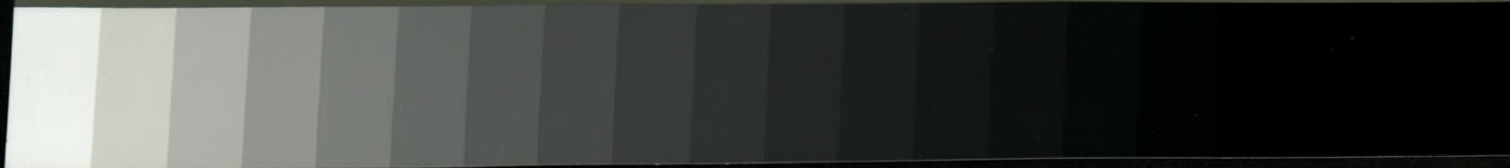


Grey Scale #13



DANES-PICTA.COM

A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ



AON 5600/04

WYBRANE PROBLEMY NAWIGACJI LOTNICZEJ

DLA STUDENTÓW
STUDIÓW ZAOCZNYCH
KIERUNEK LOTNICTWO
WYDZIAŁ LOTNICTWA I OBRONY POWIETRZNEJ

56994

WARSZAWA



Colour Chart #13

Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3/Color Black

Centimetres

Inches

DANES-PICTA.COM

AON 5600/04

Roman SZUSTEK

**WYBRANE PROBLEMY
NAWIGACJI LOTNICZEJ**



56994

HEBAC

Druk i oprawa: Akademia Obrony Narodowej – Wydział Wydawniczy, zam. nr 15/2004

SPIS TREŚCI

WSTĘP	5
1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA NAWIGACJI LOTNICZEJ. OGÓLNE WIADOMOŚCI O ZIEMI, ODWZOROWANIACH KARTOGRAFICZNYCH I MAPACH LOTNICZYCH	6
1.1. Pojęcie nawigacji lotniczej i podstawowe zadania	6
1.1.1. Podstawowe terminy, pojęcia i definicje używane w nawigacji lotniczej	8
1.1.2. Techniczne środki nawigowania	12
1.2. Podstawowe wiadomości o Ziemi	15
1.2.1. Punkty i linie na powierzchni Ziemi	17
1.2.2. Współrzędne geograficzne	20
1.2.3. Główne i pośrednie kierunki na powierzchni Ziemi	35
1.3. Odwzorowania kartograficzne - podział i istota	27
1.3.1. Odwzorowania walcowe	29
1.3.2. Odwzorowania stożkowe (wielostożkowe)	32
1.3.3. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne)	36
1.4. Mapy lotnicze i ich wymagania	38
1.4.1. Treść mapy	41
1.4.2. Wymagania i nomenklatura map	45
2. POMIARY NAWIGACYJNE NA MAPACH	51
2.1. Magnetyzm ziemski, deklinacja magnetyczna i jej określanie	51
2.2. Współrzędne geograficzne i prostokątne, ich określanie oraz czas	55
2.3. Odszukiwanie punktu na podstawie współrzędnych	62
2.4. Pomiar odległości, kierunku i kąta na mapie	64
3. NAWIGACYJNE WARUNKI I ELEMENTY LOTU	69
3.1. Kąt drogi, kurs statku powietrznego oraz ich rodzaje i sposoby przeliczania ...	69
3.2. Wysokość lotu, jej rodzaje i przeliczanie	71
3.3. Prędkość lotu, jej rodzaje i przeliczanie	86
3.4. Obliczanie zależności: prędkość, droga, czas	94
4. WPŁYW WIATRU NA LOT STATKU POWIETRZNEGO	99
4.1. Wiatr i jego elementy	99
4.2. Lot statku powietrznego w ciszy, z wiatrem tylnym i czołowym	101
4.3. Lot statku powietrznego z wiatrem bocznym	104
4.4. Zależności między elementami nawigacyjnego trójkąta prędkości	106
5. RADIONAWIGACJA	118
5.1. Pojęcie i zastosowanie radionawigacji	118
5.2. Radionamiar, jego składowe i rodzaje	118
5.3. Wykonywanie lotu do radiolatarni i radionamiernika różnymi sposobami	125
6. OKREŚLANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO ZA POMOCĄ ŚRODKÓW RADIOTECHNICZNYCH	134
6.1. Określanie pozycji samolotu przy pomocy radiolatarni	134
6.2. Określanie pozycji samolotu przy pomocy radionamiernika	138
6.3. Dokładność radionamierzania	141
7. KONTROLA I POPRAWIANIE DROGI WEDŁUG KIERUNKU I ODLEGŁOŚCI	146
7.1. Kontrola drogi według kierunku i odległości	146
7.2. Zakręt i jego elementy	150
7.3. Poprawianie drogi w kierunku	158

7.3.1. Wprowadzanie poprawki do poprzedniego kursu według boczego odchylenia	159
7.3.2. Określanie nowego kursu w przypadku gdy poprawka przekracza 20° oraz „manewr zakrętem” w kierunku nakazanej linii drogi	165
7.4. Poprawianie drogi w odległości	169
7.4.1. Manewry prędkością w celu wyjścia na czas	169
7.4.2. Manewry długością drogi w celu wyjścia na czas	174
8. OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE LOTU	179
8.1. Zasady wykonywania obliczeń inżyniersko-nawigacyjnych lotu	179
8.2. Praktyczny zasięg i praktyczna długość lotu	183
8.3. Taktyczny promień działania	186
8.4. Obliczanie czasu dyżurowania statku powietrznego (grupy) w strefie	187
9 NAWIGATORSKIE ZASADY BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW	192
9.1. Utrata orientacji geograficznej i postępowanie w razie jej zaistnienia	192
9.2. Zapobieganie zderzeniom statków powietrznych z ziemią i obiektami na jej powierzchni	198
9.3. Zapobieganie wchodzeniu w strefy niebezpiecznych zjawisk atmosferycznych	204
9.4. Zapobieganie przymusowym lądowaniom ze względu na brak paliwa	212
9.5. Warunki zapewniające bezpieczeństwo lotów pod względem nawigatorskim	213
10. CHARAKTERYSTYKA WYBRANYCH NAWIGACYJNYCH SYSTEMÓW SATELITARNYCH	214
10.1. Nawigacyjny system satelitarny GPS	214
10.2. Obliczanie pozycji, zasady pomiaru	219
10.3. Metody obserwacji, wykonywanie pomiarów	222
10.4. Nawigacyjny system, satelitarny GLONASS	225
10.5. Odbiorniki satelitarne	226
ZAKOŃCZENIE	231
BIBLOGRAFIA	233
ZAŁĄCZNIKI	234

WSTĘP

Znajomość zasad dokładnego nawigowania samolotu jest podstawową umiejętnością współczesnego pilota, nawigatora czy kontrolera lotnictwa. Umiejętność ta, polega na praktycznym wykorzystaniu wiedzy teoretycznej z zakresu nawigacji lotniczej w celu bezpiecznego wykonania lotu do nakazanego obiektu działań, przybycia do miejsca przeznaczenia w nakazanym czasie i dokładnego wykonania postawionego zadania.

Złożone warunki nawigacyjne, atmosferyczne i taktyczne, w jakich działa współczesne lotnictwo wymagają od złogi samolotu i personelu zabezpieczającego bezpiecznego wykonania lotu, doskonałej znajomości sposobów i metod nawigowania oraz umiejętności wykorzystywania wszystkich istniejących, technicznych środków nawigacji.

Wychodząc naprzeciw tym potrzebom oraz starając się wypełnić lukę jaka istnieje dotychczas w zakresie wydawnictw z dziedziny nawigacji lotniczej w bibliotece Akademii Obrony Narodowej, a przeznaczonych dla studentów zaocznych studiów magisterskich kierunku „Lotnictwo” w Wydziale Lotnictwa i Obrony Powietrznej AON, opracowano skrypt pt. „Wybrane problemy nawigacji lotniczej”, który w przystępnej i skondensowanej formie obejmuje całokształt podstawowych problemów nawigacyjnych lotnictwa.

Skrypt składa się z 10 rozdziałów, w których zawarte są wiadomości z nawigacji lotniczej niezbędne zarówno dla tych którzy wykonują loty, jak i dla tych, którzy je zabezpieczają. Problematyka poszczególnych rozdziałów jest odmienna. Rozpoczyna się ogólnymi wiadomościami o Ziemi i odwzorowaniach kartograficznych, następnie problematyka dotyczy map lotniczych i pracy na nich, dalej przedstawione są nawigacyjne warunki i elementy lotu (w tym podstawowe: wysokość i prędkość lotu), kolejno: wpływ wiatru na lot statku powietrznego, zwłaszcza wiatru bocznego; radionawigacja i jej wykorzystanie do określania pozycji statku powietrznego; kontrola i poprawianie drogi w kierunku i odległości; obliczenia inżyniersko-nawigacyjne; zasady bezpieczeństwa lotów pod względem nawigatorskim i kończy się charakterystyką nawigacyjnych systemów satelitarnych. Całość uzupełnia duża ilość rysunków i tabel, co czyni skrypt bardziej czytelnym i przejrzystym.

Z tego pobieżnego przeglądu treści poszczególnych rozdziałów wynika, że skrypt obejmuje dość szeroki zakres podstawowej problematyki nawigacyjnej. Opracowany został dla studentów zaocznych pięcioletnich studiów magisterskich, kształcących się na kierunku „Lotnictwo” w Wydziale Lotnictwa i Obrony Powietrznej Akademii Obrony Narodowej.

1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA NAWIGACJI LOTNICZEJ. OGÓLNE WIADOMOŚCI O ZIEMI, ODWZOROWANIACH KARTOGRAFICZNYCH I MAPACH LOTNICZYCH

1.1. Pojęcie nawigacji lotniczej i podstawowe zadania

Nazwa „nawigacja” pochodzi od dwóch słów łacińskich „navis” - statek i „agere” - prowadzić, a więc nawigacja jest to prowadzenie statku. Znana była już w starożytności. Stosowano ją w żegludze morskiej i oznaczała umiejętność określania pozycji statku na morzu i kierowania nim do zamierzonego celu podróży.

Pojawienie się statków powietrznych, które jak okręty na morzu tak one poruszają się w przestrzeni powietrznej, pociągnęło za sobą zaadaptowanie zasad nawigacji morskiej do kierowania ich lotem do wyznaczonego miejsca na ziemi lub punktu w powietrzu. Powstało nowe określenie „nawigacja powietrzna” („nawigacja lotnicza”), które oznacza dziedzinę wiedzy obejmującą sposoby nawigowania statku powietrznego w różnych warunkach atmosferycznych, w dowolnej porze doby, nad dowolnym terenem i na dowolne odległości na powierzchni ziemi.

Pod pojęciem „nawigowanie statku powietrznego” należy rozumieć całokształt czynności załogi mających na celu zapewnienie maksymalnej dokładności, skuteczności i bezpieczeństwa przelotu statku powietrznego (lub grupy) po trasie, określanie danych nawigacyjnych niezbędnych do wykonania zadania oraz wyprowadzenie statku powietrznego nad wyznaczony obiekt w nakazanym czasie i na lotnisko lądowania.

Czynności te załoga powinna wykonywać wykorzystując wszystkie dostępne środki techniczne i sposoby nawigowania, mapy i osobiste wyposażenie nawigatorskie, aby w każdej chwili znać swoją pozycję, móc określać i utrzymywać warunki lotu, zapewniające dokładne wyjście nad obiekt w miejscu i czasie oraz określać nawigacyjne elementy lotu potrzebne do prowadzenia kontroli i poprawiania drogi na wszystkich odcinkach trasy.

Istotą nawigowania jest utrzymywanie podczas lotu nawigacyjnych warunków określających tor lotu statku powietrznego, do których należą¹:

- kurs;
- prędkość;
- wysokość;

¹ Nawigacja lotnicza, Podręcznik, DWL, Poznań 1979, str. 11.

- czas.

Kurs wyznacza kierunek lotu i określany jest za pomocą busoli. **Prędkość** określa przebytą przez statek powietrzny odległość w danym czasie - wskazują ją prędkościomierze. **Wysokość** uzupełnia dane potrzebne do umiejscowienia statku powietrznego w przestrzeni - wskazują ją wysokościomierze. **Czas** mierzą pokładowe i osobiste zegarki czasowe. Stanowi on, w powiązaniu z prędkością, podstawę do obliczania przebytej przez statek powietrzny drogi.

Podstawą zaś nawigowania statku powietrznego jest orientacja geograficzna. Przez pojęcie „**orientacja geograficzna**” należy rozumieć zdawanie sobie przez załogę sprawy z tego, gdzie, nad jakim punktem terenu znajduje się w rozpatrywanym czasie statek powietrzny i gdzie jest kierunek północny. Ścisłej mówiąc, w przystosowaniu do potrzeb praktyki nawigacyjnej, załoga ma orientację geograficzną wówczas, gdy zna pozycję (punkt, miejsce, rejon) statku powietrznego względem powierzchni ziemi w rozpatrywanym czasie i może określić kierunek dalszego lotu z dokładnością niezbędną do wykonania zamierzonego zadania.

Jeżeli załoga nie potrafi spełnić chociażby jednego z tych warunków, wówczas ma miejsce utrata orientacji geograficznej.

Rodzaje nawigacji lotniczej

W zależności od rodzaju i sposobu wykorzystania technicznych środków nawigowania, nawigacja lotnicza dzieli się na:

- nawigację zliczeniową;
- radionawigację;
- astronawigację;
- nawigację bezwładnościową;
- nawigację kosmiczną.

Jednak na obecnym etapie rozwoju nawigacji lotniczej przeprowadzanie tego rodzaju podziału nie jest celowe, ponieważ we współczesnej praktyce nawigacyjnej do ustalania pozycji statku powietrznego, utrzymywania kierunku lotu oraz kontroli i poprawiania drogi, wykorzystuje się jednocześnie różne techniczne urządzenia nawigacyjne, zastępujące się wzajemnie lub uzupełniające, pracujące jako oddzielne przyrządy lub w zautomatyzowanych systemach (układach) nawigacyjnych.

Podstawowe zadania nawigacji lotniczej

Podstawowym zadaniem nawigacji lotniczej jest doprowadzenie statku powietrznego do punktu docelowego poprzez takie działania nawigacyjne, w wyniku których rzeczywista linia drogi tego statku pokrywać się będzie w miejscu i czasie z nakazaną linią drogi. Do zadań nawigacji lotniczej należy w szczególności:

- wybór najbardziej celowej, odpowiadającej zadaniu drogi (trasy) lotu;
- wybór odpowiedniego, zapewniającego wykonanie zadania nawigacyjnego reżimu lotu i najbardziej właściwych technicznych urządzeń nawigacyjnych;
- określenie możliwości wykonania lotu w zależności od zapasu paliwa, u trzymania nakazanego reżimu lotu;
- zapewnienie poprawności wykonania manewrów nawigacyjnych;
- zapewnienie ciągłości orientacji geograficznej, przez okresowe ustalanie pozycji statku powietrznego;
- zapewnienie bezpieczeństwa lotu pod względem nawigacyjnym;
- bezbłędna koordynacja działalności nawigacyjnej członków załogi.

1.1.1. Podstawowe terminy, pojęcia i definicje używane w nawigacji lotniczej

Wykonywanie przez załogę czynności związanych z zachowaniem w czasie lotu orientacji geograficznej nazywa się „prowadzeniem orientacji”. Orientację można prowadzić podczas lotu wzrokowo lub za pomocą pokładowych i naziemnych urządzeń technicznych, w celu określenia pozycji statku powietrznego (*PS*) i faktycznego kierunku lotu.

Pozycją statku powietrznego nazywamy miejsce (punkt, rejon) na powierzchni ziemi, nad którym znajdował się (znajduje się lub będzie znajdował się) statek powietrzny w określonym czasie.

Pozycję możemy określić przez wzrokowe (lub za pomocą środków radiotechnicznych) określenie przelotu obiektu (radiolatarni, radionamiernika) na powierzchni ziemi - jest to **rzeczywista pozycja statku powietrznego** (*PS_r*). Jeżeli od poprzedniej znanej *PS*, odłożymy zgodnie z kierunkiem lotu drogę, jaką przeleciał statek powietrzny w czasie, który upłynął od jej określenia, to otrzymamy **pozycję zliczoną**. Może ona być określona bez uwzględnienia wiatru (**pozycja bezwietrzna** – *PS_b*) lub z jego uwzględnieniem (*PS_z*).

Pozycja otrzymana drogą radionamierzenia, astronomierzenia, czy namierzenia za pomocą urządzeń (celowników) optycznych, nazywa się **pozycją przyrządową** (*PS_p*).

Każdą uzyskaną *PS* zaznacza się na mapie odpowiednim znakiem z podaniem czasu jej określenia, np.:

- pozycja rzeczywista - PS_r ⊙ 11.42,20;
- pozycja bezwietrzna - PS_b ⊥ 07.18,40;
- pozycja zliczona - PS_z ⊠ 21.56,30;
- pozycja przyrządowa - PS_p ⊗ 15.29,15.

Dokładność określenia *PS* charakteryzuje wartość odchylenia znaku zaznaczonego na mapie od rzutu statku powietrznego na powierzchnię ziemi w rozpatrywanym czasie.

Dokładność ta zależy od środków technicznych i sposobów ich wykorzystania, wysokości i prędkości lotu, warunków atmosferycznych oraz od poziomu wyszkolenia załogi.

Największą dokładność określania *PS* i utrzymywania nawigacyjnych warunków lotu należy osiągać podczas przelotu kontrolnych obiektów i punktów zmiany kierunku na trasie, przy wyjściu nad cel i wykonaniu zadania (bombardowanie, fotografowanie, rozpoznanie, desantowanie itp.).

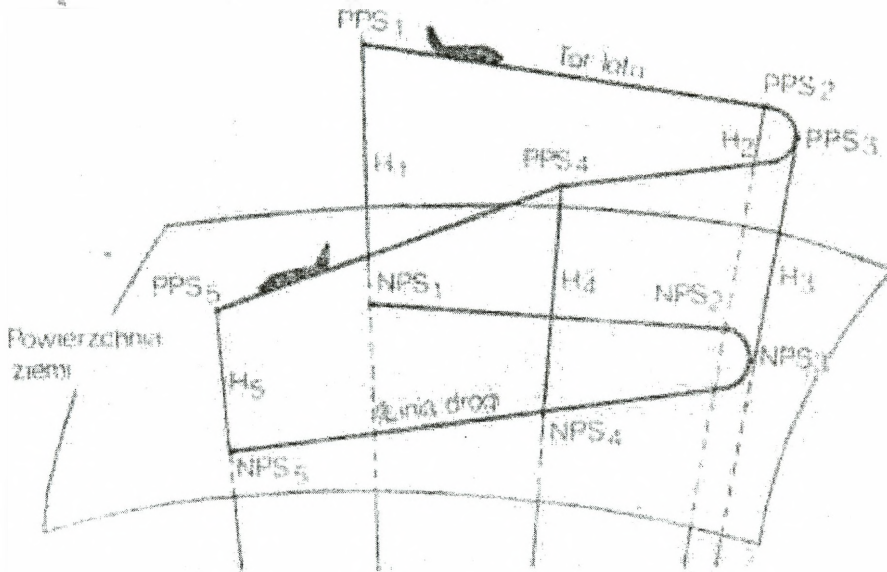
Wymagana dokładność i częstość ustalania pozycji statku powietrznego zależy od rodzaju wykonywanego zadania, etapu lotu i **nawigacyjnej sytuacji lotu**, którą charakteryzują:

- warunki meteorologiczne;
- widoczność lub brak widoczności powierzchni ziemi (wody) i ciał niebieskich;
- rodzaj terenu (łąd, morze, równina, góry, pustynia), liczba i rodzaj obiektów orientacyjnych;
- pora roku i doby;
- wysokość lotu (mała, średnia, duża);
- prędkość lotu;
- zasięg i długotrwałość lotu;
- stopień zabezpieczenia lotu naziemnymi technicznymi urządzeniami nawigacyjnymi (radiolatarnie, radionamierniki, pomoce świetlnotechniczne i inne);
- typ statku powietrznego, stopień wyposażenia statku w techniczne urządzenia nawigacyjne, stopień dokładności tych urządzeń oraz warunki prowadzenia obserwacji z kabiny statku;
- skład załogi (załoga jedno- lub wieloosobowa);

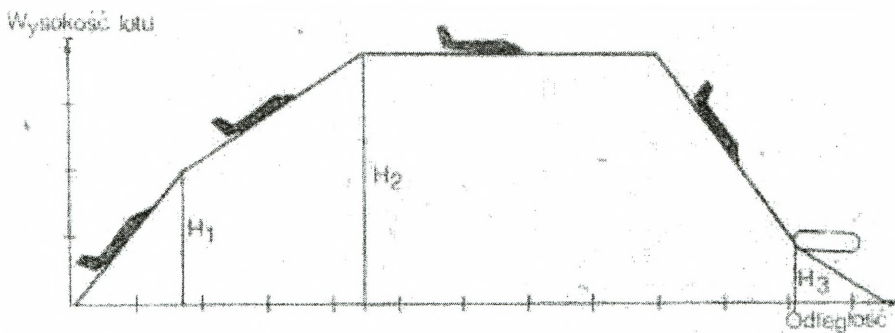
- poziom wyszkolenia załogi;
- skład grupy (np. para, klucz).

Kąt, jaki tworzy linia drogi z północnym kierunkiem południka, nosi nazwę kąta drogi *KD*.

Rzut toru lotu (rys. 1) na płaszczyznę pionową nazywa się profilem lotu (rys.2)². Tory lotu, linie drogi, kąty drogi i profile lotu mogą być nakazane i rzeczywiste.



Rys. 1. Tor lotu i linia drogi (trasa lotu).



Rys. 2. Profil lotu.

² W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, Podręcznik nawigacji lotniczej, WKiŁ, Warszawa 1984, str. 35.

Nawigacyjnymi parametrami (elementami) lotu nazywa się wielkości charakteryzujące położenie (pozycję) statku powietrznego na torze lotu (bądź względem powierzchni ziemi) oraz jego ruch po torze, w stosunku do ośrodka powietrznego lub nakazanej linii drogi.

Do podstawowych nawigacyjnych elementów lotu zalicza się:

- współrzędne geograficzne pozycji statku powietrznego i czas;
- kurs statku powietrznego (kąąt zawarty między północnym kierunkiem południka a osią podłużną statku powietrznego);
- pochylenie (położenie osi podłużnej statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej);
- przechylenie (położenie osi poprzecznej statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej);
- wysokość lotu (odległość pionową statku powietrznego od dowolnego poziomu przyjętego umownie za zero wysokości);
- rzeczywistą prędkość powietrzną (prędkość względem nie zaburzonych strug powietrza);
- prędkość pionową (wznoszenia, zniżania);
- kierunek i prędkość wiatru;
- prędkość względem powierzchni ziemi (prędkość podrózną) i kąąt drogi;
- prędkość kąatową zakrętu.

Zależnie od kształtu i usytuowania względem powierzchni ziemi toru lotu oraz warunków nawigowania (ilości i stałości elementów nawigacyjnych) rozróżnia się cztery główne stany lotu:

- prostoliniowy lot poziomy;
- wznoszenie;
- zniżanie;
- zakręt.

Prostoliniowy lot poziomy charakteryzuje się dwoma stałymi elementami nawigacyjnymi: kursem i wysokością lotu. **Wznoszenie (zniżanie)** ma również dwa stałe elementy nawigacyjne; kurs lotu i prędkość pionową lub kąąt nachylenia toru.

Zakręt wiąże się zawsze z jednym z poprzednich stanów lotu, przy czym zmieniający się w zakręcie kierunek lotu może być zastąpiony elementem charakteryzującym

krzywiznę toru zakrętu, np. jego promieniem lub prędkością kątową. Lot jest ustalony, jeżeli jego elementy zachowują stałą wartość, i nieustalony - jeżeli wartości te ulegają zmianom.

Z praktyki lotniczej wynika, że lot nigdy nie jest ustalony przez długi czas, ponieważ zawsze występują czynniki zakłócające, zmieniające wartości elementów ruchu statku powietrznego.

Dokładność określania *PS* (nawigowania), jak wspomniano wcześniej, zależy przede wszystkim od środków technicznych i sposobów ich wykorzystania. Techniczne środki nawigowania działają na zasadzie wykorzystania różnych źródeł informacji nawigacyjnej, jak magnetyzm ziemski, atmosfera, obiekty orientacyjne na powierzchni ziemi, przyciąganie ziemskie, pola elektromagnetyczne, ciała niebieskie itp.

1.1.2. Techniczne środki nawigowania

Techniczne środki nawigowania według zasady działania określonej pierwotnym źródłem informacji nawigacyjnej można podzielić na:

- geotechniczne;
- radiotechniczne;
- astronomiczne;
- świetlne.

Środki geotechniczne działają na zasadzie wykorzystania różnych właściwości geofizycznych Ziemi. Zalicza się do nich:

- a) busole magnetyczne działające na zasadzie pomiaru parametrów pola magnetycznego Ziemi, przeznaczone do określania kierunku lotu;
- b) nawigacyjno-pilotażowe przyrządy żyroskopowe, przeznaczone do określania wielkości kątowych charakteryzujących przestrzenne położenie statku powietrznego względem ziemi (kurs, kąt przechylenia, kąt pochylenia, kąt zakrętu);
- c) żyroskopowo-magnetyczne i żyroskopowo-indukcyjne busole, stanowiące zespół magnetycznych i żyroskopowych przyrządów służących do określania i utrzymywania nakazanego kierunku lotu;
- d) prędkościomierze (wskaźniki prędkości powietrznej), wysokościomierze barometryczne, termometry mierzące temperaturę otaczającego powietrza, działające na podsta-

wie pomiaru parametrów atmosfery ziemskiej (ciśnienia dynamicznego i statycznego oraz temperatury otaczającego powietrza);

- e) wizjery optyczne umożliwiające poprzez wzrokową obserwację powierzchni ziemi określanie nawigacyjnych elementów lotu: prędkości podróźnej, kąta znoszenia, wiatru itp.;
- f) automatyczne urządzenia nawigacyjne do zliczania drogi, przeznaczone do określania pozycji statku powietrznego, wykorzystujące dane określone przez busole, prędkościomierze i wysokościomierze;
- g) systemy bezwładnościowe, przeznaczone do ciągłego określania pozycji statku powietrznego, prędkości i kierunku lotu na podstawie pomiaru przyspieszeń występujących w czasie lotu.

Środki geotechniczne umożliwiają utrzymywanie nakazanych warunków lotu i zapewniają wyjście statku powietrznego w rejon nakazany. Ich zaletami są: niezawodność, autonomiczność i wysoka odporność na zakłócenia.

Do środków radiotechnicznych zalicza się:

- a) systemy kątowe (radiokompasy pokładowe i radiolatarnie naziemne oraz radionamierniki naziemne i pokładowe radiostacje korespondencyjne) wykorzystywane podczas lotu po trasie do określenia pozycji statku powietrznego (*PS*) i wyjścia na punkt radionawigacyjny (*PRN*), lotnisko lub podczas podejścia do lądowania;
- b) systemy odległościowe przeznaczone do dokładnego wyprowadzenia statku powietrznego i zrzutu (odpalenia) środków rażenia na cel o znanych współrzędnych. Ponadto mogą być stosowane przy określeniu *PS*, nawigacyjnych elementów lotu, jak również podczas kontroli rezultatów bombardowania;
- c) systemy kątowno-odległościowe (radiotechniczne systemy bliskiej nawigacji *RSBN*, naziemne stacje radiolokacyjne - *RLS*), przeznaczone do wyprowadzania statków powietrznych na cele naziemne i powietrzne, określania *PS*, doprowadzania statków powietrznych do lotniska i kierowania manewrem podejścia do lądowania. Systemy pokładowe umożliwiają wykrywanie i śledzenie innych statków powietrznych podczas lotu, przeprowadzanie spotkań grup w powietrzu i utrzymywanie ugrupowania bojowego;
- d) systemy hiperboliczne przeznaczone do określania *PS*;
- e) radiolokatory pokładowe przeznaczone do prowadzenia orientacji geograficznej, określania nawigacyjnych elementów lotu, bombardowania, strzelania i odpalania pocisków raketowych, wykrywania statków powietrznych oraz określania swojego miejsca w ugrupowaniu bojowym względem innych statków w grupie;

f) systemy dopplerowskie przeznaczone do pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróżnej oraz określania bieżących współrzędnych statku powietrznego metodą zliczania drogi.

Zaletą środków radiotechnicznych jest ich duża dokładność i możliwość wykorzystania w dowolnych warunkach atmosferycznych bez względu na porę doby przy niewidoczności ziemi i nad morzem.

Wadą środków radiotechnicznych jest ich mała odporność na zakłócenia, ograniczony zasięg, szczególnie na małych wysokościach lotu oraz zależność dokładności określania *PS* od odległości między urządzeniami współpracującymi ze sobą³.

Do środków astronomicznych zalicza się:

- a) astrokompaszy przeznaczone do określania kursu samolotu poprzez namierzanie ciał niebieskich;
- b) sekstansy lotnicze stosowane do określania *PS* drogą pomiaru wysokości ciał niebieskich;
- c) orientatory astronomiczne określające automatycznie współrzędne *PS* przez namierzanie ciał niebieskich za pomocą systemu fotokomórek;
- d) środki radioastronomiczne.

Zaletą środków astronomicznych jest ich autonomiczność, niezależność dokładności pomiarów od zasięgu lotu i możliwość wykorzystywania nad terenem pozbawionym naziemnych obiektów orientacyjnych.

Do środków świetlnych zalicza się:

- a) świetlne środki systemów lądowania;
- b) latarnie świetlne;
- c) środki pirotechniczne;
- d) bomby i znaki orientacyjne.

Ułatwiają one prowadzenie orientacji geograficznej i podejście do lądowania, szczególnie w nocy.

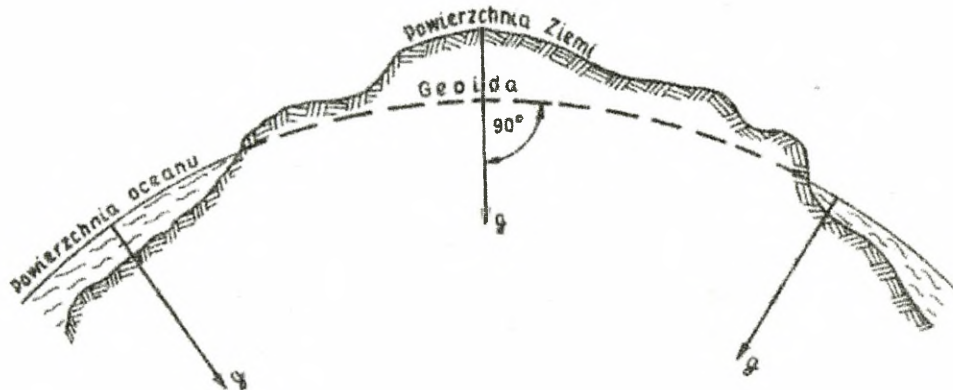
Techniczne środki nawigowania mogą być autonomiczne i nieautonomiczne. Środki autonomiczne nie wymagają specjalnych urządzeń naziemnych i mogą być wykorzystywane w lotach na dowolne odległości. Wszystkie środki wymagające współpracy z urządzeniami naziemnymi są nieautonomiczne.

³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 13.

Coraz powszechniej stosuje się w skali światowej do rozwiązywania zadań nawigacji systemy kursowe, kompleksowe zautomatyzowane systemy nawigacyjne oraz zautomatyzowane liczniki współrzędnych pozycji statku powietrznego.

1.2. Podstawowe wiadomości o Ziemi

Ziemia jest bryłą, której kształt nazwano geoidą (od greckiego słowa *geo* - ziemia + *eidōs* - kształt). Kształt ten nie uwzględnia rzeźby terenu, a zakłada, że cała powierzchnia ziemi stanowi przedłużenie powierzchni mórz i oceanów, a więc w każdym jej punkcie jest prostopadła do kierunku działania siły ciężkości (rys. 3).

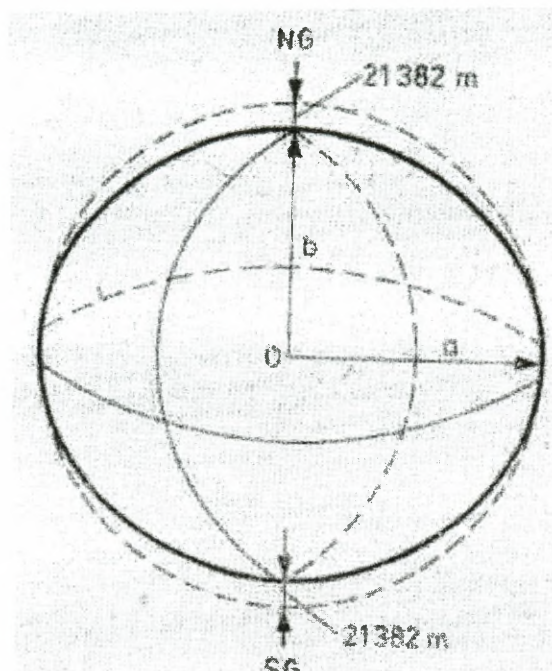


Rys. 3. Powierzchnia geoidy.

Opis geoidy za pomocą wzorów matematycznych jest bardzo skomplikowany, a z uwzględnieniem pofałdowania jej powierzchni, praktycznie niemożliwy. Najbardziej zbliżona kształtem do geoidy jest bryła geometryczna powstała przez obrót elipsy wokół jej krótszej ośi - elipsoida obrotowa. Dlatego dla uproszczenia obliczeń odległości traktujemy Ziemię jako elipsoidę obrotową.

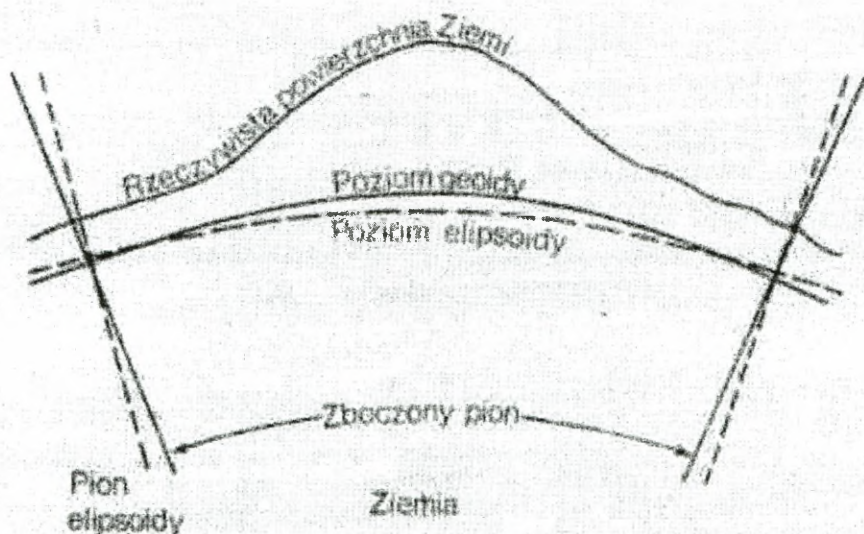
Elipsoidę obrotową o wymiarach najbardziej zbliżonych do wymiarów geoidy nazywa się elipsoidą ziemską (rys. 4). Elipsoida ziemską spełnia następujące warunki: środek jej pokrywa się ze środkiem ciężkości Ziemi, a oś krótsza pokrywa się z osią obrotu Ziemi. Wymiary elipsoidy ziemskiej określają długości półosi dłuższej a i krótszej b . Spłaszczenie c wyraża się wzorem:

$$c = \frac{a-b}{a}$$



Rys. 4. Elipsoida ziemiska.

Na ogół powierzchnia geoidy przebiega na obszarach lądowych powyżej powierzchni elipsoidy ziemskiej, a na obszarach mórz i oceanów poniżej tej powierzchni. Odchylenia te wynoszą średnio 50 m i nie przekraczają 150 m. Pion geoidy nie pokrywa się z pionem elipsoidy ziemskiej (rys. 5).



Rys. 5. Rzeczywisty kształt Ziemi, poziom geoidy i poziom elipsoidy.

Istnieje kilka obliczeń rozmiarów elipsoidy ziemskiej, dokonanych przez uczonych w różnych okresach, np.: astronoma i matematyka niemieckiego F. W. Bessela (1841), geodetę angielskiego A. R. Clarke'a (1880), geodetę amerykańskiego J. F. Hayforda (1909) i geodetę rosyjskiego F.N. Krasowskiego (1940). W geodezji i kartografii stosuje się w Polsce elipsoidę Krasowskiego, określoną wymiarami:

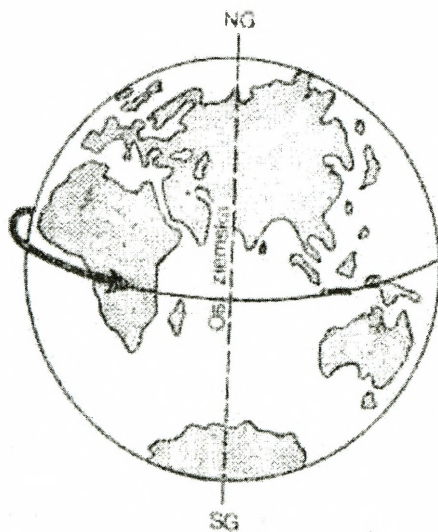
- długość dłuższej półosi elipsoidy (promień równika) $a = 6\,378\,245\text{ m}$;
- długość krótszej półosi elipsoidy (odległość od płaszczyzny równika do bieguna) $b = 6\,356\,863\text{ m}$;
- różnica długości półosi $a - b = 21\,382\text{ m}$.

Mała wartość spłaszczenia pozwala przy rozwiązywaniu większości zadań nawigacji lotniczej traktować Ziemię jako kulę, mającą objętość równą objętości elipsoidy ziemskiej. Promień tej kuli, czyli promień Ziemi R_z , wynosi $6\,371\text{ km}$. Błędy wynikające z zastąpienia elipsoidy ziemskiej kulą nie przekraczają $\pm 0,5\%$ w określaniu odległości i $\pm 12'$ w określaniu kierunku.

Ziemia wykonuje dwa zasadnicze ruchy:

- obrotowy;
- postępowy.

Ruch obrotowy wykonuje Ziemia wokół własnej osi w ciągu średniej doby słonecznej (24 godziny). Następstwem tego ruchu są pory doby: świt, wschód, dzień, zachód, zmrok, noc (rys. 6).



Rys. 6. Kierunek obrotu i bieguny Ziemi.

Ruch postępowy wykonuje Ziemia wokół Słońca po orbicie w czasie jednego roku (365,2422 średniej doby słonecznej). Następstwem tego ruchu oraz nachylenia osi Ziemi względem płaszczyzny orbity, są pory roku: wiosna, lato, jesień, zima.

1.2.1. Punkty i linie na powierzchni Ziemi

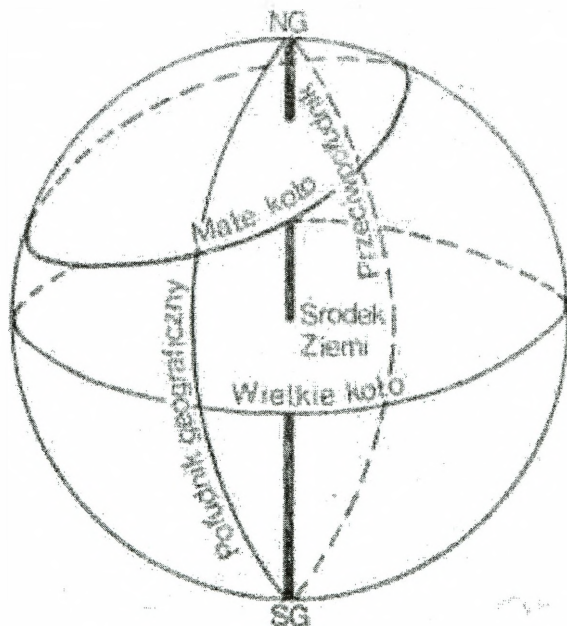
Oś Ziemi - średnica wokół, której Ziemia wykonuje ruch obrotowy.

Bieguny geograficzne - punkty przecięcia się osi Ziemi z jej powierzchnią. Punkt, na który patrząc obserwujemy obrót Ziemi w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara jest biegunem północnym. Drugi punkt jest biegunem południowym.

Duże koło - powstaje na powierzchni Ziemi w wyniku przecięcia jej powierzchni płaszczyzną przechodzącą przez środek Ziemi.

