Głównym źródłem promieniowania cieplnego atmosfery ziemskiej jest para wodna i tlen. W paśmie mikrofal dość intensywnie promieniują również chmury i opady atmosferyczne. Spośród opadów największym promieniowaniem charakteryzuje się deszcz, którego promieniowanie wzrasta wraz z intensywnością opadów, przy czym wyższa temperatura występuje na falach milimetrowych niż centymetrowych.

Niebo ma największą temperaturę radiokontrastową w kierunku zbliżonym do horyzontu, a najmniejszą w zenicie. W skład promieniowania nieba wchodzi również promieniowanie kosmiczne.

Najmocniejszym źródłem promieniowania radiowego jest Słońce, którego T_k w paśmie milimetrowym wynosi 7000 - 8000 K, a w paśmie fal centymetrowych osiąga nawet temperaturę 30 000 - 60 000 K. Inne źródła promieniowania emitujące energię elektromagnetyczną z dalekiego kosmosu są tak małe, że można ich nie uwzględniać.

Przy maskowaniu obiektów metalowych przed rozpoznaniem radiolokacyjnym stosuje się pokrycia silnie pochłaniające fale radiowe. Obraz radiotermolokacyjny tych obiektów jest wyraźny, gdyż pokrycia te są również silnym źródłem promieniowania własnego. Bardzo silnym źródłem promieniowania są również gazy wylatujące z dysz silników rakietowych, których temperatura pozorna sięga 1500 - 2800 K, a więc może nawet dziesięciokrotnie przekroczyć promieniowanie otaczającego je tła ziemskiego.

Oprócz promieniowania cieplnego radiotermolokatory mogą odbierać naturalne promieniowanie elektromagnetyczne w paśmie mikrofal. Jest

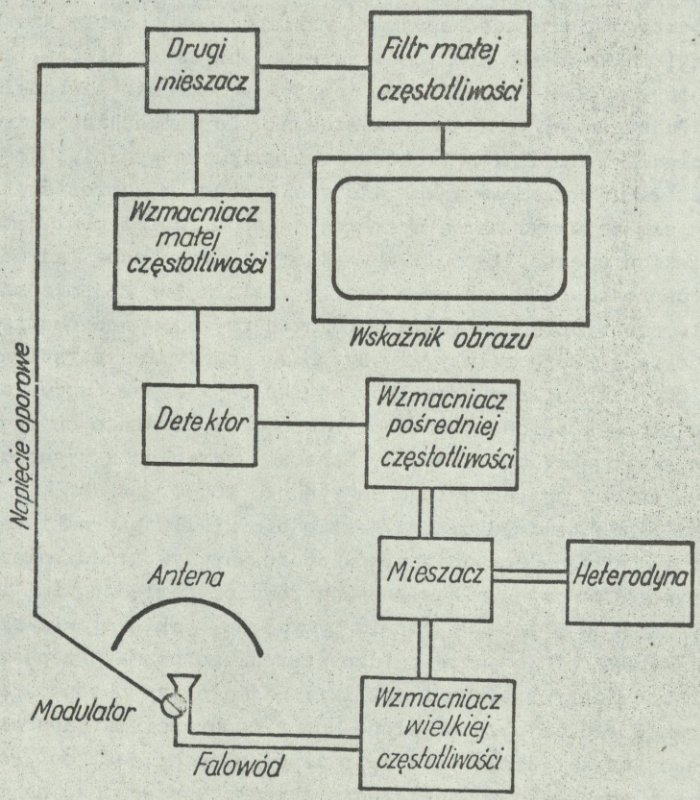
to promieniowanie betatronowe, promieniowanie powstające podczas wyładowań atmosferycznych, przy iskrze elektrycznej i inne.

28.4. Zasady tworzenia obrazu radiocieplnego

Cieplne promieniowanie radiowe jest bardzo słabe, toteż przy jego odbiorze podstawową trudność sprawia wydzielenie go na tle szumów własnych odbiornika. Samo promieniowanie ma charakter szumów, dlatego do jego odbioru wykorzystuje się radiometry - dokładne mierniki poziomu szumów. Podstawowym wymaganiem w stosunku do wszystkich radiometrów jest zapewnienie minimalnych fluktuacji sygnału na wyjściu, jest to związane ze zmianą wzmocnienia układu odbiorczego. Najprostszy radiometr składa się ze wzmacniacza wysokiej częstotliwości oraz detektora i filtra niskich częstotliwości. Charakterystyczną cechą radiometrów jest możliwość odbioru sygnałów o mocy o wiele mniejszej niż szumy własne radiometru. Opracowano wiele różnych rodzajów radiometrów, każdy z nich posiada swoje zalety i wady. Można tu wymienić radiometry bezpośredniego wzmocnienia, korelacyjne, kompensacyjne, modulacyjne, modulacyjne Dicke'a i inne. W radiotermolokacji ostatnio najczęściej stosuje się radiometry modulacyjne. Schemat wydzielenia sygnału na tle szumów własnych przedstawiono na rysunku 28.3.

Głównym elementem radiometru jest odbiornik. Odbiorniki radiometrów są bardzo podobne do odbiorników stosowanych w urządzeniach radiolokacyjnych aktywnych, ale występują również pomiędzy nimi istotne różnice, wynikające przede wszystkim z wymagań, jakie stawia się tym przyrządom. Wymaga się od nich bardzo szerokiego pasma przepuszczania na wysokich częstotliwościach i możliwie najmniejszych szumów własnych.

Na rysunku /28.4/ przedstawiono uproszczony schemat aparatury umożliwiającej otrzymywanie obrazów radiocieplnych; jest on zgodny z wyżej przedstawioną metodą wydzielenia sygnału użytecznego na tle szumów własnych aparatury. W falowodzie, doprowadzającym sygnał do wejścia odbiornika superheterodynowego, ustawiony jest dysk modulacyjny, którego jedna część jest wykonana z materiału elektroprzewodzącego, a druga z materiału dielektrycznego. Umożliwia on otrzymanie sygnału zmodulowanego w kształcie prostokąta. Sygnały te są przesyłane do wzmacniacza wysokiej częstotliwości, a następnie w mieszaczu przekształcane w napięcie pośredniej częstotliwości, które po wzmocnieniu jest podawane do detektora. Sygnał w detektorze ma kształt prostokątu, jest on filtrowany i przesyłany do wzmacniacza niskiej częstotliwości.



Rys.28.4. Schemat blokowy radiotermolokatora.

Jeśli antena nie przyjmie sygnału użytecznego, w detektorze powstanie jedynie prąd o napięciu proporcjonalnym do szumów własnych; w innym przypadku powstanie impuls zawierający i szumy, i sygnał użyteczny. Po wzmocnieniu we wzmacniaczu niskiej częstotliwości następuje zmieszanie sygnału z napięciem sinusoidalnym o częstotliwości równej częstotliwości modulatora. Po przejściu sygnału przez filtr niskiej częstotliwości tworzy się impuls prądu odpowiadający sygnałowi użytecznemu, który wykorzystuje się do utworzenia obrazu na wskaźniku urządzenia radiotermolokacyjnego.

28.5. Aparatura radiotermolokacyjna

Do urządzeń umożliwiających otrzymywanie obrazów radiocieplnych należą przede wszystkim radiotermolokatory służące do obserwacji obszarów lądowych i morskich. W 1966 r. w USA zbudowano radiotermolokator AN/AAR-33, pracujący na zasadzie wybierania liniowego terenu w paśmie fal dwucentymetrowych. Przyjmuje częstotliwości od 13,5 do 16,5 GHz, w ten sposób posiada pasmo przepuszczania na wysokich częstotliwościach wynoszące 3 GHz. Wybieranie liniowe obrazu terenu następuje poprzez obrót anteny dookoła własnej osi, nachylonej pod kątem $38,5^{\circ}$ do horyzontu. Antena składa się z trzech sekcji ustawionych do siebie pod kątami 120°; jest ona stabilizowana na platformie giroskopowej z dokładnością $0,25^{\circ}$. Szerokość diagramu ukierunkowania każdej sekcji anteny wynosi $2,2 \times 1,7^{\circ}$. Prędkość wybierania obrazu terenu można regulować w granicach od 3 do 12 linii na sekundę. Każda sekcja jest kolejno podłączona do wejścia radiometru w taki sposób, że jej diagram ukierunkowania przegląda obszar w granicach od - 55 do + 55° w stosunku do linii pionu. Jeden pełny cykl pracy będzie się więc składał z trzech części po 110°, w czasie których następuje wybieranie terenu oraz z trzech części po 10°, podczas których ma miejsce kalibracja radiometru.

W skład kompletu wchodzą dwa przyrządy samopiszące: jeden z nich rejestruje obraz cieplny, a drugi - profil temperatury pozornej wzdłuż trasy przelotu. Urządzenie zapewnia również możliwość zapisu magnetycznego sygnałów radiocieplnych. Aparatura umożliwia rejestrację różnic temperatur pozornych już rzędu 1,75 K. Miejsca ciemne na zdjęciach odpowiadają tym fragmentom terenu, które mają temperaturę wyższą od otoczenia, a miejsca jasne - obiektom "zimnym". Przy wysokości 360 m aparatura AN/AAR-33 umożliwia sfotografowanie pasa terenu o sze-

rokości 1300 m. Może ona również mierzyć absolutne wartości temperatur pozornych z dokładnością ± 5 K.

Obrazy wykonane aparaturą AN/AAR-33 charakteryzują się dużą szczegółowością - można na nich odczytać wiele elementów pokrycia terenu i szereg obiektów i przedmiotów terenowych. Wprawdzie aparatura ta jest przeznaczona głównie do kontroli obszarów wodnych, do określania stanu zlodowacenia i oceny możliwości nawigacji, lecz można ją również wykorzystać w rozpoznaniu wojskowym terenów nadmorskich oraz przy kartowaniu tematycznym.

Obrazy radiotermolokacyjne znajdują zastosowanie w wielu dziedzinach nauki, techniki i gospodarki. Między innymi służą do badania stanu zanieczyszczenia wód, kartowania geologicznego, badania stanu wilgotności gleb, badania stanu mórz i oceanów dla potrzeb nawigacji i meteorologii, kontroli pól lodowych w celu wyboru dróg wodnych, pomiaru grubości i stanu pokrywy śnieżnej, i innych celów.

Oprócz zastosowania w zwiadzie powietrznym, aparatura radiotermolokacyjna jest wykorzystywana w zwiadzie satelitarnym, prowadzonym dla celów wojskowych, meteorologicznych oraz w ramach programów badań zasobów ziemskich. Na przykład satelitę meteorologicznego "Nimbus" wyposażono innymi w aparaturę radiocieplną, która mierzy promieniowanie własne Ziemi i atmosfery w paśmie mikrofal /λ = 1,55 cm/, ze zdolnością rozdzielczą w stosunku do terenu rzędu 25 km z orbity o wysokości około 1000 km. Aparatura ta umożliwia otrzymywanie zdjęć kolorowych w 32 odcieniach barwnych. Obszary "zimne" uzyskuje się na nich w odcieniach niebieskich, a fragmenty "ciepłe" w żółtoczerwonych. Satelita "Nimbus" 6 posiada podobną aparaturę, lecz pracującą w paśmie 0,8 cm z podwójną polaryzacją anteny /poziomą i pionową/, co polepsza czytelność obrazów radiotermalnych. Prowadzi się również badania nad konstrukcją aparatury radiotermolokacyjnej do zwiadu kosmicznego pracującej w paśmie 0,3 cm.

Porównując obrazy radiotermolokacyjne z radiolokacyjnymi, jak również ze zobrazowaniami otrzymywanymi w podczerwieni termalnej, można wskazać na szereg ich wad i zalet. Podstawowym niedostatkiem jest stosunkowo niska zdolność rozdzielcza radiometrów, wyrażająca się dziesiątkami i setkami metrów przy fotografowaniu powietrznym oraz dziesiątkami kilometrów w przypadku wysokości orbitalnych. Słabe wyniki daje radiotermolokacja wówczas, gdy obiekt i tło mają jednakową lub zbliżoną temperaturę pozorną. W pozostałych przypadkach, przy występowaniu radiokontrastu, otrzymuje się względnie dobrą rozróżnialność.

Radiotermolokacja może mieć przewagę nad zobrazowaniami otrzymywanymi w podczerwieni termalnej przy rozpoznawaniu obiektów o niskich temperaturach fizycznych; podczerwień daje natomiast lepsze wyniki przy rozpoznawaniu obiektów gorących o dużej przewodności cieplnej, radiolokacja zaś - przy rozpoznawaniu celów mało promieniujących, znajdujących się na zimnym tle.

Obrazy radiotermolokacyjne można otrzymywać z dużo większym odległości, niż przy zastosowaniu aparatury radiolokacyjnej lub skanerów podczerwieni. W mniejszym stopniu ulegają one również wpływom atmosferycznym /szczególnie w porównaniu z fotografią w podczerwieni termalnej. Wprawdzie obrazy radiotermolokacyjne mają znacznie niższą zdolność rozdzielczą od zdjęć termalnych w podczerwieni czy radiolokacyjnych, lecz aparatura radiotermolokacyjna jest odporniejsza na zakłócenia i przewyższa pod tym względem obie porównywane techniki. Dużą jej zaletą jest absolutna skrytość działania /szczególnie w zastosowaniu wojskowym/, duża niezależność od pogody, pewność pracy i stosunkowo niskie koszty aparatury.

Zastosowanie obrazów radiotermolokacyjnych do celów kartometrycznych stanowi zaledwie niewielki fragment zakresu współczesnego wykorzystania tej aparatury. Znajduje ona szerokie zastosowanie do określania położenia obiektów naziemnych, nawodnych, podwodnych, powietrznych i kosmicznych; przydatna jest w nawigacji morskiej, powietrznej i kosmicznej; służy do samonaprowadzania środków rażenia /rakiet/ na cel, do badania właściwości fizycznych ciał, wykrywania źródeł ciepła niezależnie od warunków pogodowych, oraz do innych celów.

29. ZOBRAZOWANIA RADIOLOKACYJNE /RADAROWE/

29.1. Charakterystyka ogólna

Szersze zainteresowanie się problemami nazywanymi dzisiaj radarem lub radiolokacją nastąpiło w latach trzydziestych naszego wieku. Dalszy intensywny rozwój ma miejsce w okresie drugiej wojny światowej, wówczas to powstały pierwsze obrazy radarowe. Następnie można wyróżnić lata 50-te, na początku których pojawił się radar bocznego wybierania, w końcu tych lat - radar bocznego wybierania z anteną syntetyczną. Późniejszy okres to dalszy rozwój aparatury i metod otrzymywania zobrazowań radiolokacyjnych. Spośród różnorodnych funkcji wykonywanych dzisiaj przez urządzenia radiolokacyjne na uwagę zasługuje ich zastosowanie kartograficzne, a więc wykorzystanie zapisu fotograficznego obrazów radiolokacyjnych otrzymywanych w pasmach mikrofal i fal radiowych.

Upowszechnianie zobrazowań radiolokacyjnych w szerszym zakresie rozpoczęło się z chwilą wynalezienia panoramicznych urządzeń radiolokacyjnych. Stosowane początkowo fotografowanie obrazu ze wskaźnika panoramicznej stacji radarowej, z czasem przerodziło się w dość samodzielną już dzisiaj dziedzinę techniki. Aktualnie istnieje już wiele metod otrzymywania i rejestracji obrazów radiolokacyjnych. W zależności od sposobu przeglądania terenu można je podzielić na już wymieniane radary panoramiczne i z bocznym wybieraniem obrazu.

Ze względu na rodzaj fali i sposób jej emitowania można wyróżnić sześć następujących typów radarów:

1/ jednoczęstotliwościowy, spolaryzowany w jednej płaszczyźnie, zazwyczaj horyzontalnej H;

2/ wielospolaryzowany, wysyłający zazwyczaj fale spolaryzowane horyzontalnie, ale mogący przyjmować oddzielnie fale spolaryzowane pionowo V i poziomo H;

3/ polaryzacji kołowej, wysyłający i przyjmujący fale spolaryzowane kołowe;

4/ wieloczęstotliwościowy, który wysyła dwa lub więcej pakietów zmodulowanych fal, znacznie różniących się między sobą długością; umożliwia to badanie różnic głębokości przenikania fal oraz różnic w ich rozpraszaniu przy odbiciu od powierzchni różnych przedmiotów;

5/ panchromatyczny, który emituje szerokopasmowy pakiet fal w celu minimalizacji zjawiska dyfrakcji;

6/ polichromatyczny, będący połączeniem zasad radaru wieloczęsto-

tliwościowego i panchromatycznego.

W zależności od polaryzacji systemy radarowe bocznego wybierania mogą pracować w czterech następujących kombinacjach:

1/ emisja i odbiór sygnałów odbywa się w tych samych płaszczyznach poziomych HH;

2/ emisja i odbiór odbywają się w tych samych płaszczynach pionowych VV;

3/ emisja energii odbywa się w płaszczyźnie poziomej, a jej odbiór w płaszczyźnie pionowej HV;

4/ emisja energii odbywa się w płaszczyźnie pionowej, a jej odbiór w płaszczyźnie poziomej VH.

Wybór odpowiednich płaszczyzn polaryzacji zależy od tego, które z obrazowanych obiektów na zdjęciu radarowym należy uwypuklić lub zróżnicować.

W radiolokacji bocznego wybierania istnieje kilka sposobów otrzymywania obrazów terenu, które najogólniej można podzielić na dwie grupy:

1/ radiolokacja /radar/ bocznego wybierania z anteną realną;

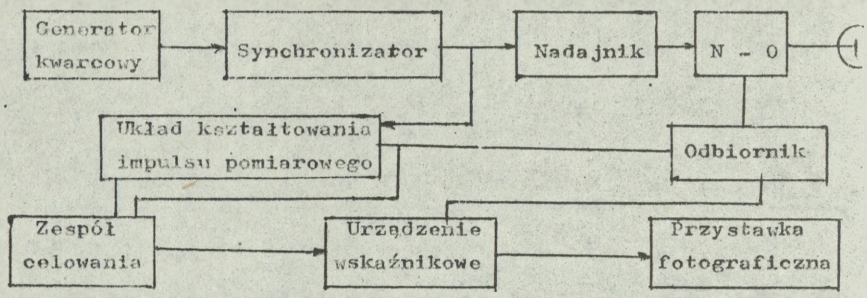
2/ radiolokacja bocznego wybierania z anteną syntetyczną /lub syntetyzowaną/.

Do pokrewnych metod radiolokacji można zaliczyć opisaną już wcześniej radiotermolokację, a także metody lokacji optycznej, wykorzystujące promienie laserowe w widzialnej lub bliskiej podczerwonej części widma.

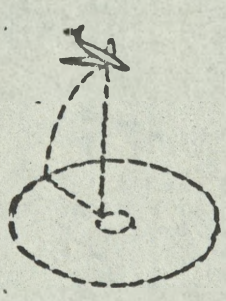
29.2. Panoramiczne zobrazowania radiolokacyjne

Samolotowa stacja panoramiczna z obserwacją okrężną składa się z następujących elementów: synchronizatora, nadajnika, odbiornika, anteny, wskaźnika oraz przystawki fotograficznej rejestrującej obrazy z ekranu wskaźnika. /rys.29.1/.

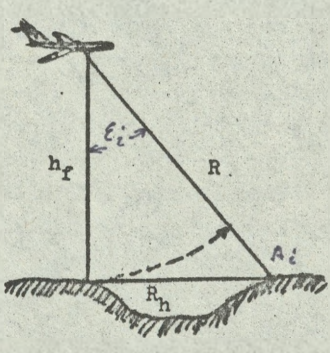
Synchronizator wytwarza uruchamiające nadajnik impulsy o określonej częstotliwości i czasie trwania oraz impulsy służące do kształtowania odległościowych znaczków kalibrujących. Impulsy pomiarowe o określonym czasie trwania są podawane do nadajnika i poprzez przełącznik antenowy N-O /nadawanie-odbiór/ są przesyłane do anteny.
Antena radiolokatora wysyła w płaszczyźnie poziomej bardzo wąską wiązkę promieni /kąt rozwarcia wiązki poniżej $0,5^{\circ}$/, w płaszczyźnie zaś pionowej wiązkę w postaci wachlarza /o kącie rozwarcia około 70°/; równocześnie antena obraca się wokół swej osi pionowej opromieniowując



Rys.29.1. Schemat funkcjonalny radiolokacyjnej stacji panoramicznej.

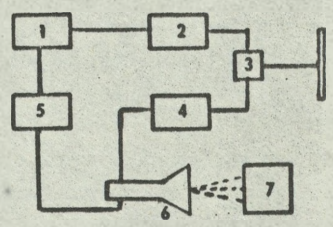


Rys.29.2. Zasada wybierania panoramicznego obrazu radiolokacyjnego.



Rys.29.3. Zasada odległościowego powstawania obrazu radiolokacyjnego. R_h - odległość horyzontalna, R - odległość nachylona, ε_i - kąt elewacji, $\Delta R = R - R_h$.

Rys.29.4. Schemat blokowy stacji radiolokacyjnej z bocznym wybieraniem obrazu: 1 - generator impulsów, 2 - nadajnik mikrofalowy, 3 - przełącznik anteny, 4 - odbiór i przetwarzanie sygnałów, 5 - generator odchylania, 6 - kineskop, 7 - przystawka fotograficzna.



teren dookólnie /rys.29.2/ wzdłuż trasy, nad którą przelatuje samolot. Po odbiciu od terenu promienie powracają do stacji, gdzie przyjmuje je urządzenie odbiorcze, którym jest odbiornik superheterodynowy o wysokiej czułości. Sygnały w odbiorniku są wzmacniane i podawane na elektrodę sterującą lampy wskaźnika, na ekranie którego powstaje czarno-biały obraz terenu. Ekran jest pokryty substancją o dużej poświacie, w związku z czym elementy terenu można obserwować równocześnie na całej jego powierzchni, skąd za pomocą wspomnianej przystawki obraz zostaje przefotografowany na błonę fotograficzną. W taki sposób otrzymuje się panoramiczny obraz radiolokacyjny.

Pod względem właściwości geometrycznych panoramiczny obraz radiolokacyjny powstaje w wyniku pomiaru odległości /echa radiolokacyjnego/, natomiast oko ludzkie przywykło do praw perspektywy i tworzy obrazy na zasadzie kątowej /rys.29.3/. Jak wynika z powyższego rysunku pierwszy sygnał, który pojawi się w odbiorniku, będzie pochodził od obiektu położonego pod samolotem. Pojawi się on z opóźnieniem wynoszącym:

$$t_o = \frac{2 h_f}{c} \qquad /29.1/$$

gdzie:

c - prędkość światła, h_f - wysokość lotu nad terenem.

Przy wzrastających wartościach kąta elewacji kolejne sygnały będą się pojawiały po czasie:

$$t_r = \frac{2 h_f}{c \cos \varepsilon_i} = \frac{2 R}{c} \qquad /29.2/$$

gdzie:

R - odległość rzeczywista /ukośna/ od stacji radiolokacyjnej do obrazowanego obiektu.

Plamka świetlna wskaźnika obrazowego rozpoczyna ruch w momencie wypromieniowania impulsu pomiarowego /sondującego/. Jej świecenie w czasie t_o będzie jednakowe /największe/, następnie będzie proporcjonalne do intensywności sygnałów odbitych od terenu, a więc będzie zależało od właściwości odbijania fal elektromagnetycznych w zakresie fal radiowych /radarowych/. Obraz panoramiczny nie będzie więc przedstawiał odległości w terenie, lecz w zależności od istniejącej rzeźby terenu będzie jedynie mniej lub więcej zbliżony do obrazu rzeczywistego. Pomiarowe wykorzystanie takich zdjęć jest więc utrudnione.

Pod względem kartograficznym zobrazowanie panoramcizne jest zbliżone do azymutalnego odwzorowania równoodległościowego, a podobieństwo będzie tym większe, im mniejsza będzie prędkość lotu i wysokość fotografowania. Panoramiczne zobrazowania radiolokacyjne są obarczone wieloma błędami geometrycznymi i radiometrycznymi, wynikającymi z błędów pracy samej aparatury radiolokacyjnej i fotograficznej, ruchu postępowego samolotu podczas opromieniowania terenu, wahań podłużnych i poprzecznych samolotu oraz od ukształtowania pionowego terenu.

Szczegółowość radiolokacyjnych obrazów panoramicznych będzie zależała od ich zdolności rozdzielczej - kątowej i odległościowej. Kątową zdolność rozdzielczą określa najmniejszy kąt pomiędzy dwoma punktami leżącymi na tej samej odległości, przy której dane punkty występują na ekranie oddzielnie. Zależy ona od anteny i jej charakterystyki promieniowania. Odległościową zdolność rozdzielczą określa odstęp pomiędzy dwoma punktami znajdującymi się na tym samym kierunku, przy którym punkty te na ekranie są rozróżniane oddzielnie. Zależy ona od długości impulsu wysyłanego przez nadajniki. Na prawidłową ocenę zdolności rozdzielczej /w obu przypadkach/ mają wpływ również wymiary plamki świetlnej ekranu.

Na ogół panoramiczne obrazy radiolokacyjne cechuje niska zdolność rozdzielcza; pod tym względem można je porównać do zdjęć tradycyjnych wykonanych przy słabej widzialności. Oceniając ich przydatność i walory pomiarowe można je zaliczyć jako materiały pomocnicze przydatne podczas kartowania małoskalowego.

29.3. Obrazy radiolokacyjne bocznego wybierania

W latach pięćdziesiątych skonstruowano pierwsze stacje radiolokacyjne obserwacji bocznej, przeznaczone do zobrazowania powierzchni Ziemi w dowolnej porze doby i niezależnie od warunków atmosferycznych. W krajach zachodnich dla oznaczenia tego rodzaju urządzeń stosuje się skróty: SLR /Side-Looking Radar/ lub SLAR /Real Aperture Side-Looking Radar System/. Radar bocznego wybierania obrazu jest dalszym rozwinięciem radaru panoramicznego, a więc systemem aktywnym, opartym na pomiarze czasu echa radiolokacyjnego, ale pracującym z bocznym wybieraniem obrazu w kierunku poprzecznym do kierunku lotu. Antena urządzenia, umocowana pod samolotem, promieniuje impulsy w paśmie mikrofal. Impulsy powstają w generatorze /rys.29.4/, następnie są podawane z określoną

częstotliwością poprzez przełącznik /komutator/ do urządzenia antenowego, opromieniowującego teren wachlarzowo. Często wykonuje się dwustronne opromieniowanie, z prawej i lewej strony trasy przelotu. Impulsy dobiegają do powierzchni ziemi /celu/, gdzie następuje rozproszenie i częściowe odbicie energii elektromagnetycznej. Część promieniowania dotrze z powrotem do stacji radiolokacyjnej, lecz z opóźnieniem w stosunku do momentu wysłania wynoszącym:

$$t = \frac{2R}{c} \qquad /29.3/$$

gdzie R - jest odległością do celu, c - prędkością rozchodzenia się fal elektromagnetycznych.

Sygnały poprzez antenę i komutator docierają do odbiornika, gdzie są wzmacniane, przetwarzane i przesyłane do jednostki obrazującej.

Istnieją dwa sposoby zobrazowania informacji radarowej:

1/ w przypadku bezpośredniej obserwacji wykorzystuje się wskaźnik z elektropromieniową lampą pamięciową lub o długiej poświacie;

2/ w przypadku zapisu sygnałów na taśmie fotograficznej stosuje się wskaźnik z krótką poświatą.

W stacji radiolokacyjnej bocznego wybierania podstawa czasu jest realizowana dla dwóch wzajemnie prostopadłych kierunków: w jednym kierunku jest ona proporcjonalna do odległości nachylonej /lub poziomej/, w drugim - do prędkości lotu statku powietrznego.

W przypadku rejestracji fotograficznej obrazu radarowego sposób zobrazowania przebiega następująco:

W lampie katodowej w momencie wysłania impulsu rozpoczyna się prostolinijny ruch plamki świetlnej przez szczelinę w osłonie lampy; moment ten może być również nieco opóźniony w stosunku do momentu wysłania impulsu. Wcześniej dobiegają sygnały od obiektów bliższych, później od obiektów dalszych, a odbiornik zamienia je na analogowe impulsy elektryczne, które służą do modulacji intensywności plamki świetlnej na ekranie lampy elektronowej. Plamka ta drogą optyczną jest rzutowana przez obiektyw na błonę fotograficzną przystawki rejestrującej. Po osiągnięciu skraju szczeliny plamka niknie; w tym samym momencie rozpoczyna bieg kolejna plamka, równocześnie przewija się błona fotograficzna - tak, aby następny ślad świetlny mógł być zarejestrowany na filmie obok poprzedniego. W ten sposób jeden wiersz odpowiada szerokości strefy opromieniowywanej przez antenę. Czynności te powtarzają się z częstotliwością kilku tysięcy cykli na sekundę, w wyniku czego otrzymuje się ciągły obraz terenu zapisany w sposób fotograficzny -

będący jakby połączeniem obrazów poszczególnych pasków terenu.

Błona fotograficzna w rejestratorze przewija się z prędkością zsynchronizowaną z prędkością lotu, a więc obraz radiolokacyjny ma wygląd ciągłego zapisu obrazu na taśmie filmowej, podobnie jak to ma miejsce w fotografii szczelinowej. Prędkość przewijania błony jest regulowana w sposób automatyczny, poprzez sprzężenie stacji z aparaturą nawigacyjną statku i otrzymywanie od niej odpowiednich impulsów. Ponadto w wyniku takiego sprzężenia można otrzymywać dane dotyczące warunków lotu, takich jak: kurs, wysokość, czas fotografowania i inne dane, które są wdrukowywane na film obok zapisu fotograficznego. Można również wnosić poprawki do obrazu, wynikające z wahań statku powietrznego w stosunku do środka masy, jeśli antena jest umocowana na stałe do korpusu statku.