Małe koło - powstaje na powierzchni Ziemi w wyniku przecięcia jej powierzchni płaszczyzną nie przechodzącą przez środek Ziemi (rys. 7).

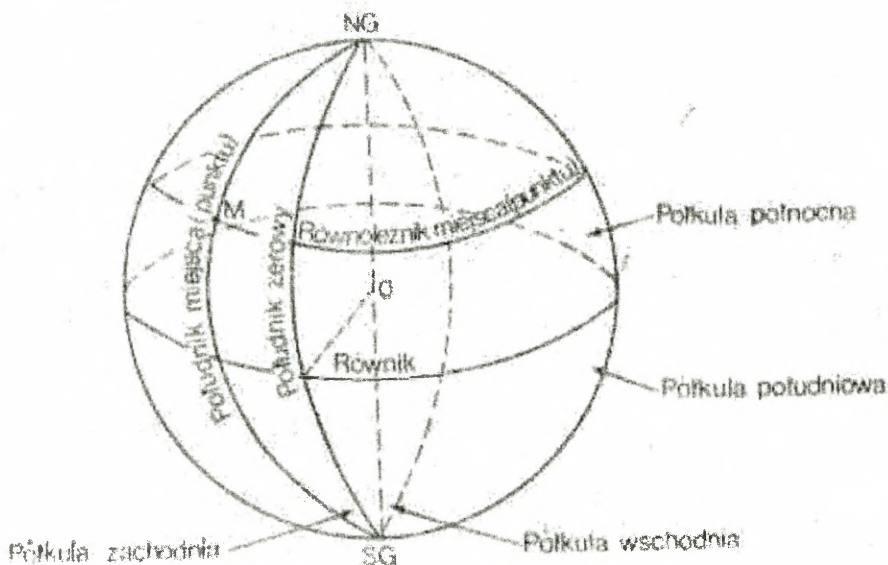
Równik - duże koło, którego płaszczyzna jest prostopadła do osi Ziemi. Dzieli kulę ziemską na półkulę północną i południową.



Rys. 7. Wielkie i małe koło na powierzchni Ziemi oraz południk geograficzny.

Równoleżniki - małe koła, których płaszczyzny są równoległe do płaszczyzny równika.

Południki - duże koła, których płaszczyzny przechodzą przez oś Ziemi. Południk przechodzący przez obserwatorium astronomiczne w Greenwich (pod Londynem) przyjęto umownie za początkowy lub zerowy. Dzieli on kulę ziemską na półkulę wschodnią i zachodnią (rys. 8).



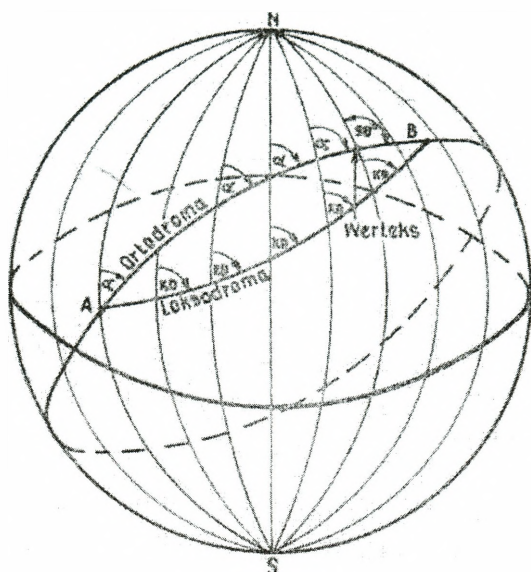
Rys. 8. Południki, równik, równoleżnik i półkule.

Równoleżnik i południk można przeprowadzić przez dowolny punkt na powierzchni Ziemi. Układ ich wraz z południkiem zerowym i równikiem tworzy na powierzchni Ziemi siatkę współrzędnych geograficznych.

Ortodroma - linia między dwoma punktami na powierzchni Ziemi będąca łukiem dużego koła. Jest najkrótszą odległością między tymi punktami. Niekorzystną w nawigacji właściwością ortodromy jest to, że przecina południki pod różnymi kątami. Wyjątek stanowią ortodromy pokrywające się z równikiem i południkami.

Loksodroma - linia między dwoma punktami na powierzchni Ziemi przecinająca południki pod jednakowymi kątami. W przedłużeniu tworzy spiralę. Niekorzystną w nawigacji właściwością loksodromy jest to, że nie jest najkrótszą odległością między punktami na powierzchni Ziemi (rys. 9).

Jeżeli punkty, nad którymi ma przelatywać statek powietrzny rozmieszczone są niedaleko od siebie, to różnica między drogami przebiegającymi po ortodromie i loksodromie jest niewielka.



Rys. 9. Ortodroma i loksodroma.

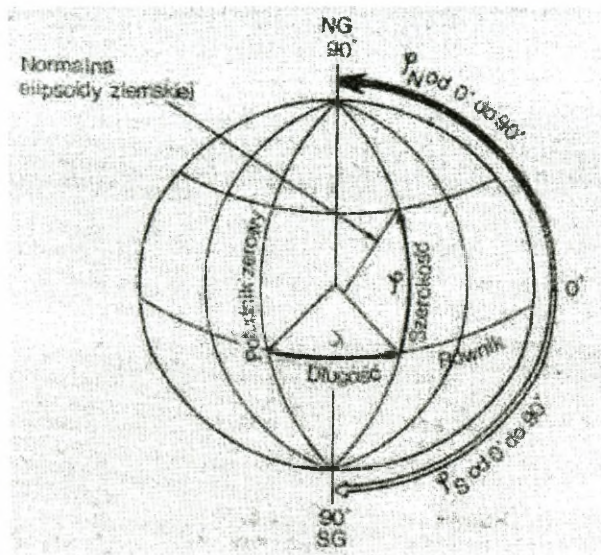
dromie jest nieznacząca. Mała różnica występuje również i przy większych odległościach, jeżeli trasa przebiega w kierunku zbliżonym do północnego lub południowego (przy odchyleniu od południka do 20°). Największe różnice między odległością ortodromiczną a loksodromiczną występują podczas lotów w kierunkach wschodnich i zachodnich.

1.2.2. Współrzędne geograficzne

Współzrędnymi geograficznymi są szerokość i długość geograficzna. Służą one do określenia położenia wybranego punktu na powierzchni Ziemi. **Szerokość geograficzna** jest współzrędną określającą położenie wybranego punktu względem równika na północ lub południe. Oznacza się ją symbolem φ i mierzy w jednostkach kątowych lub liniowych (rys. 10).

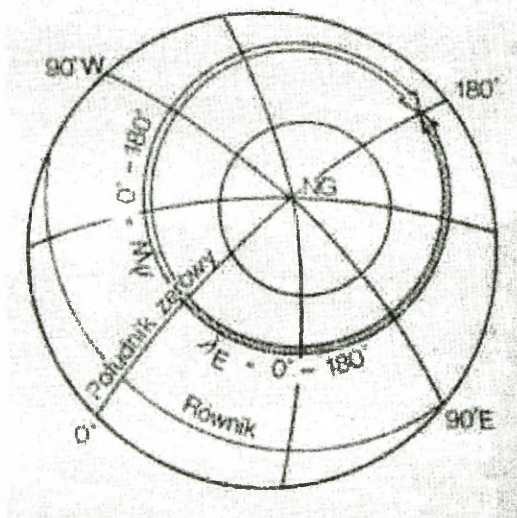
Szerokość geograficzna w jednostkach kątowych jest to kąt zawarty między płaszczyzną równika a pionem wybranego miejsca (punktu). Mierzy się ją od 0 do 90° na północ (szerokość północna - φ_N) i południe (szerokość południowa - φ_S) od równika. Szerokość geograficzna w jednostkach liniowych - to odległość wybranego miejsca (punktu) od równika mierzona po łuku południka w kilometrach lub milach morskich.

Długość geograficzna jest współzrędną określającą położenie wybranego punktu względem południka zerowego (Greenwich) na wschód lub zachód. Oznacza się ją symbolem λ i mierzy w jednostkach kątowych, liniowych i w jednostkach czasu.



Rys. 10. Szerokość i długość geograficzna.

Długość geograficzna w jednostkach kątowych - to kąt zawarty między płaszczyzną południka zerowego, a płaszczyzną południka przechodzącego przez wybrany punkt. Mierzy się ją od 0 do 180° na wschód (długość wschodnia - λ_E) i na zachód (długość zachodnia - λ_W) od południka zerowego (rys.11)⁴.



Rys. 11. Długość geograficzna wschodnia i zachodnia.

⁴ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 48.

Długość geograficzna w jednostkach liniowych - to odległość południka wybranego miejsca od południka zerowego mierzona po łuku równika w kilometrach lub milach morskich.

Określenie długości geograficznej w jednostkach czasu oparte jest na dobowym obrocie Ziemi, która dokonuje pełnego obrotu o 360° w ciągu 24 godzin. Po tym czasie każdy południk powraca do swego wyjściowego położenia

Zapis szerokości i długości geograficznej wyrażonej w jednostkach kąta przedstawiają następujące przykłady:

- szerokość geograficzna północna 37 stopni i 20 minut:

$$\varphi_N = 37^\circ 20' \quad \text{lub } \varphi = 37^\circ 20' N \quad \text{lub } \varphi = + 37^\circ 20'$$

- szerokość geograficzna południowa 41 stopni i 32 minuty:

$$\varphi_S = 41^\circ 32' \quad \text{lub } \varphi = 41^\circ 32' S \quad \text{lub } \varphi = - 41^\circ 32'$$

- długość geograficzna wschodnia 131 stopni i 13 minut:

$$\lambda_E = 131^\circ 13' \quad \text{lub } \lambda = 131^\circ 13' E \quad \text{lub } \lambda = + 131^\circ 13'$$

- długość geograficzna zachodnia 16 stopni 15 minut i 35 sekund:

$$\lambda_W = 16^\circ 15' 35'' \quad \text{lub } \lambda = 16^\circ 15' 35'' W \quad \text{lub } \lambda = - 16^\circ 15' 35''$$

Długość geograficzna w jednostkach czasu - to czas obrotu Ziemi dookoła swej osi, w przeciagu którego południk zerowy zajmie położenie południka wybranego miejsca.

Jeżeli w ciągu 24 godzin Ziemia obraca się o 360° , to⁵:

- w ciągu - 1 godziny - o 15° ;
- w ciągu - 1 minuty - o $15'$;
- w ciągu - 1 sekundy - o $15''$

i odwrotnie, jeżeli pełny obrót Ziemi o 360° następuje w ciągu 24 godzin, to Ziemia obróci się:

- o 1° w ciągu 4 minut;
- o $1'$ w ciągu 4 sekund;
- o $1''$ w ciągu $\frac{1}{15}$ sekundy.

⁵ Tamże, str. 49.

Chcąc przeliczyć długość geograficzną wyrażoną w jednostkach kątowych na jednostki czasu, należy liczbę stopni i minut pomnożyć przez 4, a liczbą sekund przez $\frac{1}{15}$ i wyodrębnić pełną liczbę godzin, minut i sekund.

Przykład 1:

Jaka jest długość geograficzna w jednostkach czasu jeżeli $\lambda_E = 140^\circ 50' 45''$?

Rozwiązanie:

$$140^\circ \times 4 = 9\text{h } 20\text{min};$$

$$50' \times 4 = 200\text{s} = 3\text{min } 20\text{s};$$

$$45'' \times \frac{1}{15} = 3\text{s};$$

$$9\text{h } 20\text{min} + 3\text{min } 20\text{s} + 3\text{s} = \mathbf{9\text{h } 23\text{min } 23\text{s}}.$$

Jeżeli mamy przeliczyć długość geograficzną zachodnią z jednostek kątowych na jednostki czasu, to otrzymany wynik należy odjąć od 24 godzin.

Przykład 2:

Jaka jest długość geograficzna w jednostkach czasu jeżeli $\lambda_W = 28^\circ 40' 30''$?

Rozwiązanie:

$$28^\circ \times 4 = 112\text{min} = 19\text{h } 52\text{min};$$

$$40' \times 4 = 160\text{s} = 2\text{min } 40\text{s};$$

$$30'' \times \frac{1}{15} = 2\text{s};$$

$$1\text{h } 52\text{min} + 2\text{min } 40\text{s} + 2\text{s} = 1\text{h } 54\text{min } 42\text{s};$$

$$24\text{h} - 1\text{h } 54\text{min } 42\text{s} = \mathbf{22\text{h } 5\text{min } 18\text{s}}.$$

Chcąc przeliczyć długość geograficzną z jednostek czasu na jednostki kątowe należy liczbę godzin, minut i sekund pomnożyć przez 15 i wyodrębnić określoną liczbę stopni, minut i sekund kątowych.

Przykład 3:

Jaka jest długość geograficzna w jednostkach kątowych jeżeli w jednostkach czasu wynosi: 9h 23min 23s?

Rozwiązanie:

$$9\text{h} \times 15 = 135^\circ;$$

$$23\text{min} \times 15 = 345' = 5^\circ 45';$$

$$23s \times 15 = 345'' = 5'45'';$$

$$135^\circ + 5^\circ45' + 5'45'' = 140^\circ50'45'' E.$$

Jeżeli długość geograficzna w jednostkach czasu jest większa niż 12 h, wówczas wynik obliczeń odejmujemy od 360° i oznaczamy jako zachodnią λ_W .

Przykład 4:

Jaka jest długość geograficzna w jednostkach katowych jeżeli w jednostkach czasu wynosi: 22h 5min 18s ?

Rozwiązanie:

$$23h \times 15 = 330^\circ;$$

$$5min \times 15 = 75' = 1^\circ15';$$

$$18s \times 15 = 270'' = 4'30'';$$

$$330^\circ + 1^\circ15' + 4'30'' = 331^\circ19'30''.$$

$$360^\circ - 331^\circ19'30'' = 28^\circ40'30'' W.$$

Długość łuku wielkiego koła i długości łuków równoleżników

Znając promień Ziemi R_z można obliczyć długość wielkiego koła d oraz długości jego łuków, odpowiadających określonym wartościom kąta:

$$d = 2\pi \times R_z = 2 \times 3,14159 \times 6371m \approx 40\ 030\ km$$

Długość 1° łuku południka (równika) wynosi: $\approx 111,2\ km$

Długość $1'$ łuku południka (równika) wynosi: $\approx 1,853\ km$

Długość $1''$ łuku południka (równika) wynosi: $\approx 30,9\ m$

Długość łuku równoleżnika l oblicza się według wzoru:

$$l = L \times \cos \varphi$$

gdzie:

L - długość łuku równika odpowiadającej danej różnicy długości geograficznej $\Delta\lambda$ [km];

φ - szerokość geograficzna łuku równoleżnika [stopień].

Przykład:

Obliczyć długość łuku równoleżnika.

Dane: długość łuku równika - 667,2 km (6° długości geograficznej), szerokość geograficzna równoleżnika - 60°.

Rozwiązanie:

$$l = L \times \cos \varphi$$

$$l = 667,2 \times \cos 60^\circ = 333,6 \text{ km}$$

Pomiar odległości

W nawigacji lotniczej podstawowymi jednostkami pomiaru odległości są: metr, kilometr, mila morska (NM - *Nautical Mile*) i stopa (ft - foot).

Długość łuku wielkiego koła o wartości katowej 1° wynosi ≈ 111 km.

Mila morska odpowiada średniej długości łuku 1 minuty katowej południka elipsoidy ziemskiej. Zależnie od wymiarów przyjętych dla elipsoidy ziemskiej, długość mili morskiej zawiera się w zakresie od 1 852,0 do 1 853,25 m. W Polsce jako milę morską przyjęto 1 852 m. Długość stopy wynosi 0,3048 m (1 m = 3,2808 stopy).

1.2.3. Główne i pośrednie kierunki na powierzchni Ziemi

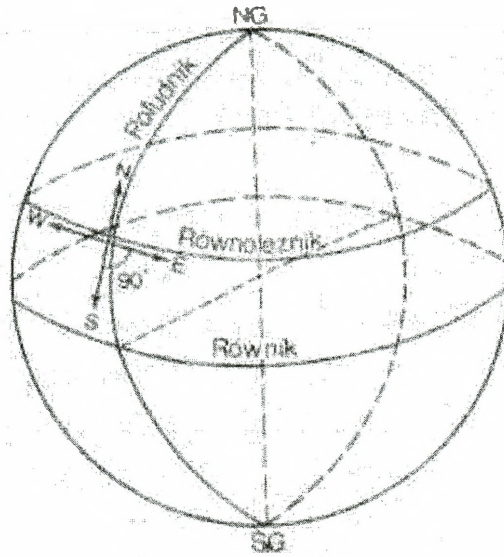
Podstawowym kierunkiem na powierzchni Ziemi, względem którego określa się inne kierunki, jest kierunek południka geograficznego.

Kierunek południka geograficznego od jakiegokolwiek punktu na powierzchni Ziemi do bieguna północnego nazywa się kierunkiem północnym, a do bieguna południowego - kierunkiem południowym.

Kierunek różniący się o 90° od kierunku południka geograficznego i określający kierunek ruchu obrotowego kuli ziemskiej nazywa się kierunkiem wschodnim, a kierunek przeciwny - nazywa się kierunkiem zachodnim.

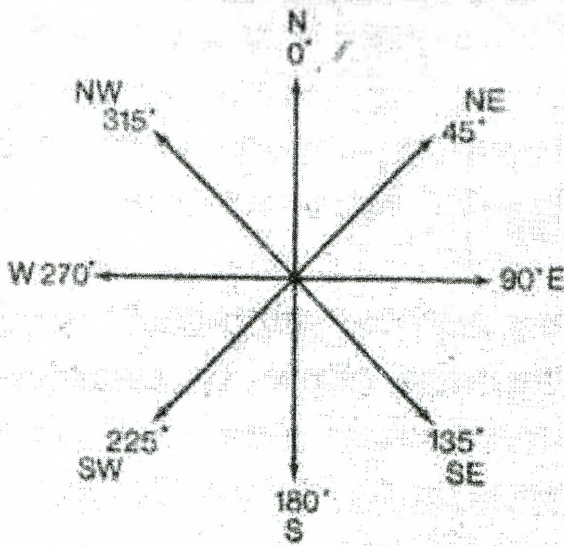
W każdym punkcie na powierzchni Ziemi (z wyjątkiem biegunów Ziemi) istnieją dwa określone, wzajemnie prostopadle kierunki: północ-południe (*N-S*) i wschód-zachód (*E-W*) zwane stronami świata (rys. 12).

W nawigacji lotniczej rozróżnia się cztery główne kierunki: północny (*N*), wschodni (*E*), południowy (*S*) i zachodni (*W*) oraz **cztery kierunki pośrednie:** północno-wschodni (*WE*), południowo-wschodni (*SE*), południowo-zachodni (*SW*) i północno-zachodni (*NW*). Ten układ kierunków zwany jest czasem „różą kompasową” lub „różą wiatrów”.



Rys. 12. Strony świata.

Każdemu kierunkowi na powierzchni Ziemi odpowiadają określone kąty. W celu dokładnego określenia kierunku posługujemy się pojęciem azymutu A albo namiaru obiektu N . Azymutem nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem (zwrotem) południka przechodzącego przez miejsce obserwatora a linią skierowaną od miejsca obserwatora do obiektu. Azymut wyraża się w stopniach i mierzy się go od północnego kierunku południka, zgodnie z ruchem wskazówek zegara, od 0° do 360° (rys. 13).

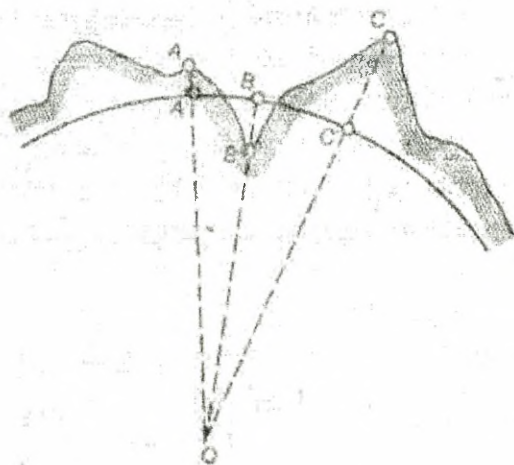


Rys. 13. Główne i pośrednie kierunki na powierzchni Ziemi.

1.3. Odwzorowania kartograficzne - podział i istota

Sposoby przedstawienia powierzchni Ziemi na płaszczyźnie nazywamy odwzorowaniami kartograficznymi.

Istota odwzorowania kartograficznego polega na tym, że obraz powierzchni kuli ziemskiej przenosi się najpierw na globus o określonym wymiarze, a potem wybraną metodą, z globusa na mapę. Mówiąc ściślej, elementy fizycznej powierzchni Ziemi rzutuje się za pomocą linii prostych na matematyczną powierzchnię odniesienia, czyli na powierzchnię elipsoidy odniesienia (rys. 14), a następnie powierzchnię elipsoidy odwzorowuje się na płaszczyźnie.



Rys. 14. Rzutowanie fizycznej powierzchni Ziemi na powierzchnię elipsoidy odniesienia.

Proces powstawania mapy przez odwzorowanie kartograficzne można zilustrować w sposób następujący:

Pierwszym etapem odwzorowania jest myślowe zmniejszenie kuli ziemskiej w pewnym z góry ustalonym stosunku. W wyniku tego rodzaju konstrukcji myślowej powstaje globus, będący zredukowanym, dokładnym obrazem oryginału z zachowaniem wierności kątów, odległości i powierzchni.

Drugi etap, właściwe odwzorowanie, polega na przeniesieniu punktów z globusa na mapę. Sprowadza się to do wyrysowania na globusie siatki geograficznej i przeniesienia jej obrazu na powierzchnię rzutu, a następnie rozwinięcia tej powierzchni na płaszczyźnie. Mając na płaszczyźnie obraz siatki geograficznej łatwo można wyrysować potrzebne punkty i linie.

Obraz siatki geograficznej (współrzędnych) na płaszczyźnie nosi nazwę siatki kartograficznej. Stanowi ona matematyczną podstawę mapy.

W wyniku przenoszenia powierzchni kuli ziemskiej (globusa) na płaszczyznę rzutowany obraz ulega w jednych miejscach rozciągnięciu, a w innych ściśnięciu, z tego też względu występują zniekształcenia. Każde odwzorowanie ma określony stopień zniekształceń długości, kierunków i powierzchni oraz określony kształt siatki kartograficznej.

Istnieje wiele sposobów odwzorowań kartograficznych. Wszystkie je można podzielić według dwóch podstawowych kryteriów:

- rodzaju (charakteru) zniekształceń;
- sposobu konstrukcji siatki kartograficznej.

Wybór rodzaju odwzorowania kartograficznego w celu sporządzania mapy zależy od tego, jakim wymaganiom powinna ona odpowiadać (do jakich celów będzie wykorzystywana).

Podział odwzorowań kartograficznych według rodzaju zniekształceń

Według rodzaju zniekształceń odwzorowania kartograficzne dzielą się na następujące grupy:

- 1) **odwzorowania wiernokątne** (równokątne lub konforemne) nie mają zniekształceń kątów i zachowują podobieństwo małych figur; w odwzorowaniach wiernokątnych kąt zmierzony na mapie równy jest kątowi na powierzchni Ziemi, małe figury na mapie podobne są do odpowiednich figur na powierzchni Ziemi; mapy w odwzorowaniu wiernokątnym wykorzystuje się szeroko w lotnictwie, ponieważ w nawigacji lotniczej szczególnie istotny jest dokładny pomiar kierunku (kąta drogi, namiaru itp.);
- 2) **odwzorowania wiernoodległościowe** (równoodległościowe); w odwzorowaniach tych są przedstawione bez zniekształceń tylko odległości wzdłuż południka albo równoleżnika; w nawigacji lotniczej mapy w takich odwzorowaniach stosuje się wyłącznie jako mapy poglądowe (informacyjne) specjalnego przeznaczenia, np. mapy stref czasowych, deklinacji magnetycznej, klimatologiczne, pokładowe mapy nieba itp.;
- 3) **odwzorowania wiernopowierzchniowe** (równopowierzchniowe); w odwzorowaniach tych powierzchnia przedstawionej na mapie figury równa jest w przyjętej skali powierzchni tej figury na powierzchni Ziemi, tj. powierzchnia figur (nie kształt) jest przedstawiona bez zniekształceń; wierność kątów i podobieństwo figur nie są zachowane; zastosowanie tych odwzorowań, jak w przypadku odwzorowań równoodległych;

- 4) **odwzorowania dowolne**; odwzorowaniami dowolnymi nazywa się odwzorowania, które nie spełniają w pełni żadnego z wyżej wymienionych warunków, jednakże stosowane są szeroko w sporządzaniu wielu map nawigacyjnych; niektóre mapy w takich odwzorowaniach (np. międzynarodowa mapa lotnicza) charakteryzują się, w określonych granicach, bardzo małymi zniekształceniami kierunków, odległości i powierzchni, co zapewnia wymaganą dokładność i dogodność rozwiązywania wielu zadań nawigacyjnych.

Odwzorowanie, które posiadałoby trzy pierwsze **właściwości**, czyli wiernokątność, równoodległość i równopowierzchniowość byłoby odwzorowaniem idealnym.

Podział odwzorowań według konstrukcji siatki kartograficznej

Każdemu odwzorowaniu odpowiada określony kształt siatki kartograficznej, od której zależy charakter i stopień zniekształceń.

Zależnie od sposobu konstrukcji siatki kartograficznej (możliwości ilustracji geometrycznej) odwzorowania kartograficzne dzielą się na:

- a) **walcowe**;
- b) **stożkowe (wielostożkowe)**;
- c) **płaszczyznowe (azymutalne)** oraz ich modyfikacje.

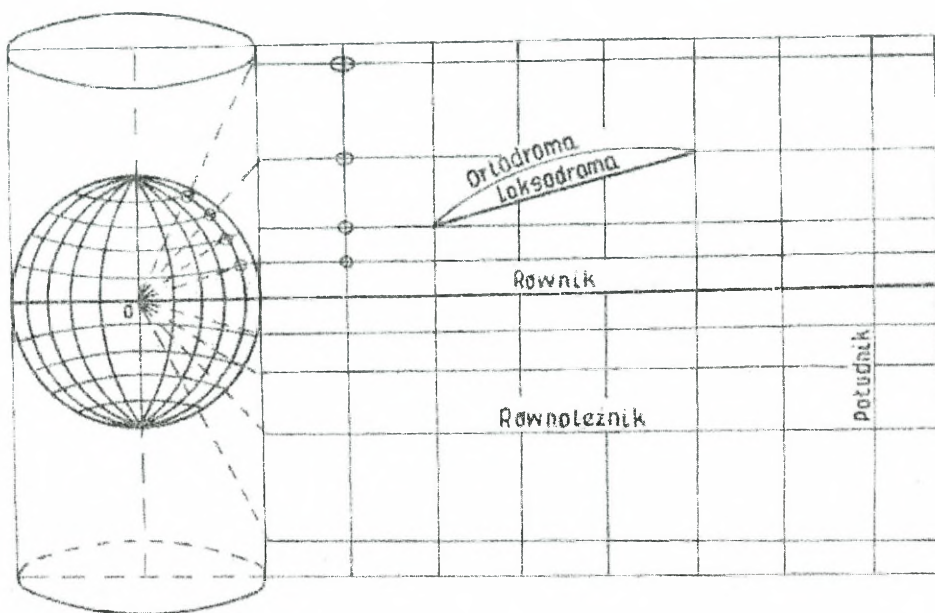
Odwzorowania wymienione w punktach a) i b) dzielą się z kolei na normalne, jeżeli oś Ziemi pokrywa się z osią figury geometrycznej, na którą rzutuje się powierzchnię Ziemi, poprzeczne, jeżeli oś Ziemi tworzy z osią tej figury kąt 90° , i ukośne, jeżeli oś Ziemi tworzy z osią figury kąt różny od 90° .

1.3.1. Odwzorowania walcowe

Odwzorowanie normalne walcowe i odwzorowanie walcowe Merkatora

Właściwe odwzorowanie normalne walcowe otrzymuje się umieszczając zmniejszoną kulę ziemską (globus) w walcu, tak aby oś Ziemi pokrywała się z osią walca. Środek rzutu, zwany również punktem wzorczym, obiera się w środku Ziemi, a następnie rzutuje punkty zredukowanej kuli ziemskiej na powierzchnię walca, podporządkowując je sobie wzajemnie.

Jeżeli rozetnie się powierzchnię walca wzdłuż tworzącej i rozwinie w płaszczyznę, to otrzymuje się następujący obraz siatki geograficznej (rys. 15).



Rys. 15. Odwzorowanie walcowe normalne.

Południki będą liniami równymi i prostymi, równoległymi względem siebie i prostopadłymi względem równika i równoleżników. Odległość między południkami będzie jednakowa na całej przestrzeni od równika do biegunów, gdy w rzeczywistości na kuli ziemskiej odległość między południkami maleje wskutek ich zbieżności. Powstaje zatem zniekształcenie długości geograficznej, zwiększające się w miarę oddalania się od równika ku biegunom.

Równik będzie linią prostą, o długości - zmniejszonej w przyjętej skali - odpowiadającej obwodowi równika na kuli ziemskiej. Równoleżniki będą również liniami prostymi, równoległymi do równika, o długości równej długości równika. W miarę zbliżania się ku biegunom będą wzrastały przesunięcia równoleżników. Bieguna nie można odwzorować jako punktu, gdyż jego obrazem będzie również koło, położone w nieskończoności. Powstało zatem zniekształcenie polegające na przesunięciu i wydłużeniu równoleżników zwiększające się coraz bardziej w górnych szerokościach geograficznych.

Wskutek zniekształceń odległości kąty będą zachowane tylko na równiku. Odwzorowanie to ma jednak szczególne zalety nawigacyjne, ponieważ siatka geograficzna odwzorowuje się jako dwa systemy linii prostych, równoległych i względem siebie prostopadłych. Odwzorowanie to zmodyfikował Merkator, przywracając mu wierność kątów.

Odwzorowanie Merkatora ma następujące cechy, istotne w nawigacji:

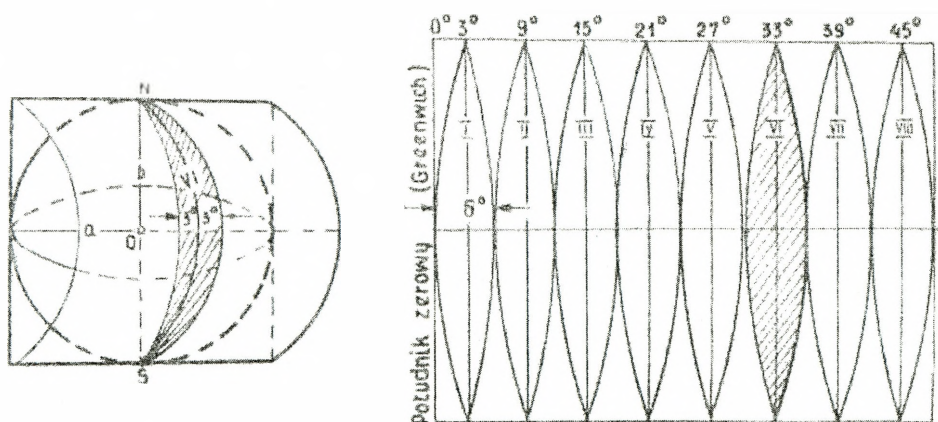
- łatwość odczytania współrzędnych geograficznych dowolnego punktu na mapie lub wyznaczenie na niej punktu, którego długość i szerokość geograficzna są znane;
- spełniony jest warunek zgodności kątów na mapie i w terenie;
- odległości mogą być mierzone, chociaż skala jest zmienna;
- brak zgodności powierzchni przy znacznym zniekształceniu w średnich i górnych szerokościach geograficznych;
- loksodroma jest linią prostą, a ortodroma linią krzywą, zwróconą wypukłością ku biegunowi.

Jednostką długości na mapie w tym odwzorowaniu jest mila morska NM (1' na południku) równa 1 852 m.

Wiernokątne odwzorowanie poprzeczno-walcowe (Gaussa)

Wiernokątne odwzorowanie poprzeczno-walcowe, zwane również odwzorowaniem Gaussa, otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię walca, którego oś jest prostopadła do osi Ziemi.

Rzutowana powierzchnia podzielona jest wzdłuż południków na 60 równych stref, z których każda obejmuje 6° długości geograficznej. Strefa taka według szerokości geograficznej rozciąga się od jednego bieguna geograficznego do drugiego. Każda strefa jest rzutowana na oddzielny walec, styczny do środkowego południka danej strefy (rys. 16).



Rys. 16. Odwzorowanie walcowe poprzeczne.

Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu poprzeczno-walcowym mają następujące właściwości:

- występują nieznaczne zniekształcenia skali, zwiększające się w miarę oddalania się od środkowego południka strefy; na środkowym południku strefy zniekształcenia nie występują; największe zniekształcenia długości występują na skrajach strefy ($\varphi = 0^\circ$) i wynoszą 0,14%, tzn. 140 m na każde 100 km mierzonej odległości;
- zachowana jest wierność kątów i podobieństwo figur; na skrajnych południkach strefy figury przedstawione są w znacznie większej skali niż na południku środkowym;
- środkowy południk strefy i równik przedstawione są jako linie proste wzajemnie prostopadłe; pozostałe południki są liniami zbiegającymi się na biegunach, a równoleżniki - łukami wypukłymi ku równikowi; krzywizna południków i równoleżników w granicach jednego arkusza mapy jest mało widoczna;
- arkusze map jednej strefy skleja się bez rozrywów;
- loksodroma jest linią krzywą, wypukłą do równika; loksodromę na tych mapach przedstawia się rzadko - na niewielkich odcinkach drogi może być zastąpiona linią prostą;
- ortodroma, na odległościach do 1 000 km, ma kształt linii prostej;
- linia równych radionamiarów jest skomplikowaną krzywą możliwą do wykreślenia wyłącznie według wyliczonych punktów.

1.3.2. Odwzorowania stożkowe (wielostojkowe)

Odwzorowania stożkowe tworzy się przez rzutowanie powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię stożka.

Odwzorowania stożkowe mogą być wykonane na stożku stycznym lub siecznym. Na odwzorowaniu stożkowym południki są liniami prostymi, zbiegającymi się na biegunie, a równoleżniki - łukami kół współśrodkowych, opisanych wokół bieguna.

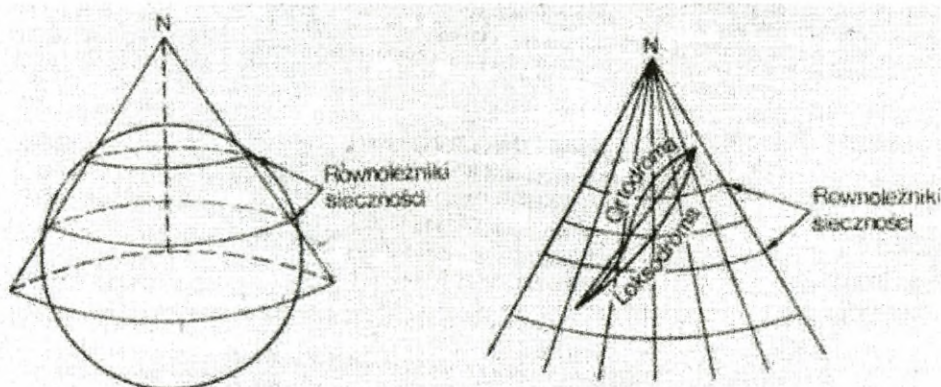
Większość map lotniczych w odwzorowaniu stożkowym sporządzono w normalnym odwzorowaniu wiernokątym na stożku stycznym lub siecznym⁶.

Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku stycznym

Budowa tego odwzorowania polega na tym, że wszystkie południki wyprostowuje się tak, aby stykały się z boczną powierzchnią stożka. Przy tym wszystkie równoleżniki, oprócz rów-

⁶ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, Podręcznik, MON, Warszawa 1979, str. 47.

noleźnika styczności, rozciąga się do obwodu odpowiadającego im przekroju stożka. Aby otrzymać odwzorowanie wiernokątne i zachować podobieństwo figur, rozciąga się południki w takim stopniu, w jakim były rozciągnięte równoleżniki w danym miejscu mapy. Następnie stożek rozcina się wzdłuż tworzącej i rozwija się go tak, aby tworzył płaszczyznę (rys. 17).



Rys. 17. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku stycznym.

Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku stycznym mają następujące właściwości:

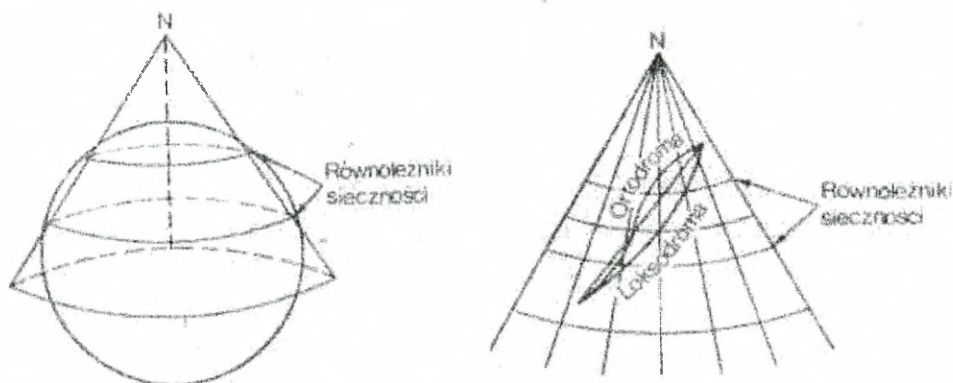
- południki są liniami prostymi, zbiegającymi się na biegunie;
- równoleżniki mają wygląd łuków kół współśrodkowych, między którymi odległości zwiększają się w miarę oddalania od równoleżnika styczności;
- na równoleżniku styczności nie ma zniekształceń długości, a w pasie $\pm 5^\circ$ od tego równoleżnika zniekształcenia są nieznaczne;
- loksodroma jest linią krzywą (spiralą logarytmiczną), zwróconą swą wypukłością do równika;
- ortodroma ma kształt krzywej, zwróconej wypukłością w stronę większej skali; na odległościach do 1 500 km można ortodromę zastępować linią prostą;
- linia równych radionamiarów ma skomplikowany kształt i może być wykreślona na podstawie obliczenia współrzędnych jej punktów.

W wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku stycznym opracowuje się mapy w skalach 1:2 000 000, 1:2 500 000, 1:3 000 000, 1:4 000 000, 1:5 000 000.⁷

⁷ Poradnik nawigatora, MON, Warszawa 1960, str. 28.

Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku siecznym

Odwzorowanie to otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię stożka siecznego (rys. 18). W tym przypadku zniekształcenia na mapie są mniejsze niż na mapie utworzonej z rzutowania na stożku stycznym.



Rys. 18. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku siecznym.

Odwzorowanie to ma następujące właściwości:

- równoleżniki sieczności są przedstawione w skali głównej i nie występują na nich zniekształcenia długości;
- między równoleżnikami sieczności skala jest mniejsza, a poza nimi większa;
- w pasie $\pm 5^\circ$ od równoleżników sieczności zniekształcenia długości są nieznaczne;
- ortodroma jest linią krzywą, wygiętą w stronę skali większej, i ma punkt przegięcia na równoleżniku o najmniejszej skali; na odległościach do 1 500 km może być zastąpiona linią prostą;
- loksodroma jest linią krzywą, zwróconą wypukłością ku równikowi.

Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku siecznym opracowuje się w skali 1:2 000 000 i 1:2 500 000.

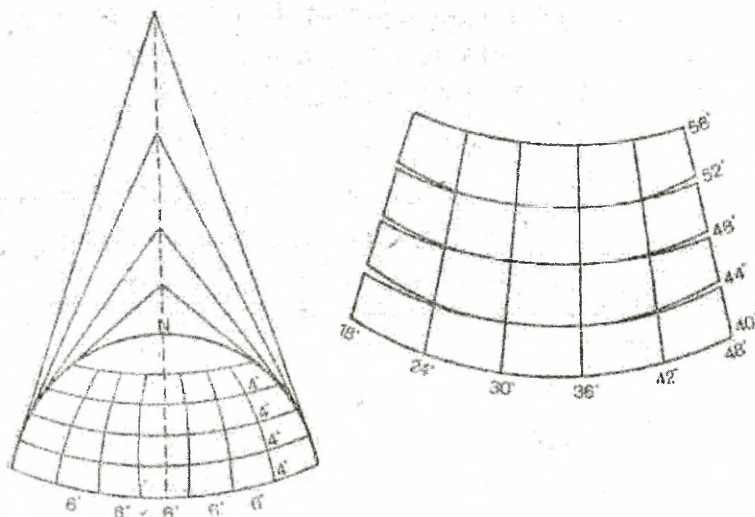
Odwzorowania wielostożkowe

Odwzorowania wielostożkowe są dalszym udoskonaleniem odwzorowań stożkowych i mają na celu zmniejszenie zniekształceń długości i kątów podczas rzutowania powierzchni Ziemi na powierzchnię jednego stożka (rys.19).