Położenie przedmiotów na ekranie wskaźnika i na filmie będzie zależało od położenia tych przedmiotów w stosunku do statku powietrznego. Odległość obrazu obiektu od początku wiersza będzie zależała od odległości nachylonej od statku do danego przedmiotu:

$$R = c\left(\frac{y}{v_1} + t_z\right) \qquad /29.4/$$

gdzie c - jest prędkością światła, V_1 - prędkością biegu plamki świetlnej na lampie katodowej, y - odległością na filmie od początku wiersza, t_z - czasem opóźnienia początku biegu plamki świetlnej w stosunku do momentu wysłania impulsu.
Odległość na powierzchni ziemi można obliczyć, jeśli znana będzie wysokość fotografowania h_f:

$$R_h = \sqrt{R^2 - h_f} \qquad /29.5/$$

Obrazy radiolokacyjne boczne, podobnie jak panoramiczne, przedstawiają odległości ukośne /nachylone/, nie horyzontalne. Dla ograniczenia tego rodzaju zniekształceń w niektórych stacjach radiolokacyjnych prędkość biegu plamki jest zmieniana hiperbolicznie, co powoduje, że na zdjęciu będą przedstawione odległości horyzontalne. Sposób powstawania obrazu radiolokacyjnego bocznego przedstawiono na rysunku 29.5.

Zdolność rozdzielczą zdjęcia radiolokacyjnego z bocznym wybieraniem obrazu ocenia się w kierunku poprzecznym i podłużnym. W kierunku poprzecznym jest ona funkcją długości impulsu sondującego τ:

$$\delta_R = \frac{c\tau}{2} \qquad /29.6/$$

Dwa punkty są obserwowane oddzielnie, jeśli ich odległość od anteny różni się co najmniej o pół długości impulsu /nie zależy więc od odległości do punktu/.

Zdolność rozdzielcza obrazu radiolokacyjnego bocznego w kierunku podłużnym będzie zależała od szerokości wysyłanej wiązki, a ta z kolei jest funkcją długości anteny. Dwa punkty leżące na tej samej odległości są rozróżnialne, jeśli odległość pomiędzy nimi jest większa od szerokości wiązki. Podłużną zdolność rozdzielczą oblicza się z wzoru

$$\delta\alpha_A = \frac{\lambda}{d_A} \qquad /29.7/$$

gdzie λ - jest długością fali stacji radiolokacyjnej, a d_A - horyzontalną szerokością anteny.

Odległościowa /podłużna/ zdolność rozdzielcza zmienia się w miarę wzrostu odległości od celu:

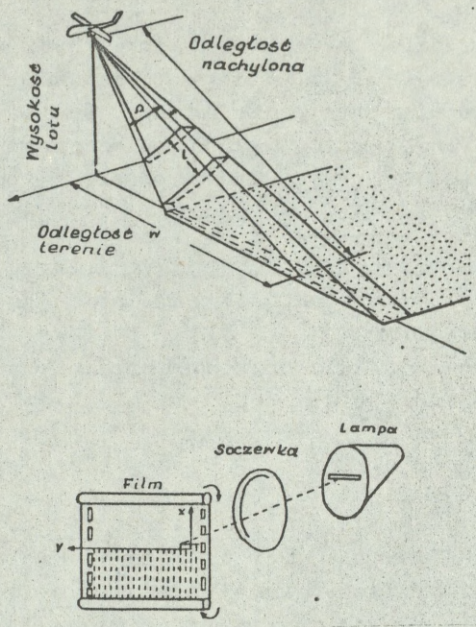
$$\delta X = R\, d\alpha_A = \frac{R\lambda}{d_A} \qquad /29.8/$$

Ponadto istnieje wiele innych parametrów technicznych stacji radiolokacyjnych bocznych, które są mniej ważne dla oceny jakości fotograficznej i fotogrametrycznej obrazów radiolokacyjnych, dlatego w celu zapoznania się z nimi odsyłamy do specjalistycznej literatury radiotechnicznej. Do ważniejszych należy aparaturowa funkcja układu radiolokacyjnego. Bada się aparaturowe funkcje dla odległości nachylonych, dla zasięgu stacji, dla diagramu anteny i inne. Jeśli na przykład wykorzystać ją do oceny zdolności rozdzielczej, to wzór dla rozdzielczości poprzecznej pozostanie bez zmian, natomiast w przypadku rozdzielczości podłużnej, oprócz wartości przybliżonej, przedstawionej przez wzór /29.8/, otrzymuje się wartość dokładną, wynoszącą:

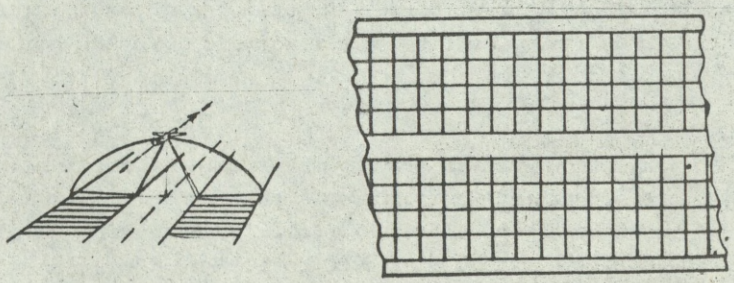
$$\delta X = 0{,}64\, \frac{R\lambda}{d_A} \qquad /29.9/$$

Do parametrów ważnych przy projektowaniu nalotu radiolokacyjnego należy strefa przeglądowania. Określa ona szerokość pasa terenu, który jest rejestrowany na zdjęciu radiolokacyjnym. Praktycznie dla radiolokatorów bocznych wynosi ona od 20 do 100 km.

Pod względem kartograficznym radiolokacyjne obrazy boczne mają dość skomplikowane odwzorowanie. Jeśli przyjąć, że rzeźba terenu jest mała, a samolot wykonuje lot dokładnie wzdłuż prostej, to geometrię obrazu radiolokacyjnego bocznego można przyrównać do odwzorowania ukośnego walcowego równoodległościowego. Ale oprócz zniekształceń



Rys.29.5. Zasada obrazowania radiolokacyjnego z bocznym wybieraniem obrazu: a/ elementy impulsu sondującego, b/ sposób powstawania obrazu radiolokacyjnego.



Rys.29.6. Dwustronne obrazowanie radiolokacyjne: a/ schemat obrazowania; b/ siatka kwadratów naniesiona na obraz radiolokacyjny z bocznym wybieraniem.

geometrycznych - wynikających z istoty powstawania obrazu radiolokacyjnego bocznego - występuje wiele innych błędów i zniekształceń, wynikających z niedotrzymania warunków technicznych lotu, niedokładnej pracy aparatury radiolokacyjnej i fotograficznej, wahań anteny i tym podobne.

Oprócz dwu wymienionych niedostatków obrazów radiolokacyjnych bocznych - skomplikowanej geometrii obrazu i niskiej zdolności rozdzielczej - występuje jeszcze trzeci czynnik, niezwykle istotny w praktyce, mianowicie dość wysokie koszty pojedynczego egzemplarza tej aparatury. Pewnym niedostatkiem jest również brak wzajemnego pokrycia podłużnego, co utrudnia opracowanie stereofotogrametryczne obrazów radiolokacyjnych. Jednak niedostatek ten można ograniczyć poprzez zastosowanie anteny dwuwiązkowej, z ukośnym opromieniowaniem terenu. Wówczas jeden promień anteny będzie odchylany nieco do przodu, a drugi nieco do tyłu w stosunku do linii prostopadłej do trasy lotu.

Natomiast do ważniejszych zalet tego typu urządzeń należy zaliczyć małą zależność od pory doby i warunków pogodowych, możliwość objęcia szerokiego pasa terenu na jednej taśmie błony fotograficznej oraz zastosowanie dwóch anten równocześnie i fotografowania równoczesnego po ubu stronach trasy przelotu, co dwukrotnie zmniejsza liczbę wylotów przy fotografowaniu wieloszeregowym.

Na uwagę zasługuje również możliwość przesyłania obrazów radiolokacyjnych kanałami radiowymi bezpośrednio z samolotu lub statku kosmicznego do ośrodków naziemnych. Wówczas blok rejestracji fotograficznej, zamiast na pokładzie statku, może się znajdować w naziemnej stacji odbiorczej, gdzie następuje ostateczny zapis fotograficzny obrazów. Obrazowanie radiolokacyjne boczne może być jednostronne lub dwustronne. Na rysunku 29.6 przedstawiono schemat obrazowania dwustronnego oraz wygląd siatki kwadratów na takim obrazie.

Oprócz szerokiego wykorzystania w zwiadzie wojskowym, urządzenia radiolokacyjne bocznego wybierania znalazły zastosowanie przy kartowaniu powierzchni Ziemi w skalach 1:100 000 i mniejszych. Radiolokację boczną stosuje się również przy kartowaniu geologicznym, gdzie jest niezwykle użyteczne przy poszukiwaniu złóż bogactw mineralnych i w innych pracach.

29.4. Obrazy radiolokacyjne bocznego wybierania z anteną syntetyczną

Część usterek przypisywanych radiolokacji z bocznym wybieraniem obrazu, jaką jest na przykład niewielka kątowa zdolność rozdzielcza, można usunąć przez zwiększenie wymiarów anteny i zwiększenie częstotliwości roboczej stacji radiolokacyjnej. Okazuje się jednak, że nawet przy maksymalnym wydłużeniu anteny zdolność rozdzielcza jest jeszcze zbyt mała i znacznie ustępuje wymaganiom, jakie stawia kartografia. Niezależnie od tego zbyt długie anteny są trudne do zamocowania na samolocie, pogarszają jego właściwości aerodynamiczne i eksploatacyjne. Trudności te usunięto poprzez zastosowanie tak zwanych anten syntetyzowanych /lub syntetycznych/.

Jeśli statek powietrzny porusza się w przestrzeni jednostajnym ruchem prostolinijnym, to stosując antenę o niewielkich wymiarach geometrycznych można ją przyjąć za jeden element przestrzennej siatki antenowej. Przy ruchu postępowym samolotu antena rzeczywista będzie zajmowała kolejno wszystkie pozycje anteny syntetyzowanej i w ten sposób, przy małych wymiarach geometrycznych anteny rzeczywistej, otrzyma się antenę syntetyzowaną o efektywnych wymiarach elektrycznych znacznie przewyższających jej wymiary rzeczywiste. Antena syntetyzowana jest więc jakby zbiorem wielu elementów, które w rzeczywistości równocześnie nie istnieją. Oprócz zapisu intensywności promieniowania odbitego, do utworzenia anteny syntetyzowanej konieczna jest rejestracja faz postępowania sygnałów - takich, jakie byłyby odbierane przy rzeczywiście długiej antenie. Wówczas, przy zastosowaniu specjalnej metody opracowania wyników sondowania radiolokacyjnego, można odtworzyć zapisane dane i sumując przyjęte impulsy w odpowiednich fazach otrzymać efekt identyczny, jak przy zastosowaniu bardzo długiej anteny o wąskiej charakterystyce promieniowania.

Ze względu na sposób syntetyzowania stacje radiolokacyjne obserwacji bocznej można podzielić na dwie grupy:

1/ stacje z anteną syntetyzowaną bez ogniskowania;

2/ stacje z anteną syntetyzowaną z ogniskowaniem.

Antenę nie ogniskowaną uzyskuje się wówczas, gdy przy sumowaniu opóźnionych sygnałów nie wprowadza się poprawek fazowych. W tym przypadku rozróżnialność liniowa systemu jest zależna od odległości do obrazowanego obiektu. W przypadku anteny ogniskowanej długość jej jest funkcją odległości. Wynikają z tego zmiany szerokości charakterystyki

promieniowania w taki sposób, że niezależnie od odległości zawsze będzie opromieniowywany jednakowy fragment powierzchni ziemi.

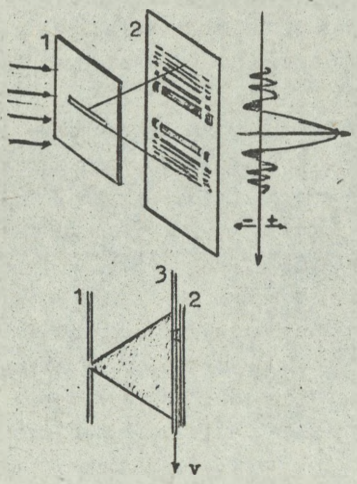
Zasadę pracy aparatury radiolokacyjnej bocznego wybierania z anteną syntetyzowaną można najprościej objaśnić na podstawie analogii w zachowaniu się promieniowania elektromagnetycznego w paśmie widzialnym.

Załóżmy, że na szczelinę 1 /rys.29.7/ pada płaska monochromatyczna wiązka światła spójnego. Na ekranie 2 powstanie wówczas obraz dyfrakcyjny szczeliny w postaci prążków Fresnela. Można dowieść, że amplituda fali świetlnej, która spowoduje powstanie wymienionego obrazu, będzie zmieniała znak na przemian z dodatniego na ujemny. Będzie to charakteryzowało zmianę fazy czoła fal w stosunku do fazy w punkcie zerowym /do środka obrazu/. Na ekranie 2 można umieścić materiał światłoczuły i zarejestrować powstały obraz od razu na całej powierzchni. Lecz tę samą fotografię można otrzymać w inny sposób, poprzez przesuwanie wąskiej szczeliny 3 wzdłuż ekranu i naświetlanie poszczególnych fragmentów obrazu kolejno co określony odstęp czasu. Jeśli tak otrzymane fotografie prążków Fresnela umieścić w wiązce fal monochromatycznych i spójnych, to można odtworzyć fazy czół fal i uzyskać obraz szczeliny. Identyczne obrazy szczeliny otrzymuje się zarówno na podstawie zdjęcia otrzymanego pierwszym, jak i drugim sposobem.

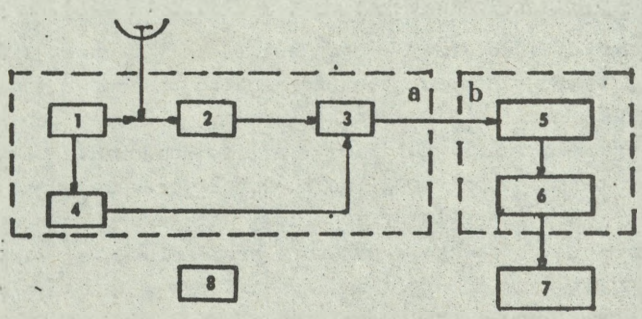
Jeśli przyrównać opisany eksperyment do radaru bocznego z anteną syntetyczną, to szczelina 1 będzie odpowiadała małemu wycinkowi powierzchni ziemi, szczelina 3 - ekranowi lampy katodowej /wskaźnika/ zapisującej fragment informacji otrzymanej od radaru, natomiast ekran 2 będzie odpowiadał błonie fotograficznej, na której zapisuje się obraz powstający na ekranie wskaźnika w wyniku sondowania elementu terenu przedstawionego przez szczelinę 1. Do odtworzenia obrazu potrzebny jest zapis fazy i amplitudy impulsów. Osiąga się to w wyniku ustawienia na statku wzorcowego generatora promieniowania, z którego fazą porównuje się fazy impulsów echa radarowego w każdym miejscu, jakie zajmuje szczelina 3.

Fotografowanie radiolokacyjne boczne z anteną syntetyzowaną będzie więc polegało na wysyłaniu wiązki promieni w kierunku Ziemi, odbiorze fal odbitych, rejestracji intensywności i fazy postępujących impulsów oraz na wtórnej obróbce wyników fotografowania.

Antena stacji wysyła impulsy sondujące, które w odróżnieniu od tradycyjnego radaru bocznego są spójne. W tym samym czasie dobiegają impulsy odbite, z których każdy - podobnie jak to ma miejsce w przystawce fotograficznej radaru bocznego - jest rejestrowany na błonie



Rys.29.7. Objaśnienie zasady syntezowania na przykładzie fal świetlnych. Na rysunku górnym przedstawiono prążki Fresnela i schemat faz fal. Na rysunku dolnym szczelina 3 wykonuje ruch wzdłuż filmu 2.



Rys.29.9. Schemat blokowy stacji radiolokacyjnej bocznej z anteną syntetyczną: a/ koherentny układ nadawczo-odbiorczy; b/ blok opracowania. Oznaczenia: 1 - nadajnik, 2 - odbiornik, 3 - detektor fazowy, 4 - drgania oporowe, 5 - urządzenie pamięciowe, 6 - sumator koherentny, 7 - zobrazowanie informacji, 8 - urządzenia pomocnicze.

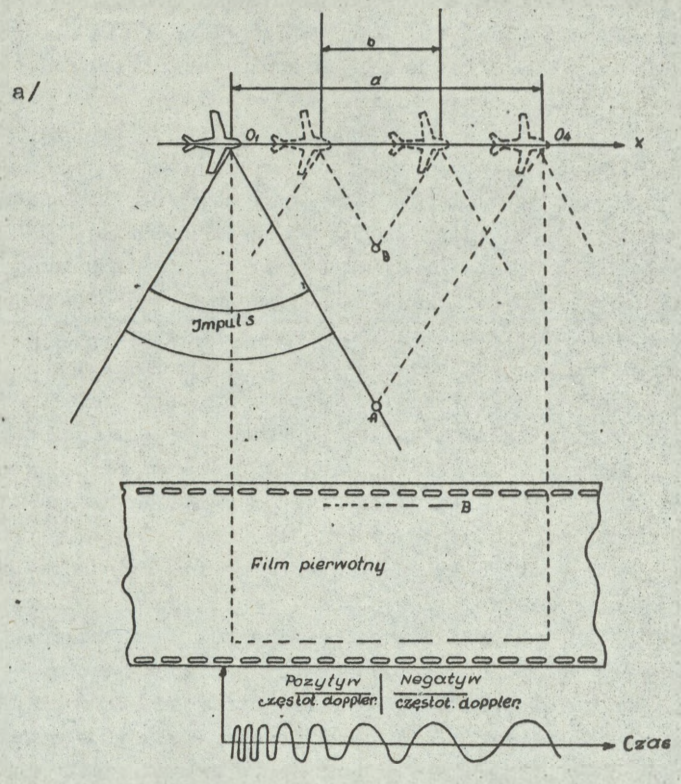
radaru bocznego - jest rejestrowany na błonie fotograficznej, do czego ma przeznaczoną linię poprzeczną. W czasie, w którym zostanie odebrany sygnał od przedmiotu terenowego /np. od punktu A na rys.29.8a/ antena zmieni swoje położenie przestrzenne. Ze względu na efekt Dopplera zmieni się częstotliwość odbieranych sygnałów. Jeśli w punkcie O_1 częstotliwość sygnałów odebranych od punktu A będzie większa, to w punkcie O_2 będzie mniejsza od wysłanej. Impulsy generowane przez stację i odbite od punktów terenu interferują. W przypadku dodatniej interferencji /sumowanie się fal/ powstaną rozbłyski, które zostaną zarejestrowane na błonie fotograficznej; w przypadku interferencji ujemnej /wygaszania/ nie będzie rozbłysków i błona fotograficzna nie naświetli się. W rezultacie opisanego działania, na błonie fotograficznej nie będzie obrazu fotograficznego tego typu, jak w urządzeniu tradycyjnym z bocznym wybieraniem, lecz otrzyma się wyniki interferencji fal, czyli hologram, na którym umiejscowienie punktu na wymiarze poprzecznym taśmy fotograficznej będzie odpowiadało zarejestrowaniu odległości ukośnej od stacji do punktu, miejsce zaś wzdłuż filmu będzie równoznaczne z zarejestrowaniem położenia wzdłuż trasy przelotu. Wzdłuż filmu punkt jest rejestrowany w postaci linii prostej o różnej gęstości optycznej zapisu fotograficznego, a maksimum zaczernienia odpowiada miejscu, w którym odległość od punktu do stacji jest najkrótsza /położenie punktu na prostopadłej/. Tak otrzymany film pierwotny wykorzystuje się do otrzymania filmu wtórnego - właściwego obrazu radiolokacyjnego, co otrzymuje się w podzespole zwanym spektroanalizatorem.

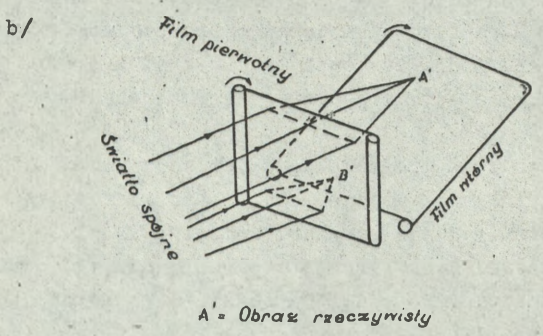
Przy odtworzeniu obrazu terenu z filmu pierwotnego wykorzystuje się zasady korelacji optycznej; na rysunku 29.8a przedstawiono mechanizm tego procesu. W wyniku oświetlenia hologramu /filmu pierwotnego/ wiązką światła spójnego, na błonie wtórnej otrzymuje się obraz rzeczywisty terenu, podobny do obrazu wykonanego za pomocą stacji radiolokacyjnej bocznej o bardzo długiej antenie. Schemat blokowy radiolokacyjnej stacji bocznej z anteną syntetyczną przedstawiono na rysunku 29.9.

Właściwości geometryczne zdjęć radiolokacyjnych bocznych z anteną syntetyczną, właściwości interpretacyjne obrazu oraz rodzaj odwzorowania - są podobne, jak dla tradycyjnego radaru bocznego SLAR.

Zdolność rozdzielczą wzdłuż trasy przelotu określa się długością syntezowania /rys.29.10/. Rozdzielczość kątowa będzie więc równa:

$$\delta\alpha_s = \frac{\lambda}{2 d_s} \qquad /29.10/$$





Rys.29.8.
Zasada fotografowania radiolokacyjnego bocznego z anteną syntetyzowaną: a - zasada sondowania terenu; b - sposób powstawania obrazu fotograficznego.

Liniowa zdolność rozdzielcza wzdłuż odległości nachylonych zależy od długości anteny syntezowanej oraz od odległości nachylonej:

$$\delta x = \frac{R\lambda}{2 d_s} \qquad /29.11/$$

Długość anteny syntezowanej zależy od szerokości okna /apertury/ w optycznym układzie obróbki, a ponieważ okno można wykonać o różnej szerokości, proporcjonalnej do odległości nachylonej, więc liniowa zdolność rozdzielcza praktycznie nie zależy od odległości. Najlepszą zdolność rozdzielczą otrzymuje się, gdy długość anteny syntezowanej jest równa rozdzielczości poprzecznej danej stacji, użytej w sposób normalny, to znaczy bez syntetyzowania.

Do niedostatków radaru z anteną syntetyzowaną można również zaliczyć dość skomplikowaną budowę stacji, nawet w porównaniu z radarem bocznym niekoherentnym, oraz ziarnistość obrazu, spowodowaną przypadkowym charakterem odbicia promieni od terenu.

Oprócz obróbki fotograficznej, istnieją jeszcze inne metody syntetyzacji impulsów. Przy zastosowaniu metod elektronicznych lub przy cyfrowej obróbce danych obrazy z radarów bocznych z antenami syntetyzowanymi można otrzymywać nawet w czasie lotu, prawie równocześnie z otrzymywaniem impulsów od terenu.

29.5. Radar holograficzny

Pewną odmianą radaru bocznego z anteną syntetyczną jest radar holograficzny, wykorzystujący również metody syntetyzacji charakterystyki anteny. W radarze tym, zdolność rozdzielczą wzdłuż trasy przelotu osiąga się w sposób podobny, jak opisany uprzednio, natomiast w poprzek - poprzez zastosowanie specjalnej konstrukcji anteny, umożliwiającej wysyłanie promieniowania ciągłego i jego odbiór przez wielokanałową sfazowaną siatkę antenową. Siatka taka składa się z wielu małych anten, zasilanych drganiami o wysokiej częstotliwości z taką samą fazą /długość drogi od ogólnego falowodu do każdej anteny musi być taka sama/. Antena jest ustawiona poprzecznie w stosunku do linii trasy i skierowana w dół. Każda z małych anten jest podłączona do wejścia odbiornika. Impuls z wyjścia każdego odbiornika jest przesyłany do urządzenia pamięciowego i rejestrowany na filmie pierwotnym.

W wyniku lotu po trasie na filmie zostanie zarejestrowany hologram obrazu radiolokacyjnego. Przy jego obróbce optycznej następuje syntetyzowanie wzdłuż i wszerz trasy. W wyniku otrzymuje się obraz radiolokacyjny, którego właściwości geometryczne są takie same, jak zdjęcia szczelinowego. Będzie to więc pas terenu w rzucie środkowym dynamicznym, sfotografowany bezpośrednio pod statkiem powietrznym.

Zdolność rozdzielcza zdjęć otrzymywanych za pomocą radaru holograficznego wzdłuż drogi będzie zależała od długości anteny syntetyzowanej, a w poprzek - od wymiarów siatki antenowej oraz kąta obserwacji w stosunku do linii pionu β:

$$\delta\beta_f = \frac{\lambda}{d_f \cos\beta} \qquad /29.12/$$

Poprzeczna zdolność rozdzielcza w stosunku do terenu będzie się równała:

$$\delta_Y = \frac{\lambda \, h_f}{d_f \cos^2\beta} \qquad /29.13/$$

Do zalet radiolokatorów holograficznych należy zaliczyć możliwość przeglądania terenu bezpośrednio pod statkiem powietrznym. Natomiast dość istotnym niedostatkiem jest niska poprzeczna zdolność rozdzielcza wynikająca z ograniczonego wymiaru siatki antenowej. Konstrukcja radarów holograficznych jest jeszcze bardziej skomplikowana niż radarów bocznych z anteną syntetyczną, dlatego stosuje się je w ograniczonym zakresie.

29.6. Właściwości interpretacyjne zobrazowań radiolokacyjnych

Obrazy radiolokacyjne powierzchni Ziemi będą się składały z typowych elementów krajobrazu, do których należy ukształtowanie pionowe, szata roślinna i hydrografia; ponadto będą zawierały te wszystkie zmiany krajobrazu, które zostały ukształtowane przez człowieka, a więc uprawy rolne, plantacje, osiedla ludzkie, bodowle inżynieryjne i jeszcze wiele innych obiektów.

Obrazy radiolokacyjne pod względem energetycznym powstają w wyniku rejestracji wtórnych fal radiowych, odbitych lub rozproszonych przez obserwowane obiekty. Ze względu na wpływ szeregu czynników, obrazy tych obiektów na zdjęciach radiolokacyjnych w zasadzie będą inne, niż na zdjęciach fotograficznych. Będą zależały od wielkości dawki pro-

mieniowania wtórnego odbieranego w danym kierunku. Wielkość ta jest charakteryzowana przez skuteczną powierzchnię odbijającą, ta zaś z kolei zależy od:

- kształtu i wymiarów obiektów /celów/;
- właściwości elektrycznych celów /przewodności i przenikalności elektrycznej ich powierzchni i bliskich warstw podpowierzchniowych/;
- parametrów stacji radiolokacyjnej /długości fali, mocy promieniowania, polaryzacji anteny i innych/;
- usytuowania celu względem stacji.

Odbicie lustrzane następuje wówczas, gdy wymiary liniowe na powierzchni odbijającej są mniejsze od długości fali stacji radiolokacyjnej. Jeśli wymiary liniowe na tej powierzchni będą większe od długości fali, wystąpi wówczas matowość lub chropowatość powierzchni i nastąpi odbicie rozproszone. Pojęcie gładkości i chropowatości dla fal radiowych jest więc inne, niż przywykło do tego oko ludzkie. Odbicie lustrzane następuje tylko wówczas, gdy gładka powierzchnia jest położona prostopadle do kierunku biegu wiązki fal. Zdarza się to dość rzadko, toteż zazwyczaj odbiornik przyjmuje tylko tę część fal z odbicia rozproszonego, która jest skierowana w jego kierunku. Czasem na zdjęciu może wystąpić bardzo silne odbicie, przewyższające odbicie lustrzane. Nastąpi to wówczas, gdy fale na swej drodze napotkają na przedmioty tworzące kąt dwuścienny odpowiednio skierowany /np.ulice ze zwartą zabudową usytuowane równolegle do trasy lotu/. Wówczas impulsy od różnych przedmiotów nakładają się i zniekształcają obraz.

W normalnych przypadkach występują silne odbicia od budowli, konstrukcji metalowych i żelbetowych. Zabudowania, które nie znajdują się na prostopadłej do kierunku promieniowania stacji, względnie które są wykonane z materiałów o niskim współczynniku odbicia, dają obrazy o intensywności średniej lub słabej. Również dużo przedmiotów ma zmienną intensywność odbicia - począwszy od bardzo intensywnej, aż do słabej. Jest to jedna z cech umożliwiających odróżnienie ich od obiektów o stałej intensywności odbicia.

Fragmenty zdjęć pozbawione obrazu odpowiadają tym fragmentom terenu, od których całe odbicie jest skierowane w bok od samolotu /np. powierzchnia wody, gładka powierzchnia lodu, pasy startowe lotnisk, szerokie autostrady, wyschnięte dna jezior itp./. W przypadku terenu pofałdowanego lub górskiego - gdy wyższa forma terenowa zakrywa obszar położony bezpośrednio za nią - na zdjęciu pozostaje ślad pola martwego również pozbawiony obrazu fotograficznego, zwany "cieniem radiolokacyjnym".

Jeśli obiekty terenowe uszeregować w zależności od ich zdolności odbijającej w paśmie fal radiowych i mikrofal /od największej do najmniejszej/, to kolejność będzie następująca: obiekty przemysłowe, dzielnice handlowe, dzielnice mieszkalne, bogata szata roślinna, piaski, obszary pustynne, powierzchnie mórz.

Jak wspominaliśmy, fale radiowe mogą przenikać na niewielką głębokość do przedmiotów terenowych, dzięki czemu obrazy radiolokacyjne odzwierciedlają również pewne cechy fizyczne i chemiczne powierzchniowej warstwy tych przedmiotów. Takich informacji nie posiadają inne rodzaje zdjęć i obrazów lotniczych; zazwyczaj odzwierciedlają one jedynie stan powierzchni.

Przy odczytywaniu obrazów radiolokacyjnych należy uwzględniać zarówno gęstość optyczną fototonu, jak i strukturę obrazu. Masywy górskie o budowie krystalicznej, których granie są zorientowane w różnych kierunkach, zazwyczaj tworzą obrazy jasne /odbicia dyfuzyjne/. Powierzchnie pustynne przeważnie są ośrodkami odbicia lustrzanego, jednak zazwyczaj odbijają fale w bok od stacji. Impulsy odbite od obszarów równinnych w zasadzie charakteryzują ilościowe i jakościowe rozczłonkowanie powierzcnni terenu. Różnice wilgotności wierzchniej warstwy gruntu, lub zmiany grubości warstwy gleby, zmieniają stopień pochłaniania mikrofal; na zdjęciu wyrazi się to w różnych fofotonach. Szata roślinna w istotnym stopniu utrudnia dotarcie mikrofal do powierzchni ziemi i w ten sposób - w zależności od charakteru i gęstości pokrycia roślinnego - zmienia odbicie. Śnieg i lód charakteryzują się różnym stopniem przenikania mikrofal uzależnionym od długości fali, temperatury i struktury powierzchni śnieżnej lub lodowej. Dlatego wybierając stację o odpowiedniej długości fali można określić przedmioty i formy terenu znajdujące się pod pokrywą śnieżną lub lodową. Spośród przedmiotów terenowych ukształtowanych przez człowieka dobrze odczytuje się rejony zabudowane, linie kolejowe i uprawy rolne. Oprócz tego na obrazie radiolokacyjnym otrzymuje się zobrazowania wielu innych strukturalnych szczegółów, które nie występują na innego rodzaju zdjęciach.

Podczas fotointerpretacji obrazów radiolokacyjnych należy uwzględniać również wysokość obiektów w terenie, ich wymiary, warunki atmosferyczne, odległość nachyloną od samolotu do obiektu, wysokość lotu oraz jakość zobrazowania uzależnioną od sposobu regulacji wskaźnika obrazowego stacji i wtórnej obróbki fotograficznej.

Przy odczytywaniu obrazów radiolokacyjnych wykorzystuje się te same cechy rozpoznawcze obiektów, które są znane z fotointerpretacji

zdjęć tradycyjnych. Będą to więc cechy bezpośrednie, jak: wymiary obiektu, kształt, ton, struktura i cienie oraz cechy pośrednie - a więc położenie obiektu w terenie, jego związki wzajemne z otoczeniem oraz ślady działalności.

Podsumowując możliwości fotointerpretacji obrazów radiolokacyjnych można zwrócić uwagę na dużą dokładność odczytania obiektów ważnych dla celów kartograficznych. Na przykład łatwo odróżnia się obszary wodne od lądowych; fotografie radiolokacyjne obszarów górskich są bardzo podobne do zdjęć perspektywicznych; łatwo odczytuje się typ osiedla i jego wielkość zarówno na podstawie obrazu samego osiedla, jak i jego otoczenia. Określono również cechy rozpoznawcze, służące dla odróżnienia rodzaju krajobrazu i szaty roślinnej, sieci dróg, obiektów wojskowych i zakładów przemysłowych oraz innych obiektów ważnych ze względu na automatyzację stosowaną również przy fotointerpretacji obrazów radiolokacyjnych.

29.7. Właściwości geometryczne obrazów radiolokacyjnych

Model matematyczny obrazu radiolokacyjnego bocznego. Dla określenia związków matematycznych pomiędzy współrzędnymi /x,y/ obrazu /zdjęcia/ i współrzędnymi geodezyjnymi /X,Y,Z/ niezbędna jest znajomość elementów orientacji obrazu i anteny radiolokacyjnej oraz niektóre inne dane.

Elementy orientacji obrazu radiolokacyjnego określają położenie środka geometrycznego anteny w stosunku do zdjęcia. Należą do nich /rys.29.11/:

x_o, y_o - współrzędne punktu o znanej odległości ukośnej;

R_o - odległość ukośna odpowiadająca punktowi /x_o, y_o/ na zdjęciu;

Θ - kąt pomiędzy linią wskaźnika obrazowego a wektorem prędkości przewijania filmu /v_{px}/;

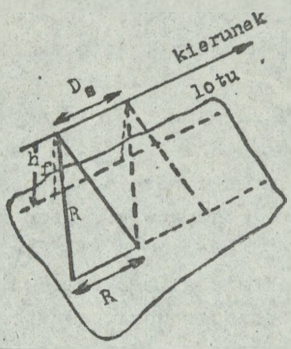
$\varkappa$ - kąt pomiędzy osią Ox a wektorem prędkości przewijania filmu.

Elementy orientacji anteny określają położenie promienia radiolokacyjnego w momencie jego wysyłania, Są to /rys.29.12/:

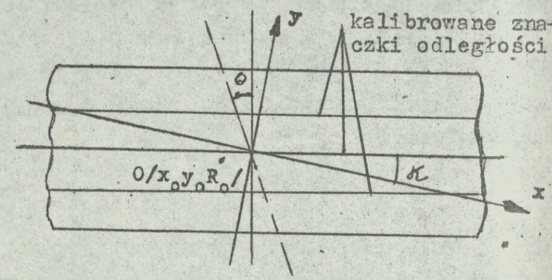
X_s, Y_s, Z_s - współrzędne punktu S, w którym nastąpiło wysłanie impulsu sondującego; odpowiada on stanowisku fotografowania;

ϑ - podłużny kąt nachylenia anteny i Ψ - kąt poprzeczny.

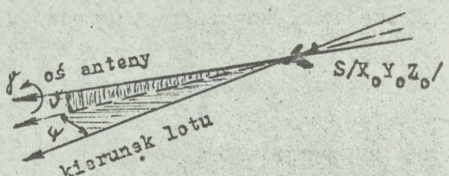
Pomijając teorię zagadnienia i przekształcenia matematyczne, podaje się



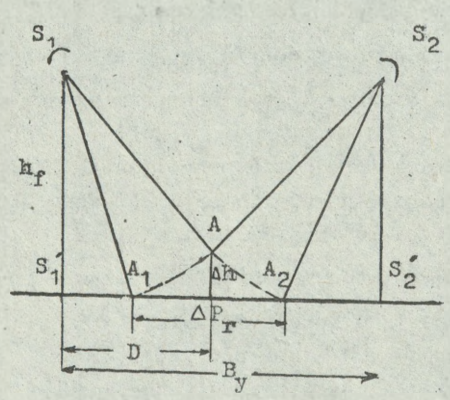
Rys.29.10. Objaśnienie pojęcia długości anteny syntetycznej. Długość ta równa się odległości D_s jaką przeleci samolot w czasie, gdy promień sondujący opromieniuje punkt A.



Rys.29.11. Elementy orientacji obrazu radiolokacyjnego.



Rys.29.12. Elementy orientacji anteny.



Rys.29.13. Paralaksa radiolokacyjna.

tylko wzory ostateczne /W.I.Akowiecki et al., 1980/:

$$X = \frac{w}{v_{bx}} \left[/x - x_0/ \, /\cos\varkappa + \sin\varkappa \, tg\vartheta/ - /y - y_0// \sin\varkappa - \right.$$

$$\left. - \cos\varkappa \, tg\vartheta / \pm \sin \sqrt{\left[\pm \frac{cK}{2v_{py}} \frac{/y - y_0/\cos\varkappa + /x - x_0/\sin\varkappa}{\cos\vartheta} + R_0 \right]^2 - } \right.$$

$$\left. \sqrt{- /Z - Z_0/^2 \sec^2\vartheta} - /Z - Z_0/ \cos\psi \, tg\vartheta \right/ \qquad /29.14/$$

$$Y = \pm \cos\psi \sqrt{\left[\pm \frac{cK}{2v_{py}} \frac{/y - y_0/ \cos\varkappa + /x - x_0/ \sin\varkappa}{\cos\vartheta} + \right.}$$

$$\sqrt{\left. + R_0^2 \right]^2 - /Z - Z_0/^2 \sec^2\vartheta} + /Z - Z_0/ \sin\psi \, tg\vartheta + Y_s$$

Ponadto we wzorach tych przyjęto następujące oznaczenia:

w - prędkość podróżna statku powietrznego;

v_{py} - prędkość plamki świetlnej na ekranie lampy katodowej;

K - współczynnik skalowy przefotografowania obrazu z ekranu lampy katodowej.

Model matematyczny obrazu radiolokacyjnego bocznego z anteną syntetyczną. Na obraz radiolokacyjny boczny otrzymany za pomocą urządzenia z anteną syntetyczną ma wpływ szereg czynników o charakterze sytematycznym i przypadkowym. Tylko wpływ części z nich udaje się określić i uwzględnić. Należą do nich: odchylenia boczne i wysokościowe statku powietrznego, zmiany prędkości lotu oraz zmiany długości fali nadajnika. Zmiany te wywierają wpływ na elementy orientacji anteny i obrazu radiolokacyjnego. Określa się wartości średnie tych odchyleń, a następnie wpływ, jaki wywierają na proces syntetyzowania anteny. Wówczas związki pomiędzy współrzędnymi obrazu radiolokacyjnego bocznego z anteną syntetyczną a współrzędnymi geodezyjnymi terenu można określić podobnie, jak dla obrazu bocznego niekoherentnego z bardzo długą anteną [2] :

$$X = M_x/x - x_o/\,/\cos\varkappa + \sin\varkappa\,\mathrm{tg}\,\vartheta/ - /y - y_o//\sin\varkappa - \cos\varkappa\,\mathrm{tg}\,\vartheta/$$

$$\pm \sin\psi \sqrt{\left[\pm \frac{cK}{2v_{py}} M_y \frac{/y - y_o/\cos\varkappa + /x - x_o/\sin\varkappa}{\cos\vartheta} \pm R_o\right]^2 - /Z - Z_o/^2 \sec^2\vartheta} + /Z - Z_o/\,\cos\psi\,\mathrm{tg}\,\vartheta,$$

/29.15/

$$Y = \pm \cos\psi \sqrt{\left[\pm \frac{cK}{2v_{py}} \frac{/y - y_o/\cos\varkappa + /x - x_o/\sin\varkappa}{\cos\vartheta} + R_o\right]^2 - /Z - Z_o/^2 \sec^2\vartheta} + /Z - Z_o/\,\sin\psi\,\mathrm{tg}\,\vartheta + Y_s.$$

gdzie M_x, M_y - współczynniki skalowe transformacji obrazu w spektroanalizatorze;

ψ i ϑ - elementy orientacji anteny syntetyzowanej, określone z uwzględnieniem wymienionych uprzednio wpływów odchyleń.

Skala obrazów radiolokacyjnych.

Wykorzystując wyżej podane wzory zawierające zależności pomiędzy współrzędnymi obrazu i terenu, można określić skalę obrazu radiolokacyjnego. Dla obrazów otrzymanych za pomocą urządzeń bocznych zależności te będą się przedstawiały następująco:

- mianownik skali w poprzek trasy lotu:

$$M_y = \frac{c\,k}{2v_{py}} \frac{R_i}{D_i} = M_k \frac{R_i}{D_i} \qquad /29.16/$$

- mianownik skali wzdłuż trasy lotu:

$$M_x = \frac{w}{v_{lx}} \qquad /29.17/$$

gdzie oprócz uprzednio przyjętych oznaczeń, wprowadzono ponadto

v_{lx} - prędkość przewijania filmu;

M_k - mianownik skali obrazu wzdłuż linii na ekranie lampy;

k - współczynnik zmiany skali przy fotografowaniu;

R_i - odległość ukośna;

D_i - rzut ortogonalny odległości ukośnej.

Dla obrazów radiolokacyjnych bocznych, otrzymanych za pomocą stacji z anteną syntetyczną, wzory przyjmą następującą postać:

- mianownik skali wszerz trasy:

$$M_y = \frac{s}{2v_{py}} \frac{k}{} \frac{R_i}{D_i} K_f \qquad /29.18/$$

- mianownik skali wzdłuż trasy

$$M_x = \frac{w}{v_{1x}} K_v \qquad /29.19/$$

gdzie K_f - współczynnik uzależniony od układu optycznego spektroanalizatora, K_v - współczynnik uzależniony od stosunku prędkości ruchów obrazu i filmu w spektroanalizatorze.

Jak widać, skale obrazów radiolokacyjnych w obu przypadkach są jednakowe, jedynie przy antenie syntetyzowanej należy uwzględniać parametry spektroanalizotora. W praktyce okazuje się, że otrzymanie jednolitej skali wzdłuż i wszerz obrazu radiolokacyjnego, jest dość trudne w realizacji. Trudno nawet uzyskać jednolitą skalę w jednym z wymienionych kierunków. Z badań wynika, że odchylenia podłużne w skali dochodzą do 5%, a poprzeczne - nawet do 25%.

Paralaksa radiolokacyjna.

Wyżej podane modele matematyczne pojedynczego zdjęcia radiolokacyjnego można wykorzystywać do pomiaru współrzędnych płaskich. Istnieją również sposoby otrzymywania radiolokacyjnych obrazów stereoskopowych. Najczęściej stosuje się w tym celu dwa następujące sposoby nalotu:

1/ przelot i obserwację po obu stronach obiektu;

2/ przelot i obserwację z jednej strony obiektu na różnych wysokościach.

Analogicznie jak dla zdjęć wykonywanych w rzucie środkowym, do pomiaru wysokości można wykorzystywać paralaksy, w tym przypadku paralaksy radiolokacyjne. Paralaksy te wskazują na wielkość zniekształceń obrazu spowodowanych wpływem rzeźby terenu. Dla przykładu podaje się sposób określenia paralaksy radiolokacyjnej przy fotografowaniu po obu stronach obiektu.

Na skutek istnienia rzeźby terenu i zgodnie z odległościową zasadą powstawania obrazu, na lewym obrazie zamiast punktu A odwzoruje się punkt A_1, a na obrazie prawym - punkt A_2. Odcinek $A_1A_2 = \Delta P_r$ jest

paralaksą radiolokacyjną, którą można obliczyć na podstawie rysunku 29.13:

$$\Delta P_r = B_y - S'_1 A_1 - S'_2 A_2 \qquad /29.20/$$

Więc

$$\Delta P_r = B_y - \sqrt{D^2 + /h_f - \Delta h/^2 - h_f^2} - \sqrt{/B_y - D/^2 + /h_f - \Delta h/^2 - h_f^2}$$

Dla danego stereogramu radiolokacyjnego h_f i B_y są stałe, można więc otrzymać wykres paralaks w zależności od odległości horyzontalnych D.

29.8. Zasady projektowania nalotu

Przy projektowaniu nalotu radiolokacyjnego uwzględnia się następujące parametry lotu i aparatury obrazowej: wysokość lotu h_f, zasięg poprzeczny maksymalny i minimalny D_{max} i D_{min}, kąt obserwacji poprzecznej θ , polaryzację sygnału, a przy fotografowaniu powierzchniowym również bazę poprzeczną fotografowania B_y. Dość istotnym niedostatkiem obrazów radiolokacyjnych bocznych jest brak zobrazowania bezpośrednio pod statkiem powietrznym. Przy obserwacji jednostronnej szerokość pasa terenu, dla którego nie będzie obrazu, jest rzędu jednej wysokości fotografowania:

$$D_{min} \approx h_f$$

Przy kartograficznym wykorzystaniu obrazów radiolokacyjnych maksymalny zasięg stacji powinien, ze względów dokładnościowych, mieścić w następującym przedziale:

$$3h_f \leqslant D_{max} \leqslant 10h_f \qquad /29.21/$$

Przy fotografowaniu radiolokacyjnym tylko po jednej stronie projekt nalotu sporządza się w taki sposób, aby zdjęcia poszczególnych tras pokrywały się wzajemnie na pewien procent /q%/, przeważnie wynoszący 10 - 15% /rys.29.14/. Wówczas szerokość pasa fotografowania przy n szeregach /trasach/ będzie się równała:

$$D_\Sigma = n D /1 - q/ + q D \qquad /29.22/$$

gdzie $D = D_{max} - D_{min}$

Jeśli istnieje możliwość zmiany kierunku obserwacji anteny w stosunku do kierunku lotu, to obrazy można będzie otrzymywać przy locie w obie strony. W innym przypadku czas nalotu wydłuży się dwukrotnie.

Przy obserwacji dwustronnej sposób wykonania nalotu przedstawiono na rysunku 29.15. Jest to najdogodniejszy schemat przy parzystej liczbie tras. Z rysunku można określić podstawowe zależności. Dla danego sposobu nalotu szerokość sfotografowanego obszaru wynosi:

$$D = 2\,/D_{min} + Q/ \qquad /29.23/$$

gdzie $Q = q/D_{max} - D_{min}/$.

Jeśli do powyższej zależności podstawić rozwiniętą postać wartości Q i D, to po przekształceniach otrzymuje się:

$$\frac{D_{min}}{D_{max}} = \frac{1 - 2q}{3 - 2q} \qquad /29.24/$$

Wówczas baza poprzeczna pomiędzy sąsiednimi trasami w parze będzie się równała:

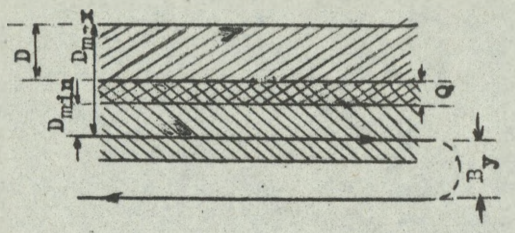
$$B_{y_1} = \frac{D_{max} - D_{min}}{2} \qquad /29.25/$$

a pomiędzy sąsiednimi parami tras:

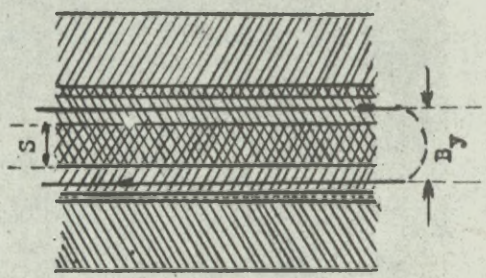
$$B_{y_2} = 3\,\frac{D_{max} - D_{min}}{2} \qquad /29.26/$$

Większą wydajność lotu można osiągnąć wówczas, gdy na statku powietrznym znajduje się druga stacja radiolokacyjna obserwacji przedniej lub stacja holograficzna, która będzie fotografowała teren bezpośrednio pod samolotem. Lecz wariant ten wymaga posiadania dodatkowej aparatury.

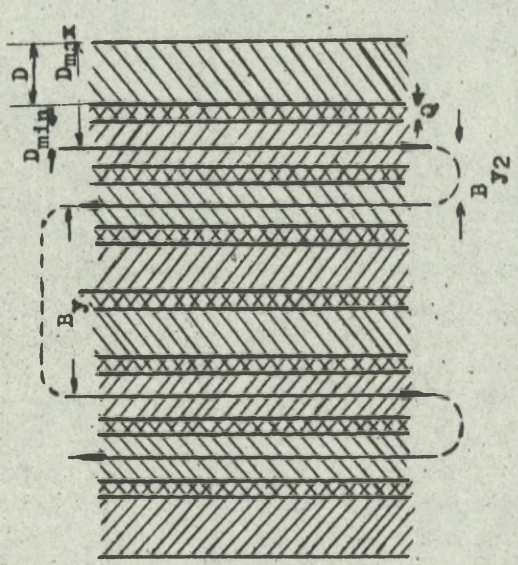
Przy fotografowaniu do celów stereoradiolokacyjnych schemat nalotu można wybierać w sposób podobny, jak przedstawiono na rysunku 29.16. W porównaniu z poprzednio omawianym, jest to sposób znacznie mniej wydajny. Jeśli istnieje zróżnicowana rzeźba terenu, to na skutek istnienia cieni radiolokacyjnych przy fotografowaniu po obu stronach obiektu można nie otrzymać efektu stereoskopowego. Dlatego w takich przypadkach należy stosować fotografowanie jednostronne z różnych wysokości lotu. Wprawdzie będzie to sposób mniej dokładny, lecz zapewni otrzymanie efektu stereoskopowego.



Rys.29.14. Szkic nalotu przy radiolokacyjnym obrazowaniu jednostronnym.



Rys.29.15. Szkic nalotu przy radiolokacyjnym obrazowaniu dwustronnym.



Rys.29.16. Szkic nalotu dla otrzymania stereoskopowego pokrycia obrazów radiolokacyjnych z bocznym wybieraniem.

29.9. Zasady opracowania obrazów radiolokacyjnych

Jak wynika z właściwości geometrycznych obrazów radiolokacyjnych można je wykorzystywać nie tylko do celów fotointerpretacyjnych, lecz również do pomiaru współrzędnych celów, wykonywania map topograficznych i tak zwanych map radiolokacyjnych, a także szeregu innych dokumentów. Dokładność dokumentów opracowywanych z obrazów radiolokacyjnych znacznie odbiega jeszcze od dokumentów sporządzanych z tradycyjnych zdjęć lotniczych, ale technika opracowania, jak i otrzymywania samych obrazów, jest ciągle doskonalona. Zalety obrazów radiolokacyjnych wskazują na to, że już wkrótce mogą one wyprzeć fotografię tradycyjną nie tylko przy kartowaniu drobnoskalowym.

Jeden z najprostszych sposobów przetwarzania panoramicznego zdjęcia radiolokacyjnego polega na zastosowaniu projektora optycznego i rzutowaniu obrazu na planszę z wykreśloną siatką kartograficzną w określonym odwzorowaniu, lub na mapę. Dla obrazów panoramicznych najlepsze będzie odwzorowanie azymutalne równoodległościowe. Z innych odwzorowań /w zależności od kształtu rejonu, który chce się przedstawić/ stosuje się również odwzorowanie walcowe Merkatora, stożkowe Lamberta i stereograficzne. Po wpasowaniu obrazu porównuje się i ocenia położenie tych samych obiektów. Skonstruowano również projektor do stereoskopowej obserwacji obrazów panoramicznych. Dwa obrazy rzutuje się na ekran w świetle spolaryzowanym, następnie model stereoskopowy terenu obserwuje się przez specjalne okulary.

Opracowanie obrazów radiolokacyjnych bocznych odbywa się metodą przetwarzania optyczno-mechanicznego lub poprzez przetworzenie elektronooptyczne.

Przetwarzanie optyczno-mechaniczne polega na przesuwaniu negatywu, płaszczyzny rzutu i obiektywu rzutującego w kierunkach poprzecznych lub zgodnych z osią optyczną przetwornika. Do tego rodzaju przetworzeń można przystosować istniejące już przyrządy fotogrametryczne. W wyniku takiego przetwarzania uzyskuje się dość dobrą dokładność obrazu radiolokacyjnego.

Przetwarzanie elektronooptyczne polega na analizie elektronowej obrazu radiolokacyjnego i zamianie go na impulsy elektryczne /które dalej podlegają przetworzeniu w podzespołach elektronowych według uprzednio założonego programu/ oraz na powtórnej zamianie na obraz widzialny, ale pozbawiony błędów pierwowzoru. Do tego celu można wykorzystywać wiele przyrządow typu automatów fotogrametrycznych.

Oprócz przystosowania typowych przyrządów fotogrametrycznych, skonstruowano również aparaturę specjalnie przeznaczoną do opracowania obrazów radiolokacyjnych bocznych. Przyrządy takie eliminują wiele błędów obrazu - przetwarzają odległości ukośne w naziemne zredukowane do wymaganej płaszczyzny odniesienia, eliminują błędy systematyczne zdjęcia, wprowadzają poprawki spowodowane dewiacją, brakiem synchronizacji prędkości lotu z prędkością przewijania błony filmowej w fotorejestratorze i inne.

W nowoczesnych urządzeniach radiolokacyjnych bocznych wprowadza się poprawki do zdjęcia radiolokacyjnego już w momencie fotografowania i formowania się obrazu w podzespołach stacji. Osiąga się to poprzez zastosowanie stabilizacji oraz kompensacji mechaniczno-optycznej i elektronicznej. W wyniku całkowitej stabilizacji anteny, rejestracji wysokości lotu nad terenem i nad poziomem morza, ciągłej rejestracji współrzędnych samolotu, automatycznej synchronizacji prędkości przewijania błony filmowej z prędkością lotu oraz wprowadzenia wielu kompensacji optycznych, mechanicznych i elektronicznych do bloków stacji radiolokacyjnej, otrzymuje się bezpośrednio na samolocie, już w momencie obserwowania terenu przez stację - obrazy radiolokacyjne, które podobnie jak fotoplan lub mapa są wiernym obrazem terenu.

Przykładem częściowej realizacji powyższych żadań może być amerykańska stacja radiolokacyjna obserwacji bocznej AN/APQ-102A, przeznaczona do obserwacji i otrzymywania obrazów terenu w dowolnej porze doby i w warunkach silnego zachmurzenia. Otrzymane obrazy mają jednolitą skalę, gdyż stacja kompensuje zniekształcenia perspektywiczne. Stacja ma dwie anteny; każda z nich jest stabilizowana za pomocą własnego układu w stosunku do pokładowego systemu bezwładnościowego, a więc anteny są niezależne od bieżącego kierunku samolotu. Otrzymane obrazy mają właściwości zbliżone do zdjęć szczelinowych. Stacja fotografuje dwustronnie; nie sfotografowany pas terenu pod samolotem ma szerokość równą dwom wysokościom lotu. Charakterystyki techniczne wielu stacji radiolokacyjnych zawarto w tabeli 29.1.

Tabela 29.1

Charakterystyki techniczne stacji radiolokacyjnych

Nazwa stacji	Rodzaj stacji lub anteny	Stabilizacja anteny	Długość fali mm	Długość anteny m	Szerokość pasa zobrazowania, km	Zdolność rozdzielcza w terenie m		Masa kg	Uwagi
						wzdłuż	wszerz		
PPT	panoram.	skręt,przechył	-	6	do 180	-	-	-	
AN/APQ-69	syntetycz.	przechył,skręt znos,myszkowan.	-	17	45 - 90	0,12	0,12	114	Pracuje przy n_f 20 000 m
AN/APQ-102	syntetycz.	jak wyżej	31	1,27	19,28,37,56 dwa pasma	15	15	196	Polaryzacja horyzontalna
AN/APS-73	boczna	jak wyżej	-	1,2	18 - 55	15	15	226	
AN/APS-85	boczna		30	6	od 10 do 80 dwa pasma	100	100	320	Transmisja danych na ziemi
AN/APS-94A	boczna		25	5	25 - 90, dwa pasma		30	346	jak wyżej
AN/APQ-86	syntetycz.	przechył,skręt znos,myszkowan.	30	1,5	20	15	15	193	
AN/APQ-97	boczna	pełna stabiliz.	8,6	5	80		8/		podwójnej polaryzacji
AN/UPD-1	syntetycz.	przechył,skręt znos,myszkowan.	-	1,5	40	10	10	320	Obróbka filmu po ladowaniu
AN/UPD-2	boczna	jak wyżej	8,5	3	40, 25 + 90 dwa pasma		15	215	Pracuje w czasie prawie rzeczywistym
AN/UPD-10	syntetycz.	pełna stabiliz.	31	1,5	-	10	10	-	
Holograficzna	syntetycz.	pełna stabiliz.	31	1		0,076 radiana	0,018 radiana		
TOROS	boczna		25		15 - 30	30	30		

Część V

ZDJĘCIA KOSMICZNE

30. OGÓLNE ZASADY FOTOGRAFOWANIA KOSMICZNEGO

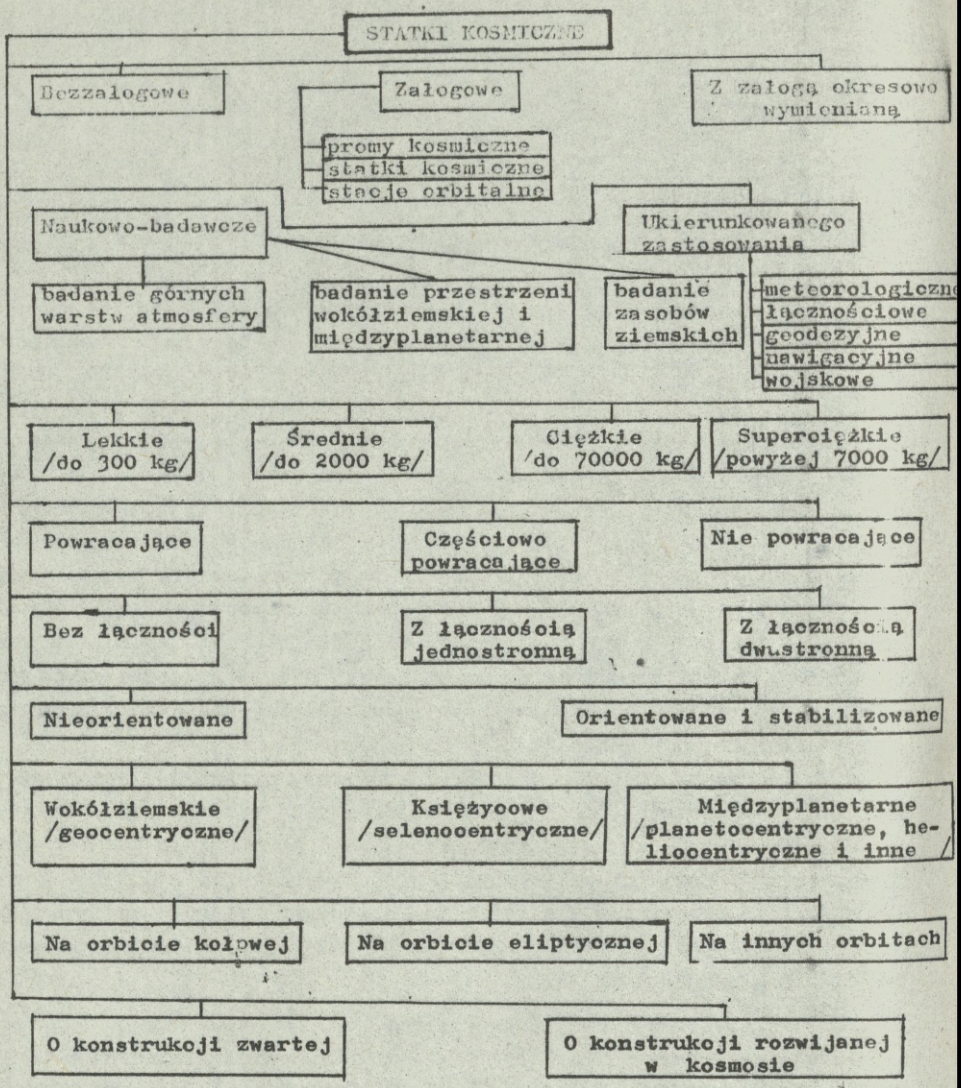
Pierwsze kosmiczne zdjęcia fragmentów powierzchni Ziemi wykonano w marcu 1946 r.; datę można przyjąć za początek ery fotografii kosmicznej. Wówczas to na poligonie rakietowym White Sands /Nowy Meksyk USA/ wystrzelono rakietę V-2 z kamerą fotograficzną na pokładzie. Zdjęcia te wykonano z wysokości około 129 km, stanowiły też pierwszy absolutny dowód kulistości Ziemi. W latach następnych odbyło się kilka kolejnych startów rakiet z kamierami fotograficznymi. Kolejny znaczący fakt miał miejsce w 1954 r., gdy za pomocą rakiety "Viking" wyniesiono kamerę na wysokość 240 km. Były to jednak tylko sporadyczne fakty fotografowania kosmicznego, dopiero pojawienie się statków kosmicznych w tym sztucznych satelitów Ziemi, spowodowało powstanie i rozwój fotografii satelitarnej. W krótkim czasie aparatura fotograficzna i obrazowa stała się jednym z ważniejszych elementów w wyposażeniu pokładowym satelitów, zdjęcia zaś satelitarne znajdowały coraz to nowe zastosowanie.