Mapy w odwzorowaniu wielostożkowym mają następujące właściwości:

- południk środkowy siatki kartograficznej przedstawionego terenu jest linią prostą, bez zniekształceń długości; dlatego odwzorowanie wielostożkowe nadaje się naj-

bardziej do przedstawiania terenu rozciągającego się wzdłuż południka; pozostałe południki mają kształt linii krzywych;



Rys. 19. Odwzorowanie wielostozkowe.

- równoleżniki są przedstawione jako łuki okręgów, wyprowadzonych z różnych środków leżących na południku środkowym;
- nie występują narastające zniekształcenia skali w kierunku północnym i południowym, ponieważ skala główna jest zachowana na równoleżnikach styczności (sieczości) każdego pasa;
- odwzorowanie nie jest wiernokątne.

Odwzorowanie to zostało przyjęte za podstawę odwzorowania międzynarodowego.

Modyfikacją odwzorowania wielostozkowego jest odwzorowanie międzynarodowe. Zostało ono przyjęte na międzynarodowej konferencji geofizycznej w Londynie w 1909 r. Jest ono najbardziej rozpowszechnionym odwzorowaniem, zwłaszcza do opracowywania map lotniczych w skali 1 : 1 000 000 i 1 : 2 000 000. Każdy arkusz mapy w skali 1 : 1 000 000 obejmujący 4° szerokości geograficznej i 6° długości geograficznej (w zakresie szerokości geograficznej od 0 do 64°), sporządzany jest według odrębnej zasady, wspólnej dla wszystkich arkuszy danego pasa szerokości geograficznej.

Od szerokości geograficznej 64 do 80° arkusz mapy zajmuje 12° długości geograficznej, a od 80 do 88° - 24°. **Odwzorowanie międzynarodowe** jest praktycznie biorąc odwzorowaniem wiernokątnym i równoodległym. Największe zniekształcenia długości na średnich szerokościach geograficznych osiągają 0,07%, a zniekształcenia kątów 7'; w pasie równikowym zniekształcenia długości wynoszą 0,14%.

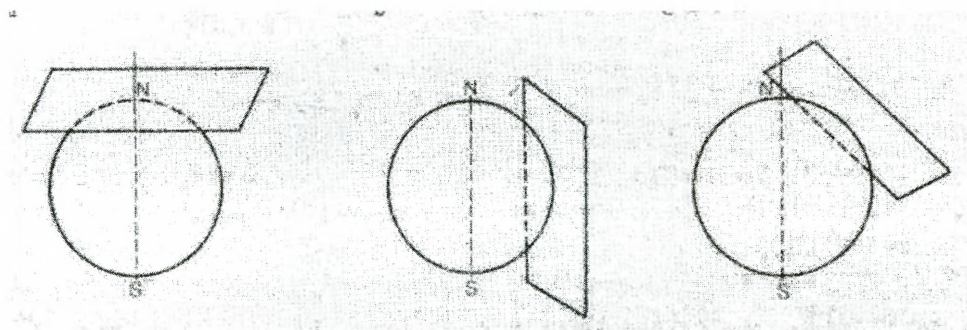
1.3.3. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne)

Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne) otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę styczną do niej, w dowolnym jej punkcie.

Płaszczyznę, na którą rzutuje się powierzchnię Ziemi, nazywa się płaszczyzną rzutu, a punkt, z którego rzutuje się, nazywa się środkiem rzutu.

Zależnie od położenia płaszczyzny rzutu względem powierzchni Ziemi (rys. 20), odwzorowania płaszczyznowe dzielą się na:

- biegunowe (normalne), gdy płaszczyzna rzutu styka się z powierzchnią Ziemi na biegunie;
- równikowe (poprzeczne), gdy płaszczyzna rzutu styka się z powierzchnią Ziemi w dowolnym punkcie równika;
- ukośne, gdy płaszczyzna rzutu styka się z powierzchnią Ziemi w punkcie o szerokości geograficznej większej niż 0° i mniejszej niż 90° .

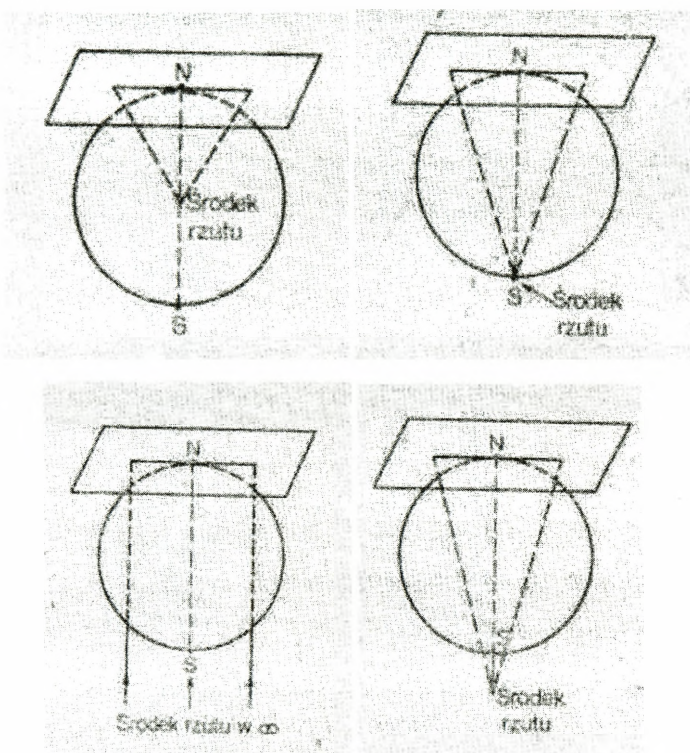


Rys. 20. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne): biegunowe, równikowe, ukośne.

Zależnie od położenia środka rzutu względem płaszczyzny rzutu odwzorowania płaszczyznowe dzielą się na (rys. 21)⁸:

- centralne, gdy środek rzutu znajduje się w środku Ziemi;
- stereograficzne, gdy środek rzutu jest umieszczony na biegunie południowym;
- ortograficzne, gdy środek rzutu jest oddalony od płaszczyzny rzutu nieskończenie daleko;
- zewnętrzne, gdy środek rzutu znajduje się w określonej odległości poza Ziemią.

⁸ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 96.



Rys. 21. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne): centralne, stereograficzne, ortograficzne, zewnętrzne.

Centralne odwzorowanie biegunowe (gnomoniczne)

Centralne odwzorowanie biegunowe powstaje w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę styczną do powierzchni Ziemi na biegunie. Środek rzutu pokrywa się ze środkiem Ziemi.

Odwzorowanie to stosuje się do sporządzania map rejonów podbiegunowych.

Mapy w centralnym odwzorowaniu biegunowym mają następujące właściwości:

- południki są liniami prostymi rozchodzącymi się promieniście od bieguna;
- równoleżniki są kołami współśrodkowymi między którymi zwiększają się odległości w miarę zmniejszania szerokości geograficznej; równik odwzorowuje się w nieskończoności;
- nie zachowują wierności kątów, odległości oraz powierzchni, ponieważ odwzorowanie należy do odwzorowań dowolnych; na mapach tych można określać odległości w jednej skali i mierzyć kąty za pomocą kątomierza tylko w pobliżu bieguna (na szerokościach powyżej 80°) - w tym przypadku błędy w określaniu odległości

i kątów będą nieznaczne; zniekształcenia zwiększają się w miarę oddalania się od biegunów do równika;

- ortodroma jest linią prostą, co jest główną zaletą tych map;
- loksodroma jest linią krzywą w kształcie spirali.

Stereograficzne odwzorowanie biegunowe

Stereograficzne odwzorowanie biegunowe powstaje w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę rzutu, styczną do bieguna geograficznego, ze środka rzutu znajdującego się na przeciwnym biegunie.

Mapy o stereograficznym odwzorowaniu biegunowym mają następujące właściwości:

- południki są liniami prostymi rozchodzącymi się od bieguna;
- równoleżniki są kołami współśrodkowymi, między którymi odległości wzrastają w miarę zmniejszania szerokości geograficznej, lecz w mniejszym stopniu niż na mapach w centralnym odwzorowaniu biegunowym;
- nie występują zniekształcenia kątów;
- w rejonie biegunów zniekształcenia długości są nieznaczne i przy zmniejszaniu szerokości zwiększają się w mniejszym stopniu niż na mapach w centralnym odwzorowaniu biegunowym;
- ortodroma jest nieznacznie wygięta w stronę równika i praktycznie na odległości do 1 000 km wykreśla się ją jako linię prostą;
- loksodroma jest linią krzywą i wykreśla się ją tak samo, jak na mapach w odwzorowaniu stożkowym.

1.4. Mapy lotnicze i ich wymagania

Mapą lotniczą nazywa się zmniejszony obraz części kulistej powierzchni Ziemi wraz z naturalnymi i sztucznymi obiektami terenowymi oraz ukształtowaniem pionowym terenu, przedstawiony na płaszczyźnie (papierze) za pomocą umownych linii (siatki współrzędnych), znaków i kolorów dobranych odpowiednio do potrzeb nawigacji lotniczej.

Na mapach lotniczych przedstawia się ponadto znakami umownymi elementy naziemnej sytuacji nawigacyjnej (dane lotnicze), ułatwiające prowadzenie w czasie lotu orientacji geograficznej oraz rozwiązywanie zadań nawigacyjnych.

Mapa lotnicza wykorzystywana do celów nawigacji lotniczej powinna w możliwie najwierniejszym stopniu odzwierciedlać rzeczywisty obraz odwzorowanej na niej powierzchni Ziemi, zapewniać wymaganą zadaniem lotu dokładność i dogodność pomiaru kierunków i odległości, powinna być przejrzysta, łatwo czytelna i aktualna. Pożądane jest, aby mapa lotnicza była wydrukowana na trwałym papierze, umożliwiającym kilkakrotne rysowanie i wycieranie.

Mapy lotnicze wykonywane dla potrzeb lotnictwa cywilnego, tzw. mapy ICAO (*International Civil Aviation Organization* - Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego), odpowiadają ustaleniom konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, podpisanej w Chicago 7.12.1944 r. i jej kolejnym nowelizacjom. W Polsce przepisy szczegółowe dotyczące map lotniczych dla potrzeb lotnictwa cywilnego zostały opracowane i wydane przez władze lotnictwa cywilnego⁹.

Rozróżnia się następujące mapy wydawane na podstawie tych przepisów:

- mapy przeszkód lotniskowych;
- mapy nawigacyjne namiarowe;
- mapy radionawigacyjne;
- mapy rejonów lotnisk;
- mapy podejścia do lądowania według wskazań przyrządów;
- mapa lotnicza świata (1:1 000 000);
- mapy lotnicze w skali 1:500 000;
- mapy nawigacyjne w małej skali;
- mapy podejścia do lądowania z widocznością;
- mapy do lądowania;
- mapy lotniskowe.

Oceniając nowe mapy lub dobierając mapy do rozwiązywania zadań nawigowania należy brać pod uwagę następujące warunki:

- mapa powinna być taka, aby zniekształcenia kątów i odległości były 3-krotnie mniejsze od dopuszczalnych błędów pomiarów nawigacyjnych za pomocą urządzeń technicznych;

⁹ W. Wyrozumski, Szkolenie lotnicze, op. cit., str. 76.

- mapa powinna zapewniać prostotę konstrukcji linii pozycyjnych, co pozwala znacznie skrócić czas niezbędny do wykreślenia linii pozycyjnej w czasie lotu.

Wybór skali mapy zależy od wymaganej dokładności ustalania pozycji statku powietrznego. Dokładność pracy na mapie charakteryzuje się błędem średniokwadratowym równym 1,5 mm, co dla map w skali 1:2 000 000, 1:1 000 000, 1:500 000 wynosi odpowiednio 3 km, 1,5 km i 750 m. Skalę mapy dobiera się taką, aby wartość tego błędu była 3-krotnie mniejsza od wymaganej dokładności ustalania pozycji statku powietrznego.

Skala i podziałka mapy

Wszelkie długości odcinków na mapie są znacznie mniejsze niż odpowiadające im długości odcinków w terenie. Stopień zmniejszenia określamy stosunkiem długości na mapie do odpowiadającej jej długości w terenie i ten stosunek nazywa się **skalą mapy**. Stopień zmniejszenia wymiarów liniowych na mapie można wyrazić w różny sposób, a mianowicie jako:

- proporcją liczbową (skala liczbowa);
- ułamek zwykły (skala ułamkowa);
- zestawienie dwu jednostek miary długości (skala mianowana);
- odcinek (podziałka liniowa).

Skalą liczbową nazywa się proporcję liczbową, określającą stosunek długości na mapie do odpowiadającej jej długości w terenie (np. 1:200 000, co oznacza, że jednemu centymetrowi na mapie odpowiada 200 000 centymetrów lub 2 kilometry w terenie).

Skalą ułamkową nazywa się ułamek, którego licznikiem jest jedność, a mianownikiem liczba wskazująca, ile razy rzeczywista odległość na Ziemi zmniejszona jest przy przeniesieniu jej na mapę np. $\frac{1}{100000}$

Skalą mianowaną nazywa się zestawienie dwu jednostek miar długości, jednej - użytej na mapie, drugiej - odpowiadającej jej w terenie (np. 1 cm - 2 km).

Podziałka liniowa jest to graficzne przedstawienie skali za pomocą linii prostych lub krzywych, podzielonych na odcinki i opisanych liczbami (rys. 22).



Rys. 22. Podziałka liniowa.

W praktyce nawigacyjnej spotyka się często określenia „skala duża” i „skala mała”. Skalą dużą nazywa się taką skalę, której mianownik jest mały, a zatem stosunek pomniejszenia jest mały, np. 1:100 000. Mapa o takiej skali ma bogatą treść, pozwala na umieszczenie wielu szczegółów terenu. Mapy o bardzo dużych skalach (do 1: 10 000) nazywa się również planami. Skala mała, czyli o dużym mianowniku, np. 1:2 000 000, nie pozwala na umieszczenie wielu szczegółów terenu na mapie. Jeżeli na arkuszu mapy nie ma skali lub podziałki, to skalę oblicza się z odcinka łuku południka, odpowiadającego 1° , zakładając, że 1° na południku odpowiada 111 km.

1.4.1. Treść mapy

Treścią mapy nazywa się przedstawione na mapie topograficzne elementy terenu oraz ukształtowanie pionowe terenu. Do treści mapy zalicza się również inne elementy, na przykład niektóre elementy naziemnej sytuacji nawigacyjnej (naziemne nawigacyjne urządzenia techniczne).

Treść mapy zależy głównie od przyjętej skali i od przeznaczenia mapy. Treść mapy jest bogata lub uboga, zależnie od stopnia nasycenia elementami terenu (sytuacji nawigacyjnej). Na powierzchni mapy ze względów graficznych nie można umieścić wszystkich topograficznych elementów terenu. Rysunek trzeba rozrzedzić, uogólnić, czyli zgeneralizować. **Generalizacja mapy polega na:**

- opuszczeniu elementów uznanych za mniej ważne;
- uproszczeniu zawiłych linii;
- zastąpieniu szczegółowych znaków umownych znakami bardziej ogólnymi.

Mapa składa się z rysunku kartograficznego, ramek i opisów pozaramkowych.

Na mapach lotniczych, służących do prowadzenia orientacji wzrokowej, są naniesione wyraźniej niż na innych mapach niektóre elementy terenu, na przykład takie, jak rzeki, jeziora, sztuczne zbiorniki wody, kanały, miejscowości, lądowa sieć komunikacyjna.

Mapy lotnicze, oprócz topograficznych elementów terenu, zawierają zwykle elementy sytuacji nawigacyjnej, takie jak drogi lotnicze z odpowiednim opisem, granice przestrzeni powietrznych, lotniska, naziemne urządzenia radionawigacyjne i inne dane, niezbędne do wykonania lotu.

Poszczególne elementy terenu są przedstawione na mapach znakami umownymi, zwanymi również symbolami kartograficznymi lub też sygnaturami. **Znaki te dzielą się na:**

- konturowe (skalowe);

- nieskalowe;
- liniowe;
- objaśniające;
- znaki przedstawiające rzeźbę terenu.

Konturowe (skalowe) znaki umowne stosuje się w celu przedstawienia elementów terenu, które według swoich rozmiarów mogą być wyrażone w skali mapy. Za pomocą tych znaków przedstawia się morza, jeziora, lasy, duże miasta itp.

Nieskalowe znaki umowne stosuje się w celu przedstawienia elementów terenu, które nie mogą być — ze względu na swoje małe rozmiary — wyrażone w skali mapy. Znaki te stosuje się w celu przedstawienia mostów, kominów fabrycznych, masztów itp. Nieskalowym znakom umownym nadaje się wygląd symbolizujący przedstawiony obiekt terenowy.

Niektóre obiekty przedstawione na mapie w dużej skali konturowymi umownymi znakami przedstawia się na mapie w małej skali nieskalowymi znakami umownymi. Na przykład nieduże miejscowości na mapach w dużej skali są przedstawione z wszystkimi szczegółami, tj. skalowymi znakami umownymi, a na mapach w małej skali miejscowości te przedstawione są w uogólnionej formie, tj. nieskalowymi znakami umownymi.

Liniowymi znakami umownymi przedstawia się rzeki, kanały, linie kolejowe, drogi, rurociągi gazowe itp. Na mapy znaki te nanosi się zachowując długość tych obiektów w skali, natomiast szerokość tych znaków zwykle nie jest zachowana w skali.

Objaśniające znaki umowne stosuje się w celu dodatkowego scharakteryzowania elementów terenu przedstawionych na mapie. Grupa tych znaków ujmuje różne napisy i liczby. Na mapie są wskazywane nazwy miejscowości, rzek i jezior, wysokości oddzielnych punktów terenu, szerokości i długości itp.

Personel latający powinien umieć dokładnie czytać znaki topograficzne map, gdyż inaczej nie będzie potrafił w sposób biegły i właściwy odtwarzać sobie w wyobraźni i porównywać treści mapy z wrażeniami wzrokowymi odbieranymi z terenu. Nie mniej ważna jest umiejętność plastycznego odtwarzania w wyobraźni ukształtowania pionowego terenu na podstawie mapy.

Przedstawianie rzeźby terenu na mapie

Rzeźba terenu może być przedstawiona za pomocą poziomic, punktów wysokościowych, cieniowania, szrafowania (rysunku kreskowego) i hipsometrycznej skali barw. Przedstawienie rzeźby terenu za pomocą poziomic jest najdokładniejsze. **Poziomicami (warstwicami)** nazywa się zamknięte krzywe, łączące punkty terenu o jednakowej wysokości względem poziomu morza.

Każda z poziomicy wskazuje zarys kształtu rzeźby na danym poziomie. Na poziomicach oznacza się odpowiednie wysokości, przy czym podstawa cyfr jest skierowana w stronę spadku terenu.

Poziomice przeprowadza się co określoną całkowitą liczbę metrów wysokości terenu. Różnica wysokości między dwiema sąsiednimi poziomiami nazywa się wysokością cięcia poziomicowego; zależy ona od skali mapy i rzeźby terenu. Im mniejsza skala mapy, tym większa wysokość cięcia i odwrotnie. W celu uniknięcia zaciemnienia mapy w rejonach górzystych, stosuje się wysokości cięcia poziomicowego większe niż w terenie równinnym. Wysokość cięcia poziomicowego wskazuje się za ramką mapy. Według ogólnego położenia poziomicy można zorientować się co do spadku terenu: im bliżej siebie znajdują się poziomice, tym spadek terenu jest większy.

W razie potrzeby dokładniejszego przedstawiania rzeźby terenu nanosi się linią przerywaną między głównymi (zasadniczymi) poziomiami, co połowę wysokości cięcia, poziomice dodatkowe (pomocnicze).

Oprócz wysokości poziomicy na mapach oznacza się **punkty wysokościowe, tzw. koty (rzędne wysokości punktu w terenie)**. Kota jest to zaznaczona na mapie bezwzględna wysokość szczytu w metrach. Punkty te wskazują wysokość nad poziomem morza najbardziej charakterystycznych wzniesień terenu. Oznaczenia wysokości poziomicy i punktów wysokościowych (kot) ułatwiają szybkie odnajdywanie największych wysokości terenu na trasie lotu (w rejonie lotu) i określanie względnych przewyższeń jednych punktów terenu nad drugimi.

Cieniowanie stosuje się w celu przedstawienia rzeźby terenu w rejonie górzystym. Polega ono na zaciemnianiu spadków terenu albo też na upodobnieniu mapy do modelu plastycznego, oświetlonego z jednej strony. Im teren jest wyższy i spadek większy, tym barwa jest ciemniejsza i odwrotnie. Dzięki stosowaniu cieniowania przedstawienie rzeźby terenu na mapie jest wyrazistsze, co umożliwia szybkie określanie ogólnego charakteru terenu. Przedstawienie rzeźby cieniowaniem jednak nie umożliwia dokładnego określenia ani kierunków, ani stromości spadków. Sposób ten oddaje jedynie ogólny obraz rzeźby terenu, lecz nie umożliwia określenia wysokości oddzielnych punktów terenu.

Szrafowanie (kreskowanie) polega na przedstawieniu kierunku nachylenia zboczy i stoków, a poniekąd również i kąta ich nachylenia oraz stromości, za pomocą odpowiednio dobranej gęstości i grubości szraf (równoległych kreseczek). Przedstawienie rzeźby terenu za pomocą skali barw polega na tym, że rzeźbę przedstawia się zależnie od wysokości terenu różnymi odcieniami kolorów. Przedstawianie rzeźby tym sposobem wywołuje wrażenie plastyczności i poglądowo przedstawia ogólną zmianę rzeźby. Ustaloną skalę barw nanosi się poza ramką mapy. Za pomocą tej skali można określić ogólną wysokość terenu w danym miejscu mapy.

Każdy z rozpatrywanych sposobów przedstawiania rzeźby terenu ma swoje dodatnie i ujemne strony, dlatego też na niektórych mapach rzeźbę tę przedstawia się przez połączenie dwóch sposobów, np. za pomocą poziomic i cieniowania lub za pomocą poziomic i hipsometrycznej skali barw.

Kolorystyka map (barwy konwencjonalne)

Mapy lotnicze wykonuje się jako mapy wielobarwne w celu zwiększenia ich pogłębłości. Nanoszenie znaków umownych w różnych kolorach nadaje mapie wyrazistości i zapewnia łatwe rozpoznawanie tych elementów terenu, które są najważniejsze, i tych informacji, które są niezbędne personelowi latającemu podczas przygotowania do lotu i podczas lotu. Kolory znaków umownych odpowiadają kolorom przedstawionych nimi elementów terenu i ułatwiają czytanie mapy, np. obszary wodne oznaczane są kolorem niebieskim lub błękitnym, lasy - zielonym, rzeźba terenu - brązowym, linie kolejowe - czarnym.

Ramki mapy i opis pozaramkowy

Utworzony w wyniku podziału na arkusze zespół linii ograniczających rysunek kartograficzny nazywa się ramką mapy. Na mapach rozróżnia się zazwyczaj trzy ramki: wewnętrzną, minutową (stopniową) i zewnętrzną (dekoracyjną). W opisie pozaramkowym wskazuje się:

- nazwę i nomenklaturę arkusza;
- skalę mapy;
- rodzaj odwzorowania;
- rok wydania;
- materiał wykorzystywany przy sporządzaniu danej mapy;
- rok, któremu odpowiada wartość izogon;
- skalę wysokości cięć poziomicowych;
- hipsometryczną skalę barw;
- schemat rozmieszczenia przyległych arkuszy;
- niektóre znaki umowne z tekstem objaśniającym (tzw. legenda).

Co jakiś czas zachodzi potrzeba uaktualniania treści mapy. Polega to na usunięciu szczegółów już nieaktualnych i wprowadzeniu nowych informacji. Czynności te są nazywane „**unacześnianiem**” lub „**reambulacją**” mapy.

1.4.2. Wymagania i nomenklatura map

Wymagania stawiane mapom lotniczym

Aby mapa mogła być wykorzystywana do nawigowania musi spełniać następujące wymagania:

1. Dokładność (tzn. zawierać wszystkie elementy terenu i przedstawiać właściwe ich rozmieszczenie względem siebie).
2. Czytelność i przejrzystość (kolorystyka naniesionych informacji powinna umożliwiać łatwe odszukanie potrzebnych elementów terenu).
3. Aktualność (tzn. uwzględniać inwestycje i zniszczenia).
4. Wierność kątów, odległości i powierzchni.

Mapy używane w nawigacji lotniczej

W zależności od wykorzystania map do wykonywania różnych zadań związanych z nawigowaniem, mapy dzielą się na:

1. Mapy lotu w skali 1 : 500 000 (na samolotach o prędkości do 600 km/h) i 1 : 1 000 000 (na samolotach o prędkości od 600 km/h), na których wykreśla się trasy lotu, wykonuje obliczenia lotu, prowadzi się orientację i rozwiązywanie nawigacyjnych zadań w czasie lotu.
2. Mapy szczegółowej orientacji w skali 1 : 200 000, 1 : 100 000 wykorzystywane w czasie lotu do prowadzenia szczegółowej orientacji, np. podczas wyjścia na mały obiekt orientacyjny (cel), podczas rozpoznania, desantowania itp.
3. Mapy celu w skali 1 : 50 000, 1 : 10 000, wykorzystywane podczas studiowania rejonu celu, wyboru manewru nad celem i sposobu ataku, podczas lotu do dokładnego wyjścia nad cel, a przy rozpoznaniu w celu dokładnego umiejscowienia rozpoznanych obiektów.
4. Mapy specjalne w skali 1 : 2 500 000 do nawigowania według środków radiotechnicznych. Nanosi się na nie orbity systemów odległościowych, linie równych radionamiarów systemów kąto-odległościowych lub hiperbole systemów hiperbolicznych.

Najczęściej używane są mapy w skalach 1 : 1 000 000, 1 : 500 000 i 1 : 200 000.

Mapy w skali 1 : 1 000 000 (1 cm = 10 km) sporządzane są na arkuszach typowych dla odwzorowania międzynarodowego.

Mapę rejonu Polski sporządzono na jednym arkuszu obejmującym całe jej terytorium. Ujmuje ona większe miejscowości, lasy, jeziora, rzeki, wszystkie linie kolejowe i ważniejsze

drogi ruchu kołowego. Rzeźbę terenu przedstawiają warstwyce prowadzone w terenie pofałdowanym co 50 m, natomiast w górzystym co 100, 200 i 400 m w zależności od pochyłości stoków.

Mapy w skali 1 : 500 000 (1 cm = 5 km) sporządzane są na arkuszach obejmujących teren 1/4 arkusza 1 : 1 000 000 (tj. 2° szerokości geograficznej i 3° długości geograficznej). Ujmują one wszystkie obiekty terenowe mające znaczenie w prowadzeniu orientacji wzrokowej. Rzeźbę terenu przedstawiają warstwyce prowadzone co 40 m.

Mapy w skali 1 : 200 000 (1 cm = 2 km) sporządzane są na arkuszach obejmujących 40' szerokości geograficznej i 1° długości geograficznej. Ujmują one wszystkie obiekty terenowe mające znaczenie w prowadzeniu orientacji wzrokowej oraz umiejscawianiu obiektów podczas rozpoznania. Rzeźbę terenu przedstawiają warstwyce przeprowadzone co 40 m - ciągłe i co 20 m - przerywane.

Podział i nomenklatura (oznaczanie) map

Mapę obejmującą znaczny obszar terenu wydaje się na oddzielnych arkuszach o określonych rozmiarach (tabela 1).

Tabela 1

Wymiary arkuszy map.

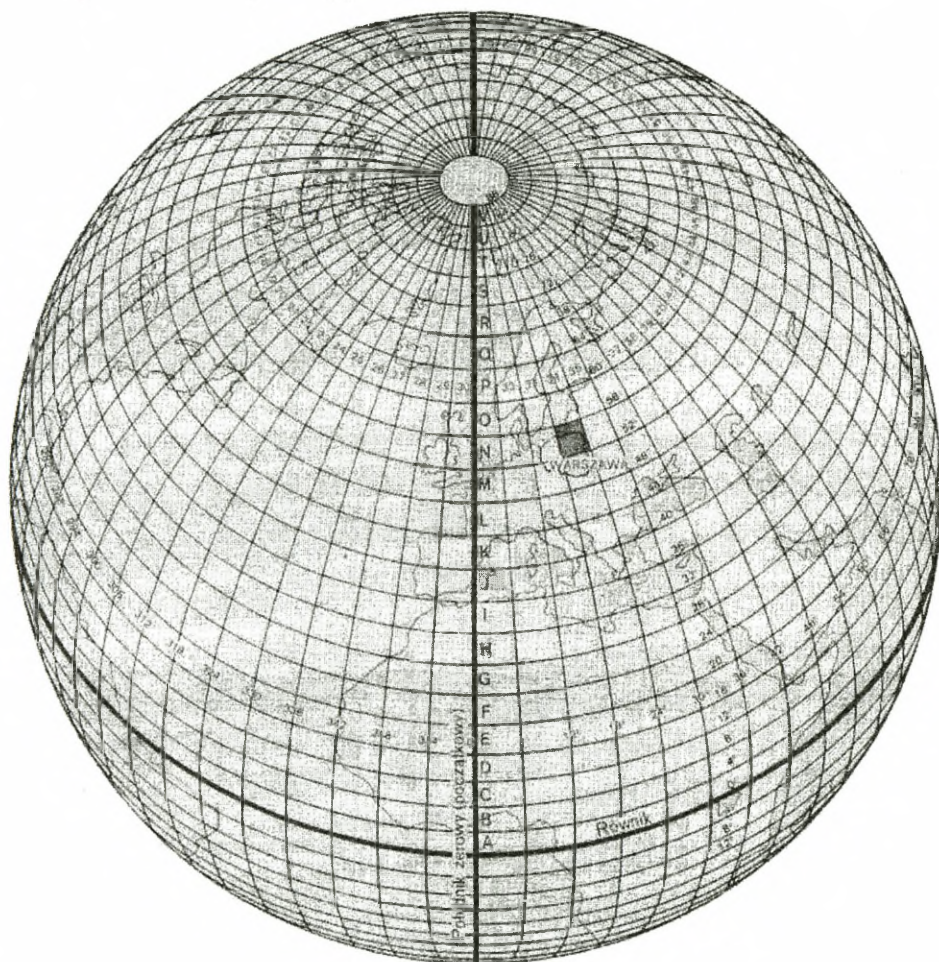
Skala	Godło	Wymiary arkusza w stopniach		Wymiary arkusza w km *)		Powierzchnia arkusza w km ² *)	Liczba arkuszy map w arkuszu 1 : 1 000 000
		φ	λ	Δ x	Δ y		
1 : 1 000 000	N-34	4°	6°	445	395	176 000	1
1 : 500 000	N-34-D	2°	3°	223	201	45 000	4
1 : 200 000	N-34-XXXIV	40'	1°	75	68	5 100	36
1 : 100 000	N-34-139,140	20'	1°	37	70	2 540	72
1 : 50 000	N-34-139-A,B	10'	30'	18	34	640	288
1 : 25 000	N-34-139-A,c,d	5'	15'	9	16	160	1 152

*) Wymiary arkuszy map i powierzchnia obszaru zmieniają się w zależności od szerokości geograficznej. W tabelce podano przybliżone wymiary na szerokości geograficznej 52°

Mapy są dzielone na arkusze według ustalonego systemu. Podział mapy na arkusze wymaga wprowadzenia specjalnego systemu oznaczania każdego arkusza, zwanego **nomenklaturą mapy**.

Biorąc za podstawę jeden arkusz mapy odwzorowania międzynarodowego w skali 1 : 1 000 000 przyjęto sposób oznaczania poszczególnych arkuszy, w celu szybkiego wybrania map potrzebnego rejonu kuli ziemskiej. Na każdym arkuszu umieszcza się jego oznaczenie w określonym systemie wzajemnego rozmieszczenia.

Całą kulę ziemską podzielono na 42, oddzielone równoleżnikami, pasy (po 21 na północ i południe od równika do równoleżnika 84°) oznaczone kolejnymi literami alfabetu łacińskiego od A do U oraz na 60 słupów, oddzielonych południkami, ponumerowanych od 1-60, poczynając od południka 180° w kierunku z zachodu na wschód (rys. 23).

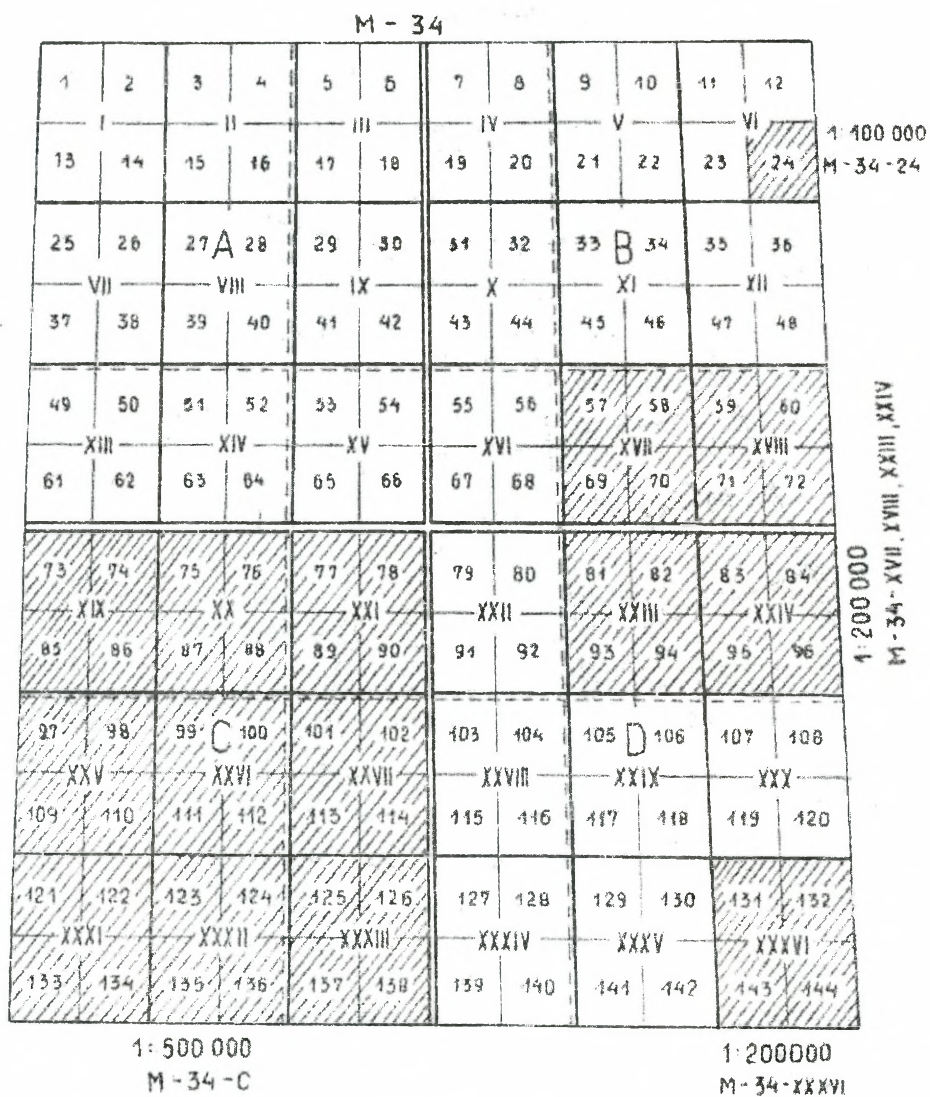


Rys. 23. Podział arkuszowy Międzynarodowej Mapy Świata w skali 1 : 1 000 000.

Każdy arkusz mapy ma literowe oznaczenie pasa oraz cyfrowe słupa, np. N-34.

Wybierając potrzebny arkusz musimy znać w przybliżeniu współrzędne geograficzne rejonu objętego tym arkuszem. Dzieląc szerokość geograficzną przez 4 otrzymamy numer kolejnej litery alfabetu pasa. Dzieląc długość geograficzną przez 6 i dodając 30 (ze względu na początek liczenia słupów od południka 180° na wschód) otrzymamy numer słupa. Dla długości zachodniej iloraz długości przez 6 należy odjąć od 30.

Mapy w skali 1 : 500 000 obejmujące obszar jednego arkusza mapy 1 : 1 000 000 podzielono na 4 arkusze i każdy z nich oznaczono dodatkowo literami A, B, C, D. Oznaczenie jednego arkusza mapy w skali 1 : 500 000, to M-34-C (rys. 24)¹⁰.



Rys. 24. Schemat podziału arkusza mapy w skali 1 : 1 000 000.

¹⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 40.

Mapy w skali 1 : 200 000 obejmujące obszar jednego arkusza mapy 1 : 1 000 000 podzielono na 36 arkuszy i każdy z nich oznaczono dodatkowo cyframi rzymskimi **od I do XXXVI**. Oznaczenie jednego arkusza mapy w skali 1 : 200 000 to M-34-XXXVI.

Spotyka się mapy w skali 1 : 200 000 wydane w arkuszach stanowiących 1/9 obszaru arkusza mapy 1 : 1 000 000 (tj. 4 normalne arkusze). Wówczas jeden arkusz mapy w skali 1 : 200 000 ma oznaczenie M-34-XVII, XVIII, XXIII, XXIV.

Mapy w skali 1 : 100 000 obejmujące obszar jednego arkusza mapy 1 : 1 000 000 podzielono na 144 arkusze i każdy z nich oznaczono dodatkowo cyframi arabskimi od 1 - 144. Oznaczenie jednego arkusza mapy w skali 1 : 100 000 - to M-34-24.

Mapy w skali 1 : 50 000 obejmujące obszar jednego arkusza mapy 1 : 100 000 podzielono na 4 arkusze i każdy z nich oznaczono dodatkowo literami A, B, C, D. Oznaczenie jednego arkusza mapy w skali 1 : 50 000 - to M-34-24-B.

Mapy w skali 1 : 25 000 obejmujące obszar jednego arkusza mapy 1 : 50 000 podzielono na 4 arkusze i każdy z nich oznaczono dodatkowo literami a, b, c, d. Oznaczenie jednego arkusza mapy w skali 1 : 25 000 - to M-34-24-B-d.

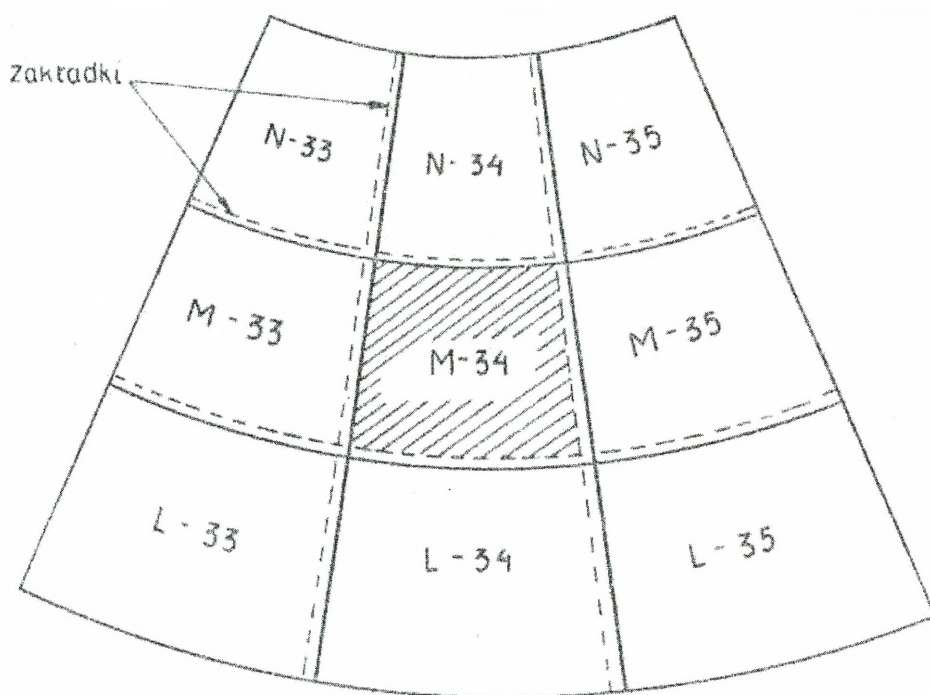
W celu ułatwienia wyboru potrzebnych arkuszy map oraz określenia ich nomenklatury stosuje się **skorowidze map (rys. 25)**. Przedstawiają one schematycznie mapy w małej skali wraz z podziałem i nomenklaturą map. Na skorowidzach są naniesione nazwy dużych miast. Skorowidze są wydawane na oddzielnych arkuszach.