Wiele rodzajów i typów kamer oraz aparatury obrazowej, stosowanej w badaniach kosmicznych, już opisano w poprzednich rozdziałach. Niżej podaje się tylko ogólne zasady fotografowania i obrazowania kosmicznego, opisuje się warunki fotografowania i właściwości zdjęć i obrazów kosmicznych oraz charakteryzuje się tylko te rodzaje aparatury i sprzętu oraz programy satelitarne, które nie znalazły odwierciedlenia w dotychczasowej treści niniejszego podręcznika.

30.1. Klasyfikacja statków kosmicznych.

Zdjęcia i obrazy powierzchni Ziemi i innych ciał niebieskich Układu Słonecznego wykonuje się obecnie z wielu różnych typów obiektów /statków/ kosmicznych. Statki te można porównywać i klasyfikować według różnych cech. Tego rodzaju klasyfikacja jest potrzebna, gdyż ułatwia formułowanie warunków technicznych w stosunku do pojazdów kosmicznych przeznaczonych do fotografowania i obrazowania powierzchni Ziemi lub innych ciał niebieskich. Niżej podaje się ważniejsze z cech.

Ze względu na obecność załogi wszystkie statki kosmiczne można podzielić na: bezzałogowe /np. sztuczne satelity Ziemi/, załogowe /np. promy



Rys.30.1. Schemat klasyfikacji statków kosmicznych.

kosmiczne, załogowe stacje kosmiczne i stacje orbitalne/ i z załogą wymienianą.

Pod względem przeznaczenia można wyróżnić dwie grupy: statki naukowo-badawcze oraz statki o ukierunkowanym przeznaczeniu. Do naukowo-badawczych należą sztuczne satelity Ziemi badające górne warstwy atmosfery, sondy międzyplanetarne badające właściwości fizyczne przestrzeni wokółziemskiej i międzyplanetarnej oraz satelity do badania zasobów ziemskich. Do obiektów o ukierunkowanym przeznaczeniu można zaliczyć satelity meteorologiczne, łącznościowe, geodezyjne, nawigacyjne, wojskowe rozpoznawcze, oceanograficzne i wiele innych.

Ze względu na masę statki kosmiczne podzielono na cztery grupy: lekkie - o ciężarze do 300 kg, średnie - o ciężarze do 2000 kg, ciężkie - o ciężarze do 7000 kg oraz superciężkie - o ciężarze przekraczającym 7000 kg.

Obiekty kosmiczne mogą powracać na Ziemię, mogą nie powracać, lub powracać częściowo /np. gdy wraca zasobnik z materiałami, lub kabina z załogą/. Niektóre statki kosmiczne nie posiadają łączności z Ziemią, część z nich posiada łączność jednostronną /Ziemia - statek kosmiczny lub statek kosmiczny - Ziemia/ oraz część łączność dwustronną /Ziemia - statek kosmiczny - Ziemia/.

Statki kosmiczne mogą być nieorientowane w przestrzeni kosmicznej, jednak większość z nich jest orientowana i posiada zarówno system orientacji, jak i stabilizacji. Właśnie tego rodzaju statki są wykorzystywane do fotografowania i obrazowania powierzchni Ziemi i planet.

Ze względu na rodzaj orbity sztuczne satelity dzielą się na wokół - ziemskie /krążące po orbitach geocentrycznych/, księżycowe /znajdujące się na orbitach selenocentrycznych/ oraz międzyplanetrane / na orbitach planetocentrycznych, heliocentrycznych oraz innych otwartych/. Ponadto orbity te mogą mieć kształt koła, elipsy, paraboli, hiperboli lub inny złożony.

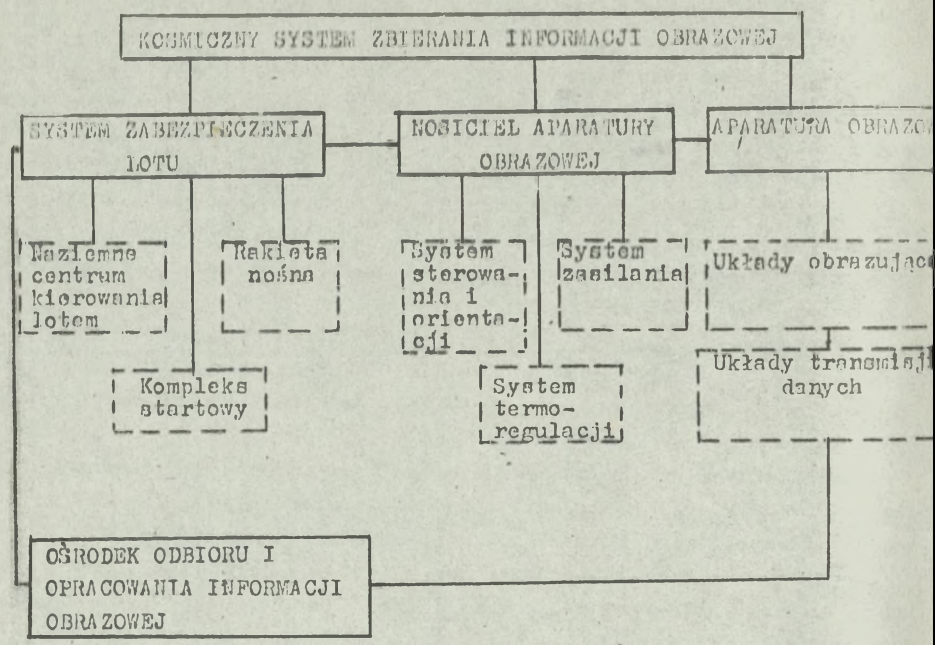
Pod względem konstrukcyjnym obiekty kosmiczne mogą mieć konstrukcję zwartą lub konstrukcję rozwijaną w kosmosie.

Wyżej podane cechy klasyfikacyjne statków kosmicznych przedstawiono na schemacie /rys. 30.1/.

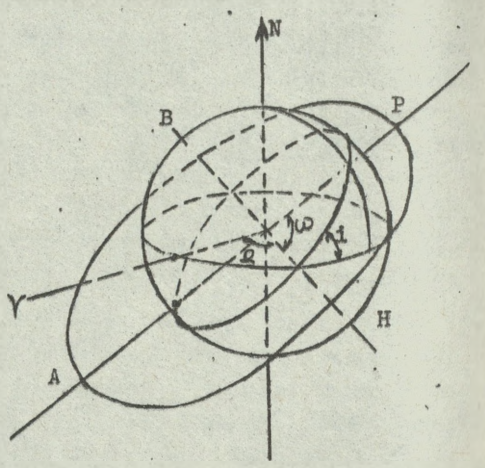
30.2. Elementy składowe kompleksu kosmicznego i ich funkcje.

Kompleks kosmiczny realizujący zadania fotografowania i obrazowania kosmicznego najogólniej składa się z następujących obiektów naziemnych i kosmicznych /rys. 30.2/:

- statku kosmicznego;
- rakiety nośnej lub wahadłowca kosmicznego wynoszącego statek kosmiczny na zaplanowaną orbitę;



Rys.30.2. Schemat funkcjonalny kosmicznego systemu zbierania informacji obrazowej.



Rys.30.3. Elementy orbity sztucznego satelity Ziemi: i - nachylenie, ω - orientacja, Ω - wznoszenie proste węzła wstępującego, A - apogeum, P - perigeum, AP - linia apsyd, BH - linia węzłów, γ - kierunek na punkt równonocy wiosenne.

- naziemnego centrum kierowania lotem;
- naziemnych stacji odbioru i opracowania informacji obrazowej.

Wszystkie wymienione składowe odgrywają istotną rolę, jednak wychodząc z potrzeb kartografii i fotogrametrii największe znaczenie posiada statek kosmiczny wraz z aparaturą fotograficzną i obrazową oraz ośrodek odbioru i opracowania tej informacji.

Statki kosmiczne

Statek kosmiczny składa się z wielu zespołów i elementów. Ich liczba i wzajemne powiązanie zależy od zadań, do jakich się go przeznacza oraz od rodzaju i typu statku. Najczęściej zadania fotografowania i obrazowania powierzchni Ziemi i innych ciał niebieskich wykonują satelity służące do badania zasobów ziemskich oraz satelity meteorologiczne i wojskowe. Ponadto w tych samych celach wykorzystuje się również załogowe statki kosmiczne[1] wokółziemskie stacje kosmiczne z okresową wymianą załóg.

Do podstawowych zespołów /systemów/ lub bloków fotograficznego statku kosmicznego należą te, które spełniają następujące funkcje:
- sterowania lotem statku kosmicznego;
- zbierania informacji fotograficznej i obrazowej;
- łączności i transmisji danych;
- zasilania energią elektryczną;
- termoregulacji.

W przypadku wykorzystywania statków załogowych ponadto powinny być zespoły zapewniające bezpieczny pobyt ludzi na orbicie oraz powrót i lądowanie kabiny z załogą na Ziemi, lub na powierzchni innego ciała niebieskiego.

Sterowanie. System sterowania spełnia dwa zadania:
1/ sterowanie ruchem środka mas statku kosmicznego,
2/ sterowanie jego ruchem obrotowym /wokół środka mas/.

Poszczególne zadania mają różne znaczenie w zależności od tego, czy ruch statków kosmicznego odbywa się przy działającej rakiecie nośnej i istnieniu dużych zakłóceń zewnętrznych, czy tylko pod wpływem sił grawitacji.

System sterowania składa się z takich układów i bloków, jak:
- właściwy układ sterowania;
- układ orientacji;
- układ stabilizacji;
- blok korekcji.

Sterowanie polega na zmianie prędkości lub jej kierunku, a więc na napędzaniu lub hamowaniu statku kosmicznego, lub wytworzeniu momentu obrotowego o odpowiednim zwrocie i działającym w odpowiedniej płaszczyźnie. Ste-

rowanie może się odbywać bezpośrednio z Ziemi za pomocą rozkazów przekazywanych przez radio, automatycznie za pomocą sterowniczego urządzenia pokładowego zaprogramowanego przed startem, również automatycznie za pomocą sterowniczego urządzenia pokładowego programowanego doraźnie w czasie lotu statku kosmicznego, albo, przy lotach załogowych, ręcznie za pomocą pokładowych urządzeń sterowania i kontroli lotu.

Orientacja jest kierowaniem ruchami kątowymi statku kosmicznego podczas jego lotu po orbicie, a więc kierowaniem wokół osi orientacji/wdłuż osi podłużnej określa się przychylenia statku, wzdłuż osi poprzecznej - pochylenie oraz wzdłuż osi wysokości - odchylenie/. W zależności od przeznaczenia statku kosmicznego orientacja może się odbywać na Ziemię /lub punkty na Ziemi/, na Słońce lub na inne ciała niebieskie /gwiazdy/.

Stosuje się następujące systemy i sposoby orientacji statków kosmicznych:

- systemy pasywne, wykorzystujące do orientacji siły zewnętrzne, nie wymagające strat energii skumulowanej na statku; należą do nich siły grawitacji, ciśnienia światła słonecznego i wiatru słonecznego, siły aerodynamiczne oraz siły współdziałania mas magnetycznych statku kosmicznego z zewnętrznym polem magnetycznym;
- system bezwładnościowy, który składa się z urządzeń wytwarzających momenty sterujące kosztem sił reakcji mas ruchomych wewnątrz statku kosmicznego, ciekłych lub stałych; najbardziej popularne są giroskopy, masy płynne, lub ciała stałe działające na zasadzie kół zamachowych.

W systemach grawitacyjnych wykorzystuje się moment grawitacyjny do orientacji statku kosmicznego zgodnie z linią pionu miejscowego. Jednym ze sposobów jest tzw. zastosowanie stabilizatorów grawitacyjnych, a więc dwóch mas sztywno połącznonych ze statkiem kosmicznym, które są wyrzucane w przestrzeń kosmiczną na odpowiednią odległość.

W elektromagnetycznym systemie orientacji wykorzystuje się ramy elektromagnetyczne lub magnesy stałe, wytwarzające momenty sterujące poprzez współdziałanie powstałego pola magnetycznego z polem magnetycznym Ziemi lub innej planety. W przypadku Ziemi sposoby te wykorzystuje się na niskich wysokościach, a w przypadku innych planet - gdy te posiadają silne pole magnetyczne.

Siły aerodynamiczne wykorzystuje się do orientacji w przypadku, gdy statki kosmiczne wchodzą w gęstrze warstwy atmosfery. Ma to między innymi miejsce w przypadku zastosowania wahadłowców kosmicznych.

Układy giroskopowe stosowane do orientacji mają jeden, dwa lub trzy stopnie swobody. Momenty sterujące wypracowuje się albo poprzez regulację prędkości kątowej obrotu giroskopów, albo przez przyłożenie siły ze-

wnętrznej do osi giroskopu.

Stabilizacja kątowa statku kosmicznego jest to sterowanie ruchem obrotowym statku na tych odcinkach orbity, na których lot odbywa się przy dużych przyspieszeniach, a więc podczas pracy silników przy wznoszeniu, przy hamowaniu w atmosferze lub innych podobnych przypadkach. Do stabilizacji statku wykorzystuje się więc urządzenia o stosunkowo dużych momentach siły, znacznie większych niż to ma miejsce przy orientacji. Najczęściej wykorzystuje się stabilizatory giroskopowe.

Oprócz stabilizacji środka masy statku kosmicznego można stabilizować niektóre jego elementy, jak: platformę przyrządową, baterie słoneczne, nadajniki pozycji w systemie nawigacji i orientacji oraz inne. Do tego celu stosuje się platformy stabilizowane, głównie girostabilizowane, działające na podobnych zasadach, jak te, które służą do stabilizacji kamer lotniczych. /rozdział 3/.

Korekcja ruchu statku kosmicznego polega na poprawieniu orbity, w rezultacie czego parametry orbity powinny osiągnąć wartości zbliżone do założonych. Zazwyczaj korekcji dokonuje się w wyniku obserwowania ruchu statku kosmicznego na orbicie przez stacje naziemne i prognozowanie na tej podstawie dalszego zachowania się statku w przestrzeni kosmicznej. Korekcji dokonuje się zazwyczaj za pomocą specjalnych silników rakietowych, które wypracowują impulsy korekcyjne o odpowiedniej wielkości i zwrocie. Odbywa się to kosztem energii zakumulowanej na pokładzie statku kosmicznego.

Łączność. Spośród różnych rodzajów łączności kosmicznej dla statków wykonujących fotografowanie lub obrazowanie powierzchni Ziemi najistotniejsza jest łączność dwustronna pomiędzy statkiem kosmicznym a Ziemią. Kanałem tym przekazuje się rozkazy do układów sterowania, sygnały służące do pomiaru parametrów orbity, utrzymuje się łączność telefoniczną, telegraficzną i telewizyjną pomiędzy załogą statku i Ziemią oraz przesyła się wszelkie informacje naukowe zbierane przez czujniki statku, w tym obrazy powierzchni Ziemi lub innych ciał niebieskich. Na niskich orbitach wykorzystuje się fale krótkie i ultrakrótkie na wysokich orbitach oraz dla łączności z próbnikami międzyplanetarnym - bardzo wysokie częstotliwości. W tym celu statki kosmiczne wyposaża się w odpowiedni zestaw anten i urządzeń nadawczo-odbiorczych.

Źródła energii. Energię elektryczną niezbędną do pracy układów statku kosmicznego otrzymuje się kilkoma sposobami:

1/ za pomocą baterii akumulatorów ładowanej przed startem; jest to

sposób o dość niskiej wydajności w stosunku do masy źródła prądu, dla tego stosuje się go tylko przy lotach krótkotrwałych;

2/ sposobem elektrochemicznym, w którym prąd elektryczny jest wytwarzony w wyniku procesów zachodzących pomiędzy dwoma ciałami /np. pomiędzy tlenem i wodorem/; uzyskuje się 4-5 krotnie większą efektywność niż w pierwszym przypadku;

3/ z baterii ogniw słonecznych; jest to najczęściej stosowany sposób przy lotach długotrwałych w przestrzeni wokółziemskiej;

4/ za pomocą pokładowych reaktorów jądrowych, w istocie będących małymi elektrowniami atomowymi.

Termoregulacja. Jest niezwykle istotna nie tylko dla statków załogowych, lecz dla wszystkich statków wyposażonych w aparaturę. W warunkach próżni oraz przy bardzo niskich temperaturach, jakie panują w przestrzeni kosmicznej, następują zmiany w procesach tarcia. W wyniku tego pojawia się tzw. efekt zimnego spajania, uniemożliwiający pracę wielu elementów. Dlatego termoregulacja i hermetyzacja wnętrza statku kosmicznego wraz z wyborem odpowiednich materiałów do konstrukcji pomiarowej aparatury kosmicznej, odgrywa istotną rolę dla procesu badawczego.

Układ termoregulacyjny jest więc zespołem środków umożliwiających utrzymanie określonych warunków termicznych dla aparatury pokładowej, elementów konstrukcyjnych statku i gazu wewnątrz statku. Wykorzystuje się w nim zarówno środki aktywne /np. wymuszoną cyrkulację gazu lub cieczy w układzie termoregulacyjnym/, jak i pasywne /np. specjalne pokrycia termoizolacyjne, specjalną obróbkę powierzchni zewnętrznych i wewnętrznych oraz inne/.

Inne składowe kompleksu kosmicznego

Rakiety nośne są jedno lub wieloczłonowymi kierowanymi rakietami balistycznymi nadającymi statkom kosmicznym pożądaną prędkość w celu umieszczenia ich na zaplanowanej orbicie. W zależności od masy statku kosmicznego i zadania, jakie ma on spełniać, wybiera się rakietę nośną odpowiedniej mocy. Rakieta nośna składa się z układu napędowego, zbiorników paliwa oraz układu sterującego. Ponadto w skład kompleksu kosmicznego wchodzą urządzenia startowe.

Kompleks startowy składa się z wielu specjalnych urządzeń technicznych i technologicznych, odpowiednich budowli i obszaru terenu. Urządzenia te służą do dostarczenia i ustawienia rakiety nośnej na pozycji startowej, dokonania badań i sprawdzeń, napełnienia rakiety paliwem, naprowadzenia jej na cel oraz start.

Naziemne centrum kierowania lotem jest zespołem punktów kierowania lotem i pomiarowo-kontrolnych wraz z centrum koordynacyjno-pomiarowym. Praca centrum polega na pomiarze trasy lotu rakiety nośnej i statku kosmicznego, przekazywaniu rozkazów do statku kosmicznego uruchamiających poszczególne programy pracy aparatury pokładowej, przekazywaniu rozkazów co do zmian programów, odbiorze informacji telemetrycznej z pokładu statku oraz utrzymywaniu z nim łączności radiowej i telewizyjnej.

Punkty pomiarowo-kontrolne są rozmieszczone na znacznych odległościach pomiędzy sobą tak, aby można było z nich obserwować lot statku kosmicznego możliwie przez najdłuższy okres czasu. Posiadają odpowiednią aparaturę radiotelemetryczną nadawczą i odbiorczą, wyposażoną w system anten, linie automatycznego opracowania danych, aparaturę służby czasu, środki łączności naziemnej oraz zapasowe źródła energii. Jeden z punktów przyjmuje informacje od pozostałych punktów, przekazuje je do ośrodka koordynacyjno-obliczeniowego i, w miarę potrzeb, przesyła odpowiednie rozkazy na pokład statku kosmicznego.

Centrum koordynacyjno-obliczeniowe posiada automatyczny system obróbki danych wraz z ośrodkiem obliczeniowym, wyposażonym w maszyny matematyczne. Otrzymuje systematycznie informacje o położeniu statku kosmicznego, na podstawie których określa trasę lotu i orbitę, jak również prognozuje dalszy lot. W przypadku stwierdzenia odchyleń od zaplanowanej trasy i konieczności wprowadzenia korekcji do programu lotu, przekazuje odpowiednie dane do głównego ośrodka pomiarowo-kontrolnego, skąd w formie rozkazów przesyła się je na pokład statku kosmicznego.

30.3. Zachowanie się statków kosmicznych w przestrzeni kosmicznej.

Przestrzeń kosmiczna jest pojęciem, które jeszcze ulega ciągłym modyfikacjom. O ile do niadawna zaliczano do niej całą przestrzeń znajdująca się poza atmosferą ziemską, to w miarę jej poznawania zaczęto wydzielać przestrzeń wokółziemską, międzyplanetarną i międzygwiazdową. Ponadto w związku z lotami załogowymi używa się takich pojęć, jak: bliski kosmos, daleki kosmos, otwarty kosmos. Dalej ograniczono się do rozpatrzenia wokółziemskiej i w niewielkim zakresie międzyplanetarnej przestrzeni kosmicznej.

W odróżnieniu od lotu powietrznego w gęstych warstwach atmosfery, lot w przestrzeni kosmicznej odbywa się w odmiennych warunkach, pod działaniem innych sił, a na trasę lotu wpływają prawa mechaniki nieba.

Każdy obiekt kosmiczny wystrzelony z powierzchni Ziemi, jeśli na niego nie działają inne siły zakłócające, w zależności od prędkości początkowej będzie się poruszał po orbicie kołowej, eliptycznej, parabolicznej lub hiperbolicznej. Dla satelitów wokółziemskich, a więc tych, które po-

ruszają się po orbitach kołowych lub eliptycznych, i podlegają prawom sformułowanym przez Keplera, można lot satelity podzielić na następujące odcinki:

1/ odcinek aktywny, który trwa od momentu startu, aż do umieszczenia satelity na orbicie; czasem gdy z różnych przyczyn nie można satelity od razu umieścić na planowanej orbicie, lot może się składać z kilku odcinków aktywnych przedzielonych odcinkami pasywnymi /przy wyłączonych silnikach/;

2/ lot orbitalny, który odbywa się pod wpływem pędu, nadanego satelicie po wprowadzeniu go na określoną orbitę; w przestrzeni wokółziemskiej na lot wpływają następujące siły:

- pole grawitacyjne Ziemi;
- przyciąganie Słońca;
- hamowanie atmosfery;
- wzajemne oddziaływanie pól magnetycznych i elektrycznych statku kosmicznego z polem magnetycznym Ziemi;
- wiatr słoneczny /ciśnienie słoneczne/;
- krótkotrwałe zakłócenia spowodowane uderzeniami mikrometeorytów oraz przyciąganiem przez inne przelatujące sztuczne obiekty kosmiczne;

3/ powrót na Ziemię, a więc wejście w gęste warstwy atmosfery, zniżenie i lądowanie.

Dla orbit niskich, na których zazwyczaj umieszcza się satelity fotografujące Ziemię, można przyjąć, że na ruch statku kosmicznego wpływa głównie przyciąganie ziemskie, wpływ zaś pozostałych sił rozpatruje się jako zaburzenia tego ruchu. Uwzględniając powyższe, prawa ruchu statku kosmicznego w przestrzeni wokółziemskiej można sformułować w sposób następujący:

1. Obiekt kosmiczny porusza się w płaszczyźnie przechodzącej przez środek Ziemi /środek masy/, a płaszczyzna ta zajmuje stałe położenie we wszechświecie.

2. Ruch satelity odbywa się w wymienionej płaszczyźnie po orbicie opisanej krzywą drugiego stopnia, przy tym jedno z ognisk tej krzywej znajduje się w środku Ziemi.

3. Prędkość sektorowa statku kosmicznego jest zgodna z prawem Keplera /powierzchnie zakreślane przez promień wiodący w jednostce czasu są wielkościami stałymi/.

4. Okres obrotu satelity wokół Ziemi określa wzór:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{2/3} \qquad /30.1/$$

gdzie:

a- jest półosią wielką, μ - współczynnikiem grawitacyjnym, dla Ziemi $\mu = 3{,}98602 \ 10^{14} \ m^3/S^2$.

Z powyższych praw wynikają następujące, ważne dla planowania metodyki fotografowania kosmicznego, wnioski:

- ruch statku kosmicznego po innej orbicie, nie przechodzącej przez środek Ziemi, wymaga zastosowania /przyłożenia/ dodatkowej siły;

- płaszczyzna orbity statku kosmicznego zachowuje niezmienioną orientację w stosunku do osi wszechświata, tym samym /za wyjątkiem orbit równikowych/ zmienia swe położenie w stosunku do powierzchni Ziemi. Prędkość kątowa Ziemi równa się $15{,}048^{\circ}$ /h ślad takiej orbity na powierzchni Ziemi będzie się przesuwał ze wschodu na zachód z taką samą prędkością kątową;

- kształt orbity zależy od jej mimośrodu:

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \qquad /30.2/$$

gdzie: a i b - są półosiami orbity;

Wejście statku kosmicznego na jedną z uprzednio wymienionych orbit zależy od wielkości i kierunku prędkości początkowej;

- w przypadku orbity eliptycznej statek kosmiczny będzie miał prędkość największą w perigeum, a najmniejszą w apogeum. Prędkość statku poruszającego się po orbicie eliptycznej można określić z wzoru:

$$V_e = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{e} \right)} \qquad /30.3/$$

a dla orbity kołowej, przy a = b = r prędkość ta równa się:

$$V_k = \sqrt{\mu / r} \qquad /30.4/$$

gdzie:

r - jest odległością od środka Ziemi i oblicza się ją z zależności $r = r_o + h_f$, zaś r_o - jest promieniem Ziemi i równa się 6371 km.

Elementy orbity oraz elementy jej orientacji przedstawiono na rysunku 30.3. Do najważniejszych należy sześć następujących elementów:

1/ połowa wielkiej osi a;

2/ mimośród e;

3/ kąt nachylenia płaszczyzny orbity względem płaszczyzny odniesienia i;

4/ długość węzła wstępującego /odległość kątowa węzła wstępującego od linii przenikania płaszczyzny orbity i płaszczyzny odniesienia w Układzie Słonecznym - od punktu równonocy wiosennej Ω /;

5/ apogeum lub aphelium;

6/ chwila przejścia przez apogeum lub aphelium /T_0/.

W zależności od wartości tych elementów odróżnia się wiele rodzajów orbit. Dzieli się je w zależności od nachylenia, kierunku ruchu statku kosmicznego i wysokości lotu.

Dla fotografowania satelitarnego największe znaczenie mają orbity kołowe i eliptyczne:

- orbita kołowa jest to taka orbita, gdy odległość od środka Ziemi do perigeum i apogeum są równe;

- orbita eliptyczna jest to orbita zamknięta, której odległość do perigeum jest mniejsza od odległości do apogeum.

Według kąta nachylenia orbity dzielą się na biegunowe, nachylone i równikowe;

- orbita biegunowa jest to orbita kołowa lub eliptyczna, której płaszczyzna przechodzi przez oś obrotu Ziemi / $i = 90^\circ$ /;

- orbita nachylona jest wówczas, gdy $0 < i < 90^\circ$, lub $90^\circ < i < 180^\circ$;

- orbita równikowa jest to również orbita kołowa lub eliptyczna, której płaszczyzna pokrywa się z płaszczyzną równika.

W przypadku orbit równikowych odróżnia się jeszcze tzw. orbity stacjonarne, na których ruch obiektu kosmicznego jest zsynchronizowany z ruchem obrotowym danego ciała; w przypadku Ziemi będą to orbity geostacjonarne dla których prędkość kątowa statku kosmicznego będzie się równała prędkości kątowej obrotu Ziemi. Ma to miejsce wówczas gdy statek kosmiczny znajduje się w odległości 42 138 km od środka Ziemi, a więc około 35 786 km od jej powierzchni.

Uwzględniając kierunek wprowadzenia statku kosmicznego na orbitę w stosunku od ruchu Ziemi, orbity dzielą się na bezpośrednie i wsteczne. Orbita bezpośrednia jest to orbita, po której ruch statku kosmicznego odbywa się zgodnie z kierunkiem ruchu obrotowego Ziemi / $i < 90^\circ$/ ; natomiast orbity, przy których ruch obiektu kosmicznego odbywa się w kierunku przeciwnym / $90^\circ < i$ / nazywają się orbitami wstecznymi. Przy orbicie bezpośredniej do prędkości początkowej statku kosmicznego dodaje się prędkość liniową obrotu Ziemi /0,465 km/s/, a przy orbicie wstecznej prędkość tę się odejmuje.

Ze względu na wysokość lotu statku kosmicznego orbity można podzielić na trzy grupy:

1/ do 500 km; na tych wysokościach krąży większość wojskowych satelitów rozpoznawczych, niektóre satelity meteorologiczne oraz załogowe statki i stacje kosmiczne;

2/ od 500 do 2000 km; na tych wysokościach krążą satelity do badania zasobów ziemskich, większość satelitów meteorologicznych, satelity geodezyjne, astronomiczne i inne;

3/ od 35 000 do 40 000 km; na wysokościach tych znajdują się niektóre satelity łącznościowe, meteorologiczne oraz obserwacyjne wojskowe.

Uwzględniając moment przelotu satelity fotograficznego nad danym obszarem stosuje się tzw. orbity synchroniczne. Orbitą synchroniczną nazywa się orbitę, na której ruch obiektu kosmicznego jest zsynchronizowany z ruchem dowolnego ciała niebieskiego. Np. orbita słoneczno-synchroniczna jest taką orbitą, na której ruch statku kosmicznego jest zsynchronizowany z ruchem pozornym Słońca. Wówczas statek będzie przelatywał nad tymi samymi obszarami zawsze o jednakowej porze doby, co jest niezwykle istotne dla satelitów fotografujących lub obrazujących powierzchnię Ziemi.

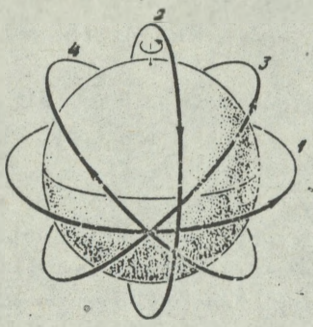
Ponadto przy planowaniu wykonania zdjęć i obrazów satelitarnych ważna jest znajomość /oprócz elementów orientacji orbity/ okresu obiegu, prędkości liniowej statku w stosunku do powierzchni Ziemi, czasu aktywnej działalności oraz możliwość manewrowania na orbicie. Znając powyższe dane, parametry aparatury fotograficznej i obrazowej oraz sposób przekazywania zdjęć i obrazów na Ziemię, można zaprojektować wykonanie zdjęć satelitarnych wykorzystując podobną metodykę i wzory, jakie podano w drugiej części niniejszego podręcznika, przy planowaniu lotu fotogrametrycznego.

Trzeba uwzględniać fakt, że wymienione uprzednio czynniki zakłócające ruch statku kosmicznego będą hamowały jego ruch i praktycznie niskie i średnie orbity wokółziemskie będą orbitami otwartymi. Systematycznie będą ulegały zmianie parametry orbity /głównie wymiary i okres obiegu/. Zmieniać się więc będzie jej kształt i tak na przykład każda z orbit eliptycznych będzie dążyła do przyjęcia kształtu orbity kołowej, jeśli wcześniej satelita nie wejdzie w gęste warstwy atmosfery i nie ulegnie zniszczeniu.

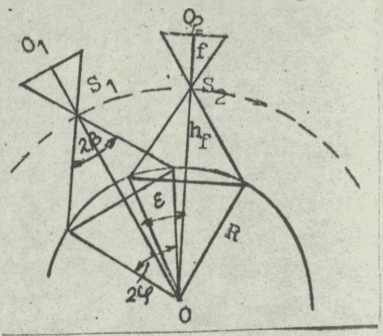
30.4 Cechy charakterystyczne fotografowania kosmicznego

Fotografowanie kosmiczne, w porównaniu z lotniczym, ma wiele nowych właściwości. Do najważniejszych można zaliczyć następujące:

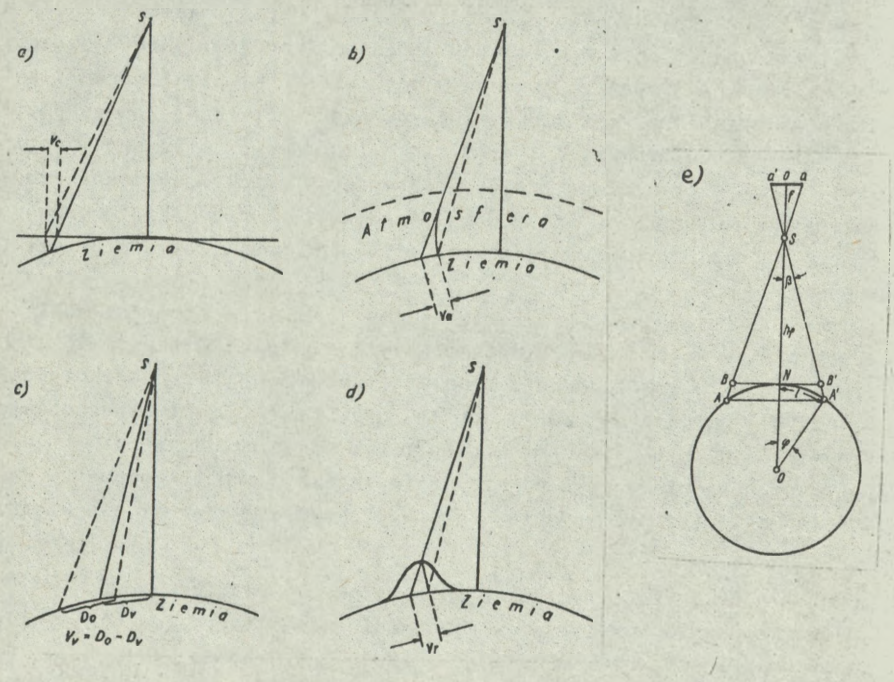
1. Duża wysokość fotografowania, rzędu setek, tysięcy, a nawet dziesiątki tysięcy kilometrów oraz, w zależności od parametrów orbity, możliwość dużych zmian tych wysokości w trakcie pojedynczego okrążenia. Powoduje to małą skalę zdjęć kosmicznych, równocześnie możliwość objęcia jednym zdjęciem znacznych obszarów globu ziemskiego.



Rys.30.4. Rodzaje orbit sztucznych satelitów: 1 - równikowa, 2 - polarna, 3 - bezpośrednia, 4 - wsteczna.



Rys.30.6. Pokrycie podłużne zdjęć satelitarnych w przypadku orbity kołowej.



Rys.30.5. Geometria zdjęcia satelitarnego. Wpływy: a/ krzywizny Ziemi, b/ refrakcji atmosferycznej, c/ nachylenia kamery, d/ rzeźby terenu; e/ elementy pionowego zdjęcia satelitarnego.

2. Duża prędkość lotu oraz w zależności od parametrów orbity możliwość dużych zmian tej prędkości w trakcie jednego okrążenia, co wymaga wyposażenia kamery w automatyczną kompensację zmazu fotograficznego.

3. Ciągły ruch obrotowy Ziemi w stosunku do płaszczyzny orbity również będzie wymagał zastosowania odpowiednich urządzeń kompensacyjnych, szczególnie przy obrazowaniu terenu za pomocą skanerów.

4. Duże zmiany oświetlenia w czasie jednego okrążenia, począwszy od pełnego oświetlenia słonecznego aż do warunków nocnych, wymagają zastosowania pełnej automatyzacji przy określaniu i ustawianiu wielkości ekspozycji oraz przy włączaniu i wyłączaniu aparatury.

5. Na jakość geometryczą zdjęć oraz na warunki optyczne fotografowania wpływa cała warstwa atmosfery ziemskiej, podczas gdy w fotografii lotniczej tylko jej część przyziemna.

6. Na właściwości geometryczne zdjęć kosmicznych istotny wpływ wywiera krzywizna Ziemi, wynika to z dużego zasięgu pojedynczego zdjęcia. Utrudnia to zastosowanie klasycznej aparatury fotogrametrycznej wykorzystywanej do opracowania zdjęć lotniczych.

7. Przy konstrukcji kosmicznej aparatury fotograficznej należy uwzględniać wpływ nieważkości, próżni oraz bardzo niskich temperatur.

8. Z wyżej przedstawionych wymagań i cech charakterystycznych fotografowania kosmicznego wynika, że kamera fotograficzna przeznaczona do pracy na statku kosmicznym powinna być w pełni zautomatyzowana, powinna posiadać blok sterowania umożliwiający zdalne kierowanie pracą kamery zarówno z pokładu statku, jak i z Ziemi. Ponadto powinna być wyposażona w urządzenie elektroniczne do rejestracji danych pomocniczych ułatwiających późniejsze dowiązanie zdjęć, jak i ich korekcję geometryczną i radiometryczną.

Wymienione cechy wywierają odpowiedni wpływ na konstrukcję aparatury, na metodykę fotografowania i obrazowania kosmicznego, na sposoby dostarczania zdjęć i obrazów na Ziemię oraz na metody ich wykorzystania.

30.5. Właściwości zdjęć kosmicznych.

Szereg wymienionych wyżej cech wywiera istotny wpływ na właściwości geometryczne zdjęć satelitarnych. Na rysunku 30.5 przedstawiono wpływ krzywizny Ziemi, atmosfery, nachylenia kamery oraz ukształtowania pionowego terenu na jakość pomiarową zdjęć satelitarnych.

Wyżej wymienione właściwości powodują, że chociaż parametry techniczne zdjęć lotniczych i kosmicznych są wyznaczone przez te same elementy, to jednak dla zdjęć kosmicznych ich wpływ jest nieco inny, a geometria zdjęcia satelitarnego bardziej złożona.

Przeanalizujemy przypadek zdjęcia pionowego oraz wpływ tylko krzywizny Ziemi. Na rysunku 30.5 oznaczono: h_f - wysokość orbity /fotografowania/, f - długość ogniskowej kamery satelitarnej, β - połowa kąta pola widzenia obiektywu, R - promień Ziemi.

Pionowe zdjęcie satelitarne będzie miało zmienną skalę; w punkcie nadiru /N/ skala będzie największa i określi ją stosunek:

$$\frac{1}{M} = \frac{f}{h_f}$$

W miarę oddalania się od środka ku brzegom, skala będzie się zmniejszała, a jej średnią wartość wyrazi stosunek odcinka prostego na zdjęciu do łuku na powierzchni Ziemi. Ponieważ odległość AS we wzorze nie zmienia

$$\frac{1}{M} = \frac{oa}{\widehat{AN}} = \frac{aS}{\widehat{AS}} \qquad /30.5/$$

się proporcjonalnie do zmian odcinka aS, więc zmianę skali będzie charakteryzowała różnica odcinków - AB.

Z rysunku 30.5e wynika, że

$$AS = s = h_f + R/1 - \cos\varphi/\sec\varphi \qquad /30.6/$$

$$\widehat{AN} = l = R\varphi, \quad \text{lub} \quad l = \frac{2\pi R\varphi}{360^o}$$

gdzie $\varphi = \arcsin\left/ \frac{R + h_f}{R} \sin\beta \right/ - \beta$

Odcinek co jest wielkością pomierzoną na zdjęciu, zaś

$$aS = \left[/oa/^2 + f_k^2\right]^{\frac{1}{2}}$$

Ze wzoru /30.5/i/30.6/ można obliczyć wszystkie niezbędne elementy liniowe i kątowe zdjęcia satelitarnego. Np. obszar terenu, jaki obejmuje jedno zdjęcie będzie zależał bezpośrenio od wysokości orbity i kąta pola widzenia kamery, więc przy kwadratowym formacie zdjęcia będzie się równał:

$$S \cong 4\, l^2 \qquad /30.7/$$

Pokrycie podłużne zdjęć satelitarnych liczy się, podobnie jak przy zdjęciach lotniczych, zgodnie z kierunkiem lotu statku kosmicznego. Dla orbit kołowych i biegunowych, jeśli τ_i jest odstępem czasu pomiędzy wykonaniem kolejnych zdjęć, zaś ε_i - kątem pomiędzy głównymi promieniami kolejnych zdjęć, pokrycie podłużne można obliczyć ze wzoru:

$$P = \frac{2\varphi - \varepsilon}{2\varphi} \; 100\% \qquad /30.8/$$

lub:

$$P = 1 - \frac{\varepsilon}{\arcsin\left(\frac{R + h_f}{R} \sin\beta\right) - \beta}$$

Wartość kąta ε oblicza się z zależności:

$$\varepsilon = \frac{\tau}{\tau_s} 360^0$$

gdzie:

τ_s - jest czasem obiegu statku kosmicznego wokół Ziemi.

Przy nachyleniu orbity wzór ten przyjmuje bardziej złożoną postać, gdyż trzeba w nim uwzględniać jeszcze wartość kąta nachylenia.

Pokrycie poprzeczne wynika głównie z ruchu obrotowego Ziemi wokół swej osi. Przy kolejnym obiegu Ziemia obróci się o kąt λ, który oblicza się z zależności

$$\lambda = 2\pi\omega\sqrt{(R + h_f)^3 : \mu} \qquad /30.9/$$

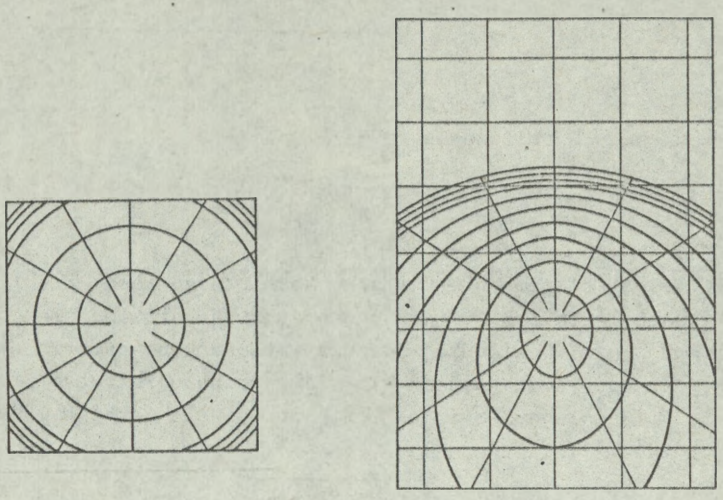
gdzie:

ω - jest prędkością kątową obrotu Ziemi, a μ - współczynnikiem grawitacyjnym.

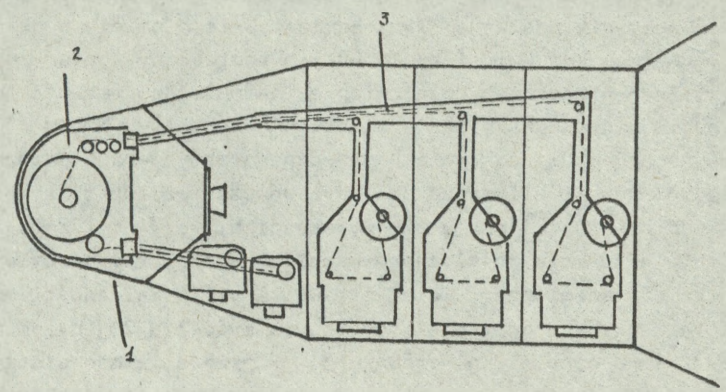
Wówczas pokrycie poprzeczne Q można obliczyć na podstawie tych samych wzorów co pokrycie podłużne, lecz zamiast kąta ε należy podstawić wartość λ. Wówczas kąt φ musi być oparty o poprzeczny wymiar zdjęcia.

Pokrycie poprzeczne będzie zmienne; najmniejszą wartość będzie miało na równiku, największą zaś - na biegunach orbity. Wzory /30.8 i 9/ oraz ich pochodne dla pokrycia poprzecznego przybierają bardziej złożoną postać dla orbit eliptycznych, gdyż wówczas wzdłuż trasy przelotu statku kosmicznego zmieniają się wysokości h_f, a więc i kąty φ oraz ε.

Geometria zdjęcia kosmicznego kompliku je się przy nachyleniach osi głównej kamery kosmicznej. Dalej nie wnika się w zależności matematyczne; zainteresowanych odsyła się do innych źródeł [73] natomiast dla ilustracji tego problemu na rysunku 30.7 przedstawiono siatkę geograficzną składającą się z kół wielkich i almukantaratów naniesioną na zdjęcie przy pionowym położeniu oraz przy nachyleniu osi kamery /nachylenia dokonano wzdłuż jednego z kierunków głównych, w innych przypadkach siatka będzie jeszcze bardziej skomplikowana/. W powyższych rozważaniach jedynie zwraca się uwagę, że kartograficzne wykorzystanie zdjęć kosmicz -



Rys.30.7. Siatka geograficzna złożona z kół wielkich i almukantaratów nanieciona na zdjęcie satelitarne: a/ pionowe, b/ nachylone.



Rys.30.8. Schemat rozmieszczenia kamer pomiarowych na satelicie: 1 - zasobnik powracający z filmem na Ziemię, 2 - kaseta z filmem, 3 - kanał transportu naświetlonej błony fotograficznej.

nych, w porównaniu z plonowymi zdjęciami lotniczymi, będzie nastręczało więcej trudności. Będzie wymagało zastosowania specjalnej metodyki opracowania lub nawet specjalnej aparatury fotogrametrycznej.

30.6. Aparatura fotograficzna i obrazowa statków kosmicznych.

Współczesne statki kosmiczne mogą posiadać następującą aparaturę służącą do fotografowania lub obrazowania powierzchni Ziemi i innych ciał niebieskich Układu Słonecznego:

1/ aparaturę fotograficzną, w tym:
- pomiarowe kamery fotograficzne /kadrowe, panoramiczne, wielospektralne/;
- rozpoznawcze kamery fotograficzne /kadrowe, panoramiczne, szczelinowe, wielospektralne/;
- specjalne kamery fotograficzne /np. gwiezdne/;

2/ aparaturę obrazową, w tym;
- aparaturę telewizyjną;
- aparaturę termalną /skanery podczerwieni/;
- skanery wielospektralne;
- aparaturę radiotermolokacyjną;
- radiolokacyjną aparaturę obrazową.

Zasadę działania wymienionych rodzajów aparatury już charakteryzowano w poprzednich rozdziałach, dlatego niżej zwraca się uwagę jedynie na te cechy, które różnią tę aparaturę od aparatury lotniczej.

Kamery pomiarowe. Są one przeznaczone do fotografowania kosmicznego dla celów fotogrametrii i kartografii. Zdjęcia wykonane tymi kamerami powinny mieć dokładność geometryczną obrazu poniżej 10 µm, zachowują dobre właściwości fotograficzne. Do niedawna problemy kartografii satelitarnej nie należały do zagadnień pierwszoplanowych w zwiadzie kosmicznym, dlatego do tych celów wykorzystano pomiarowe kamery lotnicze adaptowane doraźnie do potrzeb kosmicznych /np. kamery Wild RC, Hasselblad i inne/. W ostatnich latach pojawiły się już i statki kosmiczne, i kamery fotograficzne, których głównym zadaniem jest wykonywanie zdjęć pomiarowych i dostarczanie ich z orbity wokółziemskiej na Ziemię. Zasadę pracy takiego statku na orbicie przedstawiono na rysunku 30.8

Kamery rozpoznawcze. Są przeznaczone do fotografowania dla celów ogólnoprzeglądowych oraz do fotointerpretacji szczegółowej. Do celów ogólnoprzeglądowych wykorzystuje się przeważnie kamery o długościach ogniskowych nie przekraczających jednego metra, natomiast do rozpoznania szczegółowego - aparaturę o możliwie najdłuższych ogniskowych rzędu kilku i więcej metrów. Dla przykładu w tabeli 30.1 podaje się możliwości

rozpoznawcze kamer stosowanych do rozpoznania wojskowego na satelitach amerykańskich programu "110" /dawniej "Samos"/.

Tabela 30.1

Zdolność rozdzielcza /w metrach/ zdjęć otrzymanych za pomocą kamer fotograficznych satelity "Samos".

Wysokość orbity /km/	Zdolność rozdzielcza błony fotograficznej w liniach na mm	Długość ogniskowej w mm		
		305	915	3660
190	40	16,09	5,33	1,34
240	40	20,11	6,86	1,68
190	100	6,43	2,13	0,54
240	100	8,05	2,68	0,67

Kamery panoramiczne i wielospektralne. Wykorzystuje się je zarówno do celów pomiarowych, jak i rozpoznawczych. Ogniskowe kamer panoramicznych mają długość od kilkudziesięciu centymetrów do kilku metrów, kamer zaś wielospektralnych - od 50 do 300 mm. Niektóre typy tych kamer już omawiano uprzednio w rozdziałach 22 i 23.

Kamery gwiezdne. Służą one do określenia bieżącego położenia statku kosmicznego. Przy synchronicznej pracy kamery gwiezdnej z pozostałą aparaturą można później, na podstawie zdjęć nieba, określać współrzędne środka rzutu.

Aparatura telewizyjna. Jest ona stosowana do obserwowania i obrazowania powierzchni Ziemi i innych ciał niebieskich, ponadto wykorzystuje się ją do przesyłania informacji obrazowej z pokładu statku kosmicznego na Ziemię. Wiele typów kosmicznej aparatury telewizyjnej przedstawiono w rozdziale 25.

Skanery wielospektralne oraz skanery podczerwieni. Należą one do aparatury obrazowej obecnie najczęściej stosowanej, zarówno do celów rozpoznawczych, jak i przeglądowych. Znajdują się więc na satelitach służących do badania zasobów ziemnych, wojskowych satelitach rozpoznawczych, satelitach meteorologicznych oraz w sondach międzyplanetarnych. Skanery wielospektralne pracują w paśmie 0,38 - 1,10 μm, zaś skanery podczerwieni - w podczerwieni bliskiej i średniej. Niektóre urządzenia mogą pracować w obu wymienionych zakresach, równocześnie lub na przemian.

Obrazowa aparatura radiotermolokacyjna. Ze względu na dość niską jakość obrazu ma jeszcze niewielkie zastosowanie. Wykorzystywano ją tyl-

ko na niektórych satelitach meteorologicznych /np. "Nimbus-3"/. W charakterze czujników - ma dość szerokie zastosowanie militarne.

Aparatura radiolokacyjna. Głównie wykorzystuje się ją do zobrazowania powierzchni planet pokrytych gęstą powłoką atmosfery. Między innymi w ten sposób, przez gęste warstwy chmur, otrzymano obrazy radiolokacyjne powierzchni planet Wenus. Odmianę radaru, tzw. skatterometr, stosuje się w badaniach dalekich planet Układu Słonecznego.

31. WAŻNIEJSZE PROGRAMY FOTOGRAFOWANIA I OBRAZOWANIA KOSMICZNEGO

Fotografowanie i obrazowanie powierzchni Ziemi w przestrzeni kosmicznej wykonuje się z różnych obiektów kosmicznych, jednak główną rolę spełniają, przede wszystkim sztuczne satelity Ziemi. Są to satelity meteorologiczne, satelity technologiczne służące do badania zasobów ziemskich oraz wojskowe satelity rozpoznawcze.

31.1. Satelity meteorologiczne.

Radzieckie satelity meteorologiczne.

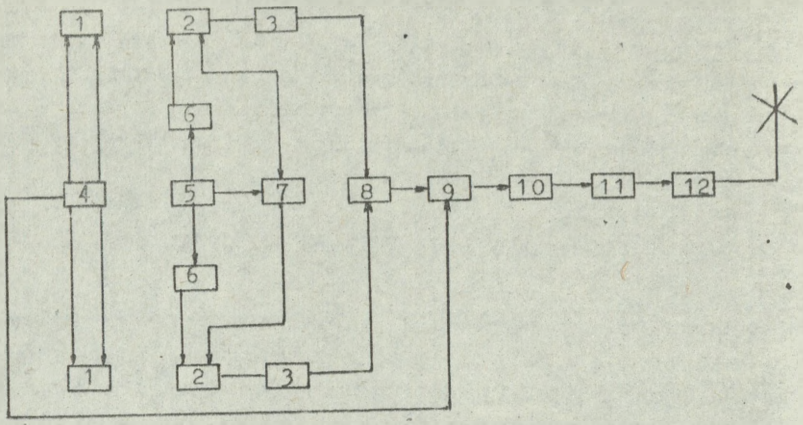
Pierwsze loty kosmiczne z obrazową aparaturą meteorologiczną na pokładzie odbyły się w 1958 r. /"Sputnik-3"/; następne przeprowadzono w latach 1963-69 za pomocą sztucznych satelitów Ziemi "Kosmos-14" i "Kosmos-23". Jednak pierwszym radzieckim satelitą meteorologicznym w pełnym tego słowa znaczeniu był "Kosmos-122", którego umieszczono na orbicie kołowej o wysokości około 650 km i nachyleniu $i=65^{\circ}$. Satelita ten wyposażony w następującą aparaturę:

1/ aparaturę telewizyjną, składającą się z dwóch kamer, które odbierały promieniowanie w paśmie 0,5-0,7 μm i przesyłały obrazy tylko wówczas, gdy satelita znajdował się po oświetlonej części orbity. Aparatura umożliwiała otrzymywanie obrazów pasa terenu o szerokości około 1 000 km, a zdolność rozdzielcza w stosunku do terenu wynosiła 1,25 km;

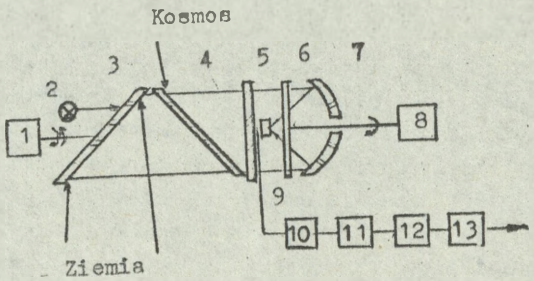
2/ aparaturę na podczerwień również typu telewizyjnego, która odbierała promieniowanie gdy satelita znajdował się w zaciemnionej części orbity. Aparatura pracowała w paśmie 8-12 μm, a rozdzielczość obrazów była rzędu 15 km;

3/ aparaturę aktynometryczną, badającą intensywność promieniowania emitowanego przez Ziemię w przedziale spektralnym 0,3-30 μm. Informację otrzymywano w postaci numerycznej, a opracowania danych dokonywano na maszynie cyfrowej.

Późniejsze satelity meteorologiczne wysyłane w ramach serii "Kosmos" tworzyły tak zwany system "Meteor". Pierwszy system powstał z satelitów



Rys.31.1. Schemat blokowy aparatury telewizyjnej satelity "Meteor": 1 - obiektywy, 2 - lampy telewizyjne, 3 - wzmacniacze wstępne, 4 - blok sterowania programowego, 5 - wzorzec czasu, 6 - odchylanie pionowe i podłużne, 7 - blok impulsów synchronizujących, 8 - komutator, 9 - wzmacniacz liniowy, 10 - pamięć magnetyczna, 11 - formowanie sygnału, 12 - nadajnik.



Rys.31.2. Schemat funkcjonalny skanera podczerwieni satelity "Meteor": 1 - silnik skanera, 2 - wzorcowe źródło światła, 3 - zwierciadło wybierające, 4 - dysk modulatora, 5 - filtr interferencyjny, 6 - dysk modulatora, 7 - zwierciadło paraboliczne, 8 - silnik modulatora, 9 - detektor, 10 - wzmacniacz wstępny, 11 - wzmacniacz, 12 - detektor synchroniczny, 13 - filtr niskiej częstotliwości.

"Kosmos-144" i "Kosmos-156", wystrzelonych w 1967 r. na orbitę o wysokości 630 km i nachyleniu i=81,2°. Następne satelity tego systemu wystrzeliwano w taki sposób, aby w kosmosie znajdowały się równocześnie 2-3 aktywnie działające satelity meteorologiczne. Ich aparatura obrazowa była podobna jak na satelicie "Kosmos-122".

Począwszy od 1969 r. rozpoczęto umieszczenie w kosmosie specjalnych satelitów o nazwie "Meteor". W 1971 r. zmieniono ich orbitę z 630 na 900 km. Począwszy od 1974 r. pojawiły się eksperymentalne satelity meteorologiczne "Meteor", a od 1975 r. - udoskonalone operacyjne satelity meteorologiczne drugiej generacji "Meteor-2".

Satelity "Meteor-2". Posiadają one następującą aparaturę:

1/ skanerowy telefotometr pracujący w paśmie fal widzialnych od 0,5 do 0,7 μm i przekazujący obrazy w prawie realnej skali czasu. Obrazuje on pas terenu o szerokości 2100 km, rozdzielczość obrazu wynosi 2 km;

2/ skanerową aparaturę telewizyjną pracującą w paśmie 0,5-0,7 μm wyposażoną w pokładowe urządzenia do rejestracji obrazów. Obejmuje ona pas terenu o szerokości 2200 km, a rozdzielczość obrazów wynosi 1 km;

3/ skaner podczerwieni odbierający promieniowanie w paśmie 8-12 μm, również mający urządzenie do pokładowej rejestracji obrazów. Obejmuje on pas terenu o szerokości 2600 km, a obrazy mają rozdzielność 8 km.

Aparatura telewizyjna i skanerowy telefotometr pracują tylko wówczas, gdy satelita znajduje się po oświetlonej stronie Ziemi, a skaner podczerwieni zarówno przy położeniu satelity po oświetlonej jak i zaciemnionej części globu ziemskiego.

Ponadto na pokładzie satelity znajduje się ośmiokanałowy skaner podczerwieni /zakresy kanałów od 11,10 do 18,70 μm/, który obejmuje pas terenu o szerokości 1000 km z rozdzielczością kątową 2°; służy on do pomiaru temperatury atmosfery.

Satelity eksperymentalne "Meteor" najpierw umieszczano na orbicie o wysokości 900 km i nachyleniu 81,2°, a od roku 1977 na orbitach o parametrach: wysokość h_f=650 km oraz nachylenie i=98°. Wyposaża się je w dwa zestawy aparatury: standardową i eksperymentalną.

Zestaw standardowy składa się z następującej aparatury obrazowej:

1/ skanera wielospektralnego MSU-M o małej zdolności rozdzielczej; odbiera on promieniowanie w czterech pasmach: 0,5-0,6, 0,6-0,7, 0,7-0,8 i 0,8-1,1 μm. Obejmuje pas terenu o szerokości 1900 km; rozdzielczość obrazów wynosi 1,7 km²;

2/ skanera wielospektralnego MSU-S o średniej zdolności rozdzielczej; posiada on dwa kanały: 0,5-0,7 i 0,7-1,1 μm. Obejmuje pas terenu o szerokości 1300 km i rozdzielczości obrazu 0,28 km².

3/ aparatury termalnej "Łastoczka-65" pracującej w paśmie 8,0-12,5 um obejmuje ona pas terenu o szerokości 930 km i obrazuje teren ze zdolnością rozdzielczą 16 km.

Ponadto w skład zestawu standardowego wchodzi spektrometr-interferometr odbierający promieniowanie w paśmie 6,25-25,0 μm oraz radiometry mikrofalowe pracujące w pasmach 0,8, 1,35 i 8,5 cm.