N-34

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
		II		III		IV		V		VI	
13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
25	26	A		29	30	31	32	B		35	36
VIII		IX		X		XI		XII		XIII	
37	38	A		41	42	43	44	B		47	48
49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
XIII		XIV		XV		XVI		XVII		XVIII	
61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	72
73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84
XIX		XX		XXI		XXII		XXIII		XXIV	
85	86	87	88	89	90	91	92	93	94	95	96
97	98	C		101	102	103	104	D		107	108
XXV		XXVII		XXVIII		XXIX		XXX		XXXI	
109	110	C		113	114	115	116	D		119	120
121	122	123	124	125	126	127	128	129	130	131	132
XXXI		XXXII		XXXIII		XXXIV		XXXV		XXXVI	
133	134	135	136	137	138	139	140	141	142	143	144
						WARSZAWA					

Rys. 25. Skorowidz arkuszy map wynikający z podziału mapy 1 : 1 000 000.

Po dobraniu odpowiednich arkuszy map należy przystąpić do ich sklejania. **Arkusze mapy skleja się następująco:** arkusze północne nakleja się na południowe, a zachodnie na wschodnie (rys. 26). Przed sklejeniem należy obciąć wschodnie i południowe krawędzie sklejanych arkuszy. Takie sklejanie arkuszy zapobiega odrywaniu się krawędzi arkuszy podczas wykreślania ołówkiem linii, które zazwyczaj „ciągnie się” z lewej strony na prawą i z góry w dół.



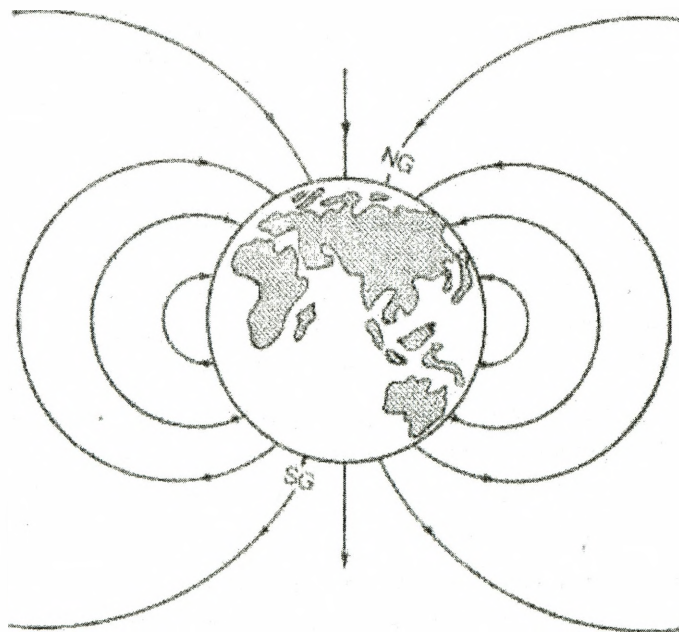
Rys. 26. Dobór i sklejanie arkuszy map.

2. POMIARY NAWIGACYJNE NA MAPACH

2.1. Magnetyzm ziemski, deklinacja magnetyczna i jej określanie

Do określania i utrzymywania kursu statku powietrznego szeroko stosuje się busole magnetyczne. Zasada działania busoli magnetycznej jest oparta na wykorzystaniu właściwości pola magnetycznego Ziemi.

Ziemia jest jak gdyby dużym, naturalnym magnesem, wokół którego występuje pole magnetyczne. Bieguny magnetyczne Ziemi nie pokrywają się z biegunami geograficznymi i są rozmieszczone nie na powierzchni Ziemi, lecz na pewnej głębokości (rys. 27). Umownie przyjmuje się, że północny biegun magnetyczny (NM) znajduje się w północnej części Kanady (na północny zachód od Zatoki Hudsona) i ma magnetyzm południowy, tj. przyciąga północny koniec igły magnetycznej, a południowy biegun magnetyczny (SM) znajduje się na Antarktydzie (w północnej części Ziemi Wilkesa) i ma magnetyzm północny, tj. przyciąga południowy koniec igły magnetycznej. Współrzędne geograficzne tych biegunów zmieniają się z upływem czasu, gdyż bieguny magnetyczne wędrują dookoła biegunów geograficznych. Przyczyna zmian położenia tych biegunów nie jest dotychczas wyjaśniona.

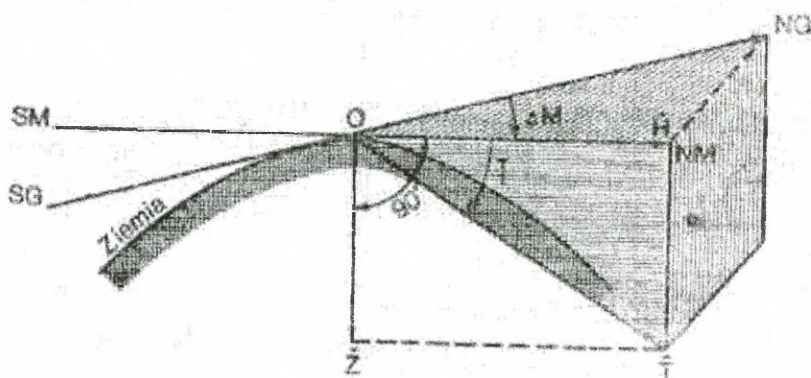


Rys. 27. Pole magnetyczne Ziemi.

Prosta łącząca bieguny magnetyczne nazywa się **magnetyczną osią Ziemi**. Oś ta nie przechodzi przez środek Ziemi i tworzy z osią ziemską kąt $11^{\circ}30'$. Magnetyczne linie sił wychodzą z południowego bieguna magnetycznego i schodzą się na północnym biegunie magnetycznym.

Pole magnetyczne Ziemi w każdym swym punkcie charakteryzuje się całkowitym natężeniem pola magnetycznego (w tym natężeniem jego składowych: pionowej i poziomej, które leżą na płaszczyźnie nazywanej płaszczyzną południka magnetycznego), inklinacją magnetyczną i deklinacją magnetyczną.

Całkowitym natężeniem pola magnetycznego Ziemi nazywa się siłę, z jaką pole magnetyczne Ziemi działa w danym punkcie na biegun jednostkowy igły magnetycznej. Wektor natężenia pola magnetycznego Ziemi T można rozłożyć na dwie składowe: **poziomą H** , położoną w płaszczyźnie horyzontu rzeczywistego, i **pionową Z** , skierowaną do środka Ziemi (rys. 28).



Rys. 28. Elementy magnetyzmu ziemskiego.

Południki magnetyczne schodzą się na powierzchni Ziemi w miejscach nazywanych biegunami magnetycznymi. W miejscach tych nie występuje składowa pozioma (H), natomiast składowa (Z) uzyskuje maksymalną wartość.

Bieguny magnetyczne nie zachowują stałego położenia na powierzchni Ziemi. Np.: w roku 1952 współrzędne bieguna północnego wynosiły: $\varphi_N = 74^{\circ}$, $\lambda_W = 100^{\circ}$, a południowego $\varphi_S = 68^{\circ}$, $\lambda_E = 143^{\circ}$, natomiast w roku 1974: $\varphi_N = 74^{\circ} 31'$, $\lambda_W = 96^{\circ} 43'$ i $\varphi_S = 72^{\circ} 25'$, $\lambda_E = 155^{\circ} 16'$.

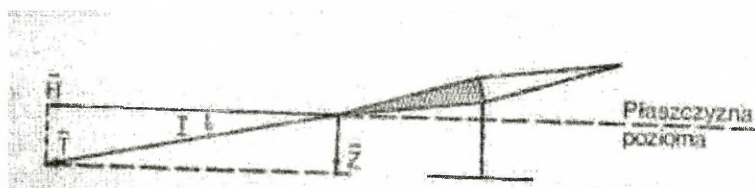
Igła magnetyczna podwieszona lub podparta swobodnie w środku ciężkości umieszczona w polu magnetycznym Ziemi ustawi się zgodnie z kierunkiem całkowitego natężenia pola magnetycznego.

Jednostką miary całkowitego natężenia pola magnetycznego oraz jego składowych jest **ERSTED (Oe)**. Jest to ilość magnetyzmu bieguna, który na równie silny biegun wywiera siłę 1 dyny z odległości 1 cm.

Składowe pola magnetycznego przyjmują następujące wartości:

- pozioma - o natężeniu od zera, w rejonach biegunów magnetycznych, do wartości maksymalnej (0,4 Oe) na równiku magnetycznym;
- pionowa - o natężeniu od zera, na równiku magnetycznym, do wartości maksymalnej (0,6 Oe) w rejonie biegunów magnetycznych.

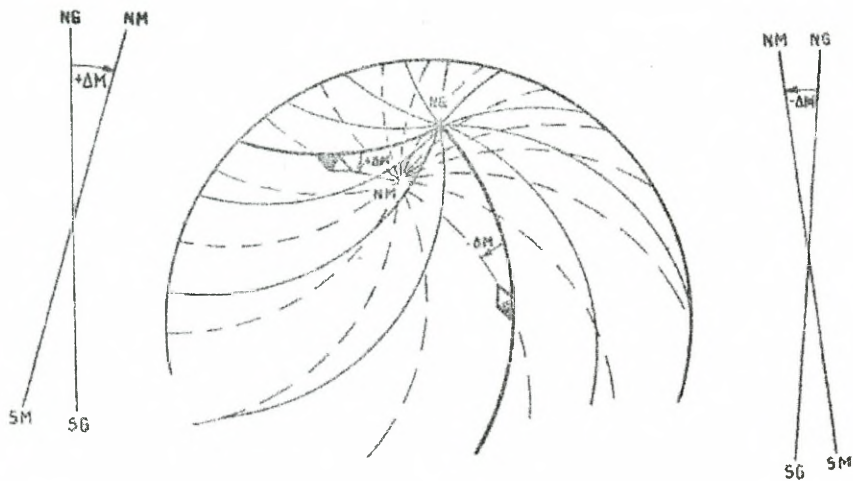
Kąt zawarty między płaszczyzną poziomą (horyzontu rzeczywistego) i osią swobodnie powieszonyj igły magnetycznej (wektora całkowitego natężenia pola magnetycznego) nazywa się **inklinacją magnetyczną (I)**. Wartość inklinacji magnetycznej zmienia się od 0° do $\pm 90^\circ$; mierzy się ją od płaszczyzny poziomej w dół od 0° do 90° . Uważa się ją za dodatnią, gdy opuszczony jest północny koniec igły magnetycznej, a za ujemną, gdy opuszczony jest południowy koniec tej igły (rys. 29). Igła magnetyczna przyjmuje na biegunie magnetycznym położenie pionowe, a na równiku magnetycznym - poziome. Należy ją uwzględnić przy konstrukcji busoli magnetycznych.



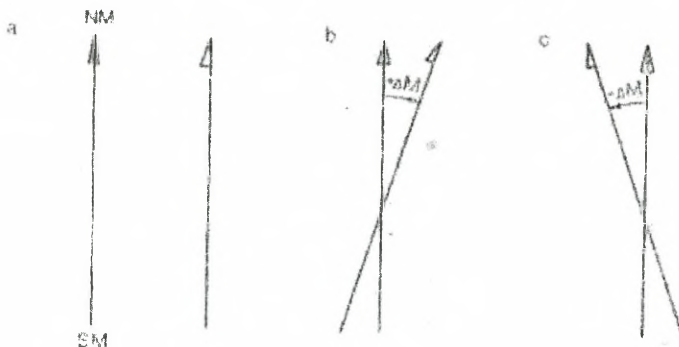
Rys. 29. Inklinacja magnetyczna.

Kąt odchylenia igły magnetycznej od płaszczyzny południka geograficznego, czyli kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i północnym kierunkiem południka magnetycznego, przechodzącymi przez dany punkt, nazywa się **deklinacją magnetyczną ΔM** (rys. 30). Deklinacja jest wschodnia (dodatnia), jeżeli północny koniec igły magnetycznej jest odchylony na wschód od południka geograficznego i zachodnia (ujemna), jeżeli ten koniec jest odchylony na zachód od południka geograficznego. Deklinację wschodnią oznacza się literą E lub znakiem plus (np. $\Delta M = 5^\circ E$ lub $\Delta M = +5^\circ$), a deklinację zachodnią literą W lub znakiem minus (np. $\Delta M = 3^\circ W$ lub $\Delta M = -3^\circ$). Deklinację magnetyczną mierzy się na wschód i na zachód od południka geograficznego, w granicach od 0° do $\pm 180^\circ$ (rys. 31).

Elementy magnetyzmu ziemskiego przedstawione są na specjalnych mapach magnetycznych za pomocą **izolinii**, które łączą punkty o jednakowych wartościach tych elementów:



Rys. 30. Deklinacja na powierzchni Ziemi.



Rys. 31. Południk magnetyczny i deklinacja magnetyczna: graficzny znak południka magnetycznego, deklinacja wschodnia (dodatnia), deklinacja zachodnia (ujemna).

- **izogona** - łączy punkty o jednakowej wartości deklinacji (nie mylić z południkiem magnetycznym);
- **agona** - łączy punkty o zerowej deklinacji;
- **izoklina** - łączy punkty o jednakowej wartości inklinacji;
- **aklina** - łączy punkty o zerowej inklinacji (równik magnetyczny);
- **izodyna** - łączy punkty o jednakowym natężeniu pola magnetycznego (całkowite, pionowe i poziome);
- **izopora** - łączy punkty o jednakowej rocznej zmianie deklinacji.

Elementy magnetyzmu ziemskiego nie są stałe, lecz zmieniają się w miejscu i w czasie. Zmiany te, czyli tzw. wariacje pola magnetycznego, mają różny charakter i następują w ciągu krótszego lub dłuższego czasu. Rozróżniamy zmiany wiekowe i roczne. Zmiany roczne na średnich szerokościach geograficznych osiągają od 10' do 12', a na większych szerokościach do 40 min¹¹.

W 1975 r. na obszarze Polski deklinacja magnetyczna wynosiła: 0° - rejon zachodni; +3° - rejon wschodni, a roczna zmiana deklinacji magnetycznej wynosiła + 0°04'.

Aktualną wartość deklinacji magnetycznej określa się na podstawie specjalnych map elementów pola magnetycznego Ziemi lub na podstawie map lotniczych. Na mapach tych są wykreślone izogony, podany jest rok określenia wartości izogon oraz wartości rocznych zmian deklinacji magnetycznej. Należy wartość odczytaną z mapy poprawić (dodać) o wartość rocznej zmiany deklinacji pomnożoną przez liczbę lat jakie upłynęły od daty, dla której naniesiona na mapie deklinacja była aktualna.

Prócz rejonów normalnego pola magnetycznego występują rejon anomalii magnetycznych wywołanych namagnesowaniem się minerałów ziemskich. W rejonach tych deklinacja jest inna aniżeli wynikałoby to z przebiegających przez nie izogon (np.: rejon KURSKA i KRZYWEGO ROGU w ZSRR oraz KĘTRZYNA, MRAĞOWA, OLECKA i HAJNÓWKI w Polsce).

Oprócz powolnych systematycznych zmian magnetyzmu ziemskiego, występują okresowe, chaotyczne zmiany zwane burzami magnetycznymi, które przypuszczalnie wywoływane są przez jonosferyczne prądy elektryczne powstające na skutek min. aktywności plam słonecznych, zórz polarnych, zjawisk wulkanicznych itp.

2.2. Współrzędne geograficzne i prostokątne, ich określanie oraz czas

Współrzędne geograficzne

Współrzędnymi geograficznymi są szerokość i długość geograficzna. Służą one do określenia położenia wybranego punktu na powierzchni Ziemi. **Szerokość geograficzna** jest współrzędną określającą położenie wybranego punktu względem równika na północ lub południe. Oznacza się ją symbolem φ i mierzy w jednostkach kątowych lub liniowych.

Szerokość geograficzna w jednostkach kątowych jest to kąt zawarty między płaszczyzną równika a pionem wybranego miejsca (punktu). Mierzy się ją od 0 do 90° na

¹¹ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 23.

północ (szerokość północna - φ_N) i południe (szerokość południowa - φ_S) od równika. Szerokość geograficzna w jednostkach liniowych - to odległość wybranego miejsca (punktu) od równika mierzona po łuku południka w kilometrach lub milach morskich¹².

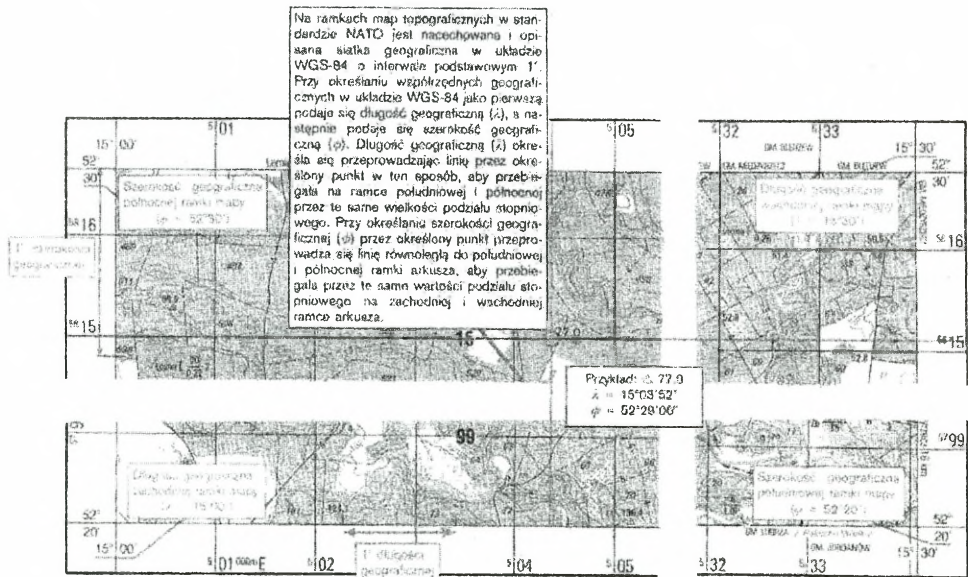
Długość geograficzna jest współrzędną określającą położenie wybranego punktu względem południka zerowego (Greenwich) na wschód lub zachód. Oznacza się ją symbolem λ i mierzy w jednostkach kątowych, liniowych i w jednostkach czasu.

Długość geograficzna w jednostkach kątowych - to kąt zawarty między płaszczyzną południka zerowego, a płaszczyzną południka przechodzącego przez wybrany punkt. Mierzy się ją od 0 do 180° na wschód (długość wschodnia - λ_E) i na zachód (długość zachodnia - λ_W) od południka zerowego.

Współrzędne geograficzne zostały przedstawione szerzej w poprzednim rozdziale w podrozdziale 1.2.2.

Określanie współrzędnych

Współrzędne geograficzne punktu na mapie określa się wzdłuż podziałki kątowej znajdującej się na krawędziach pionowych i poziomych każdego arkusza mapy¹³ (rys. 32). W tym celu należy:



Rys. 32. Określanie współrzędnych geograficznych.

¹² Tamże, str. 19.

¹³ Określenie „pionowe i poziome krawędzie arkusza” dotyczy mapy zawieszanej na ścianie z północną częścią skierowaną do góry.

- przeprowadzić przez dany punkt linię równoległą do najbliższego równoleżnika, w punkcie przecięcia tej linii z południkiem odczytać szerokość geograficzną danego punktu;
- przeprowadzić przez dany punkt linię równoległą do najbliższego południka, w punkcie przecięcia się tej linii z równoleżnikiem odczytać długość geograficzną danego punktu.

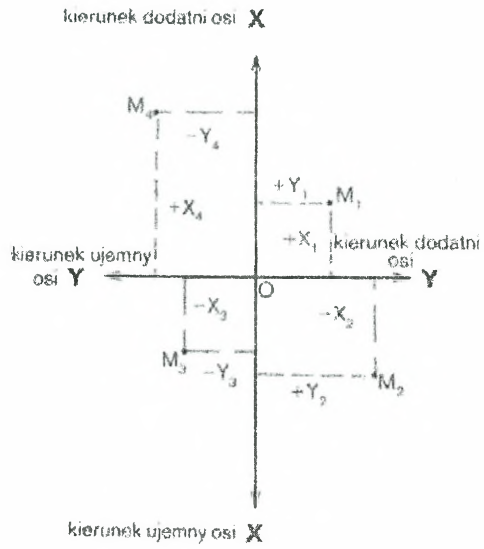
Jeżeli nie ma na arkuszu mapy podziału siatki południków i równoleżników na minuty kątowe, postępuje się następująco: za pomocą linijki lub cyrkla mierzy się odległości od danego punktu do najbliższego równoleżnika i południka. Następnie przenosi się te odległości na ramkę mapy, na której odczytuje się współrzędne punktu.

Współrzędne prostokątne

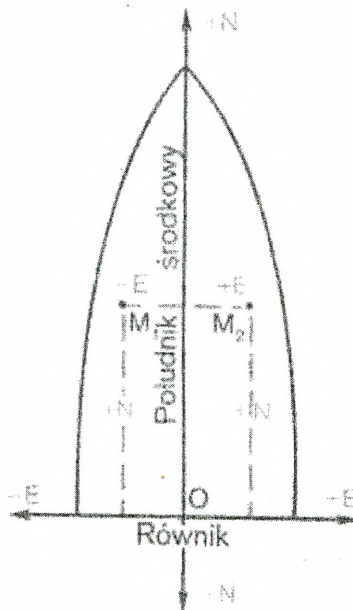
Położenie punktu na płaszczyźnie wyznacza się przy pomocy współrzędnych prostokątnych płaskich. Są to wielkości liniowe określające odległość danego punktu od linii przyjętych za osie układu. Punkt przecięcia się osi współrzędnych O nazywa się początkiem układu współrzędnych. Prosta pionowa tworząca oś X nazywa się osią odciętych, a prostopadła do niej prosta pozioma tworząca oś Y nazywa się osią rzędnych (rys 33). Układ współrzędnych prostokątnych stosowanych w geodezji i topografii jest w stosunku do matematycznego odwrócony i ma zmienione osie. Za kierunek dodatni osi X przyjmuje się kierunek na północ (w górę), a dla osi Y - na wschód (w prawo). Położenie dowolnego punktu na płaszczyźnie określa się za pomocą dwóch liczb, z których pierwsza podaje najkrótszą odległość do osi odciętych, a druga do osi rzędnych. Odległości te podaje się w jednostkach długości używanych powszechnie w danym kraju¹⁴.

Na mapach układ współrzędnych prostokątnych płaskich związany jest ściśle z zastosowanym odwzorowaniem. Konstrukcja siatki współrzędnych prostokątnych płaskich na mapach topograficznych opracowanych w standardach NATO dostosowana jest do odwzorowania UTM (Universal Transverse Mercator). W każdej strefie odwzorowawczej istnieje własny i odrębny układ współrzędnych prostokątnych. Osiami tego układu są południk środkowy (osiowy) strefy jako oś X -ów oznaczany literą N (Northing) oraz równik jako oś Y -ków oznaczany literą E (Easting) (rys. 34). Położenie dowolnego punktu na płaszczyźnie w układzie współrzędnych UTM określa się za pomocą dwóch liczb, z których pierwsza podaje najkrótszą odległość do osi rzędnych - wartość E , a druga najkrótszą odległość do osi odciętych - wartość N (rys. 35) - odwrotnie niż w dotychczas stosowanym zapisie współrzędnych prostokątnych płaskich układu 1942.

¹⁴ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit, str. 38.

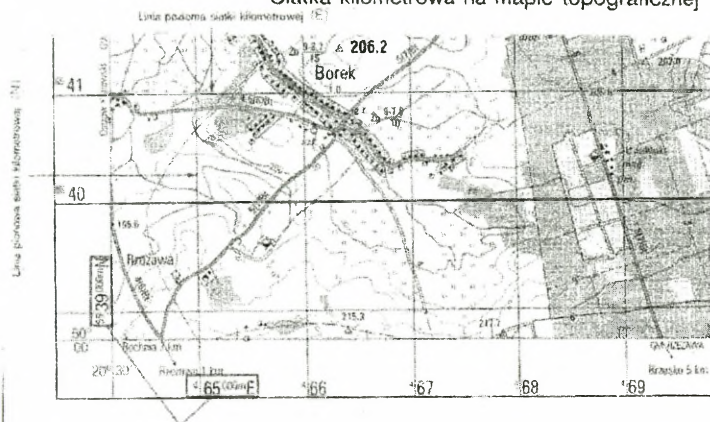


Rys. 33. Konstrukcja siatki współrzędnych.



Rys. 34. Układ współrzędnych prostokątnych płaskich północnej części strefy sześciostopniowej.

Siatka kilometrowa na mapie topograficznej

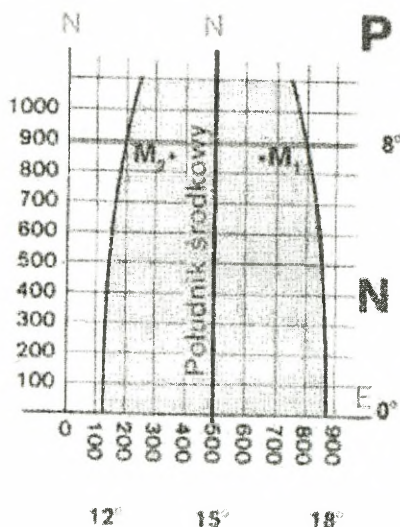


Układ współrzędnych prostokątnych płaskich na mapie tworzy siatkę linii prostych, równoległych do osi E i N. Linie wykreślone są w jednokowych odstępach, np. co 1 km lub 10 km, w skali mapy, tworząc siatkę kilometrową. Siatka kilometrowa występuje na każdym arkuszu mapy topograficznej.

Zasięg arkusza mapy wyznacza siatkę kartograficzną południków i równoleżników, określając jednoznacznie, według współrzędnych geograficznych, położenie arkusza na powierzchni Ziemi. Naznika poszczególnych arkuszy map nanosi się na siatkę kilometrową UTM według wartości współrzędnych prostokątnych płaskich, obliczonych w systemie WGS-84. Wartości występujących na mapie linii siatki kilometrowej oraz południków i równoleżników opisane są na ramce i wewnątrz arkusza mapy.

Rys. 35. Siatka kilometrowa na mapie topograficznej.

33



Oś N przesunięto o 500 km na zachód od południka osiowego (środkowego) strefy, przez co współrzędne E nie mają wartości ujemnych.

M_1 : 650 000 m E
650 000 m N

M_2 : 350 000 m E
850 000 m N

Dla jednoznacznego określania wartości E każda strefa posiada swój numer porządkowy (np. 33), który podaje się na początku zapisu współrzędnych, np. 33 650 000 m E

850 000 m N

Rys. 36. Określanie położenia punktu według współrzędnych prostokątnych.

Położenie punktu według współrzędnych prostokątnych płaskich UTM wyznacza się na mapie w kwadracie siatki kilometrowej. W pierwszej kolejności określa się wartość E współrzędnych (w kierunku wschodnim), w drugiej kolejności wartość N współrzędnych (w kierunku północnym), odpowiednio od zachodniej i południowej linii siatki kilometrowej (rys. 36). W systemie UTM zapis poprzedza oznaczenie pola strefowego oraz kwadratu stukiometrowego.

Czas i jego rodzaje

Podstawą rachuby czasu jest średnia doba słoneczna, której długość jest stała i równa się odstępowi czasu między dwiema kolejnymi kulminacjami Słońca. Średnia doba słoneczna dzieli się na średnie godziny, minuty oraz sekundy słoneczne i rozpoczyna się w momencie górnej kulminacji Słońca (co następuje w południe). Liczenie czasu według tej doby sprawiałoby trudności, dlatego stosuje się, tak zwany czas cywilny różniący się od czasu słonecznego o 12 godzin. Doba rozpoczyna się więc w momencie dolnej kulminacji Słońca (co następuje o północy).

Czas cywilny na jednym południku geograficznym różni się od czasu na innym południku geograficznym i jest tym późniejszy im dalej na wschód położony jest południk przechodzący przez miejsce obserwacji. Z tego względu czas cywilny nazywany jest również **czasem miejscowym** (T_M).

Dla ułatwienia pomiaru czasu wprowadzono **czas strefowy** (T_S) obowiązujący w ustalonej umownie strefie. **Całą kulę ziemską podzielono na 24 strefy czasowe** południkami odległymi od siebie o 15° długości geograficznej, czyli o 1 godzinę. Strefy ponumerowano od 0÷12 na wschód i zachód od strefy zerowej, a za środek każdej z nich przyjęto południki 0° , 15° , 30° itd. Numery stref na wschód od Greenwich mają znak „+”, natomiast na zachód znak „-”. Środek strefy zerowej stanowi południk Greenwich, natomiast granicznymi są południki $7^\circ30'$ długości wschodniej oraz $7^\circ30'$ długości zachodniej. Strefa nr 1 rozciąga się na przestrzeni od południka $7^\circ30'$ do południka $22^\circ30'$. Jej środkowym południkiem jest południk 15° (rys. 37).

Czas strefowy jest czasem miejscowym środkowego południka danej strefy.

Praktycznie, przy rozgraniczaniu stref wzięto pod uwagę ponadto przebieg granic między państwami. Dlatego nie zawsze czas strefowy pokrywa się z czasem jaki wynikałby z długości geograficznej danej strefy.

W ten sposób na całej kuli ziemskiej otrzymujemy zamiast ogromnej ilości czasów miejscowych tylko 24 czasy różniące się od siebie o jedną godzinę. Aby określić różnicę czasów strefowych dwóch stref, należy odjąć od numeru jednej, numer drugiej strefy:

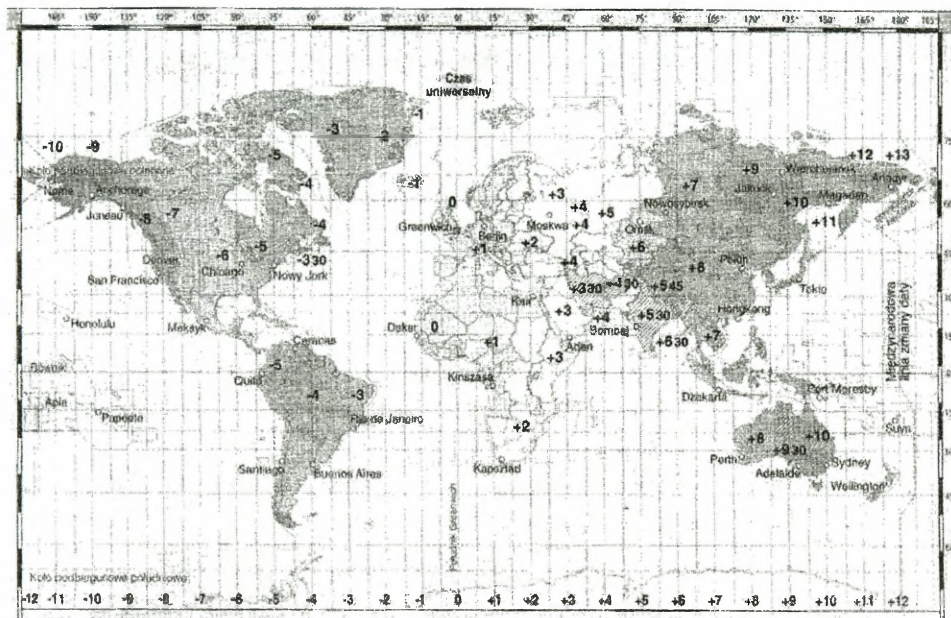
$$T_{S2} - T_{S1} = N_2 - N_1$$

I tak, np.: różnica czasów strefy jedenastej i drugiej wynosi 9 godzin. Czas miejscowy Greenwich jest czasem Strefowym strefy zerowej. Oznaczamy go przez T_G i nazywamy czasem Greenwich.

Czas strefowy dowolnej strefy na czas Greenwich przeliczyć można według wzoru:

$$T_G = T_S - N$$

Przez strefę 12, między Azją i Ameryką, z północy na południe przez Ocean Spokojny, nie dotykając nigdzie lądu, na ogół wzdłuż południka 180, przebiega **linia zmiany daty**.



Rys. 37. Podział na strefy czasowe, czasy strefowe i linia zmiany daty.

Data kalendarzowa z jednej strony tej linii różni się o jedną dobę od daty z drugiej strony.

Przecinając linię zmiany daty ze wschodu na zachód pomija się jeden dzień, a z zachodu na wschód ten sam dzień liczy się dwukrotnie.

Świt i zmrok

Moment, gdy środek tarczy słonecznej przechodzi horyzont widoczny przez obserwatora znajdującego się na poziomie morza nazywamy wschodem (gdy słońce wznosi się nad horyzont) lub zachodem (gdy słońce obniża się pod horyzont).

Na skutek odbijania i rozpraszania przez atmosferę promieni słonecznych przez pewien czas przed wschodem i po zachodzie słońca jest widno. Jest to zjawisko świtu i zmroku. W astronomii za początek świtu (koniec zmroku) uważa się moment, gdy górna krawędź tarczy słonecznej znajduje się 18° poniżej płaszczyzny horyzontu rzeczywistego, natomiast powszechnie uważa się, że świt rozpoczyna się (zmrok kończy), gdy kąt ten wynosi 6° .

Obliczanie czasu świtu i zmroku, wschodu i zachodu Słońca (i Księżyca) należy do obowiązków służby meteorologicznej, która opracowuje i wydaje specjalne tabele podające te wielkości w czasie strefowym dla określonego miejsca (np. lotniska).

W tabelach tych podane są poprawki czasu świtu i zmroku dla innych różnych miejscowości.

Azymut i kąt kursowy Słońca

Kierunek, z którego Słońce świeci na dany obiekt określany jest za pomocą azymutu Słońca.

Azymut Słońca jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka a rzutem kierunku na Słońce na płaszczyznę poziomą. Oznaczamy go symbolem A_s i mierzymy w stopniach, zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

O godzinie 6.00 Słońce jest na wschodzie, a $A_s = 90^\circ$.

O godzinie 12.00 $A_s = 180^\circ$, a o 18.00 $A_s = 270^\circ$.

W celu obliczenia A_s należy czas miejscowy obiektu (T_M) pomnożyć przez 15° .

$$A_s = T_M \cdot 15^\circ$$

W celu określenia przybliżonego kierunku lotu bez korzystania z busoli magnetycznej można wykorzystywać kąt kursowy Słońca.

Kąt kursowy Słońca jest to kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego, a rzutem kierunku na Słońce na płaszczyznę poziomą. Oznaczamy go symbolem KKS i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od podłużnej osi statku powietrznego¹⁵.

Kąt kursowy Słońca oblicza się ze wzoru:

$$KKS = A_s - K$$

gdzie: K - kurs statku powietrznego.

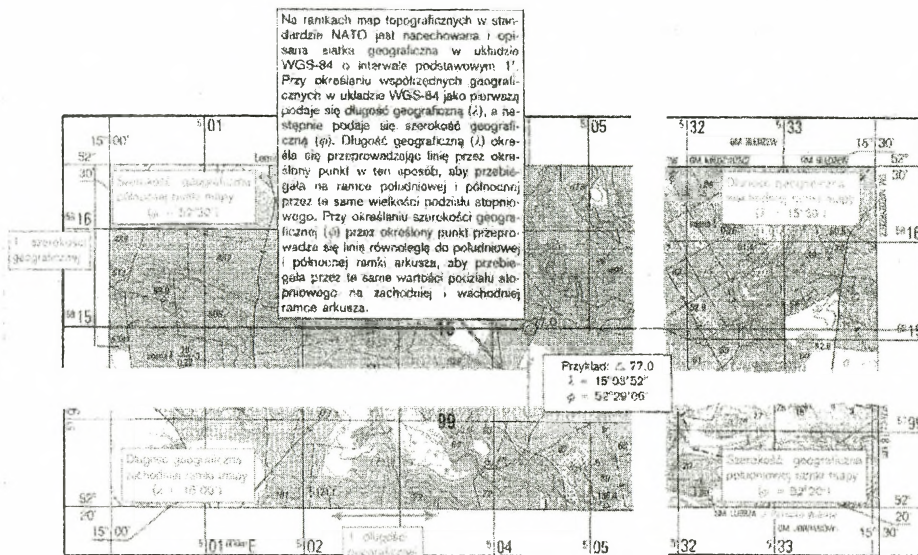
2.3. Odszukiwanie punktu na podstawie współrzędnych

Aby odszukać na mapie punkt według jego danych współrzędnych geograficznych, należy:

- na krawędzi pionowej mapy odnaleźć wartość szerokości geograficznej (rzędnej) i przez ten punkt przeprowadzić równoległą do równoleżnika (linii poziomej siatki);
- na krawędzi poziomej mapy odnaleźć wartość długości geograficznej (odciętej) i przez ten punkt przeprowadzić równoległą do południka (linii pionowej siatki);
- przecięcie się obu linii daje szukany punkt.

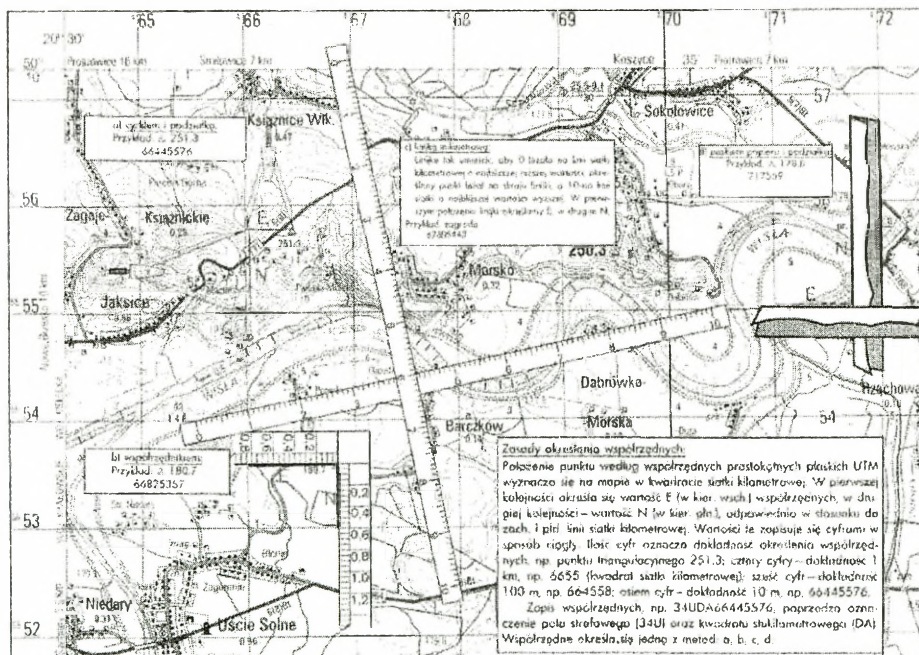
¹⁵ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 40.

Określanie punktu na mapie na podstawie współrzędnych geograficznych jest czynnością odwrotną w stosunku do określania współrzędnych danego punktu (rys. 38).



Rys. 38. Określanie punktu na podstawie współrzędnych.

Określanie położenia punktu na podstawie współrzędnych prostokątnych (rys. 39).



Rys. 39. Określanie położenia punktu na mapie według współrzędnych prostokątnych.

2.4. Pomiar odległości, kierunku i kąta na mapie

Pomiar odległości na mapie

Rozwiązywanie wielu zadań nawigacyjnych, zarówno w okresie przygotowania do lotu, jak i w czasie lotu, jest związane z wykreślaniem na mapach linii prostych i pomiarem odległości wzdłuż tych prostych.

Na współcześnie stosowanych mapach lotniczych (z wyjątkiem map Merkatora) **zniekształcenia długości są tak nieznaczące**, że nie mają praktycznego znaczenia w rozwiązywaniu większości zadań nawigacyjnych. Z tego też względu przy pomiarze odległości na mapie należy posługiwać się wyłącznie skalą główną. Odległość na mapie mierzy się za pomocą linijki „skalówki”, linijki z podziałką centymetrową, krzywomierzem, cyrklem lub paskiem papieru (rys. 40). Linijka „skalówka” ma a zazwyczaj na obu brzegach naniesione cztery podziałki, na których 1 cm odpowiada na mapie wartościom: (0,5) 1 km, 2 km, 5 km i 10 km. Ponieważ odległości w lotnictwie są wyrażane z dokładnością ± 1 km, to i podziałki są wykonane w większości z dokładnością odpowiadającą 1 km, niezależnie od skali mapy¹⁶.

W celu pomiaru odległości między dwoma punktami (obiektami) na mapie za pomocą skalówki, należy ustawić ją tak, aby zero skali odpowiadającej danej mapie pokrywało się ze środkiem jednego z punktów (obiektów) i naprzeciwko środka drugiego punktu (obiektu) odczytać szukaną odległość. Jeżeli nie ma odpowiedniej skalówki, to odległość na mapie mierzy się za pomocą linijki z podziałką centymetrową. Za pomocą tej linijki mierzy się najpierw odległość między punktami w centymetrach i milimetrach, a następnie, znając skalę mapy, oblicza się w pamięci odległość w terenie.

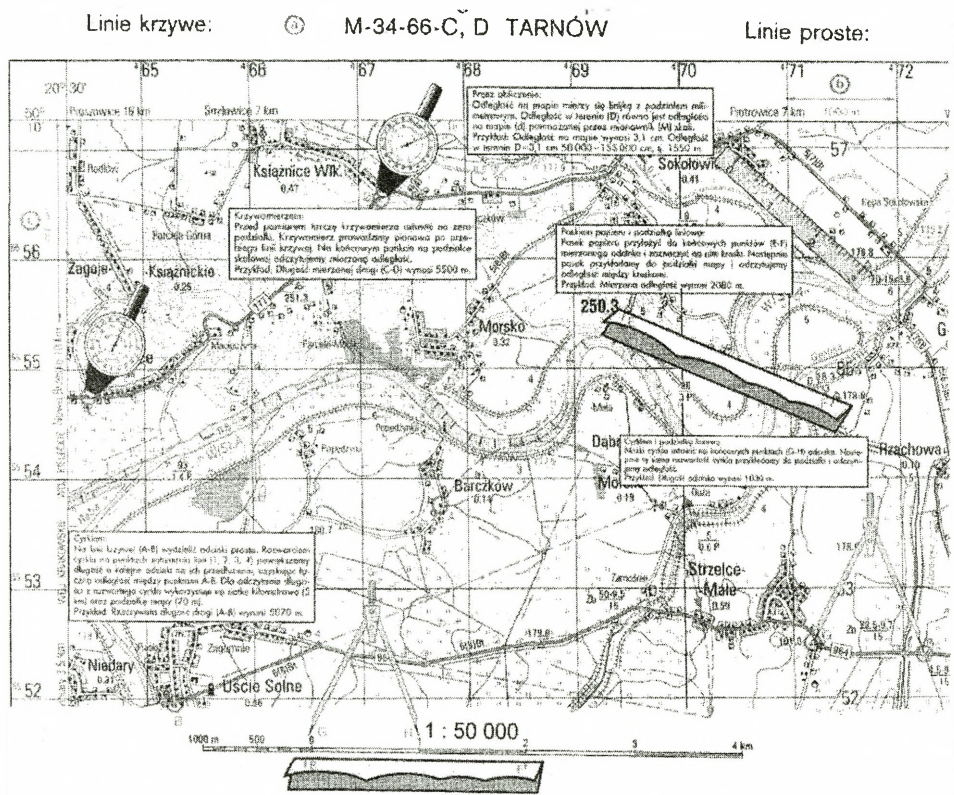
Błąd pomiaru odległości na mapie warunkowany jest:

- błędami wyznaczania położenia dwóch punktów na mapie, wynikającymi z geometrycznej dokładności mapy i dokładności pracy pilota (nawigatora);
- błędami pomiaru za pomocą skalówki lub linijki z podziałką centymetrową i zaokrągleniem wyniku do 1 km;
- błędami wynikającymi ze zniekształceń długości w danym odwzorowaniu mapy.

Błędy wynikające z geometrycznej dokładności mapy i jej odwzorowania nie zależą od dokładności pracy na mapie ani od przyrządów wykorzystywanych do pomiaru. Nato-

¹⁶ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 110.

miast część błędów powstaje z niedokładności przyrządów pomiarowych, niedokładności pracy na mapie oraz z niedogodnych warunków wykonywania pomiarów w czasie lotu na pokładzie statku powietrznego.



Rys. 40. Pomiar odległości na mapie.

Przyjmuje się, że średni błąd pomiaru odległości na mapach, w skalach najczęściej stosowanych, może mieć następujące wartości:

- 1 : 200 000 - $\pm 0,30$ km;
- 1 : 500 000 - $\pm 0,75$ km;
- 1 : 1 000 000 - $\pm 1,50$ km;
- 1 : 2 000 000 $\sim \pm 3,00$ km.

W przypadku konieczności posługiwania się mapą Merkatora należy pamiętać, że na mapach w tym odwzorowaniu, odległości są wyrażone w milach morskich i ich dziesiątych częściach, czyli kablach. Skala szerokości w tym odwzorowaniu różnie od równika na północ i południe. Na mapach w odwzorowaniu Merkatora małe odległości mierzy się, przenosząc rozwartością cyrkla długość odcinka na podziałkę szerokości

geograficznej, zaznaczoną na pionowych krawędziach arkusza mapy. Środek rozwartości cyrkla powinien przy tym znajdować się na średniej szerokości geograficznej odcinka. Odczytana liczba minut łuku południka odpowiada odległości w milach morskich, W celu określenia odległości w kilometrach, należy odczytaną liczbą minut łuku (lub NM) pomnożyć przez 1,852.

Pomiar kierunku i kąta na mapie

Kierunkiem dowolnej linii w danym jej punkcie na mapie nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i tą linią w rozważanym punkcie. W celu pomiaru na mapie kierunku lub kąta między dwiema liniami używa się celuloidowych kątomierzy nawigacyjnych. Aktualnie załogi dysponują dwoma rodzajami kątomierzy, w formie trójkąta lub kwadratu, z naniesioną podziałką kątową o działkach co 1° .

Na średni błąd zmierzonego kierunku na mapie wpływają następujące czynniki:

- średni błąd odczytu na kątomierzu nawigacyjnym;
- średni błąd wyznaczenia kierunku południka w danym punkcie mapy;
- średni błąd wyznaczenia punktu na mapie, wynikający z geometrycznej dokładności mapy i graficznej dokładności pracy na mapie.

Średni błąd odczytu na kątomierzu wynosi około $\pm 0,25^\circ$.

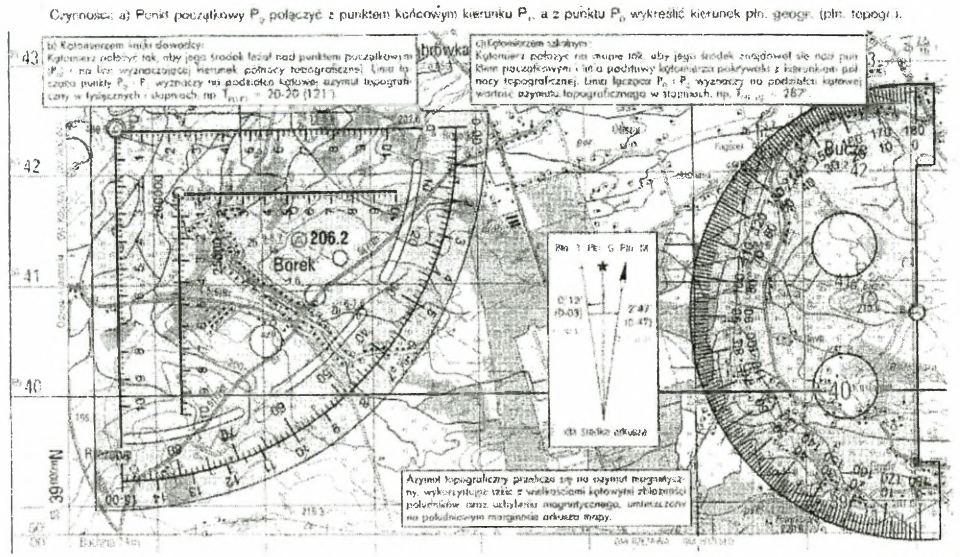
Kierunek południka w danym punkcie mapy przyjmuje się jako równoległy do kierunku najbliższego południka oznaczonego na mapie. Ponieważ na większości map lotniczych, na których południki są zbieżne, kąt między dwoma sąsiednimi południkami oddalonymi od siebie o 1° długości geograficznej wynosi dla średnich szerokości geograficznych około $0,8^\circ$, to przeciętny błąd wyznaczenia kierunku południka w dowolnym punkcie mapy nie powinien przekraczać $0,4^\circ$, a przeciętnie wynosi on $\pm 0,15^\circ$.

Średni błąd wyznaczenia punktu na mapie wynosi $\pm 0,8$ mm. Dla odległości 8-10 cm na mapie błąd ten daje błąd wyznaczenia kierunku $\pm 0,5^\circ$.

Ostatecznie, przy uwzględnieniu omówionych błędów, **przeciętny błąd zmierzonego na mapie kierunku** wynosi $\pm 0,56^\circ$.

W celu zmierzenia na mapie kąta określającego kierunek linii drogi (linii pozycyjnej) należy środek kątomierza przyłożyć w punkcie, w którym ma być zmierzony kąt, tak aby jego linia 0° - 180° była ustawiona równoległe do najbliższego południka (kąt prosty kątomierza trójkątnego powinien być zwrócony na wschód lub na zachód, zależnie od kierunku, którego kąt chcemy zmierzyć; na kątomierzu kwadratowym czarny trójkącik powinien być zwrócony na północ). Linia przebiegająca od środka kątomierza w kierunku, który jest mierzony, wskaże na podziałce kątomierza wartość odpowiadającego mu kąta (rys. 41). W przypadku kątomierza trójkątnego, jeżeli jego kąt prosty skier-

rowany jest na wschód, to wartość kąta odczytuje się na zewnętrznej podziałce kątowej, a jeżeli na zachód - to na wewnętrznej podziałce kątowej.



Na pozostałych mapach lotniczych, wykorzystywanych do celów nawigacji stosowanej, ortodroma na odległościach 1 000 - 1 500km jest praktycznie biorąc linią prostą, lecz kąt (KD, namiar, radionamiar) mierzony w różnych jej punktach jest różny, ze względu na zbieżność południków. Aby na takiej mapie dany kierunek ortodromiczny pokrywał się z kierunkiem do niego przeciwnym przy pomiarach w dwu różnych punktach prostej, należy w tych pomiarach uwzględnić poprawkę na zbieżność południków. Na mapach tych jako kierunek loksodromiczny przyjmuje się, w przypadku krótkich odcinków prostoliniowych (różnica kątów na początku i na końcu odcinka $< 2^\circ$), średni kierunek ortodromiczny, mierząc kąt określający ten kierunek w połowie odcinka. Kąt ten można również obliczyć jako średnią arytmetyczną kątów na początku i końcu odcinka.

3. NAWIGACYJNE WARUNKI I ELEMENTY LOTU

3.1. Kąt drogi, kurs statku powietrznego oraz ich rodzaje i sposoby przeliczania

Nawigacyjnymi warunkami lotu nazywamy parametry określające ruch statku powietrznego w przestrzeni powietrznej otaczającej Ziemię. Rozwiązując zadania nawigacyjne mierzy się najczęściej parametry ruchu względem powietrza, a następnie uwzględnia parametry ruchu ośrodka powietrznego względem Ziemi. Nowoczesne samoloty latające z dużymi prędkościami i na duże odległości wyposażone są w urządzenia przeznaczone do bezpośredniego pomiaru parametrów ich ruchu względem Ziemi. Nie wszystkie jednak statki powietrzne mają na swym pokładzie tak skomplikowaną i kosztowną aparaturę.

Nawigacyjne warunki lotu dzielą się na 3 grupy określające:

- kierunek lotu;
- wysokość lotu;
- prędkość statku powietrznego.

Kąt drogi i jego rodzaje

Kątem drogi nazywamy kąt zawarty między północnym kierunkiem południka a linią drogi. Oznaczamy go symbolem *KD* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka (rys. 42)¹⁸.

W zależności od nazwy południka, rozróżniamy **kąt drogi geograficzny (*KDG*)** i **kąt drogi magnetyczny (*KDM*)** różniące się między sobą o wartość **deklinacji (*ΔM*)**.

W zależności od rodzaju linii drogi, do której mierzymy, rozróżniamy **nakazany kąt drogi (*NKD*)** i **rzeczywisty kąt drogi (*RKD*)** różniące się między sobą o wartość **kątowego bocznego odchylenia (*KBO*)**.

Kątowym bocznym odchyleniem nazywamy kąt zawarty między **nakazaną linią drogi (*NLD*)**, a **rzeczywistą linią drogi (*RLD*)**. Oznaczamy je symbolem *KBO* i mierzymy w stopniach w prawo i w lewo od *NLD*. Mierzone w prawo jest dodatnie (+), mierzone w lewo - ujemne (-).

Zależności między rodzajami kąta drogi przelicza się ze wzorów:

$$KDG = KDM + \Delta M$$

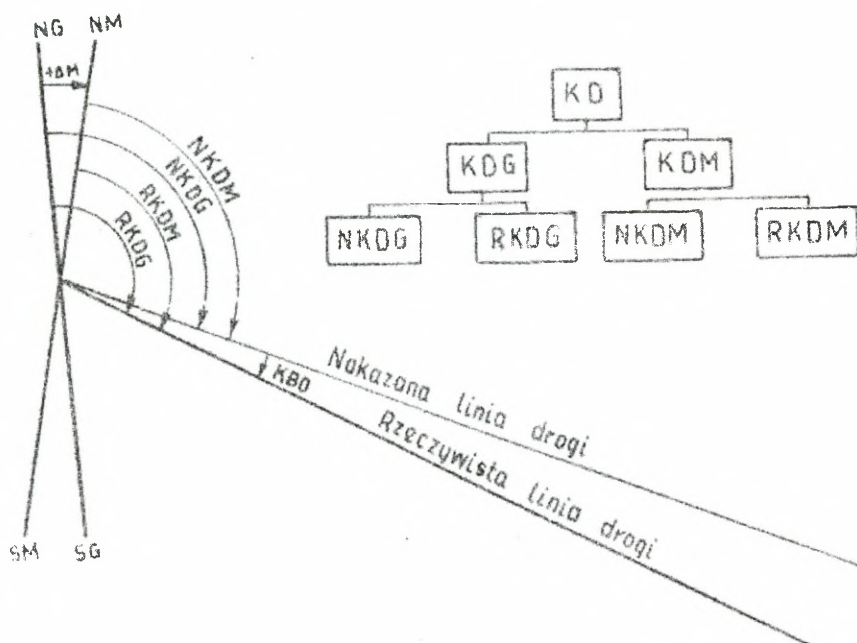
¹⁸ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 43.

$$KDM = KDG - \Delta M$$

$$RKD = NKD + KBO$$

$$NKD = RKD - KBO$$

$$\pm KBO = RKD - NKD$$



Rys. 42. Rodzaje kąta drogi.

Przykład 1: Obliczyć KDM jeżeli: $KDG = 310^\circ$, a $\Delta M = +3^\circ$.

Rozwiązanie: $KDM = 310^\circ - (+3^\circ) = 307^\circ$.

Przykład 2: Obliczyć KDM jeżeli: $KDG = 85^\circ$, a $\Delta M = -2^\circ$.

Rozwiązanie: $KDM = 85^\circ - (-2^\circ) = 85^\circ + 2^\circ = 87^\circ$.

Przykład 3: Obliczyć RKD jeżeli: $NKD = 280^\circ$, a $KBO = +6^\circ$.

Rozwiązanie: $RKD = 280^\circ + (+6^\circ) = 286^\circ$.

Przykład 4: Obliczyć RKD jeżeli: $NKD = 124^\circ$, a $KBO = -4^\circ$.

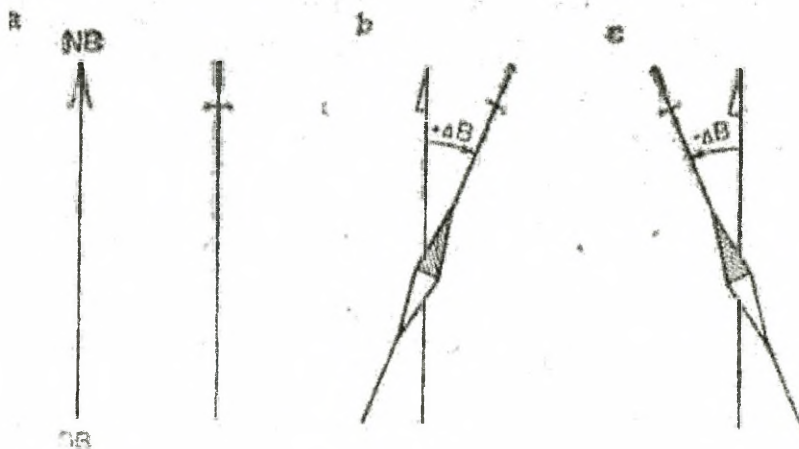
Rozwiązanie: $RKD = 124^\circ + (-4^\circ) = 124^\circ - 4^\circ = 120^\circ$.

Kurs statku powietrznego i jego rodzaje

Igła magnetyczna umieszczona na statku powietrznym znajduje się w polu magnetycznym składającym się z dwóch pól: pola magnetycznego Ziemi i pola magnetycznego

statku powietrznego. Pod wpływem działania tych pól igła magnetyczna ustawia się wzdłuż linii zwanej **południkiem busoli**.

Kąt, o jaki odchyła się od północnego kierunku południka magnetycznego igła magnetyczna busoli na statku powietrznym (południk busoli), nazywa się **dewiacją busoli ΔB** . Dewiacja jest wyrażana w stopniach i mierzona od północnego kierunku południka magnetycznego do północnego kierunku południka busoli (rys. 43) na wschód ze znakiem plus i na zachód ze znakiem minus. Dewiację należy uwzględnić przy przeliczaniu kursów z wartości magnetycznych na busolowe i odwrotnie.



Rys. 43. Południk busoli i dewiacja busoli: graficzny znak południka, dewiacja dodatnia i dewiacja ujemna.

Kursem statku powietrznego nazywamy kąt zawarty między północnym kierunkiem południka, a podłużną osią statku powietrznego. Oznaczamy go symbolem **K** i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka.

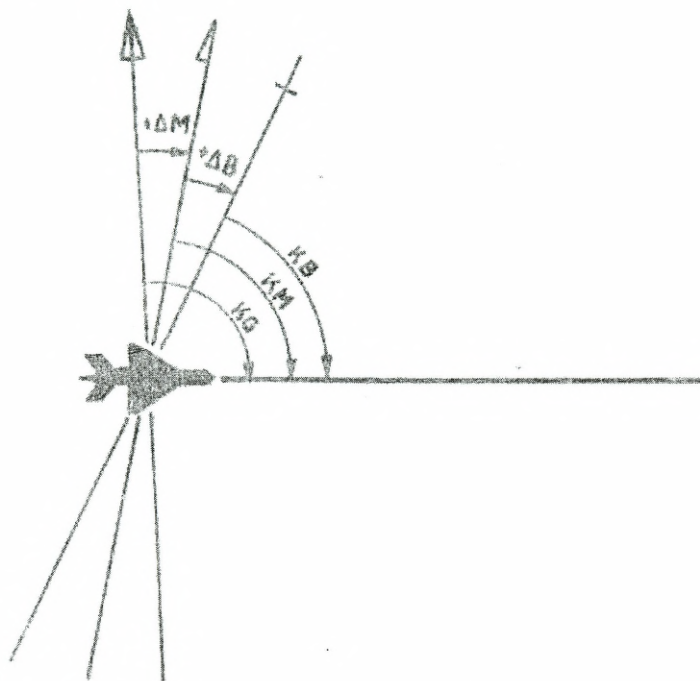
Kurs statku powietrznego różni się od kąta drogi o wartość **kąta znoszenia (KZ)**, którego powstawanie i uwzględnianie omówione zostanie później. Pomiar kursu może być dokonany od południka geograficznego, południka magnetycznego lub południka busoli i w zależności od powyższego takie przyjmuje nazwy (rys. 44).

Kurs geograficzny, jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego a podłużną osią statku powietrznego i oznaczamy go symbolem **KG** .

Kurs magnetyczny jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego a podłużną osią statku powietrznego i oznaczamy go symbolem **KM** .

Kurs busoli jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka busoli a podłużną osią statku powietrznego i oznaczamy go symbolem **KB** .

W celu oznaczenia południków przyjęto znaki umowne rysowane na ich północnych kierunkach (rys. 44).



Rys. 44. Kurs statku powietrznego i jego rodzaje.

Sposoby przeliczania kursów

W praktyce nawigacyjnej często jest konieczne przechodzenie od wskazań busoli do kursu geograficznego i odwrotnie, czyli ściślej mówiąc, przeliczanie kursów. Kursy można przeliczać¹⁹:

- analitycznie - matematycznie (według wzorów);
- pamięciowo;
- graficznie.

Matematyczne przeliczanie kursów

$$KG = KM + \Delta M$$

$$KG = KB + \Delta B + \Delta M$$

¹⁹ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 124.

$$KM = KG - \Delta M$$

$$KM = KB + \Delta B$$

$$KB = KM - \Delta B$$

$$KB = KG - \Delta M - \Delta B$$

$$\pm \Delta B = KM - KB$$

$$\pm \Delta M = KG - KM$$

Matematycznie przelicza się kursy przez podstawienie do wzorów wartości znanych i obliczenie wartości szukanych.

Przykład 5: Obliczyć KM jeżeli:

$$KB = 20^\circ, \quad \Delta B = -4^\circ;$$

$$KB = 148^\circ, \quad \Delta B = +3^\circ;$$

$$KB = 358^\circ, \quad \Delta B = +6^\circ;$$

$$KG = 294^\circ, \quad \Delta M = -6^\circ;$$

$$KG = 105^\circ, \quad \Delta M = +5^\circ;$$

$$KG = 310^\circ, \quad \Delta M = -2^\circ.$$

Rozwiązanie:

$$KM = 20^\circ + (-4^\circ) = 20^\circ - 4^\circ = 16^\circ;$$

$$KM = 148^\circ + (+3^\circ) = 148^\circ + 3^\circ = 151^\circ;$$

$$KM = 358^\circ + (+6^\circ) = 358^\circ + 6^\circ = 364^\circ; \quad 364^\circ - 360^\circ = 4^\circ;$$

$$KM = 294^\circ - (-6^\circ) = 294^\circ + 6^\circ = 300^\circ;$$

$$KM = 105^\circ - (+5^\circ) = 105^\circ - 5^\circ = 100^\circ;$$

$$KM = 310^\circ - (-2^\circ) = 310^\circ + 2^\circ = 312^\circ.$$

Przykład 6: Obliczyć KB jeżeli:

$$KM = 5^\circ, \quad \Delta B = +10^\circ;$$

$$KM = 245^\circ, \quad \Delta B = -6^\circ;$$

$$KG = 315^\circ, \quad \Delta M = -7^\circ, \quad \Delta B = -13^\circ;$$

$$KG = 87^\circ, \quad \Delta M = +2^\circ, \quad \Delta B = -8^\circ;$$

$$KG = 348^\circ, \quad \Delta M = -18^\circ, \quad \Delta B = +6^\circ;$$

$$KG = 135^\circ, \quad \Delta M = +3^\circ, \quad \Delta B = +12^\circ.$$

Rozwiązanie:

$$KB = 5^\circ - (+10^\circ) = 5^\circ - 10^\circ = -5^\circ, 360^\circ - 5^\circ = 355^\circ;$$

$$KB = 245^\circ - (-6^\circ) = 245^\circ + 6^\circ = 251^\circ;$$

$$KB = 315^\circ - (-7^\circ) - (-13^\circ) = 315^\circ + 7^\circ + 13^\circ = 335^\circ;$$

$$KB = 87^\circ - (+2^\circ) - (-8^\circ) = 87^\circ - 2^\circ + 8^\circ = 93^\circ;$$

$$KB = 348^\circ - (-18^\circ) - (+6^\circ) = 348^\circ + 18^\circ - 6^\circ = 360^\circ = 0^\circ;$$

$$KB = 135^\circ - (+3^\circ) - (+12^\circ) = 135^\circ - 3^\circ - 12^\circ = 120^\circ.$$

Przykład 7: Obliczyć KG jezeli:

$$KM = 140^\circ, \Delta M = -4^\circ;$$

$$KM = 256^\circ, \Delta M = +4^\circ;$$

$$KB = 12^\circ, \Delta B = -14^\circ, \Delta M = -6^\circ;$$

$$KB = 94^\circ, \Delta B = -5^\circ, \Delta M = +6^\circ;$$

$$KB = 215^\circ, \Delta B = +8^\circ, \Delta M = -7^\circ;$$

$$KB = 353^\circ, \Delta B = +12^\circ, \Delta M = +5^\circ.$$

Rozwiązanie:

$$KG = 140^\circ + (-4^\circ) = 140^\circ - 4^\circ = 136^\circ;$$

$$KG = 256^\circ + (+4^\circ) = 256^\circ + 4^\circ = 260^\circ;$$

$$KG = 12^\circ + (-14^\circ) + (-6^\circ) = 12^\circ - 14^\circ - 6^\circ = -8^\circ; 360^\circ - 8^\circ = 352^\circ;$$

$$KG = 94^\circ + (-5^\circ) + (+6^\circ) = 94^\circ - 5^\circ + 6^\circ = 95^\circ;$$

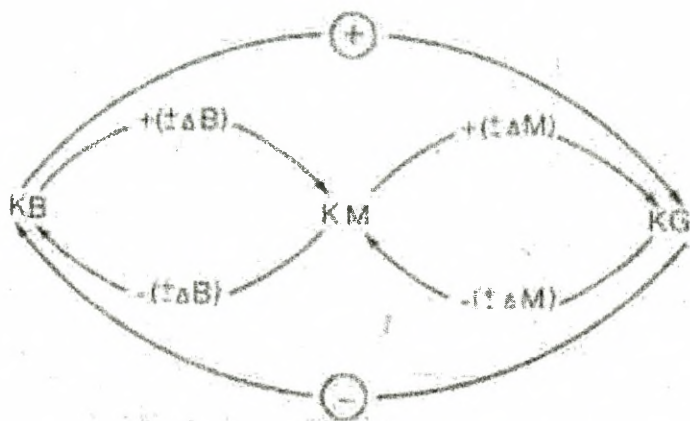
$$KG = 215^\circ + (+8^\circ) + (-7^\circ) = 215^\circ + 8^\circ - 7^\circ = 216^\circ;$$

$$KG = 353^\circ + (+12^\circ) + (+5^\circ) = 353^\circ + 12^\circ + 5^\circ = 370^\circ; 370^\circ - 360^\circ = 10^\circ.$$

Pamięciowe przeliczanie kursów

Przy pamięciowym przeliczaniu kursów można kierować się między innymi następującymi zasadami (sposobami mnemotechnicznymi):

- jeżeli przechodzimy od kursu busoli (przez kurs magnetyczny) do kursu geograficznego, poprawki (poprawkę) dodajemy algebraicznie, tj. nie zmieniamy znaku;
- jeżeli przechodzimy od kursu geograficznego (przez kurs magnetyczny) do kursu busoli, poprawki (poprawkę) odejmujemy algebraicznie, tj. dodajemy ze znakiem przeciwnym (rys. 45).



Rys. 45. Przeliczanie kursów sposobem pamięciowym.

Przykład 8: Obliczyć KM i KG.

Dane: $KB = 230^\circ$; $\Delta B = -4^\circ$; $\Delta M = +8^\circ$.

Rozwiązanie:

$$KM = KB + (\pm\Delta B)$$

$$KM = 230^\circ + (-4^\circ) = 226^\circ$$

$$KG = KM + (\pm\Delta M)$$

$$KG = 226^\circ + (+8^\circ) = 234^\circ$$

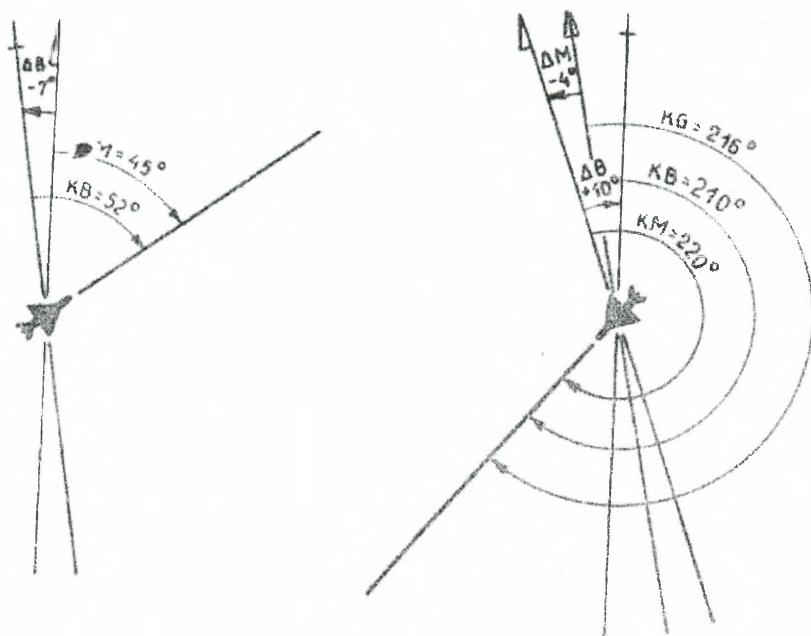
Graficzne przeliczanie kursów

Graficzne przeliczanie kursów stosuje się na treningach, w celu wzrokowego zapamiętania układu południków, ułatwienia obliczeń pamięciowych oraz zapamiętania definicji rodzajów kursu, deklinacji i dewiacji. Polega ono na graficznym przedstawieniu wielkości znanych i odszukaniu w otrzymanym układzie kątów wielkości, które należy obliczyć (rys. 46).

Przykład 9: Obliczyć graficznie KB jeżeli: $KM = 45^\circ$; $\Delta B = -7^\circ$

Rozwiązanie:

1. Rysujemy południk magnetyczny i podłużną oś statku powietrznego odchyloną od niego zgodnie z ruchem wskazówek zegara o kąt 45° .
2. Rysujemy południk busoli odchylony od magnetycznego w lewo o 7° .
3. Zaznaczamy KB od południka busoli zgodnie z ruchem wskazówek zegara do podłużnej osi statku powietrznego. Jest on większy od KM o 7° . KB równa się więc 52° .



Rys. 46. Graficzne przeliczanie kursów dla przykładu 9 i 10.

Przykład 10: Obliczyć graficznie KG jeżeli: $KB = 210^\circ$; $\Delta B = +10^\circ$; $\Delta M = -4^\circ$

Rozwiązanie:

1. Rysujemy południk busoli i podłużną oś statku powietrznego odchyloną od niego zgodnie z ruchem wskazówek zegara o kąt 210° .
2. Rysujemy południk magnetyczny tak, aby narysowany już południk busoli leżał z prawej jego strony o kąt 10° .
3. Rysujemy południk geograficzny tak, aby narysowany poprzednio południk magnetyczny leżał z lewej jego strony o kąt 4° .

Uwaga: Kątów nie należy mierzyć kątomierzem, a przyjmować wartości na oko, zachowując przy tym odpowiednią proporcję. Np. w tym przykładzie kąt przedstawiający deklinację ma wynosić około $2/5$ kąta przedstawiającego dewiację, a południk geograficzny powinien leżeć między południkiem busoli, a południkiem magnetycznym.

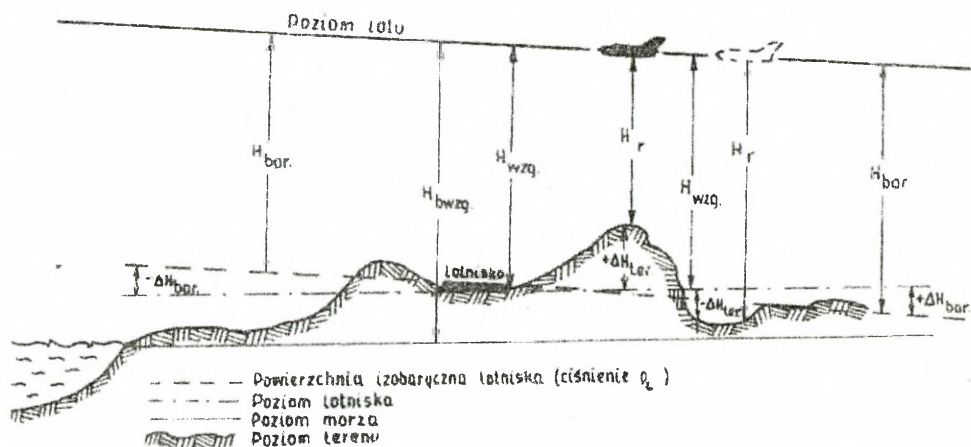
4. Zaznaczamy KM od południka magnetycznego zgodnie z ruchem wskazówek zegara do podłużnej osi statku powietrznego. Jest on większy od KB o 10° . KM równa się więc 220° .

5. Zaznaczamy KG od południka geograficznego zgodnie z ruchem wskazówek zegara od podłużnej osi statku powietrznego. Jest on mniejszy od KM o 4° , a większy od KB o 6° . KG równa się więc 216° .

3.2. Wysokość lotu, jej rodzaje i przeliczanie

Pod pojęciem wysokości lotu należy rozumieć pionową odległość statku powietrznego od umownego poziomu przyjętego za początek pomiaru. Wysokość lotu oznaczamy symbolem H i wyrażamy w metrach, kilometrach lub hektometrach. Poziomami, od których mierzy się wysokość mogą być (rys. 47)²⁰:

- poziom morza;
- poziom lotniska (poligonu);
- poziom terenu nad którym aktualnie przelatuje SP;
- powierzchnia izobaryczna, dla której ustawiono wskazówki wysokościomierza na zero.



Rys. 47. Rodzaje wysokości lotu.

Od poziomu morza mierzy się wysokość bezwzględna ($H_{\text{bwzg.}}$). Od poziomu lotniska (poligonu) mierzy się wysokość względną ($H_{\text{wzg.}}$). Od poziomu przelatowanego aktualnie terenu mierzy się wysokość rzeczywistą (H_r). Znajomość jej jest bardzo ważna podczas fotografowania, bombardowania i wykonywania pomiarów nawigacyjnych

²⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 59.

(w celu uzyskania dużej dokładności wykonywanego zadania) oraz w lotach koszących i na małych wysokościach (w celu zapewnienia bezpieczeństwa lotu, niedopuszczenia do zderzenia się z powierzchnią ziemi (wody) lub przeszkodami terenowymi). Wysokość rzeczywistą mierzą radiowysokościomierze lub oblicza się ją według wysokości zmierzonej przez wysokościomierz barometryczny. **Od powierzchni izobarycznej** mierzy się wysokość barometryczną (H_{bar}). W każdym punkcie powierzchni izobarycznej panuje jednokowe ciśnienie atmosferyczne (p). Takimi powierzchniami mogą być: powierzchnia izobaryczna lotniska, poligonu, ciśnienia standardowego 760 mm Hg (1 013 hPa). Wysokość barometryczną mierzą wysokościomierze barometryczne działające na zasadzie pomiaru statycznego ciśnienia atmosferycznego na wysokości lotu.

Ciśnienie atmosferyczne ze wzrostem wysokości maleje. Spadek ciśnienia w miarę wznoszenia się określa stopień barometryczny. Stopniem barometrycznym nazywamy wysokość na jaką należy się wznieść, aby ciśnienie spadło o jedną jednostkę pomiaru ciśnienia. Ciśnienie atmosferyczne może być mierzone w milimetrach słupa rtęci lub milibarach (hektopaskalach). Dla mm Hg stopień barometryczny w warstwie przyziemnej równa się 11 m. Dla mb (hPa) stopień barometryczny w warstwach przyziemnych równa się 8,25 m.

W celu zmierzenia wysokości barometrycznej należy na wybranej powierzchni izobarycznej ustawić wskazówki wysokościomierza na zero, a na podziałce ciśnienia ustawić ciśnienie atmosferyczne wybranej powierzchni izobarycznej, np. przed startem, na powierzchni lotniska, po ustawieniu wskazówek wysokościomierza na zero, ustawiamy ciśnienie atmosferyczne lotniska. Tak przygotowany wysokościomierz będzie podczas lotu wskazywał wysokość barometryczną względem powierzchni izobarycznej ciśnienia panującego na lotnisku w momencie startu.

Odmianą wysokości barometrycznej jest **wysokość standardowa** (H_{std}) mierzona od powierzchni izobarycznej ciśnienia 760 mm Hg (1 013 hPa).

Prócz opisanych wyżej wysokości występują jeszcze inne rodzaje wysokości, które należy brać pod uwagę podczas określania wysokości lotu.

Wysokość przyrządowa (H_p) - to wartość odczytywana lub utrzymywana na wysokościomierzu barometrycznym.

Wysokość przyrządowa poprawiona (H'_p) - to wysokość przyrządowa po uwzględnieniu poprawki na błąd przyrządowy i aerodynamiczny wysokościomierza.

Wysokość bezpieczna (H_{bezp}) - to minimalna wysokość lotu wykluczająca niebezpieczeństwo zderzenia się statku powietrznego z powierzchnią ziemi (wody) i przeszkodami terenowymi podczas lotu wg przyrządów.

Błędy wysokościomierza barometrycznego

Błąd przyrządowy (instrumentalny) powstaje na skutek niedokładności wykonania i regulacji oraz zużywania i odkształcania się części podczas długotrwałej eksploatacji (np. histereza mechaniczna puszkii aneroidowej). Poprawkę na ten błąd oznaczamy symbolem ΔH_p i odczytujemy z wykresu umieszczonego w kabinie.

Błąd aerodynamiczny powstaje na skutek niedokładności odbioru ciśnienia statycznego przez odbiorniki ciśnienia powietrza. Trudno bowiem jest znaleźć na statku powietrznym miejsce dla odbiornika ciśnienia statycznego, gdzie opływ powietrza nie powodowałby zniekształceń tego ciśnienia. Niedokładności odbioru ciśnienia statycznego znacznie przewyższają niedokładności odbioru ciśnienia dynamicznego. Dlatego błąd aerodynamiczny wysokościomierza, szczególnie na samolotach o dużej prędkości i skomplikowanej budowie jest znaczny. Poprawkę na ten błąd oznaczamy symbolem ΔH_a i odczytujemy z wykresów sporządzonych dla danego typu statku powietrznego (wartość jej jest zawsze dodatnia).

Błąd metodyczny powstaje na skutek niepokrywania się warunków atmosfery, w których dokonywany jest pomiar wysokości z warunkami międzynarodowej atmosfery standardowej, dla warunków której dokonano wyskalowania wysokościomierza. Poprawkę na ten błąd oznaczamy symbolem ΔH_T i uwzględniamy podczas przeliczania na suwaku nawigacyjnym SN-3.

Błąd terenowy powstaje na skutek nieuwzględniania przez wysokościomierz barometryczny rzeźby terenu. Poprawkę na ten błąd oznaczamy symbolem ΔH_{ter} i nazywamy poprawką terenową. Jest ona różnicą wysokości nad poziom morza, poziomu przelatowanego terenu i poziomu lotniska. Jeżeli poziom terenu jest wyższy od poziomu lotniska, wówczas poprawka terenowa jest dodatnia (+), jeżeli poziom terenu jest niższy od poziomu lotniska wówczas poprawka terenowa jest ujemna (-).

Błąd barometryczny powstaje na skutek nieuwzględniania przez wysokościomierz barometryczny zmiany ciśnienia atmosferycznego na trasie lotu w stosunku do ciśnienia panującego na lotnisku. Poprawkę na ten błąd oznaczamy symbolem ΔH_{bar} i obliczamy ze wzoru:

$$\Delta H_{bar} = n \cdot (p_l - p_t)$$

gdzie: n - stopień barometryczny;

p_l - ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do poziomu morza;

p_t - ciśnienie atmosferyczne na poziomie przelatowanego terenu, zredukowane do poziomu morza.

W praktyce często jest konieczne redukowanie ciśnienia atmosferycznego na danym poziomie do średniego poziomu morza. Ciśnieniem atmosferycznym zredukowanym do średniego poziomu morza nazywa się takie ciśnienie atmosferyczne, które wskazałby barometr, po przemieszczeniu go pionowo z danego punktu na średni poziom morza.