Zestaw aparatury eksperymentalnej prawie na każdym satelicie był inny. Na uwagę zasługuje satelita eksperymentalny "Meteor" /nr 30/, umieszczony w kosmosie dnia 18.06.1980 r. Posiada on następujące wyposażenie:

1/ aparaturę standardową składającą się ze skanerów wielospektralnych MSU-M i MSU-S łącznie z urządzeniami do pokładowej rejestracji obrazów. Ponadto ma dwa radiometry pracujące w pasmach fal decymetrowych i centymetrowych;

2/ dwa skanery wielospektralne: jeden MSU-E, o wysokiej zdolności rozdzielczej, odbierający promieniowanie w trzech pasmach i drugi, MSU-SE, o średniej zdolności rozdzielczej, pracujący w czterech pasmach /w zakresie fal widzialnych i bliskiej podczerwieni/. Pierwszy skaner obrazuje teren w pasie o szerokości 30 km z rozdzielczością 60 m, drugi - w pasie o szerokości 600 km z rozdzielczością 170 m;

3/ skaner wielospektralny "Fragment" o wysokiej zdolności rozdzielczej. Posiada on pokładowy system kodowania i rejestracji obrazów oraz urządzenie do przesyłania informacji w formie cyfrowej. Skaner "Fragment" pracuje w ośmiu kanałach zawartych w przedziale spektralnym od 0,4 do 2,4 μm. Obrazuje pas terenu o szerokości 85 km z rozdzielczością 80 m.

Rodzaj i dokładność aparatury obrazowej wskazuje, że satelita ten może wykonywać zadania podobne do tych, jakie wykonują satelity technologiczne badające środowisko ziemskie.

Amerykańskie satelity meteorologiczne.

Pierwsze próby z aparaturą do badań meteorologicznych przeprowadzono w USA w roku 1959 za pomocą satelitów "Vanguard-2" i "Explorer-7". Następnie w latach 1960-1965 uruchomiono satelitarny system meteorologiczny TOS /Tiros Operational System/ na bazie satelitów "TIROS" /Television and Infrared Observation/.

Satelity "TIROS" miały kształt płaskiego walca o masie około 140 kg. Wysyłano je na orbity eliptyczne o wysokości rzędu 700÷850 km. Posiadały one aparaturę telewizyjną i aktynometryczną. Ostatnie z satelitów wysyłanych w tym programie miały układ samoczynnego przekazywania obrazów APT /Automatic Picture Transmision/, dzięki któremu obrazy pokrywy chmura były odbierane przez kilkadziesiąt stacji na kuli ziemskiej. Na satelitach

"TIROS" wypróbowano wiele nowych urządzeń, w wyniku czego powstała nowa wersja satelitów meteorologicznych "ESSA". Rozdzielczość obrazów otrzymywanych za pomocą aparatury APT, w zależności od kąta rozwarcia obiektywu wynosiła od 0,3 do 3,2 km. Podczas jednego obiegu Ziemi kamera przekazywała 8 obrazów telewizyjnych, każdy co 352 sekundy. W ten sposób otrzymywano obrazy całej oświetlonej części globu ziemskiego z pokryciem podłużnym wynoszącym 30%. Średni czas bezawaryjnej pracy kamery APT wynosił 7 miesięcy. Zastosowany w późniejszych wersjach satelitów "ESSA" unowocześniony system telewizyjny AVCS /Advanced Vidicon Camera System/ umożliwiał otrzymywanie i przesyłanie 12 obrazów z oświetlonej części orbity z pokryciem podłużnym p=50% /na pokrycie całego globu ziemskigo w tem sposób potrzebne są 144 obrazy/. W roku 1970 satelity programu "ESSA" zostały zamienione najpierw przez satelity "ITOS" /Improved Tiros Operational Satellite/, a następnie "NOAA" /National Oceanic and Atmospheric Administration/.

Satelia "ITOS" miał kształt równoległościanu o wymiarach 102x102x125 cm i masie 306 kg. Średni czas bezawaryjnej pracy na orbicie wynosił około jednego roku. Aparatura obrazowa satelity mogła pracować w jednym z następujących wariantów: w dzień lub w nocy, z bezpośrednim przekazem informacji lub zapisem pokładowym. Aparatura podstawowa pracowała w paśmie fal widzialnych i przyległej podczerwieni /0,50-0,75 μm/, składała się z dwóch widikonów.

Kamera APT o kącie rozwarcia $2\beta = 90^{\circ}$ posiadała zmniejszoną rozdzielczość z 800 do 600 linii. W punkcie podsatelitarnym zdolność rozdzielcza obrazów w stosunku do terenu wynosiła 3,7 km, a na brzegach 7,4 km. Kamera AVCS miała ekran składający się z 833 linii i przekazywała obrazy o zdolności rozdzielczej 3,0 km w środku i 4,7 km na brzegach obrazu. Obejmowała pas terenu o szerokości 3336 km. Przekazywała obrazy w 10 gradacjach półtonów /przy przekazywaniu bezpośrednim w 12-tu/; pokrycie podłużne wynosiło 50%.

Skaner podczerwieni satelity "ITOS" pracował w paśmie 10,5-12,5 μm oraz w paśmie widzialnym 0,52-0,73 μm. Zdolność rozdzielcza obrazów otrzymywanych w podczerwieni wynosiła 7,4 km, a w kanale widzialnym 3,7km. Jakość obrazów otrzymywanych w paśmie fal widzialnych była lepsza niż obrazów z APT, dlatego kanał ten uważano za rezerwowy dla obu systemów APT i AVCS.

Radiometr płaski odbierał promieniowanie w paśmie od 0,3 do 30 μm; służył do pomiaru bilansu promieniowania cieplnego emitowanego z Ziemi.

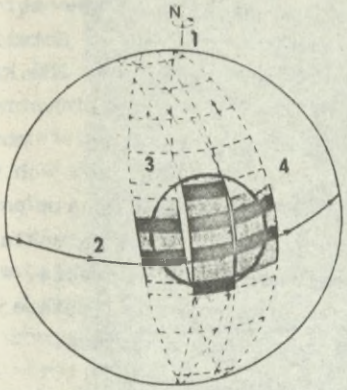
Satelita "NOAA-1" posiadał cztery kamery telewizyjne: dwie z nich pracowały w systemie pokładowej rejstracji danych i dwie pozostałe w syste-

nie przekazywania obrazu w czasie prawie rzeczywistym. Na satelicie zainstalowano również skaner podczerwieni z rozszerzonym odbiorem na pasmo fal widzialnych. Ponadto istniała możliwość instalowania jeszcze innej aparatury.

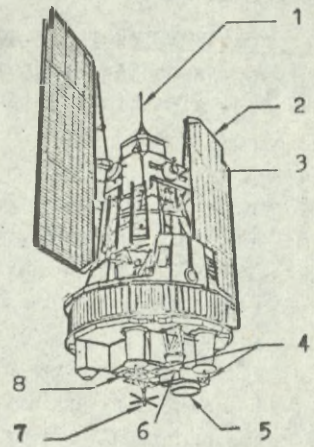
Satelita "NOAA-2" i kilka następnych z tej serii nie posiadały kamer telewizyjnych pracujących w systemie APT, natomiast były wyposażone w dwa radiometry skanerowe: radiometr bezpośredniej rejestracji oraz radiometr o bardzo wysokiej rozdzielczości.

Satelity NIMBUS. W 1964 r. równolegle do programu "TIROS" uruchomiono nową serię satelitów meteorologicznych "Nimbus". Satelity te umieszczano na orbitach o wysokości 1100 km i nachyleniu nieco powyżej 107°. Podstawową aparaturę stanowił system APT składający się z trzech kamer telewizyjnych, każda o kącie rozwarcia wynoszącym 37°. Kamera środkowa była skierowana pionowo, kamery boczne były nachylone pod kątem 35° w prawo i lewo. System ten umożliwiał sfotografowanie pasa terenu o szerokości 2500 km. Obrazy otrzymywano co 31 sekund i zapisywano na taśmie magnetycznej. Urządzenie rejestrujące miało pojemność 64 obrazów dla każdej z kamer. Przesyłanie informacji odbywało się na rozkaz z Ziemi, następnie zapis był ścierany. Oprócz aparatury APT każdy z satelitów posiadał jeszcze inne rodzaje aparatury badawczej. Np. na satelicie "Nimbus-5" znajdowała się ponadto następująca aparatura: spektrometr ultrafioletowy do badania ozonu w atmosferze, spektrometr z filtrem do badania pary wodnej w atmosferze, radiometr do określania profilu temperaturowego od powierzchni Ziemi do wysokości 64 km, radiometr podczerwieni do ciągłego obrazowania pokrywy chmur, spektrometr interferencyjny IRIS, spektrometr satelitarny SIRS i inne.

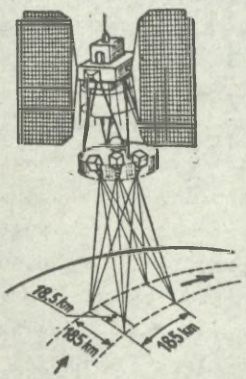
Geostacjonarne satelity meteorologiczne. Rozpoczęto je umieszczać w przestrzeni kosmicznej począwszy od 1966 r. Pierwszymi były satelity serii "ATS" /Application Technology Satellite/ noszące numery nieparzyste /1, 3 i 5/. Miały one kształt walca o wysokości i średnicy rzędu 1,5 m; umieszczono je na orbitach o wysokościach rzędu 36 000 km i nachyleniu 2°. Satelity "ATS" były stabilizowane za pomocą ruchu obrotowego samego satelity wokół osi równoległej do osi Ziemi. Tę zasadę wykorzystuje się również do mechaniczno-optycznego wybierania obrazu terenu za pomocą aparatury telewizyjnej. Oprócz aparatury telewizyjnej /opisanej w rozdziale 25/ wyposażenie satelity składało się jeszcze z różnorodnej aparatury badawczej, a aparatura łącznościowa umożliwiła dokonywanie 600 dwustronnych połączeń telewizyjnych i radiowych.



Rys.31.3. Schemat typowego pokrycia Ziemi obrazami telewizyjnymi aparatury APT satelity "Nimbus": 1 - oś obrotu Ziemi, 2 - kierunek obrotu Ziemi, 3 - kierunek orbity, 4 - obszar pokryty obrazami przy trzech kolejnych orbitach.



Rys.31.4. Satelita "Landsat-1": 1 - antena odbiornika rozkazów, 2 - baterie słoneczne, 3 - system kontroli wysokości, 4 - anteny nadajnika szerokopasmowego, 5 - aparatura MSS, 6 - antena dla pasma S, 7 - antena systemu zbierania informacji, 8 - aparatura RBV.



Rys.31.5. Sposób obrazowania powierzchni Ziemi za pomocą aparatury telewizyjnej RBV.

Satelity "SMS" /Synchroneus Meteorological Satelite/ rozpoczęto umieszczać na orbitach geostacjonarnych począwszy od 1974 r. Satelita ma kształt walca o wysokości 2,3 i średnicy 1,9 m; posiada masę 286 kg. Jest stabilizowany na orbicie poprzez obrót z prędkością kątową 100 obrotów/m Posiada następującą aparaturę obrazową: skaner wielospektralny umożliwiający otrzymywanie obrazów pokrywy chmur w ośmiu kanałach leżących w paśmie fal widzialnych /z rozdzielczością 0,9 km/i w jednym kanale podczerwieni /10,5-12,6 μm, rozdzielczość obrazów 7 km/. Ponadto na pokładzie znajduje się aparatura rejestrująca promieniowanie rentgenowskie, zjonizowane cząsteczki atmosfery, pole magnetyczne oraz aparatura zbierająca informacje pochodzące ze stacji meteorologicznych całego świata.

31.2. Satelity do badania środowiska ziemskiego

Program ERTS /Earth Recources Technology Satellite/.

Głównym zadaniem programu ERTS jest badanie środowiska ziemskiego, w tym zasobów ziemskich. Osiąga się to przez pozyskiwanie informacji obrazowej o powierzchni Ziemi w różnych przedziałach widmowych oraz wykorzystanie jej w wielu dziedzinach, takich jak geografia, geologia, rolnictwo leśnictwo, oceanografia i innych pokrewnych. Satelity tego programu współpracują również z naziemnymi stacjami meteorologicznymi, od których odbierają informacje i przekazują je następnie do ośrodków naziemnych. W każdym z kolejno wysyłanych satelitów tego programu rozszerzono zakres prac ubocznych.

W 1972 r. umieszczono na orbicie pierwszego satelitę tego programu - "ERTS-1" - następnie przemianowanego na "Landsat-1", w następnych latach trzy kolejne satelity, a przewiduje się i dalsze kontynuowanie tego programu.

Satelity "Landsat" są zbudowane na bazie satelity meteorologicznego "Nimbus". Masa satelity wynosi około 891 kg, w tym na ciężar użyteczny przypada 235 kg. Wysyła się je na orbity słoneczno-synchroniczne prawie kołowe, o wysokości około 920 km i nachyleniu i=99°. W ciągu jednej doby satelita dokonuje 14 obiegów Ziemi i fotografuje tylko oświetloną część jej powierzchni przekazując po 188 obrazów w każdym z odbieranych pasm widma. Orbitę satelity wybrano w taki sposób, aby w ciągu 18 dni można było zobrazować całą powierzchnię kuli ziemskiej /z wyjątkiem obszarów podbiegunowych/, a następnie satelita przystępuje do ponownego obrazowania . Aparatura umożliwia otrzymanie obrazów terenu w pasie o szerokości 185 km. Obrazy te posiadają pokrycie poprzeczne, które na równiku wynosi około 14%, na szerokości 40° - około 34% i na szerokości 60°- około 57%. Pokrycie podłużne wynosi 10%.

Satelita jest stabilizowany w stosunku do trzech osi. Posiada system korekcji i termoregulacji. System łączności zabezpiecza odbiór rozkazów z Ziemi i przesyłanie obrazów do ośrodków naziemnych. Dla rozkazów wykorzystuje się częstotliwości 2106,4 oraz 154,2 MNz, a dla radiotelemetrii - częstotliwości 2287,5 oraz 137,86 MNz.

W satelitach "Landsat-1" i "Landsat-2" aparatura obrazowa składa się z dwóch typów urządzeń:

1/ aparatury telewizyjnej RBV składającej się z trzech kamer wykorzystujących widikony z powrotnym biegiem promieni;

2/ skanera wielospektralnego MSS pracującego w czterech pasmach widma obejmujących fale widzialne i bliską podczerwień.

Oba typy urządzeń opisano w rozdziałach 25 i 27.

Skaner wielospektralny satelity "Landsat-3" posiada pięć kanałów:

I kanał	0,5 - 0,6 µm
II kanał	0,6 - 0,7 µm
III kanał	0,7 - 0,8 µm
IV kanał	0,8 - 1,1 µm
V kanał	10,4 - 12,6 µm

W pasmach zawartych w przedziale od 0,5 do 0,8 µm promieniowanie odbierają fotopowielacze elektronowe, w paśmie 0,8-1,1 µm fotodiody krzemowe, w paśmie 10,4-12,6 µm telurek rtęciowo-kadmowy HgCdTe.

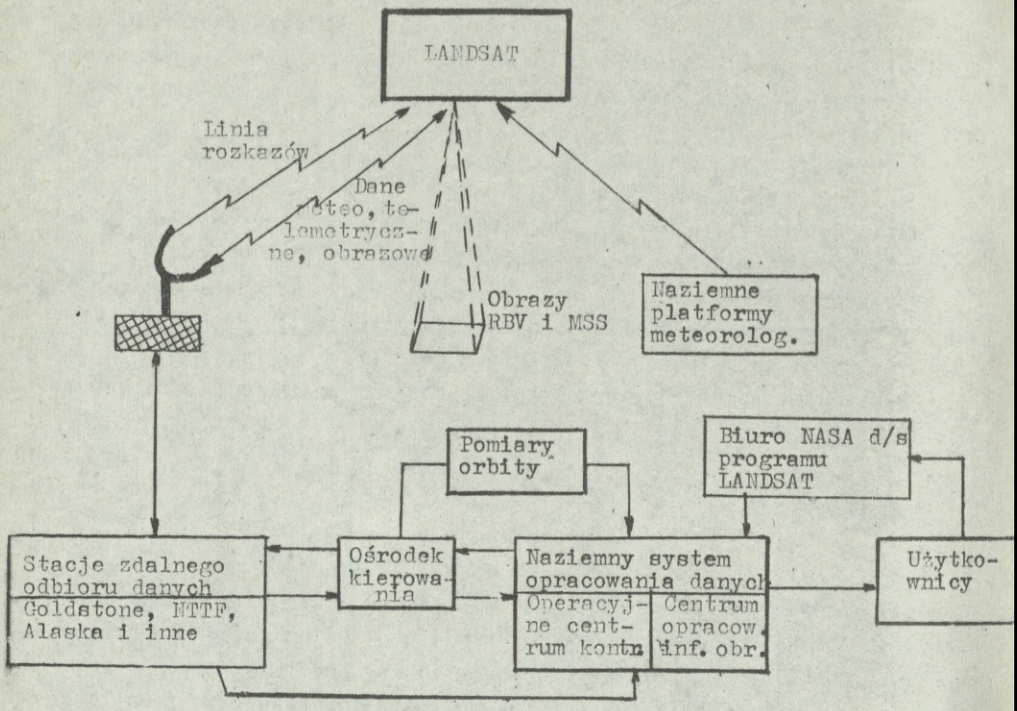
Dla satelity "Landsat-4" opracowano specjalny skaner do tematycznego kartowania /Thematic Mapper/. Posiada on siedem następujących kanałów:

I kanał	0,45 - 0,52 µm
II kanał	0,52 - 0,60 µm
III kanał	0,63 - 0,69 µm
IV kanał	0,76 - 0,90 µm
V kanał	1,55 - 1,75 µm
VI kanał	2,08 - 2,35 µm
VII kanał	10,40 -12,50 µm

Dla odbierania promieniowania w paśmie fal widzialnych i bliskiej podczerwieni wykorzystuje się detektory krzemowe, dla pasma podczerwieni średniej detektory krzemowo-indowe, a dla podczerwieni dalekiej detektory z telurku rtęciowo-kadmowego.

W programie "Landsat" przewidywano również zastosowanie pomiarowych kamer lotniczych. W skład takiego zestawu miała wchodzić następująca aparatura /wg F.J.Doyle'a/;

- kamera pomiarowa z obiektywem o długości 305 mm i o formacie zdjęć 230x365 mm, fotografująca z pokryciem podłużnym wynoszącym 70%;



Rys.31.6. Schemat obiegu informacji otrzymywanej z satelity Landsat

- kamera z obiektywem o długiej ogniskowej przeznaczona do opracowania treści sytuacyjnej mapy /kamera fotointerpretacyjna/;

- kamera gwiezdna o ogniskowej 150 mm przeznaczona do określania pozycji satelity w momentach ekspozycji;

- wysokościowerz laserowy mierzący wysokość orbity z dokładnością rzędu ± 2 m.

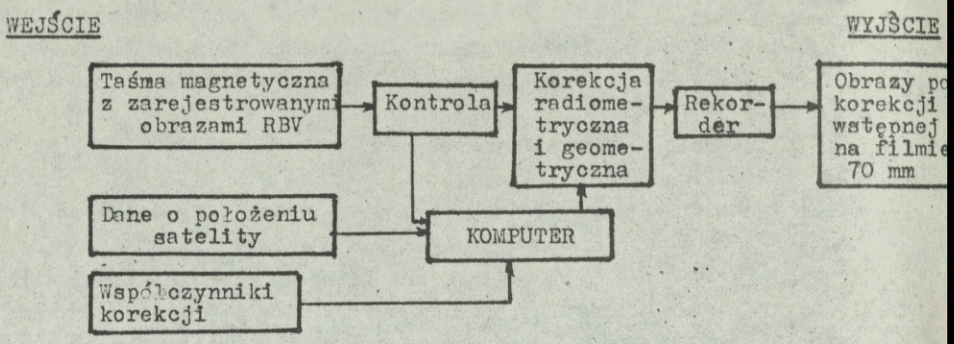
Wymieniony zestaw aparatury ma umożliwić kartowanie topograficzne w skali 1:25 000.

Informacje obrazowe o powierzchni Ziemi pozyskiwane przez satelity "Landsat" /przez aparaturę telewizyjną i wielospektralną/ są zamieniane w impulsy elektroniczne, które po zakodowaniu w układzie modulacyjnym są przekazywane do stacji naziemnych. Istnieje kilka stacji naziemnych odbierających dane /zarówno w Stanach Zjednoczonych jak i w innych częściach świata/, jednak wiodącą rolę odgrywa stacja znajdująca się w Centrum Lotów Kosmicznych im. Goddarda w Greenbeit /Maryland, USA/. Do odbioru sygnałów potrzebna jest bezpośrednia widoczność, a gdy jej nie ma, to na rozkaz Ziemi można włączyć magnetowid pokładowy, który zarejestruje obraz i prześle go wówczas, gdy satelita znajdzie się w polu widzenia stacji. Przy pośredniej rejestracji obrazu jednak traci się nieco na jego jakości.

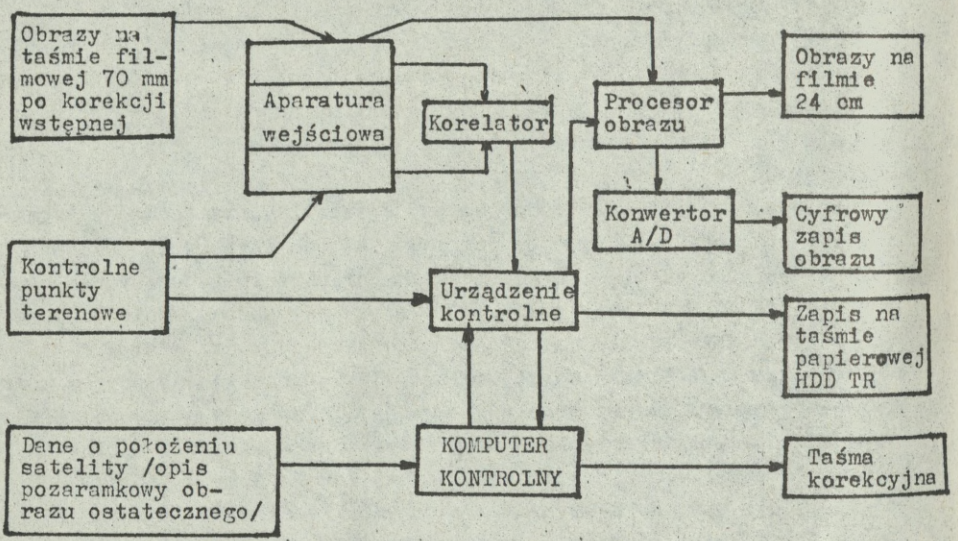
Stacja naziemna przyjmuje sygnały z satelity, wzmacnia je i przetwarza w postać cyfrową. Sygnały postępują z dużą szybkością, dlatego ich zapis również musi się odbywać z wysoką prędkością i dużą gęstością. Zapis ten /taśma HDDT/ nie może być opracowywany bezpośrednio, wymaga wstępnego przetworzenia na taśmę o mniejszej gęstości /CCT/.

Obrazy z satelity Landsat podlegają dwustopniowej obróbce w aparaturze naziemnej. Podczas obróbki pierwotnej informacje obrazowe zarejestrowane na taśmie magnetycznej są przetwarzane w obrazy i zapisywane na błonie fotograficznej o szerokości 70 mm /skala obrazu 1:3 369 000/ oddzielnie dla każdego z uprzednio podanych kanałów. Kolejne kadry mają pokrycie podłużne rzędu 10%. Obrazy te podlegają podczas przetwarzania korekcji radiometrycznej i geometrycznej jak również dowiązuje się je do terenu z dokładnością rzędu 1 km. Schemat takiej obróbki wstępnej obrazów satelitarnych otrzymywanych za pomocą aparatury telewizyjnej RBV przedstawiona na rysunku 31.

Podczas wtórnej obróbki obrazy z taśmy 7o mm są przetwarzane na błonę fotograficzną o szerokości 240 mm /skala obrazu 1: 1 000 000/. W wyniku korekcji ostatecznej poprawia się te wszystkie błędy, których nie uwzględniono w procesie korekcji wstępnej. Równocześnie obrazy są dowiązywane do terenu za pomocą EMC na podstawie wielu punktów terenowych o



Rys.31.7. Schemat funkcjonalny korekcji wstępnej obrazów RBV.



Rys.31.8. Schemat funkcjonalny korekcji ostatecznej obrazów otrzymywanych z satelity "Landsat".

znanych współrzędnych. Dokładność dowiązania wynosi: dla obrazów otrzymywanych za pomocą aparatury telewizyjnej RBV - 90 m, dla obrazów otrzymywanych za pomocą aparatury wielospektralnej MSS - 230 m. Otrzymane obrazy są przetwarzane elektronicznie i otrzymuje się je w rzucie kartograficznym stosowanym dla mapy świata w skali 1:1 000 000; nanosi się na nie siatkę geograficzną. W wyniku obróbki wtórnej oprócz obrazów na taśmie filmowej o szerokości 240 mm /9,5"/ otrzymuje się taśmy magnetyczne z cyfrowym zapisem obrazu. Można również uzyskać odbitki w skali 1:250 000 na papierze fotograficznym. Schemat obróbki wtórnej obrazów z Landsata przedstawiono na rysunku 31.8.

Program SPOT /Satellite Probatoire d'Observation de la Terre/.

W połowie lat 80-tych ma być uruchomiony francuski program satelitarny SPOT przeznaczony do badań zasobów ziemskich. Program ten przygotowuje francuski ośrodek badań kosmicznych CNES /Centre National d'Etudes Spatiales/ w Tuluzie. Program przewiduje otrzymywanie obrazów o wysokiej zdolności rozdzielczej rzędu 20 m dla aparatury pracującej w wersji wielospektralnej oraz 10 m w wersji czarno-białej. Oprócz zadań fotointerpretacji tematycznej obrazy z satelity SPOT będą przeznaczone do prac kartograficznych w skalach średnich, w tym do aktualizacji map w skali 1:50 000 oraz sporządzania nowych map 1:100 000.

Satelita SPOT składa się z dwóch zasadniczych zespołów: pojazdu kosmicznego i wyposażenia. W skład pojazdu kosmicznego wchodzi przede wszystkim platforma przyrządowa będąca w rzeczywistości pojemnikiem dla aparatury podstawowej, oraz baterie ogniw słonecznych /rys. 31.9/. Ta część pojazdu spełnia następujące funkcje:

- sterowania, orientacji i korekcji lotu, a więc funkcje związane z utrzymaniem parametrów orbity;
- stabilizacji satelity wokół trzech osi;
- wytworzenia i zabezpieczenia dopływu energii elektrycznej;
- odbioru rozkazów z ziemi oraz telemetrycznej transmisji danych;
- obserwacji i programowania pracy aparatury satelity za pomocą kalkulatora pokładowego, którego pamięć jest przystosowana do odbierania rozkazów z Ziemi i następnie do sterowania aparaturą pokładową.

Wyposażenie pokładowe składa się z dwóch kompletów aparatury obrazowej o wysokiej zdolności rozdzielczej HRV /Haute Résolution Visible/ oraz zespołu rejestracji danych na taśmie magnetycznej i ich transmisji do ośrodka naziemnego. Przewiduje się, że satelita wraz z wyposażeniem będzie ważył około 1730 km, będzie krążył po orbicie kołowej słoneczno-synchronicznej, zbliżonej do polarnej /inklinacja $i=98,7^{\circ}$/, o wysokości 832 km.

Umieszczenie satelity na orbicie odbędzie się za pomocą rakiety francuskiej "Ariane", w przyszłości przewiduje się wykorzystanie do tego celu wahadłowców kosmicznych. Satelita ma wymiary 2x2x3,5 m; baterie słoneczne po ich rozłożeniu mają długość 15,60 m.

Aparatura HRV składa się z dwóch identycznych urządzeń obrazowych pracujących w jednym z dwóch wariantów pasma fal widzialnych i bliskiej podczerwieni, w wariancie panchromatycznym /czarno-białym/ - wówczas wykorzystuje się szerokie pasmo fal elektromagnetycznych lub wielospektralnym - wtedy są wykorzystywane trzy wąskie przedziały widma. Podstawowe dane o aparaturze HRV zawarto w tabeli 31.1.

Przekrój aparatury HRV przedstawiono na rysunku 31.10. Promieniowanie odbite od terenu trafia na zwierciadło, a następnie przez układ soczewkowo-zwierciadlany jest ogniskowane na detektorze. Zwierciadło wejściowe może być ustawiane poprzecznie do kierunku lotu, pod kątem $\pm 27^{o}$ w 45 krokach /co $0,6^{o}$/. Umożliwia to obserwację terenu w pasie $\pm$ 475 km po obu stronach śladu orbity.

Tabela 31.1

Charakterystyka aparatury obrazowej HRV

Rodzaj cechy	Warianty	
	welospektralny	panchromatyczny
Pasma widma	0,50 - 0,59 um 0,61 - 0,68 um 0,79 - 0,89 um	0,51 - 0,73 um
Pole obrazu	$4,13^{o}$	$4,13^{o}$
Zdolność rozdzielcza dla obrazowania pionowego /wymiar piksela/	20 x 20 m	10 x 10 m
Liczba pikseli w linii	3 000	6 000
Szerokość fotografowanego pasa terenu	60 km	60 km

Detektory typu CCD /Charge Coupled Device/, z których każdy składa się z 1728 elementów, są rozmieszczone liniowo. Jedna ścieżka ma 6 000 detektorów, dzięki czemu można obserwować teren bez konieczności skanowania mechanicznego.

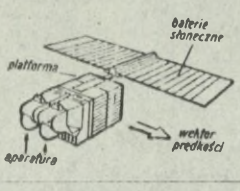
Lot satelity jest zsynchronizowany z ruchem obrotowym Ziemi w taki sposób, że przy zstępującym ruchu satelity jego przelot nad tymi samymi obszarami globu ziemskiego odbywa się zawsze w tym samym czasie lokalnym /słonecznym/. Miejscowy czas przelotu zależy od szerokości geograficznej /rys. 31.11. /.

Dwa urządzenia HRV są skierowane w dół przy obrazowaniu pionowym każda aparatura obrazuje pas terenu o szerokościach 60 km, a wspólna część obu pasów ma szerokość 3 km. W czasie jednego przelotu otrzymuje się więc obraz terenu o szerokości 117 km /rys. 31.12/. Na równiku odległość pomiędzy śladami najbliższych orbit wynosi 108 km, a więc jest możliwe zobrazowanie całej powierzchni Ziemi.