Ciśnienie atmosferyczne można zredukować do poziomu morza za pomocą dokładnego wzoru, uwzględniającego aktualne wartości ciśnienia i temperatury na poziomie zredukowanym, ewentualnie za pomocą wzorów przybliżonych opierających się na wartości ciśnienia i temperatury na tym poziomie zgodnie z MAW (Międzynarodową Atmosferą Wzorcową).

$$P_{zr} = P + \frac{\pm H_{ter}}{h}$$

gdzie: P_{zr} - ciśnienie zredukowane do średniego poziomu morza (mm Hg/hPa);

P - ciśnienie redukowane (mm Hg/hPa);

H_{ter} - wzniesienie (lotniska, terenu) nad średnim poziomem morza (m);

h - stopień baryczny według MAW, wynoszący 11m/mm Hg lub 8,25m/hPa.

Przeliczanie wysokości rzeczywistej na przyrządową

Przeliczanie wysokości rzeczywistej na przyrządową stosuje się w przypadku konieczności wykonania lotu dokładnie na nakazanej wysokości rzeczywistej. Oblicza się wówczas jaką wysokość (H_p) należy utrzymywać na wysokościomierzu barometrycznym, aby wysokość rzeczywista (H_r) była równa nakazanej²¹.

Przeliczanie odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 2:

Tabela 2

Kolejność przeliczania wysokości rzeczywistej na przyrządową

Rodzaje wysokości	H_r	H_{wzq}	H_{bar}	H'_p	H_p
Uwzględniane poprawki	ΔH_{ter}		ΔH_{bar}	ΔH_T	$ \Delta H_p + H_a $
Sposób uwzględniania	Według wzoru 3.25		Według wzoru 3.28	Na suwoku SN-3	Według wzoru 3.29

²¹ Tamże, str. 62.

Do obliczeń potrzebne są dane: wysokość rzeczywista (H_r), temperatura na ziemi (t_0); poprawka terenowa ΔH_{ter} , poprawka barometryczna ΔH_{bar} , poprawka na błąd przyrządowy ΔH_p i aerodynamiczny ΔH_a .

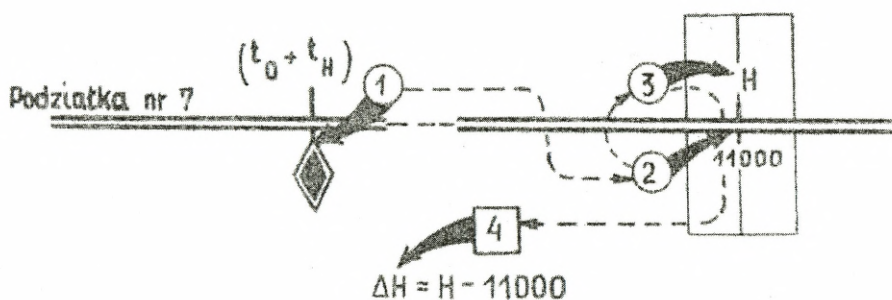
Przeliczenie z H_r na H_{wzg} . wykonujemy wg wzoru:

$$H_{wzg} = H_r + \Delta H_{ter} \quad 3.25$$

W celu dokładnego przeliczenia wysokości powyżej 12 000 m zaleca się dodatkowo dodać bezwzględną wartość poprawki wysokości na temperaturę, którą można obliczyć ze wzoru:

$$\Delta H = 900 + 20 \cdot (t_0 + t_H)$$

lub obliczyć na SN-3 według klucza (rys. 48):



Rys. 48. Obliczanie poprawki na temperaturę.

Przykład: Obliczyć poprawkę na temperaturę jeżeli:

$$t_0 = +10^\circ, t_H = -65^\circ.$$

Rozwiązanie:

$$\Delta H = 900 + 20 \cdot (+10 - 65) = 900 + 20 \cdot (-55) = 900 \text{ m} - 1100 \text{ m} = -200 \text{ m};$$

$$\text{na suwaku: } \Delta H = 10700 \text{ m} - 11000 \text{ m} = -300 \text{ m}.$$

Dokładniejsze jest obliczanie na suwaku SN-3.

Wysokość względną obliczamy według wzoru:

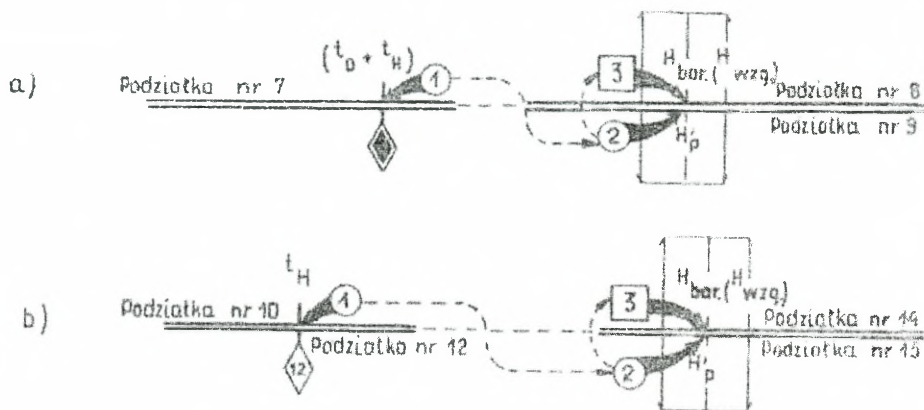
$$H_{wzg} = H_r + \Delta H_{ter} + (\Delta H)$$

Przeliczenie z H_{wzg} . na H_{bar} wykonujemy według wzoru:

$$H_{bar} = H_{wzg} + \Delta H_{bar} \quad 3.28$$

Przy niedużych zmianach ciśnienia atmosferycznego na trasie można nie uwzględniać poprawki na zmianę ciśnienia i wówczas $H_{bar} = H_{wzg}$

Przeliczenie z H_{bar} (H_{wzg}) na H'_p wykonujemy na suwaku SN-3 dla wysokości do 12 000 m według klucza pierwszego, natomiast dla wysokości powyżej 12 000 m według klucza drugiego (rys. 49).



Rys. 49. Przeliczenie wysokości barometrycznej (względnej) na przyrządową poprawioną do i powyżej wysokości 12 000 m.

Odczytaną na suwaku wysokość przyrządową poprawioną (H'_p) przeliczamy na przyrządową (H_p) według wzoru:

$$H_p = H'_p - (\Delta H_p + \Delta H_a) \quad 3.29$$

Przykład: Przeliczyć H_r na H_p jeżeli:

- a) $H_r = 3\,800$ m, $\Delta H_{ter} = +100$ m, $t_0 = +25^\circ$, $\Delta H_{bar} = -40$ m, $\Delta H_p = -20$ m, $\Delta H_a = +150$ m;
- b) $H_r = 14\,500$ m, $\Delta H_{ter} = +200$ m, $t_0 = +12^\circ$, $\Delta H_{bar} = +100$ m, $\Delta H_p = +15$ m, $\Delta H_a = +320$ m.

Rozwiązanie:

- a) $H_{wzg.} = 3\,800$ m + (+100 m) = 3 900 m, $H_{bar} = 3\,900$ m + (-40 m) = 3 860 m, $\Delta t_H = 3\,860$ m \cdot 0,0065°/m = 25,1°, $t_H = +25^\circ - 25,1^\circ = -0,1^\circ \approx 0^\circ$, $t_0 + t_H = +25^\circ$

na suwaku obliczamy H'_p , która równa się 3 730 m;

$$H_p = 3\,730$$
 m - (-20 m + 150 m) = 3 730 m - 130 m = 3 600 m.

Przy obliczaniu temperatury na wysokości powyżej 11 000 przyjmujemy, że od tej wysokości temperatura jest stała. Dlatego obliczamy Δt_H tylko do $H = 11\,000$ m;

b) $\Delta t_H = 11\ 000\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 71,5^\circ$, $t_H = +12^\circ - 71,5^\circ = -59,5^\circ \approx -60^\circ$,

$t_0 + t_H = +12^\circ - 60^\circ = -48^\circ$

ΔH_P obliczona na SN-3 równa się 160 m;

$H_{wzg.} = 14\ 500 + 200 - 160 = 14\ 540\text{ m}$, $H_{bar} = 14\ 540 + (+100) = 14\ 640\text{ m}$,

na suwaku obliczamy H'_P , która równa się 14 880m;

$H_P = 14\ 880\text{ m} - (+15\text{ m} + 320\text{ m}) = 14\ 880\text{ m} - 335\text{ m} = 14\ 545\text{ m}$.

Przeliczanie wysokości przyrządowej na rzeczywistą

Przeliczanie wysokości przyrządowej na rzeczywistą stosuje się podczas lotu, w celu obliczenia wysokości rzeczywistej według odczytanej z wysokościomierza barometrycznego wysokości przyrządowej²².

Przeliczanie odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 3:

Tabela 3

Kolejność przeliczania wysokości przyrządowej na rzeczywistą

Rodzaje wysokości	H_P	H'_P	H_{bar}	$H_{wzg.}$	H_r
Uwzględniane poprawki	$-\Delta H_P + \Delta H_a$	$-\Delta H_T$	$-\Delta H_{bar}$	$-\Delta H_{ter.}$	
Sposób uwzględniania	Według wzoru 3.30	Na suwaku SN-3	Według wzoru 3.31	Według wzoru 3.32	

Do obliczeń potrzebne są dane: wysokość przyrządowa H_P , poprawki na błąd przyrządowy (ΔH_P), aerodynamiczny (ΔH_a) i barometryczny (ΔH_{bar}), temperatura na wysokości t_H i poprawka terenowa $\Delta H_{ter.}$

Według temperatury odczytanej z termometru otaczającego powietrza po uwzględnieniu poprawki na wskazania w zależności od prędkości lotu można obliczyć temperaturę przy ziemi (t_0) przez dodanie do t_H spadku temperatury na daną wysokość (Δt_H).

Przykład: Obliczyć temperaturę przy ziemi, jeżeli:

$H = 2\ 800\text{ m}$, $t_H = -22^\circ$;

$H = 8\ 200\text{ m}$, $t_H = -35^\circ$;

²² Tamże, str. 65.

$H = 13\,000\text{ m}$, $t_H = -68^\circ$.

Rozwiązanie:

$$\Delta t_H = 2\,800\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 18,2^\circ, \quad t_0 = -22^\circ + 18,2^\circ = -3,8^\circ \approx -4^\circ;$$

$$\Delta t_H = 8\,200\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 53,3^\circ, \quad t_0 = -35^\circ + 53,3^\circ = +18,3^\circ \approx +18^\circ$$

$$\Delta t_H = 11\,000\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 71,5^\circ, \quad t_0 = -68^\circ + 71,5^\circ = +3,5^\circ.$$

Przeliczanie z H_p na H'_p wykonujemy według wzoru:

$$H'_p = H_p + (\Delta H_p + \Delta H_a) \quad 3.30$$

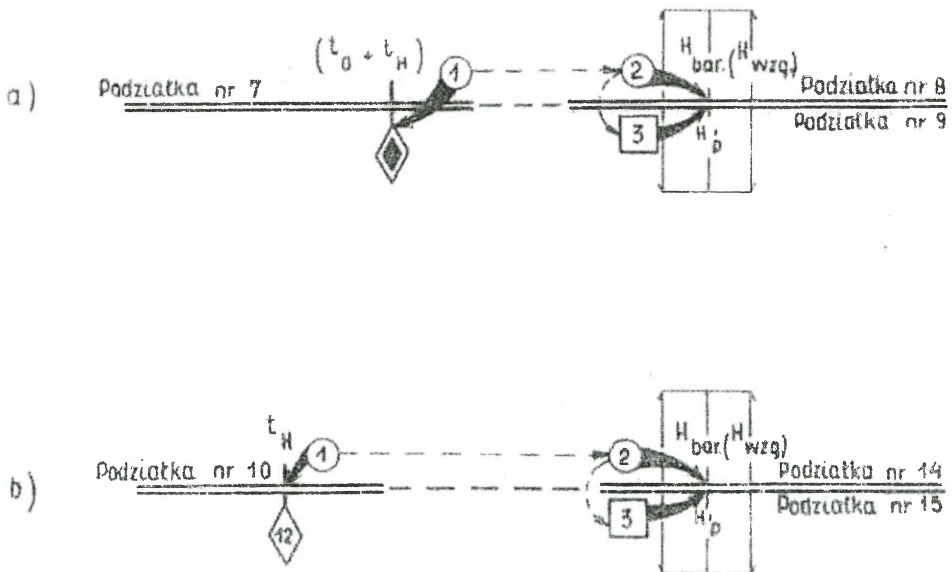
Przeliczanie z H'_p na H_{bar} (H_{wzg}) wykonujemy na suwaku SN-3 dla wysokości do 12 000 m według klucza podanego na rys. 50a, natomiast dla wysokości powyżej 12 000 m według klucza podanego na rys. 50b.

Odczytaną na suwaku wysokość barometryczną przeliczamy na względną według wzoru:

$$H_{wzg} = H_{bar} - \Delta H_{bar} \quad 3.31$$

Przeliczanie H_{wzg} na H_r wykonujemy według wzoru:

$$H_r = H_{wzg} - \Delta H_{ter} \quad 3.32$$



Rys. 50. Przeliczenie wysokości przyrządowej poprawionej na wysokość barometryczną (względna) do i powyżej wysokości 12 000 m.

Przy przeliczaniu $H > 12\ 000$ zaleca się dodatkowo odjąć bezwzględną wartość poprawki wysokości na temperaturę (ΔH) obliczoną ze wzoru lub na SN-3²³. Wówczas obliczenie H_r wykonujemy według wzoru:

$$H_r = H_{wzg} - \Delta H_{ter} - (\Delta H)$$

Przykład: Przeliczyć H_p na H_r jeżeli:

- a) $H_p = 2\ 050$ m, $\Delta H_p = +20$ m, $\Delta H_a = +130$ m, $\Delta H_{bar} = -70$ m, $t_H = +20^\circ$, $\Delta H_{ter} = -120$ m;
- b) $H_p = 15\ 800$ m, $\Delta H_p = -40$ m, $\Delta H_a = +320$ m, $\Delta H_{bar} = +120$ m, $t_H = -70^\circ$, $\Delta H_{ter} = +800$ m.

Rozwiązanie:

- a) $H'_p = 2\ 050 + (+20 + 130) = 2\ 050 + 150 = 2\ 200$ m.

Obliczamy temperaturę przy ziemi:

$$\Delta t_H = 2\ 200\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 14,3^\circ,$$

$$t_0 = +20^\circ + 14,3^\circ = +34,3^\circ \approx +34^\circ,$$

$$t_0 + t_H = +34^\circ + 20^\circ = +54^\circ;$$

na suwaku obliczamy H_{bar} , która równa się $2\ 350$ m;

$$H_{wzg} = 2\ 350\text{ m} - (-70\text{ m}) = 2\ 350\text{ m} + 70\text{ m} = 2\ 420\text{ m},$$

$$H_r = 2\ 420\text{ m} - (-120\text{ m}) = 2\ 420\text{ m} + 120\text{ m} = 2\ 540\text{ m}.$$

- b) $H'_p = 15\ 800\text{ m} + (-40\text{ m} + 320\text{ m}) = 15\ 800\text{ m} + 280\text{ m} = 16\ 080\text{ m},$

na suwaku obliczamy H_{bar} , która równa się $15\ 040$ m,

$$H_{wzg} = 15\ 040\text{ m} - (+120\text{ m}) = 15\ 040\text{ m} - 120\text{ m} = 14\ 920\text{ m}.$$

Obliczamy temperaturę przy ziemi:

$$\Delta t_H = 11\ 000\text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 71,5^\circ, \quad t_0 = -70^\circ + 71,5^\circ = +1,5^\circ \approx +2^\circ.$$

Obliczamy na suwaku poprawkę wysokości na temperaturę ΔH , która równa się -610 m.

$$H_r = 14\ 920\text{ m} - (+800\text{ m}) - (-610\text{ m}) = 14\ 730\text{ m}.$$

²³ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, MON, Warszawa 1960, str. 21.

3.3. Prędkość lotu, jej rodzaje i przeliczanie

Iloraz drogi (S) jaką przebywa statek powietrzny i czasu (t) nazywamy prędkością statku powietrznego. Oznaczamy ją symbolem $V(W)$ i wyrażamy w kilometrach na godzinę (km/h), kilometrach na minutę (km/min) oraz w metrach na sekundę (m/s):

$$1\text{km/h} = \frac{1}{60}\text{km/min} = \frac{1000\text{m}}{3600\text{s}} = \frac{1}{3,6}\text{m/s}$$

$$1\text{m/s} = 0,06\text{km/min} = 3,6\text{km/h}$$

W nawigowaniu zakłada się, że statek powietrzny leci ze stałą prędkością, a droga jaką przebywa jest proporcjonalna do czasu:

$$V = \frac{S}{t} = \text{const} \rightarrow S = V \cdot t \rightarrow t = \frac{S}{V}$$

Prędkość statku powietrznego można podzielić na **prędkość poziomą** i **prędkość pionową** (zniżania, wznoszenia)²⁴.

Prędkość pozioma statku powietrznego może być rozpatrywana względem ośrodka powietrznego (**prędkość powietrzna** - V) lub względem ziemi (**prędkość podróżna** - W).

Prędkość podróżna jest podstawą do obliczeń nawigacyjnych podczas zliczania przebytej drogi, obliczania czasu wyjścia na cel (lotnisko lądowania) itp. Jest ona wypadkową prędkości powietrznej oraz prędkości wiatru. Można ją mierzyć za pomocą systemów doplerowskich lub bezwładnościowych, przez pomiar czasu przelotu odcinka trasy między dwoma obiektami orientacyjnymi lub określić drogą zsumowania wektora prędkości powietrznej i prędkości wiatru (jeżeli znana jest prędkość i kierunek wiatru na danej wysokości lotu).

Prędkość powietrzna zależy od siły ciągu, właściwości aerodynamicznych i masy statku powietrznego oraz gęstości powietrza, natomiast nie zależy od wiatru. Mierzy się ją poprzez pomiar ciśnienia aerodynamicznego za pomocą prędkościomierzy.

Prędkość powietrzna odczytana z prędkościomierza nie jest rzeczywistą prędkością względem ośrodka powietrznego ze względu na błędy powstające podczas pomiaru.

²⁴ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 46.

Chcąc otrzymać prędkość powietrzną rzeczywistą należy uwzględnić błędy prędkościomierza.

Przy pomiarze prędkości lotu do 400 km/h wykorzystuje się prędkościomierze zwykłe (typu US), które wskazują prędkość przyrządową (V_p). Aby przeliczyć ją na rzeczywistą należy uwzględnić kolejno następujące błędy:

- błąd przyrządowy i aerodynamiczny;
- błąd na ściśliwość powietrza;
- błąd metodyczny.

Prędkość powyżej 400 km/h mierzą prędkościomierze o złożonej konstrukcji (typu KUS), które uwzględniają błąd na ściśliwość powietrza oraz zmniejszają błąd metodyczny. Prędkościomierze te mają dwie wskazówki, z których jedna wskazuje prędkość z uwzględnieniem wyżej wymienionych błędów (wskazówka wąska wskazuje V_{pk}), natomiast druga bez ich uwzględnienia (wskazówka szeroka, wskazuje V_p).

Przeliczenie prędkości odczytanej według szerokiej wskazówki odbywa się tak, jak dla prędkościomierzy zwykłych.

Przeliczając prędkość przyrządową, odczytaną według wąskiej wskazówki, na prędkość rzeczywistą należy uwzględnić kolejno błędy: przyrządowy i aerodynamiczny oraz metodyczny.

Podczas przeliczania prędkości z wartości odczytanych na podziałce przyrządu na rzeczywiste występują pewne wartości pośrednie, takie jak:

- prędkości poprawione V'_p i V'_{pk} - są to wielkości, jakie otrzymamy z prędkości przyrządowych po uwzględnieniu poprawek na błędy przyrządowy i aerodynamiczny (ΔV_p , ΔV_{pk} , ΔV_a);
- prędkość indykatorowa V_i - to wielkość, jaką otrzymamy z prędkości V'_p po uwzględnieniu ściśliwości powietrza.

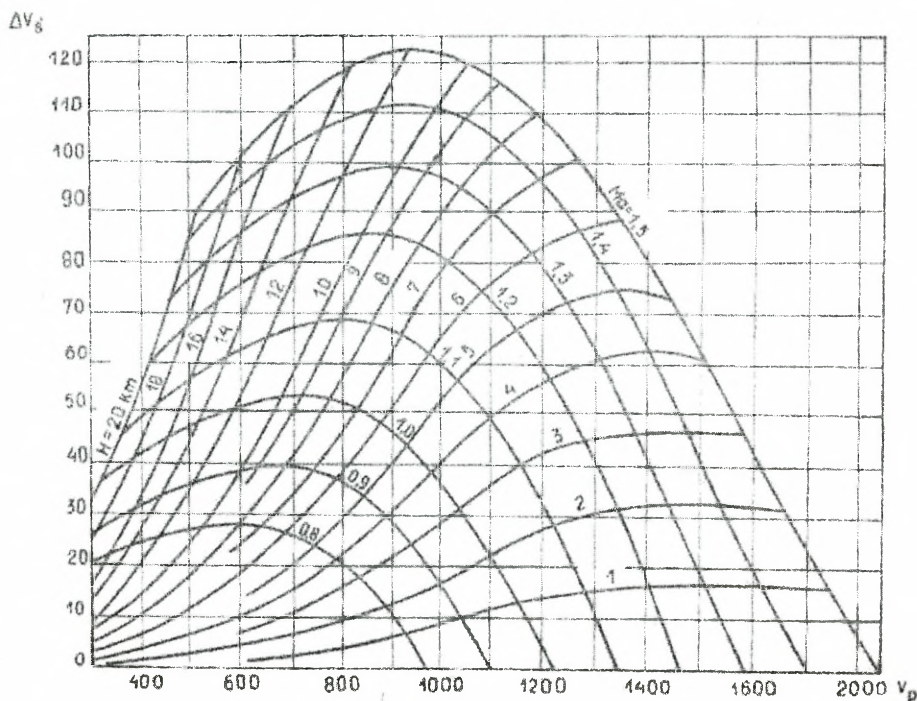
Błędy prędkościomierza

Błędy przyrządowe (instrumentalne) powstają na skutek niedokładności wykonania przyrządu i jego regulacji. Poprawki na te błędy (ΔV_p , ΔV_{pk}) odczytuje się z wykresów umieszczonych w kabinie załogi.

Błędy aerodynamiczne powstają na skutek zmiany kąta napływu strug powietrza względem odbiornika ciśnień powietrza przy zmianie kąta natarcia statku powietrznego. Poprawki na te błędy (ΔV_a) określa zakład produkujący dany typ statku powietrznego i umieszcza w opisie technicznym statku.

Błędy metodyczne prędkościomierzy o złożonej konstrukcji (typu KUS) powstają na skutek nie pokrywania się faktycznej temperatury z temperaturą według atmosfery standardowej, dla której prędkościomierze zostały wyskalowane. Podstawową przyczyną powstawania błędu metodycznego prędkościomierzy zwykłych jest to, że są one wyskalowane dla stałej gęstości powietrza występującej w zerowych warunkach atmosfery standardowej. Poprawki na te błędy (ΔV_T) uwzględnia się na suwaku nawigacyjnym, według wykresów lub wzorów.

Błędy na ściśliwość powietrza powstają na skutek zmiany objętości powietrza przy zmieniającym się ciśnieniu dynamicznym i temperaturze. Poprawki na te błędy (ΔV_g) odczytuje się z wykresu na rysunku 51.



Rys. 51. Wykres poprawek na ściśliwość powietrza.

Przeliczanie prędkości powietrznej rzeczywistej na prędkość powietrzną przyrządową

Przeliczanie prędkości powietrznej rzeczywistej na prędkość powietrzną przyrządową stosuje się w przypadku konieczności wykonania lotu dokładnie z nakazaną prędkością. Należy wówczas obliczyć, jaką prędkość powinna wskazywać szeroka, a jaką wąska wskazówka prędkościomierza, aby prędkość rzeczywista równała się nakazanej²⁵.

²⁵ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 55.

Przeliczenie dla wskazówki szerokiej odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 4:

Tabela 4

Kolejność przeliczania prędkości rzeczywistej na przyrządową według wskazówki szerokiej

Rodzaje prędkości	V_r	V_i	V_p'	V_p
Uwzględnione poprawki	ΔV_T	ΔV_S	$[\Delta V_p + \Delta V_a]$	
Sposób uwzględnienia	Na suwaku SN-3	Według wzoru 3.17	Według wzoru 3.18	

dla $V_r < 400$ km/h

Do obliczeń potrzebne są dane: prędkość powietrzna rzeczywista (V_r), wysokość względną (H_{wzg}), temperatura na wysokości (t_H) lub na ziemi (t_0), poprawki na ściśłość powietrza (ΔV_S), na błąd aerodynamiczny (ΔV_a) i przyrządowy (ΔV_p).

Temperaturę na wysokości (t_H) odczytuje się z termometru wskazującego temperaturę otaczającego powietrza lub oblicza się na podstawie temperatury na ziemi (t_0) i pionowego gradientu temperatury (γ), który do $H = 11\ 000$ m równa się $0,0065^\circ\text{C/m}$.

Podczas przeliczania V_r na V_p najczęściej przyjmuje się t_H obliczoną według t_0 i pionowego gradientu temperatury. Aby obliczyć t_H odejmujemy od t_0 spadek temperatury na daną wysokość (Δt_H):

$$t_H = t_0 - \Delta t_H$$

$$\Delta t_H = H_{wzg} \cdot \gamma$$

Dla $H > 11\ 000$ m oblicza się temperaturę na $H = 11\ 000$ i przyjmuje jako stałą.

Przykład: Obliczyć t_H jeżeli:

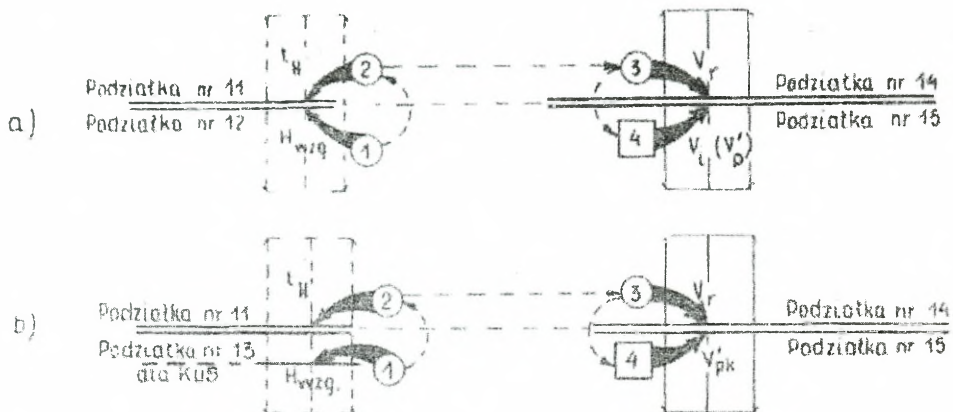
$H = 2\ 400$ m, $t_0 = +5^\circ$;

Rozwiązanie:

$$\Delta t_H = 2\ 400 \text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 15,6^\circ \quad t_H = +5^\circ - 15,6^\circ = -10,6^\circ \approx -11^\circ.$$

Przeliczenie z V_r na V_i (a dla prędkości mniejszej od 400 km/h na V_p) wykonujemy na suwaku SN-3 według klucza podanego na rys. 52a²⁶.

²⁶ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 26.



Rys. 52. Przeliczenie prędkości dla wskazówki szerokiej (z V_r na V_i) oraz dla wskazówki wąskiej (z V_r na V'_{pk}).

Przeliczenie z V_i na V'_p wykonujemy według wzoru:

$$V'_p = V_i - \Delta V_s \quad 3.17$$

Przeliczenie z V'_p na V_p wykonujemy według wzoru:

$$V_p = V'_p - (\Delta V_p + \Delta V_a) \quad 3.18$$

Przykład: Obliczyć V_p jeżeli:

- $V_r = 300 \text{ km/h}$, $H_{wzg} = 2450 \text{ m}$, $t_0 = +4^\circ$, $\Delta V_p = -8 \text{ km/h}$, $\Delta V_a = +15 \text{ km/h}$;
- $V_r = 800 \text{ km/h}$, $H_{wzg} = 3050 \text{ m}$, $t_0 = -5^\circ$, $\Delta V_s = 19 \text{ km/h}$, $\Delta V_p = +5 \text{ km/h}$, $\Delta V_a = -23 \text{ km/h}$.

Rozwiązanie:

$$\text{a. } \Delta t_H = 2450 \text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 15,9^\circ \quad t_H = +4^\circ - 15,9^\circ = -11,9^\circ \approx -12^\circ,$$

ponieważ: $V_r < 400 \text{ km/h}$ na SN-3 obliczamy od razu V'_p , która równa się 272 km/h ,

$$V_p = 272 - (-8 + 15) = 272 - 7 = \mathbf{265 \text{ km/h}};$$

$$\text{b. } \Delta t_H = 3050 \text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 19,8^\circ \quad t_H = -5^\circ - 19,8^\circ = -24,8^\circ \approx -25^\circ,$$

ponieważ: $V_r > 400 \text{ km/h}$ na SN-3 obliczamy V_i , która równa się 715 km/h ;

$$V'_p = 715 \text{ km/h} - 19 \text{ km/h} = 696 \text{ km/h}, \quad V_p = 696 \text{ km/h} - (5 \text{ km/h} + (-23 \text{ km/h})) = 696 \text{ km/h} - 18 \text{ km/h} = \mathbf{678 \text{ km/h}}.$$

Przeliczenie dla wskazówki wąskiej odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 5:

Tabela 5

Kolejność przeliczania prędkości rzeczywistej na przyrządową według wskazówki wąskiej

Rodzaj prędkości	V_r	V'_{pk}	V_{pk}
Uwzględniane poprawki	ΔV_T	$[\Delta V_{pk} + \Delta V_a]$	
Sposób uwzględniania	Na suwaku SN-3	Według wzoru 3.19	

Do obliczeń potrzebne są dane: V_r , H_{wzg} , $t_H(t_0)$, ΔV_{pk} i ΔV_a .

Przeliczenie z V_r na V'_{pk} wykonujemy na suwaku SN-3 według klucza podanego na rys. 52b²⁷.

Przeliczenie z V'_{pk} na V_{pk} wykonujemy według wzoru:

$$V_{pk} = V'_{pk} - (\Delta V_{pk} + \Delta V_a) \quad 3.19$$

Przykład: Obliczyć V_{pk} jeżeli:

$$V_r = 900 \text{ km/h}, H = 9500 \text{ m}, t_0 = +30^\circ, \Delta V_{pk} = +7 \text{ km/h}, \Delta V_a = +22 \text{ km/h}.$$

Rozwiązanie:

$$\Delta H_t = 9500 \text{ m} \cdot 0,0065^\circ/\text{m} = 61,7^\circ \quad t_H = +30^\circ - 61,7^\circ = -31,7^\circ \sim -32^\circ$$

na SN-3 obliczamy V'_{pk} , która równa się 870 km/h;

$$V_{pk} = 870 \text{ km/h} - (+7 \text{ km/h} + 22 \text{ km/h}) = 870 \text{ km/h} - 29 \text{ km/h} = 841 \text{ km/h}.$$

Przeliczenie prędkości powietrznej przyrządowej na prędkość powietrzną rzeczywistą

Przeliczenie prędkości powietrznej przyrządowej na prędkość powietrzną rzeczywistą stosuje się podczas lotu, w celu obliczenia prędkości rzeczywistej według wartości odczytanych z prędkościomierza (dla szerokiej i wąskiej wskazówki)²⁸.

Przeliczenie dla wskazówki szerokiej odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 6:

Do obliczeń potrzebne są dane: prędkość wskazywana przez wskazówkę szeroką (V_p), wysokość względna (H_{wzg}), temperatura na wysokości (t_H) lub na ziemi (t_0), poprawki na

²⁷ Tamże, str. 26.

²⁸ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 57.

błąd przyrządowy (ΔV_p) i aerodynamiczny (ΔV_a) prędkościomierza oraz na ściśliwość powietrza (ΔV_s).

Tabela 6

Kolejność przeliczania prędkości przyrządowej na rzeczywistą według wskazówki szerokiej

Rodzaje prędkości	V_p	V'_p dla $V_r < 400$ km/h	V_i	V_r
Uwzględniane poprawki	$-\Delta V_p + \Delta V_a$	ΔV_s		ΔV_T
Sposób uwzględniania	Według wzoru 3.20	Według wzoru 3.21		Na suwaku SN-3

Przeliczenie V_p na V'_p wykonujemy według wzoru:

$$V'_p = V_p + (\Delta V_p + \Delta V_a) \quad 3.20$$

Przeliczenie V'_p na V_i wykonujemy według wzoru:

$$V_i = V'_p + \Delta V_s \quad 3.21$$

Przeliczenie z V_i (a dla prędkości mniejszej od 400 km/h, z V'_p) na V_r wykonujemy według klucza podanego na rys. 53a²⁹.

Do obliczeń najczęściej stosuje się t_H otaczającego powietrza, odczytaną z pokładowego termometru. Podczas odczytywania należy pamiętać o uwzględnieniu poprawki na wskazania termometru w zależności od prędkości lotu. Poprawki te naniesione są na podziałce nr 16 suwaka nawigacyjnego SN-3³⁰.

W celu uzyskania właściwej temperatury otaczającego powietrza należy od wskazań termometru (t_{Hp}) odjąć poprawkę (Δt) odczytaną na suwaku:

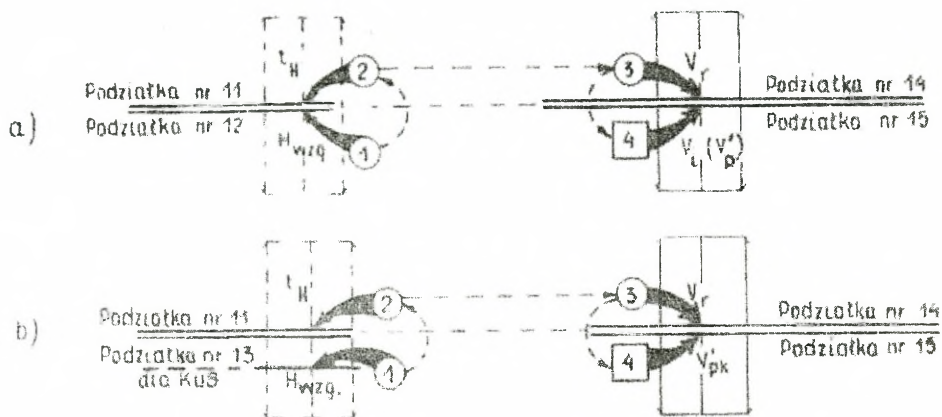
$$t_H = t_{Hp} - \Delta t$$

Przykład: Określić t_H jeżeli:

- $V_r = 500$ km/h, $t_{Hp} = +8^\circ$;
- $V_r = 750$ km/h, $t_{Hp} = -20^\circ$.

²⁹ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 27.

³⁰ Tamże, str. 6.



Rys. 53. Przeliczanie prędkości dla wskazówki szerokiej (z V_i (V'_p) na V_r) oraz dla wskazówki wąskiej (z V_{pk} na V_r).

Rozwiązanie:

- a. Δt odczytana z podziałki nr 16 suwaka SN-3 dla $V_r = 500$ km/h równa się 7° , a więc $t_H = +8^\circ - 7 = +1^\circ$;
- b. Δt odczytana z podziałki nr 16 suwaka SN-3 dla $V_r = 750$ km/h równa się 15° , a więc $t_H = -20^\circ - 15^\circ = -35^\circ$

Przykład: Obliczyć V_r jeżeli:

- a. $V_p = 300$ km/h, $H_{wzg} = 3\ 700$ m, $t_H = -10^\circ$, $\Delta V_p = +8$ km/h, $\Delta V_a = +12$ km/h;
- b. $V_p = 720$ km/h, $H_{wzg} = 5\ 200$ m, $t_H = -30^\circ$, $\Delta V_s = 23$ km/h, $\Delta V_p = 10$ km/h, $\Delta V_a = -20$ km/h.

Rozwiązanie:

- a. $V'_p = 300$ km/h + (+8 km/h + 12 km/h) = 300 km/h + 20 km/h = 320 km/h,
ponieważ $V'_p < 400$ km/h na suwaku SN-3 obliczamy V_r , która równa się **385 km/h**;
- b. $V'_p = 720$ km/h + (+10 km/h - 20 km/h) = 720 km/h - 10 km/h = 710 km/h;
 $V_i = 710$ km/h + 23 km/h = 733 km/h na suwaku SN-3 obliczamy V_r , która równa się **935 km/h**.

Przeliczanie dla wskazówki wąskiej odbywa się według kolejności i sposobu podanego w tabeli 7³¹:

³¹ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 59.

Tabela 7

Kolejność przeliczania prędkości przyrządowej na rzeczywistą według wskazówki wąskiej

Rodzaje prędkości	V_{pk}	V'_{pk}	V_r
Uwzględnione poprawki	\downarrow	\nearrow	\nearrow
	$ \Delta V_{pk} + \Delta V_a $		ΔV_r
Sposób uwzględniania	Według wzoru 3.23		Na suwaku SN-3

Do obliczeń potrzebne są dane: V_{pk} , H_{wzg} , $t_H(t_0)$, ΔV_{pk} , ΔV_a

Przeliczanie z V_{pk} na V'_{pk} wykonujemy według wzoru:

$$V'_{pk} = V_{pk} + (\Delta V_{pk} + \Delta V_a) \quad 3.23$$

Przeliczanie z V'_{pk} na V_r wykonujemy na suwaku SN-3 według klucza podanego na rys. 53b³².

Przykład: Obliczyć V_r jeżeli:

$V_{pk} = 850$ km/h, $H_{wzg.} = 9\,500$ m, $t_H = -40^\circ$, $\Delta V_{pk} = +10$ km/h, $\Delta V_a = +10$ km/h.

Rozwiązanie:

$V'_{pk} = 850 + (+10 + 10) = 850 + 20 = 870$ km/h, na suwaku SN-3 obliczamy V_r , która równa się **885 km/h**.

3.4. Obliczanie zależności: prędkość, droga, czas

Przeliczając prędkość wyrażoną w km/h na m/s należy liczbę km/h podzielić przez 3,6. Przeliczając w kierunku odwrotnym należy liczbę m/s pomnożyć przez 3,6.

W celu łatwiejszego przeliczenia prędkości wyrażonej w m/s na km/h można stosować sposób polegający na **pomnożeniu liczby m/s przez 4 i odjęciu 10%** iloczynu. Przeliczając prędkość wyrażoną w km/h na m/s należy **liczbę km/h podzielić przez 4 i dodać 10%** ilorazu³³.

³² Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 27.

³³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 51.

Przykład: Przeliczyć na km/h:

- a. 10 m/s.
- b. 15 m/s.
- c. 50 m/s.
- d. 200 m/s.
- e. 250 m/s.

Rozwiązanie:

- a. $10 \text{ m/s} \cdot 4 = 40$, $40 - 4 = 36 \text{ km/h}$, $10 \text{ m/s} = 36 \text{ km/h}$.
- b. $15 \text{ m/s} \cdot 4 = 60$, $60 - 6 = 54 \text{ km/h}$, $15 \text{ m/s} = 54 \text{ km/h}$.
- c. $50 \text{ m/s} \cdot 4 = 200$, $200 - 20 = 180 \text{ km/h}$, $50 \text{ m/s} = 180 \text{ km/h}$.
- d. $200 \text{ m/s} \cdot 4 = 800$, $800 - 80 = 720 \text{ km/h}$, $200 \text{ m/s} = 720 \text{ km/h}$.
- e. $250 \text{ m/s} \cdot 4 = 1\ 000$, $1\ 000 - 100 = 900 \text{ km/h}$, $250 \text{ m/s} = 900 \text{ km/h}$.

Przykład: Przeliczyć na m/s:

- a) 36 km/h;
- b) 54 km/h;
- c) 180 km/h;
- d) 720 km/h;
- e) 900 km/h.

Rozwiązanie:

- a. $36 \text{ km/h} : 4 = 9$, $9 + 0,9 = 9,9 \text{ m/s}$, $36 \text{ km/h} \approx 9,9 \text{ m/s} = 10 \text{ m/s}$.
- b. $54 \text{ km/h} : 4 = 13,5$, $13,5 + 1,35 = 14,85 \text{ m/s}$, $54 \text{ km/h} \approx 14,85 \text{ m/s} = 15 \text{ m/s}$.
- c. $180 \text{ km/h} : 4 = 45$, $45 + 4,5 = 49,5 \text{ m/s}$, $180 \text{ km/h} \approx 49,5 \text{ m/s} = 50 \text{ m/s}$.
- d. $720 \text{ km/h} : 4 = 180$, $180 + 18 = 198 \text{ m/s}$, $720 \text{ km/h} \approx 198 \text{ m/s} = 200 \text{ m/s}$;
- a. $900 \text{ km/h} : 4 = 225$, $225 + 22,5 = 247,5 \text{ m/s}$, $900 \text{ km/h} \approx 247,5 \text{ m/s} = 250 \text{ m/s}$.

Z przytoczonych przykładów wynika, że przeliczanie prędkości wyrażonej w m/s na km/h sposobem uproszczonym jest dokładne, natomiast wyrażonej w km/h na m/s daje wynik o 1% mniejszy od prawidłowego.

Przeliczanie prędkości wyrażonej w km/h na km/min polega na dzieleniu ilości km/h przez 60, natomiast przeliczanie odwrotne polega na mnożeniu liczby km/min przez 60.

Przykład: Przeliczyć na km/min:

- a. 240 km/h.
- b. 510 km/h.
- c. 822 km/h.

Rozwiązanie:

- a. $240 \text{ km/h} : 60 = 4 \text{ km/min}$, $240 \text{ km/h} = 4 \text{ km/min}$.
- b. $510 \text{ km/h} : 60 = 8,5 \text{ km/min}$, $510 \text{ km/h} = 8,5 \text{ km/min}$.
- c. $822 \text{ km/h} : 60 = 13,7 \text{ km/min}$, $822 \text{ km/h} = 13,7 \text{ km/min}$.

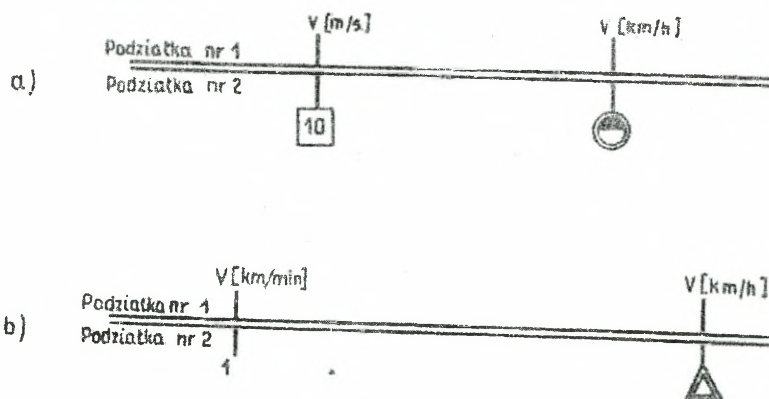
Przykład: Przeliczyć na km/h:

- a. 7 km/min.
- b. 11 km/min.
- c. 16 km/min.
- d. 31 km/min.

Rozwiązanie:

- a. $7 \text{ km/min} \cdot 60 = 420 \text{ km/h}$, $7 \text{ km/min} = 420 \text{ km/h}$.
- b. $11 \text{ km/min} \cdot 60 = 660 \text{ km/h}$, $11 \text{ km/min} = 660 \text{ km/h}$.
- c. $16 \text{ km/min} \cdot 60 = 960 \text{ km/h}$, $16 \text{ km/min} = 960 \text{ km/h}$.
- d. $31 \text{ km/min} \cdot 60 = 1\,860 \text{ km/h}$, $31 \text{ km/min} = 1\,860 \text{ km/h}$.

Przeliczanie prędkości z m/s i km/min na km/h i odwrotnie można wykonywać na suwaku nawigacyjnym SN-3 według kluczy podanych na rys. 54. Do obliczeń można wykorzystać dane z przykładów podanych wcześniej.



Rys. 54. Przeliczanie prędkości z m/s na km/h oraz z km/min na km/h i odwrotnie.

Umiejętność przeliczania prędkości wyrażonej w różnych jednostkach ułatwia obliczanie zależności: prędkość, droga, czas.

Zależność tę oblicza się według wzorów z podrozdziału 3.3., w których powinna występować zgodność jednostek w jakich te wielkości są wyrażone. Jeżeli S (km), to t (h). Wówczas V (km/h). Najczęściej jednak mamy S (km), t (min) lub S (m), t (s), a chcemy otrzymać V (km/h). Wówczas można posłużyć się wzorami:

$$V(\text{km/h}) = \frac{S(\text{km})}{t(\text{min})} \cdot 60$$

$$V(\text{km/h}) = \frac{S(\text{m})}{t(\text{s})} \cdot 3,6$$

Przekształcając je otrzymamy wzory na obliczanie S (km) lub (m), t (min) lub (s). I tak z pierwszego wzoru otrzymamy:

$$S(\text{km}) = \frac{V(\text{km/h}) \cdot t(\text{min})}{60}$$

$$t(\text{min}) = \frac{S(\text{km})}{V(\text{km/h})} \cdot 60$$

Natomiast z drugiego:

$$S(\text{m}) = \frac{V(\text{km/h}) \cdot t(\text{s})}{3,6}$$

$$t(\text{s}) = \frac{S(\text{m})}{V(\text{km/h})} \cdot 3,6$$

Dobrze jest pamiętać charakterystyczne prędkości w m/s i km/h takie jak przedstawiono w tabeli 8:

Tabela 8

Charakterystyczne prędkości w m/s i km/h

V (m/s)	5	10	15	20	25	30	40	50	75	100	150	200	250	300	400
V (km/h)	18	36	54	72	90	108	144	180	270	360	540	720	900	1080	1440

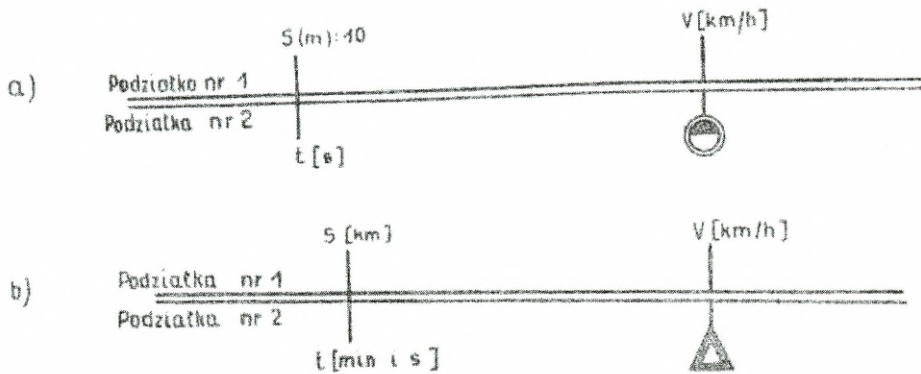
oraz charakterystyczne prędkości w km/h i km/min takie jak przedstawiono w tabeli 9:

Tabela 9

Charakterystyczne prędkości w km/h i km/min

V (km/h)	60	90	120	150	180	240	300	600	900	1200
V (km/min)	1	1,5	2	2,5	3	4	5	10	15	20

Obliczanie zależności: prędkość, droga, czas ułatwia suwak nawigacyjny SN-3 przy posługiwaniu się kluczami przedstawionymi na rysunku 55.



Rys. 55. Obliczanie zależności: prędkość, droga, czas.

Do nauki obliczeń można wykorzystać przykłady oraz poniższe tabele 10 i 11:

Tabela 10

V (km/h)	160	140	200	320	580	640	860
S (km)	26	16	29	20	70	57	97
t (min, s)	9,45	6,50	8,40	3,45	7,15	5,20	6,45

Tabela 11

Dane do obliczania zależności: prędkość, droga, czas

V (km/h)	180	240	360	540	620	750	900
S (m)	650	1200	2100	1650	1550	1250	1750
t (s)	13	18	21	11	9	6	7

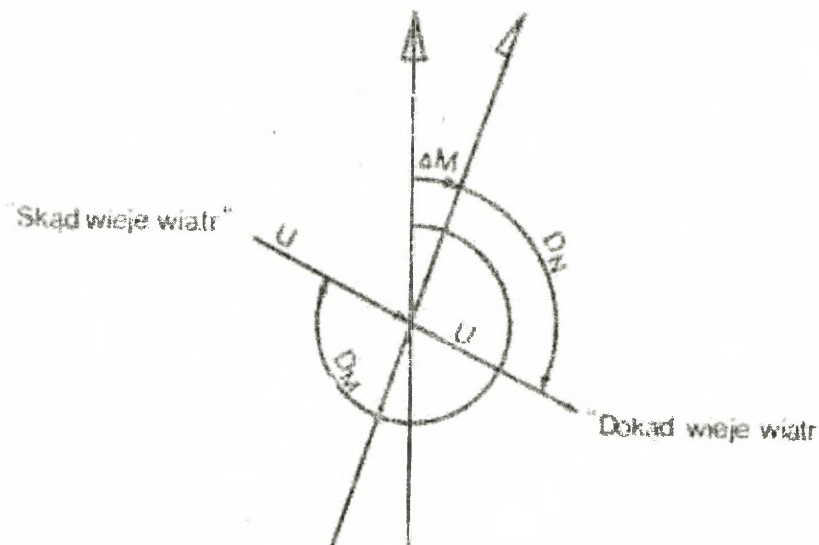
Aby na SN-3 obliczyć jedną z wartości tabelach, należy jako dane wykorzystać pozostałe wartości danego przykładu.

4. WPLYW WIATRU NA LOT STATKU POWIETRZNEGO

4.1. Wiatr i jego elementy

Powietrze stale porusza się w różnych kierunkach poziomych i pionowych w stosunku do powierzchni ziemi. Różnice ciśnienia atmosferycznego w różnych rejonach kuli ziemskiej powodują poziomy ruch powietrza przemieszczającego się z rejonu o wyższym ciśnieniu do rejonu o niższym ciśnieniu. Ruch ten odbywa się zgodnie z zasadami przemieszczania się powietrza w danym układzie atmosferycznym. Poziomy **ruch powietrza powstający wskutek różnicy ciśnień atmosferycznych na tym samym poziomie nazywa się wiatrem**, a ruchy pionowe - prądami wstępującymi lub zstępującymi. **Wiatr określają dwa zasadnicze elementy: kierunek i prędkość. Kierunkiem wiatru nazywamy kąt zawarty między północnym kierunkiem południka, a kierunkiem przemieszczania się powietrza.** Rozróżnia się dwa rodzaje kierunku wiatru: meteorologiczny kierunek wiatru, stosowany w meteorologii, i nawigacyjny kierunek wiatru, stosowany w nawigacji.

Meteorologa interesuje kierunek, skąd wieje wiatr - jaką pogodę ten wiatr przyniesie, a nawigatora kierunek, dokąd wieje wiatr - dokąd wiatr „zanieś” statek powietrzny (rys. 56)³⁴.



Rys. 56. Meteorologiczny i nawigacyjny kierunek wiatru.

³⁴ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 202.

Meteorologiczny kierunek wiatru - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego, a kierunkiem „skąd wiatr wieje”. Oznaczamy go symbolem D_M i mierzymy od 0-360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka geograficznego.

Nawigacyjny kierunek wiatru - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego, a kierunkiem „dokąd wiatr wieje”. Oznaczamy go symbolem D_N i mierzymy od 0-360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka magnetycznego.

Nawigacyjny kierunek wiatru różni się więc od meteorologicznego o 180° i wartość deklinacji (ΔM). Zależność tę wyrażamy za pomocą wzorów:

$$D_N = D_M \pm 180^\circ - (\pm \Delta M)$$

$$D_M = D_N \pm 180^\circ + (\pm \Delta M)$$

Jeżeli przeliczany kierunek jest mniejszy od 180° wówczas 180° dodajemy, jeżeli większy - odejmujemy.

Przykład: Obliczyć D_N jeżeli:

a) $D_M = 82^\circ$, $\Delta M = +2^\circ$;

b) $D_M = 350^\circ$, $\Delta M = -5^\circ$.

Rozwiązanie:

a) $D_N = 82^\circ + 180^\circ - (+2^\circ) = 262^\circ - 2^\circ = 260^\circ$;

b) $D_N = 350^\circ - 180^\circ - (-5^\circ) = 170^\circ + 5^\circ = 175^\circ$.

Przykład: Obliczyć D_M jeżeli:

a) $D_N = 165^\circ$, $\Delta M = -3^\circ$;

b) $D_N = 210^\circ$, $\Delta M = +4^\circ$.

Rozwiązanie:

a) $D_M = 165^\circ + 180^\circ + (-3^\circ) = 345^\circ - 3^\circ = 342^\circ$;

b) $D_M = 210^\circ - 180^\circ + (+4^\circ) - 30^\circ + 4^\circ = 34^\circ$.

Linia wiatru lub łozem wiatru nazywa się linię (oś), wzdłuż której wieje wiatr.

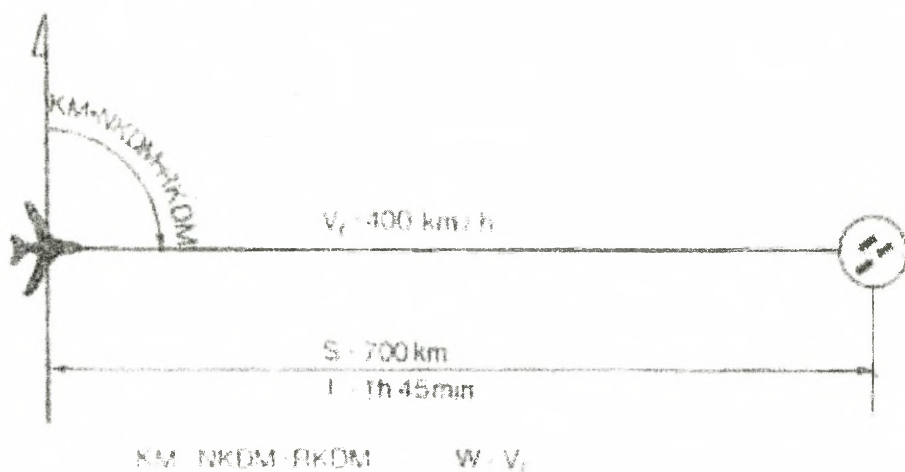
Prędkością wiatru U nazywa się prędkość poziomego ruchu powietrza względem powierzchni ziemi. Prędkość wiatru mierzy się w kilometrach na godzinę lub w metrach na sekundę. Gdy występują różne kierunki i prędkości wiatru w rejonie lotów, przyjmuje się do obliczeń nawigacyjnych wiatr średni.

Stacje meteorologiczne podają D_M i U w m/s. Do obliczeń nawigacyjnych potrzebny jest D_N i U w km/h. Dlatego konieczna jest znajomość wzorów na przeliczanie kierunku wiatru oraz sposobów przeliczania prędkości wiatru z m/s na km/h i odwrotnie.

4.2. Lot statku powietrznego w ciszy z wiatrem tylnym i czołowym

Pod pojęciem ciszy rozumiemy taki stan atmosfery, w którym powietrze nie wykonuje żadnego ruchu względem ziemi - nie ma więc wiatru. W ciszy statek powietrzny będzie się poruszał w kierunku swej podłużnej osi. Jeżeli oś ta pokrywa się z nakazaną linią drogi, to utrzymywany kurs magnetyczny będzie równy nakazanemu magnetycznemu kątowi drogi i rzeczywistemu magnetycznemu kątowi drogi (rys. 57). Poruszanie się statku powietrznego względem ziemi można porównać do poruszania się łódki po stawie, gdzie woda nie porusza się względem dna i brzegów.

$$KM = NKDM = RKDM$$



Rys 57. Lot statku powietrznego w ciszy.

W tym przypadku rzeczywista prędkość powietrzna V_r będzie równa prędkości poruszania się statku powietrznego względem ziemi, zwanej prędkością podróżną W , tj. $V_r = W$ ³⁵.

Czas przelotu w ciszy odcinka trasy łatwo jest obliczyć znając długość odcinka i rzeczywistą prędkość powietrzną; łatwo jest także określić długość odcinka trasy, znając

³⁵ Tamże, str. 205.

czas przelotu odcinka i rzeczywistą prędkość powietrzną. Obliczenia te wykonuje się według wzorów:

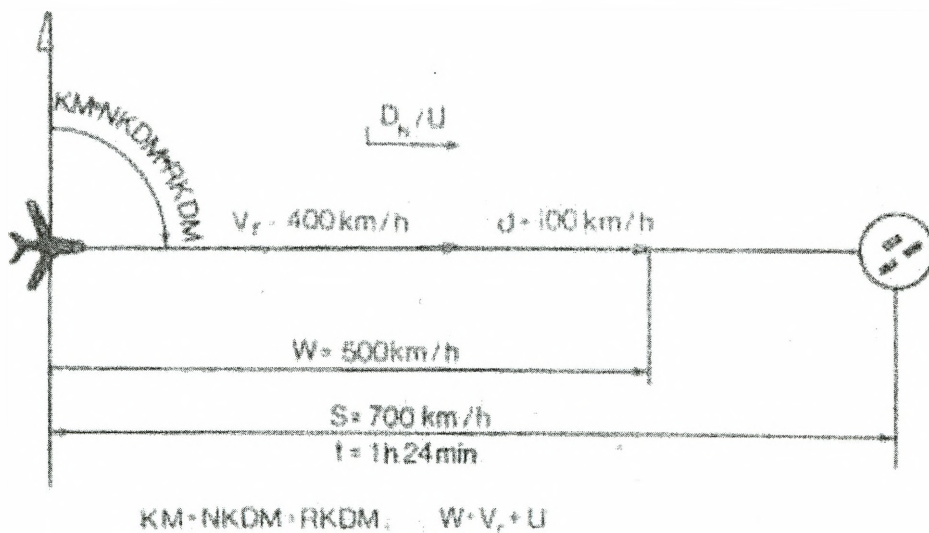
$$t = \frac{S}{V_r} \rightarrow S = V_r \cdot t$$

Lot statku powietrznego z wiatrem tylnym

Wiatr wieje „w ogon”, a jego kierunek pokrywa się z podłużną osią statku powietrznego, który wykonuje ruch względem ziemi w tym samym kierunku co i względem powietrza, ale z prędkością większą o prędkość wiatru (rys. 58). Poruszanie się statku powietrznego względem ziemi można w tym przypadku porównać do poruszania się łódki po rzece, gdzie woda porusza się względem dna i brzegów, zgodnie z prądem.

$$KM = NKDM = RKDM$$

$$W = V_r + U$$



Rys. 58. Lot statku powietrznego z wiatrem tylnym.

W czasie lotu statku powietrznego z wiatrem tylnym zachodzą następujące zależności:

$$KM = NKDM = RKDM$$

$$W = V_r + U$$

Czas przelotu odcinka trasy oraz jego długość oblicza się za pomocą wzorów:

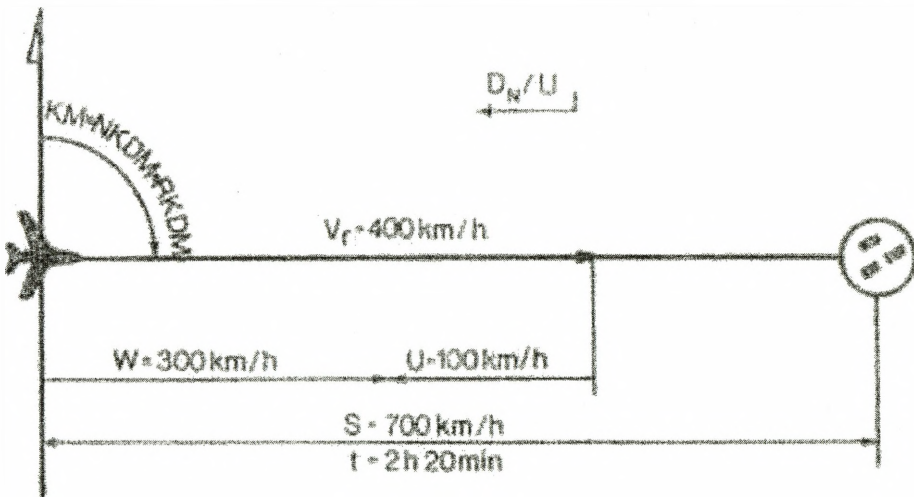
$$t = \frac{S}{W} \rightarrow S = W \cdot t$$

Lot statku powietrznego z wiatrem czołowym

Wiatr wieje „w nos”, a jego kierunek pokrywa się z podłużną osią statku powietrznego, który wykonuje ruch względem ziemi w tym samym kierunku co i względem powietrza, ale z prędkością mniejszą o prędkość wiatru (rys. 59)³⁶. Poruszanie się statku powietrznego względem ziemi można w tym przypadku porównać do poruszania się łódki po rzece pod prąd.

$$KM = NKDM = RKDM$$

$$W = V_r - U$$



$$KM = NKDM = RKDM; \quad W = V_r - U$$

Rys. 59. Lot statku powietrznego z wiatrem czołowym.

W czasie lotu statku powietrznego z wiatrem czołowym zachodzą następujące zależności:

$$KM = NKDM = RKDM$$

$$W = V_r - U$$

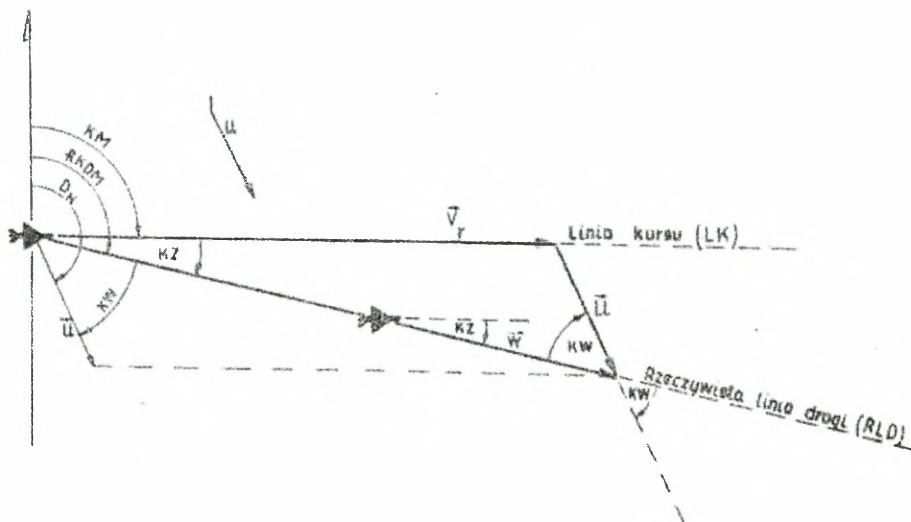
³⁶ Tamże, str. 207.

Czas przelotu odcinka trasy oraz jego długość oblicza się za pomocą wzorów:

$$t = \frac{S}{W} \rightarrow S = W \cdot t$$

4.3. Lot statku powietrznego z wiatrem bocznym

Wiatr wieje w burtę statku powietrznego, który wykonuje ruch względem ziemi w kierunku i z prędkością określonymi wektorem wypadkowym wektorów V_r i U . Wektor wypadkowy jest prędkością podróżną W , a jego kierunek wyznacza rzeczywistą linię drogi i RLD . Te wektory (wraz z 5 elementami kątowymi) tworzą trójkąt zwany **nawigacyjnym trójkątem prędkości** (rys. 60). Poruszanie się statku powietrznego względem ziemi z wiatrem bocznym można porównać do łódki przepływającej rzekę z jednego brzegu na drugi.



Rys. 60. Nawigacyjny trójkąt prędkości.

Nawigacyjny trójkąt prędkości wyznaczają 3 wektory:

- wektor prędkości powietrznej rzeczywistej (V_r), pokrywający się z podłużną osią statku powietrznego i wyznaczający w przedłużeniu linię kursu (LK);
- wektor wiatru U ;

- wektor prędkości podróżnej W , wyznaczający w przedłużeniu rzeczywistą linię drogi (RLD).

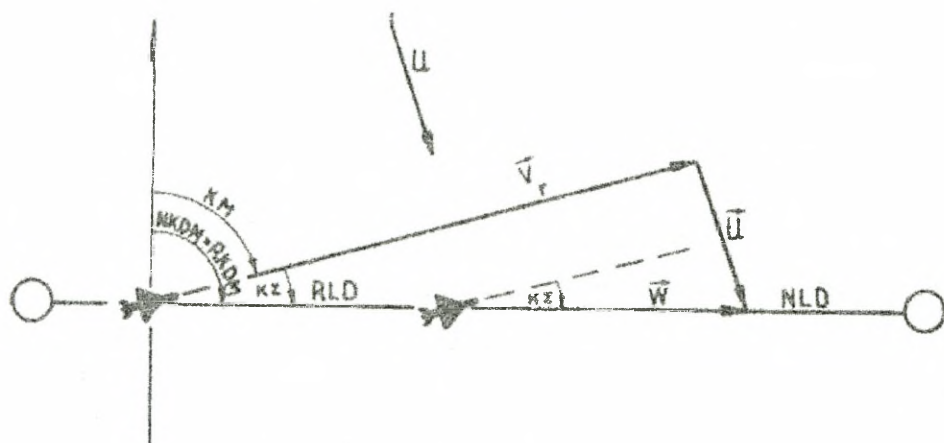
Nawigacyjny trójkąt prędkości wyznacza ponadto 5 następujących elementów kątowych:

- kurs magnetyczny (KM);
- rzeczywisty kąt drogi - magnetyczny ($RKDM$);
- nawigacyjny kierunek wiatru (D_N);
- kąt znoszenia (KZ);
- kąt wiatru (KW).

Elementy 1-3 zostały opisane w poprzednich zagadnieniach, natomiast pozostałe zostaną opisane poniżej.

Kąt znoszenia - to kąt zawarty między wektorem prędkości powietrznej rzeczywistej V_r (linią kursu), a wektorem prędkości podróżnej - W (linią drogi). Oznaczamy go symbolem KZ i mierzymy w prawo i w lewo od wektora V_r . Mierzony w prawo jest dodatni (+), w lewo ujemny (-).

Kąt znoszenia należy obliczyć przed lotem lub określić podczas lotu, a na jego podstawie i $NKDM$ obliczyć i utrzymywać taki kurs magnetyczny, aby rzeczywista linia drogi pokrywała się z nakazaną (rys. 61). W tym celu do obliczeń zakładamy, że $RKDM = NKDM$.



Rys. 61. Uwzględnianie kąta znoszenia w czasie lotu.

Kurs magnetyczny oblicza się ze wzoru:

$$KM = NKDM - KZ$$

Kąt wiatru - to kąt zawarty między linią drogi a kierunkiem „dokąd wieje wiatr” (między wektorami W i U). Oznaczamy go symbolem KW i mierzymy od O do $\pm 180^\circ$ w prawo i w lewo od linii drogi (wektora W). Mierzony w prawo jest dodatni (+), mierzony w lewo - ujemny (-)³⁷.

Określa on wraz z prędkością powietrzną i prędkością wiatru wpływ wiatru na lot statku powietrznego oraz jest wielkością pomocniczą podczas obliczania kąta znoszenia i prędkości podróźnej.

Kąt wiatru obliczamy według wzoru:

$$\pm KW = D_N - NKDM$$

Jeżeli z obliczenia według tego wzoru otrzymamy liczbę przekraczającą 180° , wówczas bierzemy dopełnienie do 360° i zmieniamy znak wyniku na przeciwny.

Przykład: Obliczyć KW jeżeli:

- a) $D_N = 195^\circ$, $NKDM = 140^\circ$;
- b) $D_N = 42^\circ$, $NKDM = 190^\circ$;
- c) $D_N = 130^\circ$, $NKDM = 350^\circ$;
- d) $D_N = 355^\circ$, $NKDM = 25^\circ$.

Rozwiązanie:

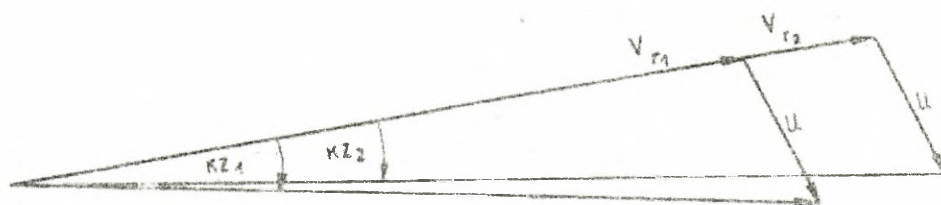
- a) $KW = 195^\circ - 140^\circ = +55^\circ$;
- b) $KW = 42^\circ - 190^\circ = -148^\circ$;
- c) $KW = 130^\circ - 350^\circ = -220^\circ$, ponieważ wynik jest większy od 180° bierzemy dopełnienie wyniku do 360° , które równa się 140° i zmieniamy znak na przeciwny otrzymujemy wówczas $KW = +140^\circ$;
- d) $KW = 355^\circ - 25^\circ = +330^\circ$, $KW = -30^\circ$.

4.4. Zależności między elementami nawigacyjnego trójkąta prędkości

Zależność KZ od zmian prędkości powietrznej rzeczywistej

Zmiana prędkości powietrznej rzeczywistej powoduje zmianę kąta znoszenia. Statki powietrzne lecące w tych samych warunkach, ale mające różne prędkości będą miały różne kąty znoszenia. Zależność KZ od V_r przedstawia rysunek 62.

³⁷ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 74.



Rys. 62. Zależność KZ od zmian V_r .

Jeżeli: $KM = \text{const}$,

$D_N = \text{const}$,

$U = \text{const}$,

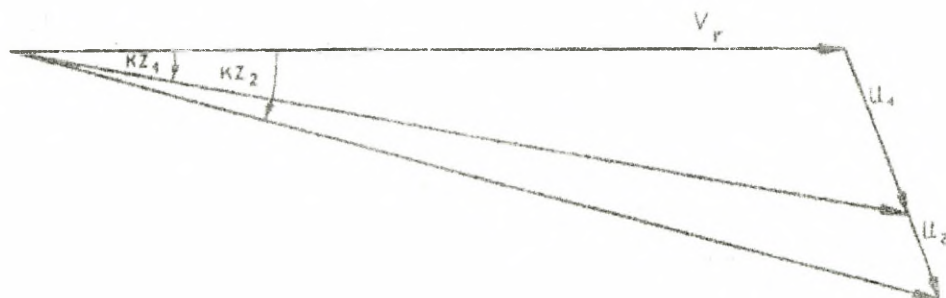
a $V_{r2} > V_{r1}$,

to $KZ_2 < KZ_1$

Zależność KZ od zmian prędkości wiatru

Zmiana prędkości wiatru powoduje zmianę kąta znoszenia.

Statek powietrzny lecąc ze stałą prędkością powietrzną rzeczywistą i stałym kursem przy zmieniającej się prędkości wiatru będzie miał różne kąty znoszenia. Zależność KZ od U przedstawia rysunek 63.



Rys. 63. Zależność KZ od zmian U .

Jeżeli: $KM = \text{const}$,

$D_N = \text{const}$,

$V_r = \text{const}$,

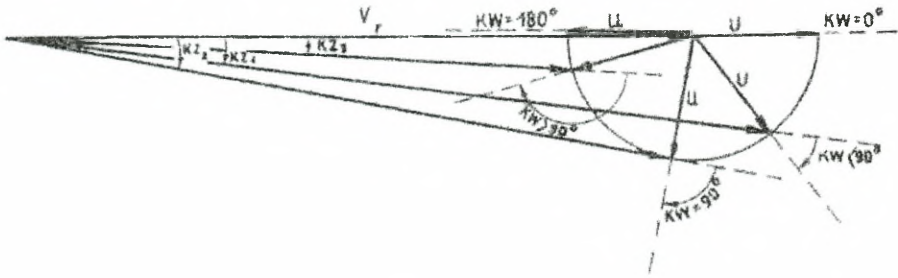
a $U_2 > U_1$

to $KZ_2 > KZ_1$

Zależność KZ od zmian kąta wiatru

Zmiana kąta wiatru powoduje zmianę kąta znoszenia.

Statek powietrzny lecący ze stałą prędkością powietrzną rzeczywistą przy stałej prędkości wiatru, a zmieniającym się kącie wiatru (na skutek zmiany KM lub D_N) będzie miał różne kąty znoszenia. Zależność KZ od KW przedstawia rysunek 64.



Rys. 64. Zależność KZ od zmian KW.

Jeżeli: $V_r = \text{const}$,

$U = \text{const}$,

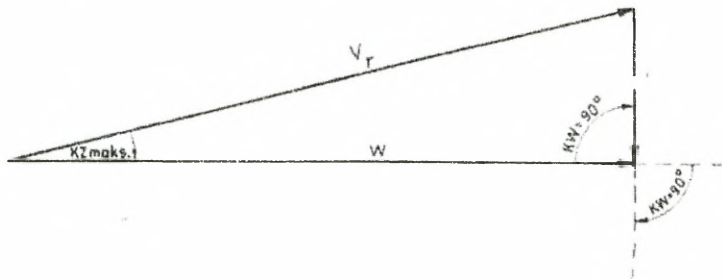
to przy zmianie KW od 0 do 180° kąt znoszenia będzie się zmieniał w sposób podany w tabeli 12:

Tabela 12

Zachowanie się KZ przy zmianach KW

KW°	0°	0° / 90°	90°	90° / 180°	180°
KZ	0°	0° / $KZ_{maks.}$	$KZ_{maks.}$	$KZ_{maks.} > 0°$	0°

gdzie: $KZ_{maks.}$ - maksymalny kąt znoszenia. Występuje w przypadku, gdy kąt wiatru równa się 90°, czyli wiatr wieje prostopadle do linii drogi (rys. 65).



Rys. 65. Maksymalny kąt znoszenia.

$$\sin KZ_{maks} = \frac{U}{V_r}$$

$$KZ_{maks} \approx \frac{U \cdot 60}{V_r}$$

Zależność prędkości podróżnej od zmian prędkości powietrznej rzeczywistej

Statki powietrzne lecące w tych samych warunkach, ale z różnymi prędkościami względem powietrza będą miały różne prędkości względem ziemi. Zależność W od V_r przedstawia rysunek 66.



Rys. 66. Zależność W od zmian V_r .

Jeżeli: $KM = \text{const}$,

$D_N = \text{const}$,

$U = \text{const}$,

a $V_{r2} > V_{r1}$

to $W_2 > W_1$.

Przyrost prędkości podróżnej ΔW równa się przyrostowi prędkości powietrznej rzeczywistej ΔV pomnożonej przez cosinus kąta znoszenia

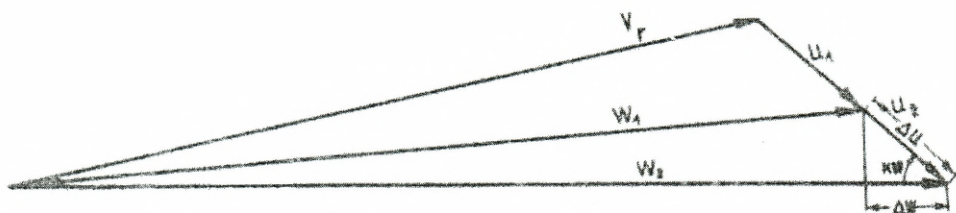
$$\Delta W = \Delta V \cdot \cos KZ$$

Zależność prędkości podróżnej od zmian prędkości wiatru

Statek powietrzny lecąc ze stałą prędkością powietrzną i stałym kursem przy stałym kierunku wiatru, lecz zmieniającej się prędkości wiatru będzie miał różne prędkości podróżne³⁸.

Zależność W od zmian U , gdy $KW < 90^\circ$ przedstawia rysunek 67.

³⁸ Nawigowanie samolotu, Podręcznik, MON, Warszawa 1955, str. 63.



Rys. 67. Zależność W od zmian U, gdy $KW < 90^\circ$.

Jeżeli: $KM = \text{const}$,

$D_N = \text{const}$,

$V_r = \text{const}$,

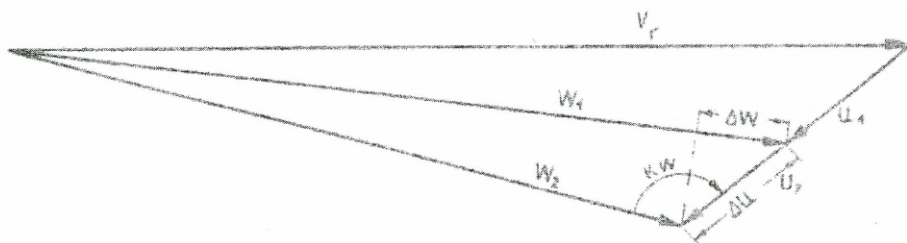
$KW < 90^\circ$,

a $U_2 > U_1$

to $W_2 > W_1$

$$\Delta W = \Delta U \cdot \cos KW$$

Zależność W od zmian U, gdy $KW > 90^\circ$ przedstawia rysunek 68.



Rys. 68. Zależność W od zmian U, gdy $KW > 90^\circ$.

Jeżeli: $KM = \text{const}$,

$D_N = \text{const}$,

$V_r = \text{const}$,

$KW > 90^\circ$

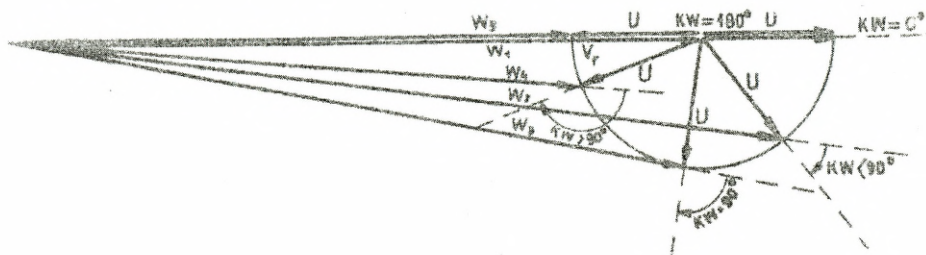
a $U_2 > U_1$

to $W_2 < W_1$

Wartość o jaką zmniejszy się prędkość podróżna oblicza się z wzoru podanego wyżej.

Zależność prędkości podróżnej od zmian kąta wiatru

Statek powietrzny lecący ze stałą prędkością powietrzną rzeczywistą przy stałej prędkości wiatru, a zmieniającym się kącie wiatru (na skutek zmiany KM lub D_N) będzie miał różne prędkości podróżne. Zależność W od zmian KW przedstawia rysunek 69.



Rys. 69. Zależność W od zmian KW .

Jeżeli: $V_r = \text{const}$,

$U = \text{const}$,

to przy zmianie KW od 0 do 180° prędkość podróżna będzie malała w sposób podany w tabeli 13:

Tabela 13

Zachowanie się W przy zmianach KW

KW	0°	$0^\circ \neq 90^\circ$	90°	$90^\circ \neq 180^\circ$	180°
W	$V_r + U$	$(V_r + U) \cdot \sin KW$	$\sim V_r$	$V_r \cdot \sin(KW - 90^\circ)$	$V_r - U$

Ogólna zależność KZ i W od zmian V_r , U i KW

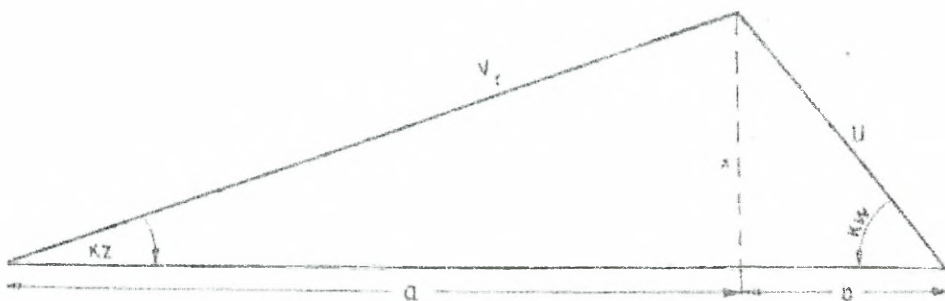
Ponieważ praktycznie na KZ i W wpływają jednocześnie wyżej opisane czynniki należy do obliczania i uwzględniania podczas lotu KZ i W uwzględniać je wspólnie według wzorów wprowadzonych na podstawie rysunku 70³⁹.

$$x = V_r \cdot \sin KZ,$$

$$x = U \cdot \sin KW,$$

$$V_r \cdot \sin KZ = U \cdot \sin KW$$

³⁹ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 79.



Rys. 70. Ogólna zależność KZ i W od zmian V_r , U i KW.

$$\sin KZ = \frac{U}{V_r} \cdot \sin KW$$

Z powyższego wzoru wynika, że $\sin KZ$ jest wprost proporcjonalny do prędkości wiatru i sinusa kąta wiatru, a odwrotnie proporcjonalny do prędkości powietrznej.