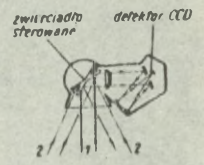
Przy maksymalnym odchyleniu zwierciadła wejściowego można przeszukiwać teren w pasie o szerokości 950 km /rys. 31.13 /. Sterowanie zwierciadłem odbywa się za pomocą rozkazów wysyłanych ze stacji kontroli naziemnej. Przy maksymalnym nachyleniu zwierciadła szerokość obrazowanego pasa terenu zwiększa się z 60 do 80 km. Obrazy całej powierzchni Ziemi uzyskuje się w ciągu 26 dni, dastępnie satelita ponownie obrazuje teren rozpoczynając od pierwszej trasy. Przewiduje się, że przy powtórnym przelocie odchylenia od trasy pierwotnej nie będą przekraczały 5 km, a odchylenia w czasie - 15 minut w stosunku od czasu poprzedniego przelotu.

Niezależnie od 26-dniowego okresu obserwacji powtórnej możliwe jest obserwowanie wybranego obszaru powierzchni Ziemi poprzez nachylanie zwierciadła wejściowego aparatury HRV. Jeśli obiekt terenowy znajduje się na równiku, to może być obserwowany 7 razy, zaś przy położeniu obiektu na szerokości 45° - jest 11 takich możliwości /rys. 31. 14 /. Nachylanie zwierciadła można również wykorzystać do otrzymywania obrazów z pokryciem stereoskopowym. Zasadę wykonywania takich obrazów przedstawiono na rysunku 31.15. Pierwszego dnia /dzień D/ następuje zobrazowanie terenu przy nachyleniu zwierciadła w prawo, zaś następnego dnia - przy jego nachyleniu w lewo. Stosunek bazy /odległości pomiędzy sąsiednimi orbitami/ do wysokości orbity będzie wówczas wynosił: na równiku - około 0,75, a na równoleżniku 45° - około 0,50. W czasie jednej doby satelita wykonuje 14 przelotów dziennych /przy orbicie zstępującej/.

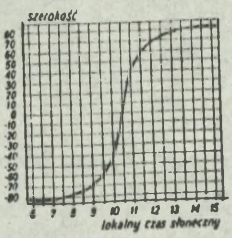
Sposób w jaki ma pracować aparatura pokładowa satelity SPOT jest codziennie przekazywany z naziemnej stacji kontroli lotu i rejestrowany przez komputer pokładowy, gdy satelita znajduje się w zasięgu bezpośredniej widoczności stacji. W rozkazie podaje się wielkość nachylenia zwierciadła aparatury HRV, sposób pracy tej aparatury /wielospektralny czy panchromatyczny/, sposób rejestracji obrazu i przesyłania go do ośrodka naziemnego /bezpośrednio czy z pośrednim zapisem magnetycznym/. Każde z



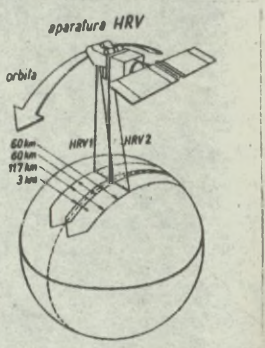
Rys.31.9. Ogólny widok satelity SPOT.



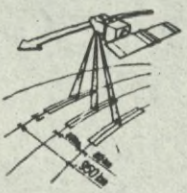
Rys.31.10. Aparatura HRV w przekroju: 1 - bieg promieni przy normalnej pozycji zwierciadła, 2 - bieg promieni przy nachyleniu zwierciadła.



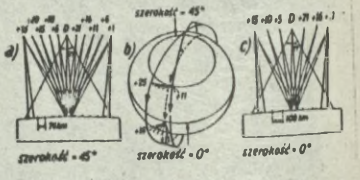
Rys.31.11. Wykres lokalnego czasu przelotu satelity w zależności od szerokości geograficznej. Nad Polską satelita będzie przelatywał w godzinach od 11.00 do 11.30.



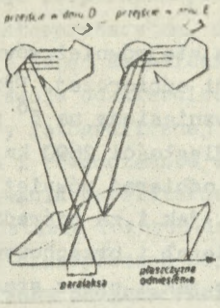
Rys.31.12. Zasada obrazowania powierzchni Ziemi aparaturą HRV.



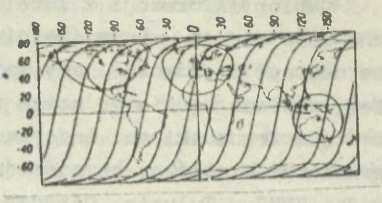
Rys.31.13. Możliwości obrazowania powierzchni Ziemi przy nachyleniu zwierciadła wejściowego aparatury HRV.



Rys.31.14. Możliwości powtarzania obserwacji dla szerokości geograficznej 0° i 45°.

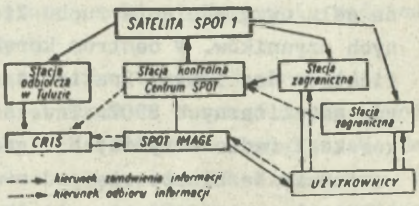


Rys.31.15. Zasada otrzymywania obrazów stereoskopowych za pomocą aparatury HRV.

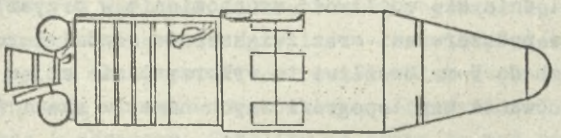


Rys.31.16. Trasy dzienne przelotu satelity SPOT /zstępujące/ w okresie 24 godzin.

Rys.31.17. Możliwości odbioru informacji z satelity SPOT oraz zasięg stacji w Tuluzie /obrazy z obszaru Polski mogą być odbierane przez tę stację/.



Rys.31.18. Schemat obiegu informacji satelitarnej programu SPOT.



Rys.31.19. Widok ogólny satelity "Samos".

urządzeń HRV może być zaprogramowane niezależnie od drugiego i może pracować samodzielnie.

Odbiór informacji z satelity SPOT odbywa się również wówczas, gdy znajduje się on w bezpośrednim zasięgu stacji odbiorczej. Przyjmuje się, że nastąpi to wówczas, gdy satelita będzie wzniesiony na 5^{o} nad horyzontem; wówczas będzie go można obserwować z odległości 2600 km. Oprócz centrum francuskiego, informacje będą mogły odbierać również ośrodki zagraniczne - zarówno bezpośrednio z satelity, jak i za pośrednictwem ośrodka CNES w Tuluzie. Ośrodek tem będzie zbierał i przechowywał wszystkie informacje odbierane przez własne stacje jak i przez stacje zagraniczne.

Każda trasa satelity jest podzielona na "sceny" o wymiarach: długość 60 km, szerokość od 60 do 80 km /w zależności od nachylenia zwierciadła wejściowego/. Obrazy terenu mogą być uzupełniane danymi umożliwiającymi wykreślenie siatki geograficznej. Każdy obraz otrzymany z satelity podlega korekcji, na którą składa się korekcja radiometryczna - polegająca na uwzględnieniu wyników kalibracji detektora promieniowania, systemu optycznego i telemetrycznego oraz korekcja geometryczna - mająca na celu uwzględnienie ruchu Ziemi, ruchu satelity, kąta pola obrazu i innych czynników. W centrum korekcji i rektyfikacji CRIS /Centre de Rectification des Images Spatiales/ wykonuje się trzy rodzaje korekcji obrazów satelitarnych SPOT. Tzw. stopień 1 polega na wykonaniu podstawowych korekcji radiometrycznych i geometrycznych /bez kontroli terenowej/; w wariancie 1a bierze się pod uwagę tylko czynniki kalibracji detektora promieniowania, w wariancie 1b uwzględnia się ponadto wpływ ruchu satelity, krzywizny Ziemi, ruchu obrotowego Ziemi, kąta obrazu i niektóre inne. Stopień 2 /korekcja geometryczna/ - to między innymi dowiązanie uzyskanych obrazów do terenu na podstawie terenowych punktów kontrolnych.

W programie SPOT przewiduje się wystrzelenie czterech obiektów kosmicznych: SPOT 1 - w 1985 r., SPOT 2 - w 1986 r., SPOT 3 - w 1989 r. oraz SPOT 4 - w 1992 r. Obecnie prowadzi się prace nad satelitami SPOT 1 i SPOT 2. Uwzględnia się możliwość uruchomienia w przyszłości drugiego kanału w paśmie podczerwieni oraz zwiększenie rozdzielczości obrazów panchromatycznych do 5 m. Umożliwi to wykorzystanie zdjęć satelitarnych SPOT do opracowania map topograficznych nawet w skali 1:10 000.

31.3 Satelity rozpoznawcze

Satelity rozpoznawcze wykonują zadania dla potrzeb zwiadu wojskowego, w tym zajmują się fotografowaniem i obrazowaniem powierzchni Ziemi w różnych skalach. O ile w pomiarowej fotografii lotniczej główną uwagę zwraca się na właściwości geometryczne zdjęć, to w przypadku satelitar-

nych zdjęć rozpoznawczych na pierwszym miejscu stawia się ich właściwości fotointerpretacyjne. Jednak problem kartowania powierzchni Ziemi na podstawie zdjęć satelitarnych również ma istotne znaczenie, dlatego znajduje on swoje odzwierciedlenie w rodzaju oraz parametrach satelitarnej aparatury fotograficznej i obrazowej. Jest jeszcze zbyt mało ogólnie dostępnych i równocześnie wiarygodnych informacji na temat fotografowania i obrazowania satelitarnego, dlatego niżej przedstawia się ocenę dokonaną na podstawie różnych informacji, często szczątkowych, publikowanych przeważnie w czasopismach popularno-naukowych.

Pierwszy program rozpoznania satelitarnego uruchomiono w 1959 r. /amerykański program "Discoverer"/. Początkowo badano możliwości satelitarnego rozpoznawania obrazowego, wypróbowano aparaturę i sposoby dostarczania informacji obrazowej z pokładu satelity na Ziemię. Wkrótce zarysowały się dwa następujące kierunki rozwoju rozpoznania satelitarnego: 1/ satelitarne rozpoznanie wstępne, które zajmowało się fotografowaniem obiektów o dużych wymiarach; 2/ satelitarne rozpoznania szczegółowe, które dokładnie rozpoznawało obiekty wykryte przez rozpoznanie wstępne.

Pierwsze zadanie realizowały satelity "Discoverer", a ich wersja udoskonalona - program "770" - odegrała istotną rolę w stworzeniu podstaw kartowania satelitarnego w skalach małych.

Satelity drugiej generacji - "Samos" - oraz trzeciej generacji - "Advanced Samos" - realizowały zadania rozpoznania szczegółowego. Umożliwiały otrzymywanie zdjęć i obrazów w skalach 1:100 000 i większych. Satelity te były ciągle udoskonalane i oprócz wyżej podanych nazw można się spotkać z ich oznaczeniem liczbowym jak: program "710A", program"920A",a następnie program "110". Ostatnie wersje tych satelitów umożliwiały, na podstawie zdjęć, rozpoznawanie szczegółów o wymiarach rzędu metra. Można więc sądzić, że zdjęcia takie nadawały się do kartowania w skalach średnich. Niektóre rodzaje kamer fotograficznych stosowanych na satelitach programu "Samos" oraz ich zdolność rozdzielczą w stosunku do terenu przedstawiono w tabeli 30.1.

W latach 70-tych nastąpił dalszy rozwój rozpoznania satelitarnego. Pojawiła się czwarta generacja satelitów - satelity wielozadaniowe - które łączą w sobie cechy satelitów rozpoznania wstępnego i szczegółowego. Ponadto wyposaża się je w doskonalszą i bardziej różnorodną aparaturę fotograficzną i obrazową. Satelity te znane są pod różnymi nazwami jako "Big Bird", program "467" lub LASP /Lowe Altitude Satellite Program"/. Umożliwiają one fotografowanie i obrazowanie powierzchni Ziemi w skalach większych od 1:50 000, a rozróżnialność zdjęć w stosunku do terenu jest rzędu kilkudziesięciu centymetrów /teoretycznie około 17 cm/.

Satelitarne programy rozpoznawcze Stanów Zjednoczonych

Nazwa /numer/ programu	Parametry orbity			Masa satelity/kG/	Czas aktywnej działalności na orbicie	Rodzaj aparatury		Teoretyczna dzolność rozdzielcza w stosunku do terenu /m/		
	perigeum /km/	apogeum /km/	nachylenie			Obrazowej	przesyłanie zdjęć	obiektów punktowanych	obiektów liniowych	Obiektów powierzchniowych
"Discoverer-1"	160	1972	90°	136	22 do 28 dni	foto	zrzut zasobn.	2 m	3÷10m	20÷50 m
"Discoverer "	140	480	82-88°			foto				
"Samos"	140	480	110°	1350-1860	11 do 19 dni	foto IR	zdalne, zrzut zasobn.	1 m	1,8÷5m	10÷15 m
"Advanced Samos" Program "110"	140	480	110°	1350-1860	11 do 19 dni	foto IR	zdalne i zrzut zasobn.	0,35 m	1÷2 m	5÷10 m
"Big Bird" /"467" lub LASP/	160	310	96°	11 500	kilka miesięcy	foto IR TV	zrzut zasobn. i zdalne	0,17 m	0,3 ÷ 0,5	1,5x1,5
"IS" - 637	31 000	39 000	9,9°	817	20 - 6000 lat	foto IR	zdalne			
647	25 000	35 000	65°			IR TV	zdalne			
KH-11	600	300	97°		25-28 miesięcy	skanery wielospektralne	zdalne			
Program"1010"	Jak "Big Bird"					skanery wielospektralne	zdalne	Jak "Big Bird"		

W połowie lat 70 tych pojawił się nowy program rozpoznawczy. Satelity KH-11 wysyłane w przestrzeń kosmiczną przez amerykańską agencję wywiadowczą CIA mają wprawdzie gorsze parametry użytkowe, niż satelity programu "467", lecz obrazy przekazują wyłącznie drogą teletransmisji, co znacznie wydłuża okres pobytu satelity na orbicie i skraca obieg informacji satelitarnej, gdyż obrazy mogą być odbierane w czasie prawie rzeczywistym.

W dalszym ciągu trwa rozwój techniki satelitarnej. Badania są prowadzone w kierunku uzyskania obrazów o rozdzielczości zbliżonej do rozdzielczości otrzymywanej w ramach programu "467" lecz równocześnie obrazy te mają być przesyłane kanałami teletransmisyjnymi. Program taki o numerze "1010" miał być uruchomiony w 1980 r.

W tabeli 32.2 przedstawiono podstawowe dane o rozpoznawczych programach satelitarnych. Ponadto również charakterystyki rozpoznawczych satelitów geostacjonarnych, a więc programy "637" i "647". Ze względu na małą rozdzielczość obrazów otrzymywanych z tych satelitów /podobną jak dla pierwszych satelitów meteorologicznych/ nie przewiduje się ich kartograficznego zastosowania.

30.4. Załogowe obiekty kosmiczne.

Pierwsze proby fotografowania i kartowania satelitarnego przeprowadzono na podstawie zdjęć wykonanych z załogowych statków kosmicznych, wysyłanych na orbity wokółziemskie w latach 1961-1970. Następnym etapem było wysyłanie wokółziemskich laboratoriów orbitalnych, które wykonywały już obszerne programy fotografowania i obrazowania powierzchni Ziemi.

Załogowe statki kosmiczne.

W ramach badania przestrzeni kosmicznej Związek Radziecki wysłał serię statków kosmicznych z załogami na pokładzie. Są to statki "Wostok" "Woschod" i "Sojuz". Te ostatnie są wysyłane do dnia dzisiejszego. Pierwsze zdjęcia powierzchni Ziemi wykonano ze statku "Wostok-2", jednak zarówno te zdjęcia, jak i inne wykonywane ze statków serii "Wostok" i "Woschod" nie nadawały się do celów fotogrametrycznych; były to materiały poglądowe. Statki serii "Sojuz" posiadały już cztery kamery telewizyjne oraz aparaturę fotograficzną i filmową na pokładzie, przy pomocy której fotografowano chmury, pokrywę śnieżną oraz powierzchnię Ziemi.

Zadania fotografowania Ziemi z kosmosu wykonywały również amerykańskie statki kosmiczne z serii "Mercury", "Gemini" i "Apollo". Statki "Mercury" wysyłano w latach 1961-1963 i chociaż fotografowanie było ich zadaniem ubocznym, to szereg zdjęć znalazło różne wykorzystanie naukowe. W latach 1964-1966 obszerne programy fotografowania wykonywały statki kosmiczne "Gemini". Wyposażone były w kamery typu Hasselblad 500C, za po-

mocą których wykonały wiele zdjęć w skali około 1:2 000000. Zdjęcia te znalazły następnie szerokie zastosowanie naukowe. Statki programu "Apollo", te które krążyły po orbitach wokółziemskich, również fotografowały powierzchnię Ziemi. W statkach o numeracji V, VI, VII i VIII podstawowym wyposażeniem fotograficznym była kamera Hasselblad typu EL z obiektywami o ogniskowej 80 i 250 mm. W statku "Apollo-IX" znajdowało się urządzenie wielospektralne, składające się z czterech kamer Hasselblad 500 EL /opisano je w rozdziale 23/. Zdjęcia wykonane tymi kamerami również znalazły szerokie zastosowanie naukowe w wielu dziedzinach.

Wokółziemskie laboratoria orbitalne.

Kolejnym narzędziem badania powierzchni Ziemi z kosmosu są wokółziemskie stacje orbitalne z załogami na pokładzie. Począwszy od 1971 r. Związek Radziecki wysłał sześć stacji orbitalnych "Salut", które posiadały również aparaturę fotograficzną i obrazową, w tym kamery pomiarowe. Najciekawszy program badań wykonuje stacja orbitalna "Salut-6", która już wiele lat krąży po orbicie wokółziemskiej. W sacji tej następuje wymiana załóg za pomocą statków kosmicznych "Sojuz". W programach badawczych stacji "Salut" uczestniczą załogi międzynarodowe, w tym również załoga z udziałem Polaka.

Główny potencjał informacyjny i kartograficzny tworzy zespół urządzeń do fotografowania powierzchni Ziemi. Są to: kamera wielospektralna MKF-6, kamera pomiarowa KATE-140 oraz system wielospektralny wykorzystujący kamery AFA-39. Aparaturę wielospektralną już scharakteryzowano w rozdziale 23, niżej przytacza się tylko dane o kamerze pomiarowej.

Kamera KATE-140 ma kąt rozwarcia $2\beta = 85^{\circ}$; z wysokości orbity fotografuje teren o wymiarach 450x450 km. Może wykonywać zdjęcia pojedyncze lub szeregowe, pracuje przy sterowaniu ze statku kosmicznego lub z Ziemi. Moment w którym wykonuje się zdjęcie jest rejestrowany i przesyłany na Ziemię kanałami telemetrycznymi. Kamera posiada dwa ładowniki z zapasem błony na 600 zdjęć /w każdym ładowniku/. Zdjęcia charakteryzują się wysoką zdolnością rozdzielczą. Iluminatory, przez które fotografuje się Ziemię, otwierają się tylko na moment fotografowania. Zdjęcia są wykonywane tylko przy wysokości Słońca większej od 10-15° i zachmurzeniu nie przekraczającym wskaźnika 0,3-0,5. Na jednej orbicie następują ciągłe zmiany wysokości Słońca, utrudnia to fotografowanie i wymaga zastosowania specjalnej metodyki pracy kamery. Wyjściowe dane o oświetleniu powierzchni Ziemi postępują do ośrodka naziemnego, gdzie oblicza się warunki naświetlenia i nastawienia dla kamery, a także określa się momenty włączenia i wyłączenia aparatury. Błony filmowe po naświetlaniu są dostarczane na Ziemię za pomocą specjalnych kosmicznych statków transportowych lub podczas wymiany załóg.

W latach 1973-1974 w przestrzeni wokółziemskiej znajdowała się amerykańska stacja załogowa "Skylab". Podczas pracy na orbicie wykonywano dwa rodzaje zdjęć o przydatności kartograficznej:

- zdjęcia wielospektralne w sześciu pasach widma /aparaturę wielospektralną stacji "Skylab" opisano w rozdziale 23/;
- zdjęcia pomiarowe wykonane kamerą topograficzną Hycon o odległości obrazu 469 mm; fotografowano na błonie o szerokości 130 mm, wymiary zdjęć 115x115 mm.

Potencjał kartograficzny tych zdjęć scharakteryzowany w tabeli 31.3 .

Tabela 31.3

Charakterystyka potencjału kartograficznego kamer pomiarowych "Skylab"

Wyszczególnienie cechy	Kamera wielospektralna	Kamera Hycon
Skala zdjęć	1:2 900 000	1:945 000
Rozdzielczość w stosunku do terenu	50 m	12 m
Powiększenie zdjęć	6x	8x
Optymalna skala mapy	1:480 000	1:118 000
Skala kartowania	1:500 000	1:100 000
Obszar pokryty zdjęciem	174 x 174 km	109 x 109 km
Dokładność sytuacyjna mapy	30 m	10 m
Dokładność wysokościowa mapy	180 m	20 m
Odstęp pomiędzy warstwami	500 m	60 m

Załogowe statki księżycowe.

Fotografowanie powierzchni Ziemi w programie "Apollo", a którym wspomniano wyżej, były tylko etapem wstępnym przed fotografowaniem powierzchni Księżyca, a następnie lądowaniem na nim. Pierwszy lot załogowy w kierunku Księżyca odbył dopiero statek "Apollo-8", a następnie "Apollo-10". Podczas wielokrotnych oblotów Księżyca załogi tych statków wykonały obszerne fotografowanie jego powierzchni, głównie miejsc przyszłych lądowań. Wykorzystywano w tym celu kamerę "Hasselblad 500 EL.

Począwszy od lotu statku "Apollo-11" można wyróżnić trzy następujące etapy fotografowania powierzchni Księżyca:

1/ fotografowanie z orbity wokółksiężycowej, wykonywane ze statku bazowego;

Tabela 31.4

FOTOGRAFOWANIE KSIĘŻYCA W PROGRAMIE APOLLO

Nazwa statku	Data startu	Liczba oblotów wokół Księżyca	Aparatura fotograficzna i obrazowa
Apollo 8	21.12.1968 r.	10	Kamera Hasselblad 500 EL, f=80 i 250 mm
Apollo 10	18.05.1969 r.	32	Kamera Hasselblad 500 EL, f=80 i 250 mm
Apollo 13	11.04.1970	-	Kamera Hycon KA-74, f = 160 mm
Z lądowaniem na Księżycu			
Apollo 11	16.07.1969 r.	30	Kamera Hasselblad 500 EL, f=80 i 250 mm
Apollo 12	14.11.1969 r.	45	Kamera Hasselblad 500 EL, f=80, 250 i 500mm
Apollo 14	31.01.1971 r.	34	Kamery: Hycon KA-74, f=460 mm i Hasselblad 500 EL z f=80, 250 i 500 mm
Apollo 15	26.07.1971 r.	74	Kamera panoramiczna Itek, f=610 mm; kamera pomiarowa z f=75 mm; kamera gwiezdna z f=75 mm; altimetr laserowy.
Apollo 16	16.04.1972 r.		Aparatura - jak w statku Apollo 25
Apollo 17	7.12.1972 r.		Aparatura - jak w statku Apollo-15 ponadto: radiometr podczerwieni oraz aparatura radiolokacyjna boczna z antena syntetyczna i orzystawka fotooptyczna.

2/ fotografowanie z transportera księżycowego podczas zejścia do lądowania i następnie po starcie przy wznoszeniu;

3/ fotografowanie na powierzchni Księżyca wykonywane przez astronautów po lądowaniu.

Informacje o każdym locie statku księżycowego "Apollo" oraz rodzaj i typ stosowanej aparatury fotograficznej i obrazowej podano w tabeli 31.4.

Statki "Apollo" o numeracji od 11 do 14 za pomocą obiektywu o ogniskowej 500 mm fotografowały miejsca kolejnych lądowań ludzi na powierzchni Księżyca. Kamera Hycon KA-74, stosowana na statkach "Apollo-13 i 14" posiadała kompensację rozmazania obrazu. Efekt stereoskopowy zapewniono przez nachylanie osi kamery o kąt 20°, w zależności od warunków oświetlenia powierzchni Księżyca, do przodu lub do tyłu w stosunku do kierunku lotu. Właściwe pokrycie podłużne zdjęć utrzymywał czujnik określający automatycznie stosunek V/h_f. Statki "Apollo" o numeracji od 15 do 17 miały specjalny wydzielony człon instrumentalny SIM /Scientific Instrumentation Module/, w którym znajdowała się aparatura fotograficzna. Kamera panoramiczna tych statków wykonywała fotografowanie pionowo-zbieżne. Pierwsze zdjęcie wykonane do przodu pokrywało się z szóstym zdjęciem wykonywanym do tyłu. Natomiast zdjęcia wykonane przy stałym położeniu kamery miały pokrycie 10%. Kamera fotograficzna fotografowała na błonie o szerokości 130 mm. Posiadała automatyczną kompensację rozmazania obrazu za pomocą odpowiedniego przesuwania filmu w momencie ekspozycji. Altimetr laserowy mierzył wysokość lotu nad powierzchnią Księżyca z dokładnością $\pm$2m. Powyższe dane, łącznie z informacjami uzyskanymi za pomocą kamery gwiezdnej, umożliwiały obliczanie współrzędnych przestrzennych statków księżycowego w momentach wykonywania każdego zdjęcia. Aparatura radiolokacyjna z bocznym wybieraniem obrazu i anteną syntetyczną statku "Apollo-17" umożliwiła, po dostarczeniu materiałów obrazowania radiolokacyjnego na Ziemię, opracowanie radiolokacyjnej mapy powierzchni Księżyca.

30.5. Sondy międzyplanetarne.

Radzieckie programy księżycowe.

Związek Radziecki prowadzi badania Księżyca, w tym fotografowanie jego powierzchni, w ramach programów "Łuna" /"Lunnik"/ i "Zond" /"Sonda"/. W radzieckich programach fotografowania i kartowania powierzchni Księżyca można wyróżnić trzy następujące zadania:

1/ fotografowanie odwrotnej /niewidocznej z Ziemi/ strony Księżyca;

2/ fotografowanie Księżyca z orbity jego sztucznego satelity;

3/ fotografowanie na powierzchni Księżyca.

Tabela 31.5.
Ważniejsze radzieckie sondy kosmiczne fotografujące Księżyc

Nazwa obiektu kosmicznego	Data wystrzelenia	Rodzaj fotografowania	Zakres prac fotograficznych
Łuna - 3	4.10.1959	Odwrotna strona Księżyca	Zdjęcia z odległości 60 - 70 tys. km
Zond - 3	18.07.1965	" "	Zdjęcia z odległości 11570 - 9960 km
Zond- 6	11.10.1968	" "	Zdjęcia z odległości 2420 km
Łuna - 12	22.10.1966	Księżyc z orbity sztucznego satelity	Zdjęcia z odległości 100 - 1740 km
Łuna - 19	28.09.1971	" "	Zdjęcia z orbit: 127/135, 140/140 i 77/385 km
Łuna - 22	29.05.1974	" "	
Łuna - 9	31.01.1966	Fotografowanie perspektywiczne z powierzchni Księżyca	5 panoram powierzchni Księżyca w rejonie lądowania
Łuna - 13	21.12.1967	" "	" "
Łuna - 17	10.11.1970	Fotografowanie perspektywiczne powierzchni Księżyca	Panoramy Księżyca wykonane z pojazdu księżycowego Łunochod - 1
Łuna - 21	8.01.1973	" "	Panoramy Księżyca wykonane z Łunochoda - 2

W roku 1959 Związek Radziecki zapoczątkował erę fotografowania powierzchni Księżyca wysyłając sondę /próbnik/"Łunę-3", która sfotografowała i przesłała na Ziemię zdjęcia odwrotnej strony Księżyca. Dwie kamery "Łuny-3" o ogniskowych 200 i 500 mm fotografowały na błonie fotograficznej o szerokości 35 mm z odległości 65200 - 68400 km od powierzchni Księżyca, a następnie po pokładowej obróbce filmu i zamianie obrazu w impulsy elektroniczne, zdjęcia przesłano do ośrodka naziemnego kanałami radiotelemetrycznymi. Otrzymane zdjęcia wykorzystano do opracowania mapy odwrotnej strony Księżyca i pierwszego globusa Księżyca.

Fragmenty odwrotnej strony Księżyca fotografowano powtórnie za pomocą próbników księżycowych "Zond" o numerach 3, 6 i 7."Zond-3" posiadał aparaturę fototelewizyjną oraz urządzenie do obróbki pokładowej i przesyłania zdjęć /rozdział 25, rys.25 /. Wykonał 25 zdjęć z odległości od 9660 do 1°570 km obejmując nimi obszar około 19 mln km^2 dotychczas nie pokrytych zdjęciami przez "Łunę-3". W roku 1968 próbnik "Zond-6" sfotografował Księżyc z kilku odległości, zaś w 1969 r. "Zond-7" po fotografowaniu Księżyca na błonie czarno-białej i barwnej powrócił ze zdjęciami na Ziemię.

Niektóre z próbników księżycowych programu "Łuna", w tym "Łuny" o numerach 12, 19 i 22, stawały się satelitami Księżyca, fotografowały jego powierzchnię za pomocą aparatury fototelewizyjnej i przesyłały zdjęcia do ośrodków naziemnych. Fotografowano głównie te obszary Księżyca, w których następnie miały lądować radzieckie pojazdy księżycowe. Spośród pojazdów, które wylądowały na Księżycu, następnie fotografowały jego powierzchnię oraz przesyłały obrazy na Ziemię, na uwagę zasługują przede wszystkim próbniki programu "Łuna" o numerach 9, 13, 17 i 21. "Łuna-9" i "Łuna-13" fotografowały powierzchnię Księżyca za pomocą specjalnej panoramicznej kamery fototelewizyjnej, natomiast "Łuna-19" i "Łuna-22" dostarczyły na Księżyc specjalne pojazdy - łunochody - które poruszały się po Księżycu, fotografowały różne fragmenty jego powierzchni za pomocą panoramicznej aparatury fototelewizyjnej i przesyłały zdjęcia na Ziemię. Panoramiczną aparaturę fototelewizyjną wykorzystywaną w tych programach już scharakteryzowano w rozdziale 25. W zasadzie do roku 1974 zakończono fotografowanie Księżyca i późniejsze próbniki nie wniosły wiele nowego /w zakresie fotografowania i kartowania/.

Amerykańskie programy księżycowe.

Przed przystąpieniem do programu "Apollo" Księżyc został zbadany w ramach trzech amerykańskich programów: "Ranger", "Surveyor" i "Lunar-Orbiter".

Pierwsze amerykańskie sondy księżycowe, wysyłane w ramach programu "Ranger", miały na celu dotarcie do Księżyca i twarde lądowanie na jego

powierzchni. Na kilkanaście minut przed rozbiciem sondy wykonywano serię zdjęć za pomocą aparatury telewizyjnej, które przesyłano na Ziemię. Dla fotogrametrów był to ciekawy problem teoretyczny fotografowania, a następnie opracowania fotogrametrycznego zdjęć z bazą pionową. Pierwsze próby wysyłania sond były nieudane, dopiero "Ranger-7" sfotografował Księżyc rozpoczynając od wysokości 2098 km i kończąc tuż przed upadkiem. Przesłał w tym czasie ponad 4300 zdjęć. W sumie, w latach 1964-1965 sondy "Ranger" przekazały na Ziemię ponad 17 000 obrazów telewizyjnych fragmentów powierzchni Księżyca, wykonywanych z różnych wysokości, począwszy od tysięcy kilometrów, aż do 480 metrów.

Sondy "Ranger" były wyposażone w sześć kamer telewizyjnych z obiektywami o ogniskowych 25 i 76 mm. Obrazy przekazywano dwoma niezależnymi kanałami, z których pierwszy obejmował dwie kamery o 1150 liniach, a drugi cztery kamery o 300 liniach. Ważniejsze parametry aparatury telewizyjnej sond "Ranger" podano w tabeli 31.6.

Tabela 31.6

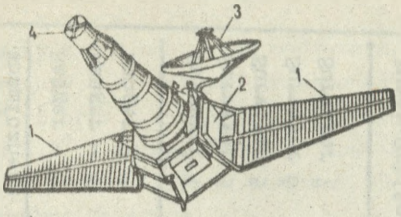
Parametry aparatury telewizyjnej sondy "Ranger"	1 komplet		2 komplet			
	A	B	P_1	P_2	P_3	P_4
Ogniskowa /w mm/	25	76	76	76	25	25
Siła światа	1:1,0	1:2,0	1:2,0	1:2,0	1:2,0	1:1,0
Czas przesyłania jednego obrazu /w sekundach/	2,56	2,56	2,0	2,0	2,0	2,0
Czas naświetlania /w milisekundach/	5	5	2	2	2	2
Kąt rozwarcia /w stopniach/	25	8,4	2,1	2,1	6,3	6,3
Liczba linii w kadrze	1150	1150	300	300	300	300

Sondy "Surveyor" miały dwa programy fotografowania powierzchni Księżyca:

1/ fotografowanie przed lądowaniem z wysokości od 1650 do 80 km;

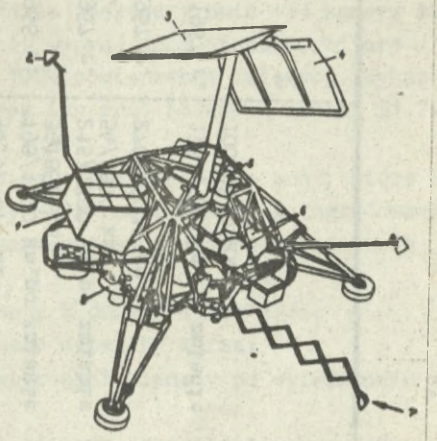
2/ fotografowanie panoramiczne z miejsca lądowania.

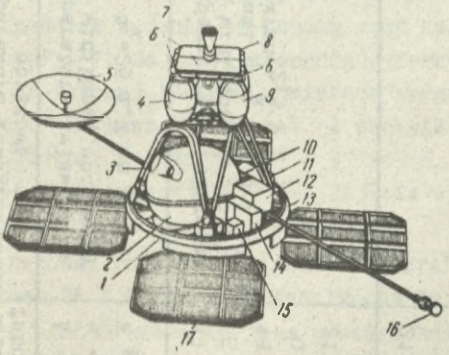
Każde z wymienionych zadań wykonywano za pomocą oddzielnej aparatury telewizyjnej. Pierwszy układ telewizyjny charakteryzował się polem obrazu $6,5^{\circ} \times 6,5^{\circ}$ i kątową zadolnością rozdzielczą 0,5 miliradiana. Kamera mogła być nachylana w granicach od 15° do 45°, w ten sposób otrzymywano



Rys.31.20. Próbnik księżycowy "Ranger": 1 - baterie słoneczne, 2 - pojemnik z aparaturą i kamerami telewizyjnymi, 3 i 4 - anteny.

Rys.31.21. Próbnik księżycowy "Surveyor": 2, 3 i 4 - anteny, 5 - kamera telewizyjna.





Rys.31.22. Satelita księżycowy "Lunar-Orbiter": 2 - aparatura fototelewizyjna, 3 - obiektywy kamery fotograficznej, 16 i 17 - anteny.

Tanela 31.7

Amerykańskie sondy Księżycowe

Nazwa obiektu kosmicznego	Data wystrzelenia	Parametry orbity w czasie fotografowania	Aparatura fotograficzna i obrazowa	Zakres prac fotograficznych
Ranger - 7	28.07.1964 r.	Twarde lądowanie na powierzchni Księżyca i fotografownie przy zbliżaniu się	Aparatura telewizyjna z widikonem obiektywy o c_k=25 i 7 cm	4 308 zdjęć
Ranger - 8	17.02.1965 r.			7 137 "
Ranger - 9	21.03.1965 r.			5 814 "
Surveyor 1	30.05.1966 r.	Lądowanie na powierzchnie Księżyca i fotografowanie panoram księżycowych	Aparatura telewizyjna z widikonem i obiektywami o c_k = 2,5 i 10 cm ekran 2,5 x 2,5 cm	11 237 obrazów
Surveyor 3	7.04.1967 r.			6 319 "
Surveyor 5	8.09.1967 r.			18 006 "
Surveyor 6	7.11.1967 r.			30 000 "
Surveyor 7	7.01.1968			21 000 "
Lunar-Orbiter 1	10.08.1966 r.	189/1867 km, po zmianie 40,5/1870 km		212 par zdjęć
Lunar-Orbiter2	6.11.1966 r.	198/1870 km, po zmianie 39/1860 km		211 par zdjęć
Lunar-Orbiter3	5.02.1967 r.	215/1790 km, po zmianie 54/1844 km		187 par zdjęć
Lunar-Orbiter4	4.05.1967 r.	2705/6034 km		Sfotografowano 99% powierzchni
Lunar-Orbiter5	1.08.1967 r.	196/6050 km po zmianie 100/1530 km		212 par zdjęć

no obrazy z 50% pokryciem podłużnym. Drugi układ telewizyjny składał się z aparatury o ogniskowej zmienianej na sygnał z Ziemi w granicach od 25 do 100 mm oraz o zmiennym kącie rozwarcia w granicach od $25,6^{o} \times 25,6^{o}$ do $6,4^{o} \times 6,4^{o}$; fotografował on powierzchnię Księżyca wokół miejsca lądowania. W sumie w ramach programu "Surveyor" wykonano ponad 86 000 zdjęć powierzchni Księżyca.

W ramach programu "Lunar-Orbiter" wysłano serię sond, które następnie weszły na orbity sztucznych satelitów Księżyca i fotografowały jego powierzchnię. Satelity księżycowe "Lunar-Orbiter" posiadały aparaturę fototelewizyjną składającą się z kamery o dwóch obiektyw: jeden o f_k = 80 mm i drugi o f_k = 608 mm. Bardziej dokładny opis tej kamery znajduje się w rozdziale 25. W wyniku pięciu wypraw sond "Lunar-Orbiter" otrzymano 833 pary zdjęć, pokrywające 100% powierzchni Księżyca. Wykaz amerykańskich sond księżycowych i zakres ich prac podano w tabeli 31.7.

Fotografowanie Marsa.

Począwszy od roku 1962 wysłano w kierunku Marsa wiele sond, które badały tę planetę, w tym również wykonały obszerne programy fotografowania jej powierzchni. Można wyróżnić trzy następujące etapy fotografowania Marsa:

1/ fotografowanie powierzchni planety z dużych odległości;

2/ fotografowanie z orbity sztucznego satelity Marsa;

3/ fotografowanie panoramiczne powierzchni planety po wylądowaniu na niej próbników kosmicznych.

Fotografowanie powierzchni Marsa z różnych odległości wykonywały radzieckie sondy począwszy od "Marsa-2" do "Marsa-7". Amerykanie wykonywali podobne zadania za pomocą sond kosmicznych serii "Mariner" o numerach 4,6,i 7. Do fotografowania wykorzystywano aparaturę fototelewizyjną o ogniskowej 304 mm, wymiarach ekranu 5,5 x 5, mm i 200 liniach w kadrze. "Mariner-4" wykonał i przesłał na Ziemię 22 zdjęcia, "Mariner-6" - 74 zdjęcia i "Mariner-7" - 91 zdjęć, w tym 33 zdjęcia z minimalnej odległości wynoszącej 3200 km. Zdjęcia wykonywano parami, jedno z filtrem pomarańczowym i drugie z zielonym.

Najobszerniejsze programy fotografowania miały sondy marsjańskie "Mariner-8" i Mariner-9".Weszły one na orbity sztucznych satelitów Marsa w celu sfotografowania jego powierzchni oraz powierzchni dwóch jego naturalnych satelitów: Fobosa i Dejmosa. Wprawdzie "Mariner-8" zawiódł, lecz "Mariner-9" wykonał zadanie z nadmiarem. Podczas pierwszych 968 okrążeń planety wykonał i przesłał na Ziemię 7329 zdjęć, kończąc w ten sposób proces fotografowania Marsa. Na podstawie tych zdjęć wykonano mapę całej planety oraz szczegółowe plany miejsc przyszłych lądowań próbników na Marsie. Ze zdjęć można było określić i wkartować szczegóły o wymiarach 1-3 km,

a na niektórych obszarach nawet rzędu 100 m / dotychczas na podstawie zdjęć teleskopowych rozpoznawano elementy o wymiarach 100 km/.

W 1976 r. na Marsie wylądowały dwa próbniki amerykańskie: "Viking-1" i "Viking-2". Posiadały one panoramiczną aparaturę telewizyjną, za pomocą której przez długi okres czasu przekazywały obrazy powierzchni planety z dużą zdolnością rozdzielczą, wynoszącą w najlepszym przypadku 8 m.

Za pomocą aparatury telewizyjnej sondy "Mariner-9" oraz aparatury orbitalnego bloku próbnika marsjańskiego "Viking-2" sfotografowano również powierzchnię satelitów Marsa - Fobosa i Dejmosa.

Fotografowanie Wenus. Wenus jest planetą budzącą szczególne zainteresowanie. Związek Radziecki prowadzi jej badania za pomocą sond kosmicznych z serii "Wenus" /"Wenera"/, natomiast Amerykanie wykorzystują do tego celu niektóre sondy typu "Mariner" /np. "Marinery" 2, 5 i 10/ oraz "Pioneer". Ze względu na gęstą powłokę chmur metody fotografowania nie dają informacji o charakterze powierzchni planety, dlatego jedyną współczesną możliwością jest sondaż radiolokacyjny i opracowanie map na podstawie tych zobrazowań. Tym nie mniej można wymienić kilka ciekawych osiągnęć fotograficznych. W 1975 r. radzieckie próbniki "Wenus" 9 i 10 wylądowały na powierzchni Wenus, skąd przesłały na Ziemię serię panoram krajobrazu wenusjańskiego. Podobne zadania wykonały kolejne radzieckie sondy wenusjańskie "Wenus" 9 i 10 w 1978 r. oraz "Wenus" 13 i 14 w 1982 r. Na zdjęciach tych można było odróżniać szczegóły o wymiarach centymetrowych.

Nieco wcześniej, bowiem w 1974 r. amerykańska sonda kosmiczna "Mariner-10", podążając w kierunku Merkurego niejako po drodze, za pomocą aparatury fototelewizyjnej wykonała około 3400 zdjęć planety Wenus z dużych odległości. Na zdjęciach można było odróżnić warstwy chmur rozmieszczone na różnych wysokościach.

Kolejna sonda "Pioneer-Venus-1" w dniu 5.12.1978 r. stała się sztucznym satelitą Wenus. Zajmowała orbitę o wymiarach: periapsis - 150 km, apoapsis - 66 000 km. Aparatura rediolokacyjna satelity sondowała powierzchnię planety. Na podstawie obrazów radiolokacyjnych opracowano mapę Wenus, która obejmuje 85% jej powierzchni /za wyjątkiem obszarów znajdujących się powyżej 75° szerokości północnej i poniżej 65° szerokości południowej/. Sonda bliźniacza - "Pioneer-Venus 2" - po zbliżeniu się do Wenus wyrzuciła ze swego wnętrza cztery pojemniki, które osiadały w różnych miejscach planety i przekazywały wiele informacji, w tym również informacje obrazowe. Dalsze plany przewidują sondaż radiolokacyjny za pomocą specjalnej aparatury VOIR - Venus Orbiting Imaging Radar.

Fotografowanie Merkurego. Sonda "Mariner 10" po sfotografowaniu planety Wenus podążała w kierunku Merkurego, do którego zbliżyła się na odległość 720 km. Aparatura fototelewizyjna "Marinera" wykonała serię zdjęć z różnych odległości od powierzchni planety. Rozdzielczość najlepszych zdjęć wynosiła od kilku kilometrów do 50 metrów. "Mariner 10" jeszcze dwukrotnie zbliżał się do Merkurego: w listopadzie 1974 i w marcu 1975 roku. Podczas trzeciego przelotu sonda zbliżyła się do powierzchni planety na odległość 200 km. Obrazy Merkurego wskazują na podobieństwo tej planety do Księżyca. Oprócz seansów fotografowania przeprowadzono również wiele innych badań, takich jak badania składu atmosfery, gęstości masy planety, obecności pola magnetycznego i inne.

Fotografowanie Jowisza. Sondy międzyplanetarne "Pioneer" 10 i 11 były przeznaczone do badania Jowisza. Oprócz różnorodnych badań wykonywały również obszerne programy fotografowania powierzchni Jowisza i jego satelitów. W grudniu 1973 r. sonda "Pioneer 10" zbliżyła się na odległość 131 000 km nad powłokę chmur Jowisza; w czasie oblotu planety wykonała serię zdjęć jej powierzchni i niektórych satelitów /Io i Ganimeda/. Fotografowała w paśmie niebieskim i zielonym; rozdzielczość otrzymanych obrazów umożliwiała odczytanie szczegółów rzędu 200 km. W rok później sonda "Pioneer-11" zbliżyła się na odległość 41 000 km nad powłokę chmur Jowisza i wykonała serię zdjęć jego powierzchni oraz powierzchni sztucznych satelitów: Callisto, Europy, Io i Ganimeda.

W roku 1979 do Jowisza zbliżyły się kolejne dwie sondy "Voyager": najpierw w dniu 5.03.1979 r. sonda "Voyager-1" przeleciała w odległości 278 000 km od powierzchni planety, a następnie w dniu 9.08.1979 r. sonda "Voyager-2" zbliżyła się na odległość 650 000 km od Jowisza. Sfotografowała również jego satelity: Europę, Callistę i Ganimeda. Sondy "Voyager" są wyposażone w aparaturę telewizyjną wąskokątną i szerokokątną. Oprócz badań powierzchni Jowisza uzyskano wiele informacji o powierzchni jego satelitów, gdyż obrazy satelity Io otrzymano z odległości 20 000 km /rozdzielczość rzędu 400 m/, a Europy - z odległości 204 000 km /rozdzielczość rzędu 4 km/. Rewelacją było odkrycie pierścieni wokół Jowisza - sonda "Voyager-2" przesłała ich dokładny obraz.

Fotografowanie Saturna. Po pomyślnym wykonaniu zdjęć Jowisza sondy kosmiczne "Pionner-11", "Voyager-1" i "Voyager-2" skierowano do badania Saturna. "Pioneer-11" zbliżył się do Saturna skąd przesłał serię obrazów jego powierzchni oraz obrazów pierścieni Saturna i powierzchni jego 11 satelitów, /w tym Tytana/. Podobną serię obrazów wykonała i przesłała sonda "Voyager-1" w listopadzie 1980 r., która zbliżyła się do Saturna na odległość 135 000 km. W sumie sonda ta wykonała ponad 18 000 obrazów.

W sierpniu 1980 roku podobne zadania wykonała sonda "Voyager-2", która zbliżyła się do planety na odległość 124 000 km. Oprócz informacji o powierzchni Saturna otrzymano obrazy jego pierścieni /z odległości 8 000 km od pierścieni zewnętrznych/, co zmieniło poglądy astronomów na liczbę i strukturę pierścieni. Zbadano również dość dokładnie niektóre satelity Saturna. Np. Tytana fotografowano z odległości 4 000 km, a więc można było na nim odróżnić szczegóły o wymiarach mniejszych od 100 m.

Wymienione sondy badające Saturna kontynuują swoje loty i badania. "Pioneer-11" już za kilka lat może dotrzeć w rejon orbity Plutona i następnie wyjdzie poza Układ Słoneczny. Natomiast "Voyager-2" powinien się zbliżyć do Urana i Neptuna. Jeśli urządzenia obrazowe i transmisyjne nie ulegną zniszczeniu, to aparatura telewizyjna tych próbników międzyplanetarnych dostarczy na Ziemię jeszcze wiele interesujących informacji o tych planetach oraz o przestrzeni międzyplanetarnej jeszcze w bieżącym dziesięcioleciu.

Erę fotografowania i obrazowania kosmicznego za pomocą sond oraz możliwość opracowania tych zdjęć i obrazów można porównać z erą wielkich odkryć geograficznych średniowiecza. Dzisiaj automaty zamieniły człowieka w badaniach przestrzeni pozaziemskiej, a podróżnika - kartografa zastąpił fotogrametra wyposażony w nowoczesne przyrządy pomiarowe. Zastosowanie aparatury i metod fotograficznych i obrazowych w połączeniu z fotogrametrycznymi metodami opracowania wyników pozwala więc współcześnie wszystkim Ziemianom przeżywać wielką przygodę jaką jest bezpośrednie spotkanie z kosmosem i odkrywanie jego tajemnic. Taka jest więc droga fotografii lotniczej, od balonów i latawców wzniesionych kilkadziesiąt metrów nad powierzchnią Ziemi do sond międzyplanetarnych badających Układ Słoneczny i jego planety, odległe o miliardy kilometrów.

SPIS LITERATURY

1. Afremow W.G. i inni: Zależność pomiędzy dystorsją radialną i tangencjalną. W zbiorze "Gieodezija i Aerofotosjomka", 1969.
2. Akowieckij i inni: Radiolokacjonnaja fotogrammietrija. Wyd."Niedra" Moskwa, 1979.
3. Arena A., Umlas M.: A New Panoramic Camera Development. "Photogrammetric Engineering", 1968, Vol.XXIV, nr 2.
4. Balandin W.N.: Radiogeodeziceskije sistiemy w aerosjomkie. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1983.
5. Baranowa S.G.: Liniejnoje programmirowanije pri aerofotosjomkie. "Gieodezija i Aerofotosjomka", nr 5, 1970.
6. Barret E.C., Curtis L.F.: Itroduction to Environmental Remote Sensing. New York, 1976.
7. Biełow S.W.: Aerofotosjomka liesow. Moskwa - Leningrad, 1959.
8. Błaszczyk J.: Statki powietrzne do wykonywania zdjęć pomiarowych do celów topograficznych. "Przegląd Geodezyjny", 1975, nr 3.
99. Błaszczyk J., Wójcik St.: An-30 - radziecki samolot fotogrametryczny: "Przegląd Geodezyjny", 1975, nr 3.
10. Bogomołow L.A.: Desifrirowanije aerosnimkow. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1976.
11. Bracławiec P.F. i inni: Kosmičeskoje telewidienije. Wyd. "Sviaz", Moskwa, 1973.
12. Brykin P.A., Kimelman S.A.: Matiematičeskoje programmirowanije w płanirowaniji gieodezičeskich i topografičeskich rabot. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1971.
13. Bucholz A.: Photogrametrie. Berlin, 1960,
14. Burakowski T., Sala A.: Noktowizja. Wyd. MON, Warszawa, 1965.
15. Butowtt J.: Pojemność informacyjna zdjęć satelitarnych. "Materiały IX Ogólnopolskiej Konferencji Fotointerpretacji. Katowice, 1979.
16. Bychawski W. i inni: Charakterystyka zdjęć satelitarnych wykonanych ze stacji orbitalnej Salut-6 w czasie radziecko-polskiego lotu kosmicznego. W zbiorze "Zastosowanie teledetekcji w badaniach śro-

dowiska geograficznego". Wyd. PWN, Warszawa - Łódź, 1980.

17. Ciołkosz A., Miszalski J., Olędzki J.R.: Interpretacja zdjęć lotniczych. PWN, Warszawa, 1978.

18. Colvocolresses A.P.: ERTS-A Satellite Imagery. "Photogrammetric Engineering", 1970, Voll.XXVI, nr 6.

19. Cyganov M.N.: Osnowy cwietnoj fotografii i aerofotografii. Moskwa, 1956.

20. Cyprian T.: Fotografia. Wydawnictwo Naukowo Techniczne, Warszawa, 1970.

21. Davis S.M., Svain P.H. i inni: Remote Sensing. The Quantitative Approach. Wyd. Mc Graw - Hill.

22. Drobyšev F.K.: Osnovy aerofotosjomki i fotogrammietrii. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1973.

23. Dumitrescu V.T.: Cartographic Solution for Deciphering Space Photographs. "International Yearbook of Cartography", 1965.

24. Dzikiewicz.: Topografia. Wyd. MON, Warszawa, 1971.

25. Finsterwalder R., Hofman W.: Photogrammetrie. Berlin 1968.

26. Fiodorov B.F.: Łaziery i ich primienienije. Moskwa, 1973.

27. Fiodorov B.F., Piermiakov V.D.: Kosmičeskoje fotografirowanije. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1978.

28. Fizičeskije osnovy i techničeskije sriedstva aeromietodov. Praca zbiorowa. Wyd. "Nauka", Leningrad, 1967.

29. Grądzki W.: Metody pomiaru funkcji przetwarzania optycznego. Rękopis autora. Warszawa, 1970.

30. Grądzki W.: Określenie parametrów metrologicznych kamer lotniczych. Referat na sympozjum w Jenie. Jena, 1968.

31. Guethner T.: Podstawy fotografii. Wyd.PPWK, Warszawa, 1980.

32. Heissler V.: Untersuchungen Über den wirtschaftlich zweckmasigsten Bildmasstab bei Bildflügen mit Hochleistungobiektiven. Hannover, 1964.

33. Idzik A.: O doborze formatu zdjęcia i kąta rozwarcia kamery dla opracowań stereoskopowych. "Przegląd Geodezyjny", 1971, nr 7.

34. Iljin V.B.: Avtomatičeskoje regulirovanije ekspozicji v aerofotoapparatach AFA-TEU i AFA-TES. "Geodezija i Kartografija", 1970, nr 6.

35. Inżeniernyj spravočnik po kosmičeskoj technikie. Pod redakcją A.V. Sokołova. Wyd. Moskwa, 1969.

36. "Issliedovanije prirodnoj sriedy kosmičeskimi sriedstvami". Praca zbiorowa. Wyd. Moskwa, 1973.

37. "Issliedovanije prirodnoj sriedy s piłotirujemych orbitalnych stancji". Praca zbiorowa. Wyd. Leningrad, 1972.

38. Kaczyński R.: Addytywna przeglądarka MSP-4. "Przegląd Geodezyjny", 1978, nr 6.

39. Kaczyński R.: Eksperymenty telefoto wykonane w ramach programu "Interkosmos". W zbiorze "Zastosowanie teledetekcji w badaniach środowiska geograficznego". Wyd.PWN, Warszawa - Łódź, 1980.

40. Kaczyński R.: Radar bocznego wybierania jako środek zdalnego badania powierzchni Ziemi. "Przegląd Geodezyjny", 1980, nr 1.

41. Kaczyński R., Mroczek S., Sanecki J.: Rozpoznanie obrazowe. Wyd. MON, Warszawa, 1982.

42. Kasper H.: Vorschlage zur photogrammetrischen Herstellung der Grundkarte und Ausgestaltung des Bildplanwerkers 1:5 000. "Bildmessung und Luftbildwesen", 1954, nr 4.

43. Kiriłłov N.J. i inni: Processy bystroj obrabotki černo-biełych plonok i vozmożnosti ich primienienija pri aerofotosjomkie. "Trudy NII Graždanskoj Aviacjii", 1971.

44. Knorozov S.V.: Bortovyje sriedstwa Vozdusnogo fotografirovanija. W zbiorze "Geodezija i Aerofotosjomka - 1969. Moskwa, 1970.

45. Kompendium - Photogrammetrie. Wyd. C.Zeiss, Jena.

46. Kondraškov A.N.: Elektrooptičeskije i radiogeodezičeskije izmierienija. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1972.

47. Kosmonavtika - Maleńkaja encikłopiedija. Moskwa, 1970.

48. Kratky V.: Cartographic Accuracy of ERTS. "Photogrammetric Engineering", vol. XL, nr 2, 1974.

49. Levantovskij V.J.: Mechanika kosmičeskogo poliota. Moskwa, 1970.

50. Kučko A.S.: Aerofotografija. Moskwa, 1974.

51. Kučko A.S.: Merologija aerofotografičeskogo processa. W zbiorze "Geodezija i Aerosjomka". t.9 Moskwa, 1974.

52. Linsenbarth A.: Globalne systemy teledetekcji satelitarnej. "Przegląd Geodezyjny", 1978, nr 1.

53. Linsenbarth A.: Satelitarna kamera wielospektralna MKF-6. "Przegląd Geodezyjny", 1978, nr 6.

54. Lipko A.: Fotogrametrja zastosowana do potrzeb obrony kraju. Wyd. Wojskowego Instytutu Geograficznego, Warszawa, 1932.

55. De Loor G.P.: Possibilities and uses of radar and thermal infrared system. "Photogrammetrie", 1969, nr 24.

56. Ławrowa N.P., Stecenko A.F.: Aerofotosjomka. Wyd. Niedra", Moskwa, 1981.

57. Ławrowa N.P.: Kosmičeskaja fotosjomka. Wyd."Niedra", Moskwa, 1983.

58. Łobanov A.N.: Aerofototopografija. Wyd."Niedra", Moskwa, 1971.

59. Manual of Photogrammetry. Część I i II. Wyd ASP, USA, 1969.

60. Michajłow V.J.: Sensitometričeskije parametry topografičeskich aerofilmov. "Trudy CNIIGAiK", nr 149, wyd. Moskwa, 1969.

61. Nakov N.D.: Metoda obliczenia bazy zdjęć i maksymalnej wysokości fotografowania. W zbiorze "Geodezija i Kartografija".

62 Nikołajev A.G., Piercow S.V.: Radiotiepłołokacja. Moskwa, 1970.

63. Orłov V.K.: Ispolzovanije dopplerovskich aeronavigacjonnych sistiem w aerofotosjomkie. W zbiorze "Geodezija i Aerofotosjomka".

64. Pankratiev J.N., Molavko M.A.:i inni: Elektronika w fotogrammetrii" Lwów, 1968.

65. Piasecki M.B.: Fotogrametria lotnicza i naziemna. Wyd.PPWK, Warszawa, 1973.

66. Reutov A.P. i inni: Radiołokacjonnyje stancji bokovogo obzora. Moskwa, 1970.

67, Rodionov B.N.: Dinamičeskaja fotogrammietrija. Wyd."Niedra", Moskwa, 1983.

68. Romer W.: Teoria procesu fotograficznego. Wyd. PWN, Warszawa, 1955

69. Rusinov M.N.: Inżeniernaja fotogrammietrija. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1966.

70. Safronov J.P., Elman R.I.: Infrakrasnyje raspoznajuszczije ustrojstwa. Moskwa, 1976.

71. Sapożnikov R.A.: Fotometria teoretyczna. Wydawnictwo Naukowo Techniczne, Warszawa, 1962.

72. Sitek Z.: Fotogrametria z fotografią techniczną. Wyd.AGH. Kraków 1972.

73. Soule H.V.: Electro-optical Photography at Low Illumination Levele. New York.

74. Sputnikovaja okieanołogija. Praca zbiorowa, Leningrad, 1975.

75. Staniewski E., Pawlikowski R.: 15 lat podboju kosmosu. Wyd. MON, Warszawa, 1974.

76. Ščerbakov J.E.: Raščot i konstruirovanije aerofotoapparatov. Wyd. "Mašinostrojenije", Moskwa, 1974.

77. Šeršeń A.I.: Aerofotosjomka. Moskwa, 1958.

78. Šylin B.V.: Tiepłowaja aerosjomka pri izučenii prirodnych resursov Wyd. "Gidrometeoizdat", Leningrad, 1980.

79. Świątkiewicz A.: Fotogrametria. Wyd.PWN, Warszawa, 1970.

80. Tokarczyk A.: Kalibracja kamer pomiarowych z wykorzystaniem kalibratora NRC. "Geodezja", vol.27, 1978, str.47 , 57.

81. Ulliman J.J.:i inni: 70 mm Quadricamera System. "Photogrammeric Engineering", vol. XXVI, 1970, nr 1.

82. Vertregt M.: Principles of Astronautics. Wyd. Elscvier Publishing Company", 1968.

83. Wereszczyński J.: O wykorzystaniu sztucznych satelitów Ziemi w kartografii. "Przegląd Geodezyjny", 1975, nr 10.

84. Wight R.N.: A Panoramic Rectifier for Tactical Field Use" "Photogrammetric Engineering", vol. XXIV, 1968, nr 3.

85. Zaitow I.R., Cuprin S.I.: Aerofotoapparat dla wybora tipa plonki. "Geodezija i Aerofotosjomka", 1962, nr 3.

86. Ziman J.L.: Zadači i upraźnienija po samoletovoždieniju pri aerofotosjomkie. Wyd. "Niedra", Moskwa, 1964.

Druk ASG WP OXV-9745 zam. nr 1427 z dn.9.08.84 r.

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
1152
Dział Zbiorów Ogólnych

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid. U 12584
Akademii Obrony Narodowej