Rozpatrując wpływ KW należy pamiętać, że sinus przy wzroście kąta wiatru od 0 do 90° rośnie od 0 do +1, a przy dalszym wzroście kąta wiatru od 90 do 180° maleje od +1 do 0:

$$W = a + b$$

$$a = V_r \cdot \cos KZ$$

$$b = U \cdot \cos KW$$

$$W = V_r \cdot \cos KZ + U \cdot \cos KW$$

Ponieważ KZ jest małym kątem, więc w przybliżeniu możemy przyjąć, że:

$$\cos KZ \approx 1, \text{ wówczas:}$$

$$W \approx V_r + U \cdot \cos KW$$

Rozpatrując wpływ KW należy pamiętać, że cosinus przy wzroście kąta wiatru od 0 do 90° maleje od +1 do 0, a przy dalszym wzroście kąta wiatru od 90 do 180° maleje od 0 do -1.

Powyższe wzory pozwalają na analityczne obliczenie kąta znoszenia i prędkości podrzędnej.

W praktyce do obliczania tych wielkości wykorzystuje się suwak nawigacyjny lub wiatromierz, można również obliczać je graficznie.

Obliczanie elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości sposobem graficznym

Graficzne rozwiązywanie nawigacyjnego trójkąta prędkości przy znanym kursie magnetycznym⁴⁰.

Potrzebne dane: KM , V_r , D_N , U .

Kolejność wykreślenia:

1. Narysować południk magnetyczny i oznaczyć na nim punkt O .
2. Z punktu O wykreślić zgodnie z KM linię kursu i według przyjętej podziałki odmierzyć na niej wektor V_r .
3. Z punktu O zgodnie z D_N wykreślić linię i według przyjętej podziałki odmierzyć na niej wektor U .
4. Z końca wektora wiatru zatoczyć łuk o promieniu równym wektorowi V_r .
5. Z końca wektora V_r zatoczyć łuk o promieniu równym wektorowi U .

Punkt przecięcia się łuków (A) jest końcem wektora W , który należy wykreślić przez połączenie linią punktów O i A .

Pomiar wielkości obliczonych dokonuje się przez:

- zmierzenie kątomierzem kąta znoszenia KZ między wektorami V_r i W ;
- zmierzenie kątomierzem rzeczywistego kąta drogi - magnetycznego $RKDM$ (od południka do wektora W);
- zmierzenie prędkości podróźnej W według przyjętej podziałki.

Przykład: Obliczyć graficznie KZ , $RKDM$ i W jeżeli: $KM = 75^\circ$, $V_r = 240$ km/h, $D_N = 202^\circ$, $U = 25$ km/h.

Rozwiązanie przedstawione jest na rysunku 71.

Graficzne rozwiązywanie nawigacyjnego trójkąta prędkości przy znanym nakazanym kącie drogi - magnetycznym⁴¹.

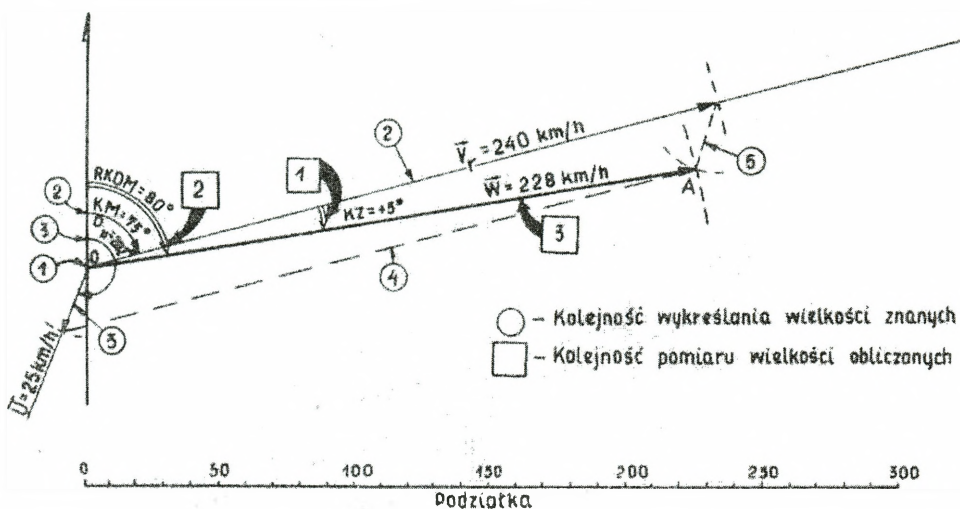
Potrzebne dane $NKDM$, V_r , D_N i U .

Kolejność wykreślenia:

1. Narysować południk magnetyczny i oznaczyć na nim punkt O .
2. Z punktu O wykreślić zgodnie z $NKDM$ linię drogi.

⁴⁰ Tamże, str. 80.

⁴¹ Tamże, str. 82.



Rys. 71. Graficzne obliczanie KZ, RKDM i W.

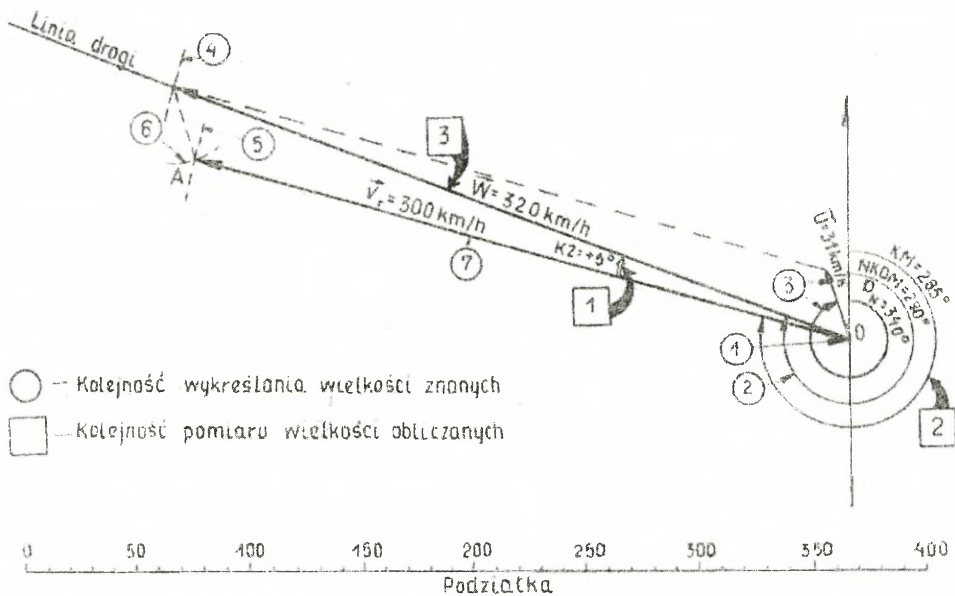
3. Z punktu O zgodnie z D_N wykreślić linię i według przyjętej podziałki odmierzyć na niej wektor U.
4. Z końca wektora U zatoczyć przecinający linię drogi łuk o promieniu równym wektorowi V_r . Otrzymany punkt jest końcem wektora prędkości podróźnej W.
5. O tym samym promieniu zatoczyć łuk z punktu O.
6. Z końca wektora W_r zatoczyć łuk o promieniu równym wektorowi U do przecięcia się z poprzednio zatoczonym łukiem. Powstanie punkt A, który jest końcem wektora V_r .
7. Narysować wektor V_r łącząc punkt O z punktem A.

Pomiar wielkości obliczonych dokonuje się przez:

- zmierzenie kątomierzem kąta znoszenia KZ między wektorami V_r i W;
- zmierzenie kątomierzem kursu magnetycznego KM (od południka do wektora prędkości podróźnej W);
- zmierzenie wektora prędkości podróźnej W według przyjętej podziałki.

Przykład: Obliczyć graficznie **KZ**, **KM** i **W** jeżeli: $NKDM = 290^\circ$, $V_r = 300$ km/h, $D_N = 340^\circ$, $U = 31$ km/h.

Rozwiązanie przedstawione jest na rysunku 72.



Rys. 72. Graficzne obliczenie KZ, KM i W.

Obliczanie elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości sposobem pamięciowym

Do obliczania KZ i W w pamięci wykorzystuje się uproszczone wzory podane wcześniej. Na ich podstawie sporządzono tabelę, w której podano sposób obliczenia KZ , jako określonej kątem wiatru części maksymalnego kąta znoszenia (KZ_{maks}) oraz obliczenia W , jako sumy lub różnicy V_r i określonej kątem wiatru części prędkości wiatru.

Sumę przyjmuje się dla kątów wiatru mniejszych od 90° , różnicę przy kątach wiatru większych od 90° .

Potrzebne dane: V_r , $NKDM$, D_N i U .

Kolejność obliczeń:

1. Obliczyć KW według zasad opisanych wcześniej.
2. Obliczyć KZ_{maks} według wzoru podanego wcześniej.
3. Obliczyć KZ , przyjmując odczytaną z tabeli 14 część KZ_{maks} .
4. Obliczyć KM według wzoru wynikającego z NTP.
5. Obliczyć W dodając do V_r (lub odejmując) odczytaną z tabeli 14 część wartości U .

Tabela 14

Zależności między KW, KZ i W

KW	KZ	W
0° 180°	0°	$V_r \pm U$
30° 150°	$0,5 KZ_{maks.}$	$V_r \pm 0,9U$
45° 135°	$0,7 KZ_{maks.}$	$V_r \pm 0,7U$
60° 120°	$0,9 KZ_{maks.}$	$V_r \pm 0,5U$
90°	$KZ_{maks.}$	$\sim V_r$

Przykład: Obliczyć w pamięci KZ, KM i W jeżeli:

- $V_r = 540 \text{ km/h}$, $NKDM = 10^\circ$, $D_N = 40^\circ$, $U = 36 \text{ km/h}$;
- $V_r = 800 \text{ km/h}$, $NKDM = 350^\circ$, $D_N = 35^\circ$, $U = 40 \text{ km/h}$;
- $V_r = 180 \text{ km/h}$, $NKDM = 330^\circ$, $D_N = 210^\circ$, $U = 24 \text{ km/h}$.

Rozwiązanie:

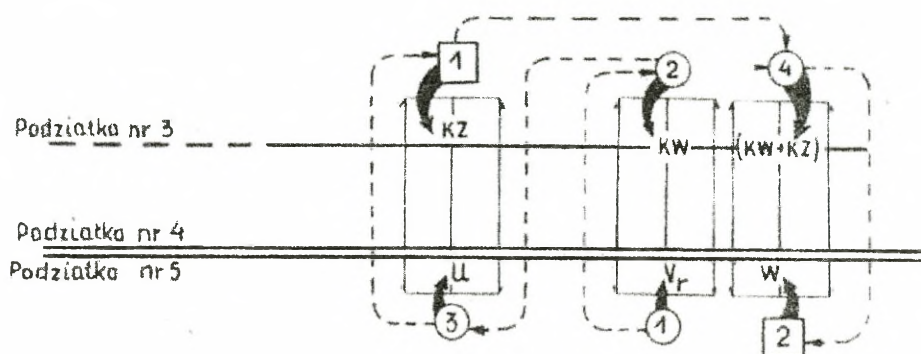
- $KW = 40^\circ - 10^\circ = +30^\circ$, $KZ_{maks} = \frac{36 \text{ km/h} \cdot 60}{540 \text{ km/h}} = \frac{36}{9} = 4^\circ$, $KZ = 0,5 \cdot 4^\circ = +2^\circ$,
 $KM = 10^\circ - 2^\circ = 8^\circ$, $W = 540 \text{ km/h} + 0,9 \cdot 36 \text{ km/h} = 572,4 \text{ km/h}$;
- $KW = 35^\circ - 350^\circ = -315^\circ$, $KW = +45^\circ$, $KZ_{maks} = \frac{40 \text{ km/h} \cdot 60}{800 \text{ km/h}} = \frac{24}{8} = 3^\circ$, $KZ = 0,7$
 $\cdot 3^\circ \approx +2^\circ$, $KM = 348^\circ$, $W = 800 \text{ km/h} + 0,7 \cdot 40 \text{ km/h} = 828 \text{ km/h}$;
- $KW = 210^\circ - 330^\circ = -120^\circ$, $KZ_{maks} = \frac{24 \text{ km/h} \cdot 60}{180 \text{ km/h}} = 8^\circ$, $KZ = 0,9 \cdot 8^\circ \approx -7^\circ$, $KM =$
 337° , $W = 180 \text{ km/h} - 0,5 \cdot 24 \text{ km/h} = 168 \text{ km/h}$.

Obliczanie KZ i W na suwaku nawigacyjnym SN-3

Do obliczania KZ i W na suwaku nawigacyjnym SN-3 potrzebne są dane: prędkość powietrzna rzeczywista (V_r), nakazany kąt drogi magnetyczny (NKDM) oraz kierunek nawigacyjny (D_N) i prędkość (U) wiatru.

Pierwszą czynnością jest obliczenie kąta wiatru, jako wartości pomocniczej do obliczeń na suwaku. Obliczamy go według zasad opisanych wcześniej.

Obliczanie KZ i W na suwaku nawigacyjnym SN-3 wykonujemy według klucza przedstawionego na rysunku 73⁴².



- — Kolejność ustawiania wielkości znanych
 □ — Kolejność odczytu wielkości obliczanych

Rys. 73. Obliczanie KZ i W na suwaku nawigacyjnym SN-3.

Na podstawie obliczonego KZ , zaokrąglonego do wartości bliższej, oblicza się kurs magnetyczny według wzoru wynikającego z NTP, a na podstawie W oblicza się na suwaku czas lotu na danym odcinku trasy według klucza przedstawionego wcześniej.

Należy pamiętać, że kąt znoszenia ma zawsze taki sam znak, jak kąt wiatru, a do obliczenia W w sumie $(KW + KZ)$ przyjmujemy KZ bez zaokrąglenia.

Przykład: Obliczyć KZ , KM , W i t jeżeli:

- $V_r = 260$ km/h, $NKDM = 284^\circ$, $D_N = 305^\circ$, $U = 22$ km/h, $S = 82$ km;
- $V_r = 400$ km/h, $NKDM = 123^\circ$, $D_N = 335^\circ$, $U = 28$ km/h, $S = 105$ km;
- $V_r = 800$ km/h, $NKDM = 154^\circ$, $D_N = 78^\circ$, $U = 43$ km/h, $S = 155$ km.

Rozwiązanie:

- $KW = +21^\circ$, $KZ = +1^\circ 44' \approx +2^\circ$, $KM = 282^\circ$, $W = 280$ km/h, $t = 17$ min 35 s;
- $KW = -148^\circ$, $KZ = -2^\circ 07' \approx -2^\circ$, $KM = 125^\circ$, $W = 378$ km/h, $t = 16$ min 40 s;
- $KW = -76^\circ$, $KZ = -2^\circ 59' \approx -3^\circ$, $KM = 157^\circ$, $W = 812$ km/h, $t = 11$ min 30 s.

⁴² Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 30.

5. RADIONAWIGACJA

5.1. Pojęcie i zastosowanie radionawigacji

Radionawigacją nazywamy wykonywanie lotu w ustalonym kierunku, określanie nawigacyjnych elementów lotu oraz *PS* z wykorzystaniem systemów radiotechnicznych.

Podział systemów radiotechnicznych podano w rozdziale 1. W niniejszym omówione zostanie wykorzystanie systemów kątowych, tj. radiokompasów i radiolatarni oraz radionamierników naziemnych i radiostacji pokładowych.

Systemy te pracują na zasadzie pomiaru kierunku rozchodzenia się fal radiowych dokonywanego w miejscu ich odbioru. Specjalny układ antenowy wraz z układami odbiorników pozwalają na wyodrębnienie kierunku, z którego przybyła odebrana fala radiowa.

Za pomocą radionawigacji można wykonać następujące zadania:

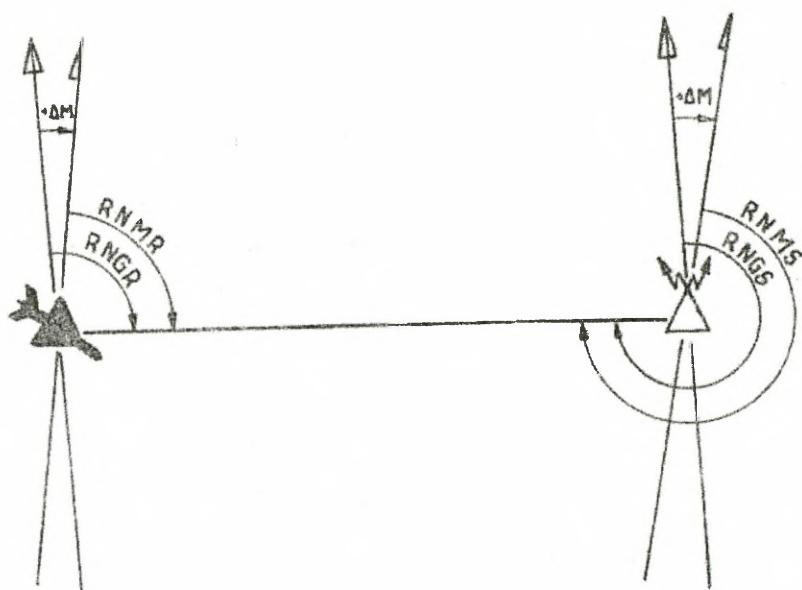
1. Lot do naziemnego urządzenia systemu kąтового.
2. Określanie pozostałego czasu lotu do urządzenia naziemnego.
3. Określanie momentu przelotu naziemnego urządzenia.
4. Odejście od urządzenia naziemnego przyjętego za *WPT* w nakazanym kierunku.
5. Określanie *KZ* i *KBO* podczas lotu od urządzenia naziemnego.
6. Określanie poprawki kursu podczas lotu od urządzenia naziemnego.
7. Pomiar *KZ* za pomocą urządzenia znajdującego się z boku trasy.
8. Określanie odległości do urządzenia znajdującego się z boku trasy.
9. Określanie momentu wyjścia na linię nakazanego radionamiaru.
10. Określanie pozycji statku powietrznego.
11. Wykonanie procedury lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych według urządzeń naziemnych ustawionych w osi pasa lądowania.

5.2. Radionamiar, jego składowe i rodzaje

Naziemna radiolatarnia wysyła dookólnie energię elektromagnetyczną, która w postaci fal radiowych o określonej częstotliwości rozchodzi się promieniście po liniach najkrótszych (po ortodromie). Dla rozpoznania każda radiolatarnia nadaje okresowo (alfabetem

Morse'a) ustalone sygnały rozpoznawcze (np. radiolatarnie na drogach lotniczych nadają trzy litery wzięte z nazwy miejscowości, w której są ustawione: Łódź - LDZ, Poznań - POZ). Na pokładzie statku powietrznego znajduje się radiokompas, który odbiera sygnały radiolatarni naziemnej, na której częstotliwość został nastrojony odbiornik i określa kierunek, z którego została odebrana fala radiowa. Otrzymuje się w ten sposób linię pozycyjną statku powietrznego przebiegającą od miejsca ustawienia radiolatarni naziemnej w kierunku na statek powietrzny⁴³.

Kąt zawarty między północnym kierunkiem południka, a kierunkiem rozchodzenia się fal radiowych zmierzony za pomocą radiokompasu nazywa się radionamiarem (*RN*). W zależności od południka, od którego jest mierzony, radionamiar może być geograficzny (*RNG*) lub magnetyczny (*RNM*). W zależności od kierunku, w którym jest mierzony może być radionamiarem radiolatarni lub radionamiarem statku powietrznego (rys 74).



Rys. 74. Radionamiar i jego rodzaje.

Rodzaje radionamiarów

Radionamiar geograficzny radiolatarni - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez statek powietrzny, a ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię. Oznaczamy go symbolem *RNGR* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka geograficznego.

⁴³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 102.

Radionamiar magnetyczny radiolatarni - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez statek powietrzny, a ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię. Oznaczamy go symbolem *RNMR* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka geograficznego.

Radionamiar geograficzny radiolatarni różni się od radionamiaru magnetycznego radiolatarni o wartość deklinacji ΔM :

$$\mathbf{RNGR = RNMR + \Delta M}$$

$$\mathbf{RNMR = RNGR - \Delta M}$$

Radionamiar geograficzny statku powietrznego - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez miejsce ustawienia na powierzchni ziemi radiolatarni a ortodromicznym kierunkiem na statek powietrzny. Oznaczamy go symbolem *RNGS* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka geograficznego.

Radionamiar magnetyczny statku powietrznego - to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez miejsce ustawienia na powierzchni ziemi radiolatarni a ortodromicznym kierunkiem na statek powietrzny. Oznaczamy go symbolem *RNMS* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od północnego kierunku południka magnetycznego.

Podobnie, jak radionamiary radiolatarni, radionamiary statku powietrznego różnią się między sobą o wartość deklinacji ΔM^{44} :

$$\mathbf{RNGS = RNMS + \Delta M}$$

$$\mathbf{RNMS = RNGS - \Delta M}$$

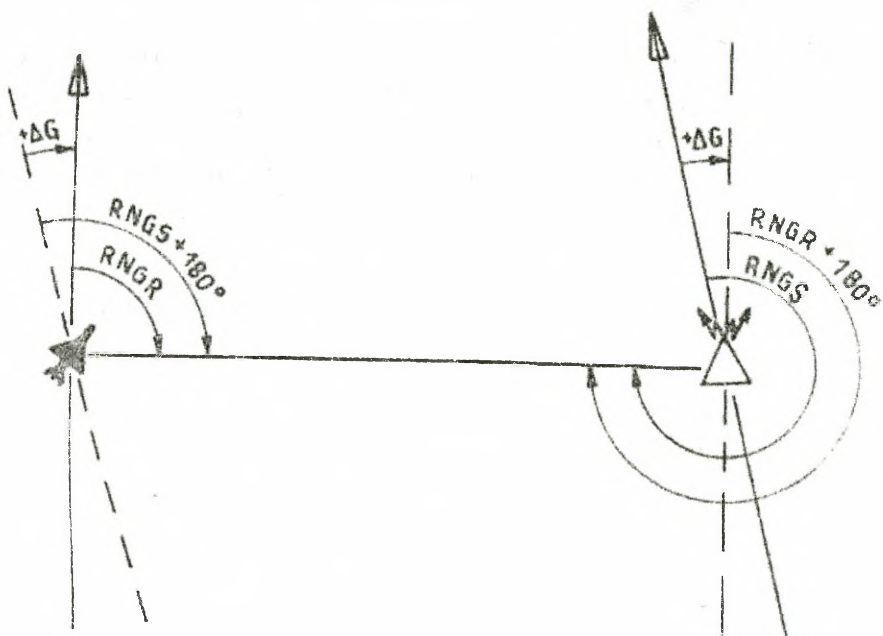
Radionamiary statku powietrznego różnią się od radionamiarów radiolatarni o 180°:

$$\mathbf{RNGS = RNGR \pm 180^\circ}$$

$$\mathbf{RNMS = RNMR \pm 180^\circ}$$

Przy różnicach długości geograficznych pozycji statku powietrznego i miejsca ustawienia radiolatarni na powierzchni ziemi większych niż 2°, należy przy zamianie radionamiarów o 180° uwzględniać poprawkę na zbieżność południków (rys. 75).

⁴⁴ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 64.



Rys. 75. Poprawka na zbieżność południków.

Poprawkę na zbieżność południków obliczamy ze wzoru:

$$\Delta G = (\lambda_r - \lambda_s) \sin \varphi_{sr}$$

w którym: λ_r - długość geograficzna radiolatarni;

λ_s - długość geograficzna statku powietrznego;

φ_{sr} - średnia szerokość geograficzna arkusza mapy w wiernokątnym odwzorowaniu walcowym poprzecznym (odwzorowaniu międzynarodowym) lub szerokość geograficzna równoleżnika styczności przy odwzorowaniu stożkowym stycznym, lub średnia szerokość siecznej stożka przy odwzorowaniu stożkowym siecznym.

Znak poprawki ΔG określa różnica algebraiczna ($\lambda_r - \lambda_s$). Można również przyjąć, że ΔG jest dodatnia, gdy radiolatarnia leży na wschód od pozycji statku powietrznego i ujemna, gdy radiolatarnia leży na zachód.

Przeliczanie radionamiarów z uwzględnieniem poprawki na zbieżność południków wykonujemy według wzorów:

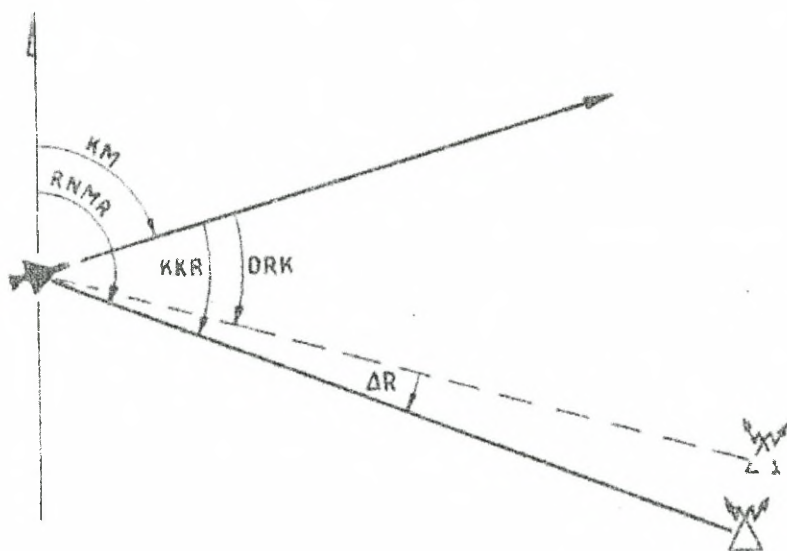
$$\mathbf{RNGS = RNGR \pm 180^\circ + \Delta G}$$

$$\mathbf{RNMS = RNMR \pm 180^\circ - \Delta G}$$

Składowe radionamiaru

Radiokompas na statku powietrznym ma podziałkę zorientowaną względem jego podłużnej osi. Nie można więc z jego pomocą określić od razu wielkości radio-namiaru, lecz kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego a ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię, czyli kąt kursowy radiolatarni (*KKR*). Kierunek na radiolatarnię określany jest przez radiokompas z błędem nazwanym radiodewiacją (ΔR), który należy uwzględnić przy określaniu *KKR*.

Aby określić radionamiar radiolatarni należy określić *KKR*, następnie odczytać z busoli kurs. Suma kursu i *KKR* jest radionamiarem radiolatarni (rys. 76).



Rys. 76. Składowe radionamiaru.

Kąt kursowy radiolatarni - to kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego a rzeczywistym (ortodromicznym) kierunkiem na radiolatarnię. Oznaczamy go symbolem *KKR* i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od przedniego kierunku podłużnej osi statku powietrznego.

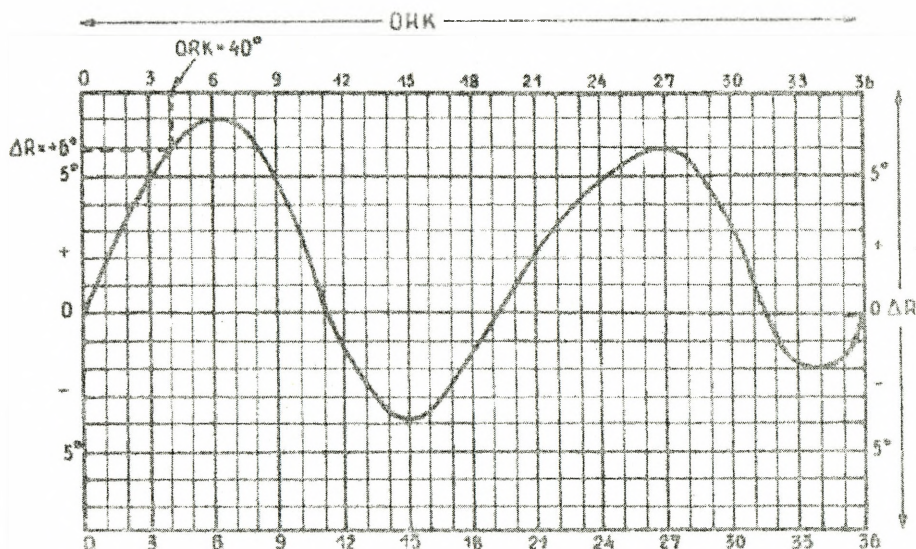
KKR = 0°, gdy nos statku powietrznego skierowany jest na radiolatarnię.

KKR = 90°, gdy radiolatarnia jest z prawej strony statku powietrznego w kierunku prostopadłym do jego podłużnej osi.

KKR = 180°, gdy ogon statku powietrznego skierowany jest na radiolatarnię.

KKR = 270°, gdy radiolatarnia jest z lewej strony statku powietrznego w kierunku prostopadłym do jego podłużnej osi.

Radiodewiacja - to kąt zawarty między pozornym (zmierzonym) a rzeczywistym (ortodromicznym) kierunkiem na radiolatarnię. Oznaczamy go symbolem ΔR i mierzymy w prawo i w lewo od kierunku pozornego. Mierzona w prawo jest dodatnia (+), mierzona w lewo ujemna (-). Wielkość **radiodewiacji** dochodzi niekiedy do 20-30°. Radiodewiację usuwa się za pomocą kompensatora radiodewiacji podczas montażu radiokompasu (na danym typie statku powietrznego) w zakładzie produkcyjnym. Ponadto, określa się jej wartość i dodatkowo usuwa podczas prac radiodewiacyjnych wykonywanych rokrocznie na każdym statku powietrznym. Radiodewiację nie dającą się usunąć nanosi się na wykres radiodewiacji i umieszcza w kabinie (rys. 77).

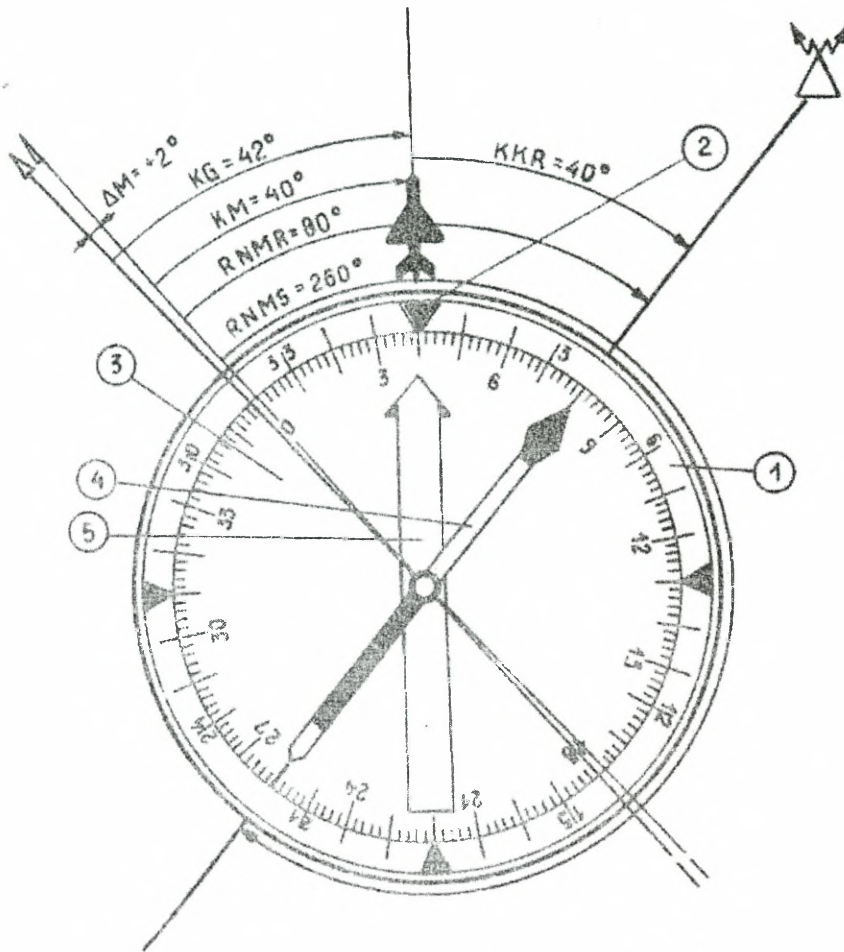


Rys. 77. Wykres radiodewiacji.

Odczyt radiokompasu - to kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego a pozornym (zmierzonym) kierunkiem na radiolatarnię. Oznaczamy go symbolem ORK i mierzymy od 0 do 360° zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając od przedniego kierunku podłużnej osi statku powietrznego.

Na nowych typach statków powietrznych montowane są busole i radiokompasy mające wspólny wskaźnik. Na jednej tarczy bez konieczności przenoszenia wzroku z jednego przyrządu na drugi oraz dodatkowego liczenia załoga może, w zależności od potrzeb, odczytać: kurs statku powietrznego, kąt kursowy radiolatarni (lub ORK , jeżeli nie usunięto całkowicie ΔR) oraz radionamiary radiolatarni i statku powietrznego (rys. 78)⁴⁵.

⁴⁵ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 107.



Rys. 5.6. Połączony wskaźnik radiokompasu i busoli:

1 — nieruchoma podziałka do odczytywania *KKR (ORK)*; 2 — indeks zerowy przeznaczony do odczytywania kursu z jakim aktualnie leci statek powietrzny; 3 — ruchoma podziałka do odczytywania *KM (KB)*, *RNMR* lub *RNMS*; 4 — wskazówka dwustronna do odczytywania *KAR*, *RNMR* lub *RNMS*; 5 — nastawnik kursu przeznaczony do ręcznego ustawienia na podzialek ruchomej (3) dowolnej wielkości (od 0 do 360°).

Rys. 78. Połączony wskaźnik radiokompasu i busoli.

Nastawnikiem kursu ustawia się najczęściej kurs obliczony dla danego odcinka trasy, względnie nakazany kąt drogi lub wielkość nakazanego radionamiaru⁴⁶.

Na ogół w przyrządzie tym dewiacja i radiodewiacja jest usunięta do wartości nie przekraczającej 2°, dlatego możemy przyjąć, że wielkość odczytana pod indeksem zerowym jest kursem magnetycznym. *KKR* odczytujemy według podziałki 1 naprzeciw ostrego końca dwustronnej wskazówki 4. Jeżeli wskazówka nie leży na granicach podziałki 1, to *KKR* odczy-

⁴⁶ Nawigowanie samolotu, op. cit., str. 93.

tuje się z podziałki ruchomej 3 odejmując od wskazywanej wielkości kurs magnetyczny, który odczytuje się naprzeciw indeksu zerowego.

Radionamiar magnetyczny radiolatarni odczytuje się z podziałki 3 naprzeciw ostrego końca dwustronnej wskazówki.

Radionamiar magnetyczny statku powietrznego odczytuje się z podziałki 3 naprzeciw tępego końca dwustronnej wskazówki.

W celu obliczenia radionamiarów geograficznych wykorzystuje się wzory podane wcześniej.

Jeżeli wielkość dewiacji i radiodewiacji przekracza wartość 2° , to ich sumę algebraiczną dodajemy do wielkości radionamiarów odczytanych ze wskaźnika.

Przygotowanie radiokompasu do wykorzystania

Aby ze wskazań radiokompasu można było korzystać podczas lotu należy:

1. Nastroić radiokompas na częstotliwość radiolatarni, którą zamierzamy wykorzystać do wykonania określonego zadania.
2. Upewnić się, że nastrojenie zostało wykonane na właściwą radiolatarnię według słyszalności sygnałów rozpoznawczych.
3. Ustawić przełącznik rodzaju pracy radiokompasu w położeniu „KOMPAS”. Wówczas na wskaźniku przyrządu będzie automatycznie ustawiony aktualny *KKR (RN-MR)*.

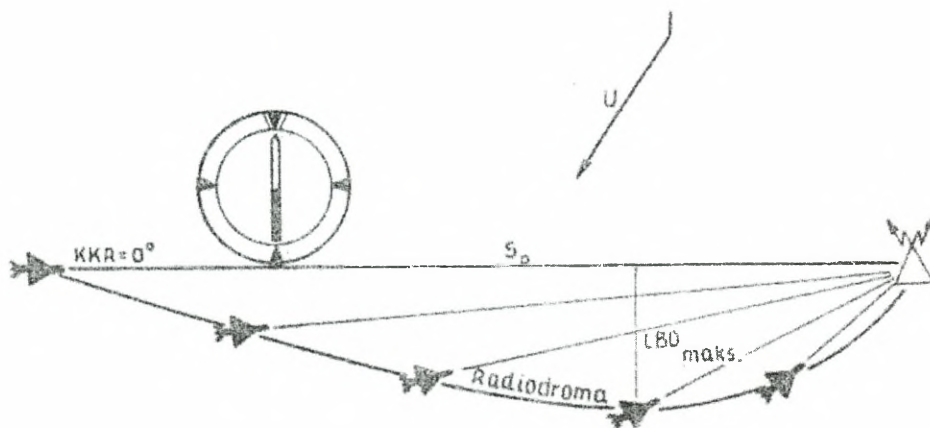
5.3. Wykonywanie lotu do radiolatarni i radionamiernika różnymi sposobami

Lot do radiolatarni sposobem biernym

Jest to najprostszy sposób wykonania lotu do radiolatarni. Polega on na ciągłym kierowaniu podłużnej osi statku powietrznego na radiolatarnię przez utrzymywanie wskazówki radiokompasu na $KKR = 0^\circ$. Sposób ten nie uwzględnia wpływu wiatru na tor lotu, a statek powietrzny porusza się po linii krzywej zwanej radiodromą (rys. 79). Kształt jej zależy od odległości początkowej (S_0), kąta wiatru oraz stosunku U do V_r . Maksymalne liniowe boczne odchylenie (LBO_{maks}) radiodromy od ortodromy możemy obliczyć ze wzoru⁴⁷:

⁴⁷ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 375.

$$LBO_{maks} = \frac{0,37 \cdot U}{V_r} \cdot S_0$$



Rys. 79. Lot do radiolatarni sposobem biernym.

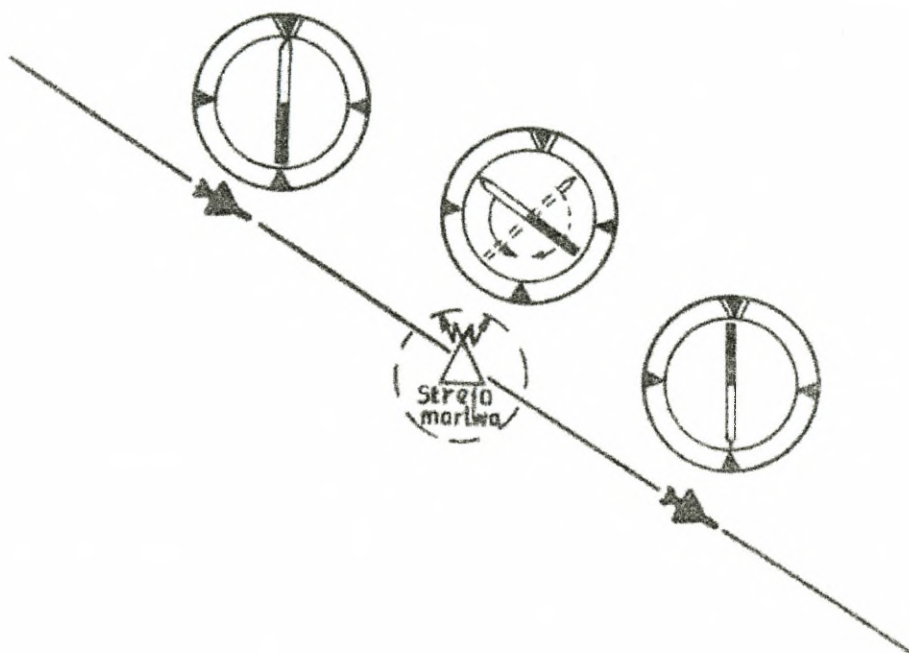
Maksymalne liniowe boczne odchylenie występuje w odległości od radiolatarni równej $0,37 \cdot S_0$. Zwiększenie czasu lotu po radiodromie w porównaniu do czasu lotu po drodze najkrótszej (S_0) jest niewielkie.

Podczas lotu tym sposobem kurs stale się zmienia (rośnie, gdy wiatr wieje z prawej burty, maleje, gdy wiatr wieje z lewej burty), a intensywność jego zmiany wzrasta w miarę zbliżania się do radiolatarni.

Nad radiolatarnią występuje strefa martwa, w której nie ma możliwości odbierania energii elektromagnetycznej. Kształt i rozmiary tej strefy zależą od wysokości lotu oraz charakterystyki promieniowania i odbioru anten. Moment wejścia w strefę martwą jest trudny do zauważenia, dlatego przelot radiolatarni określa się w momencie wyjścia ze strefy martwej, gdy wskazówka radiokompasu obróci się z $KKR = 0^\circ$ na $KKR = 180^\circ$ (rys. 80).

Podczas lotu na małej wysokości do momentu wejścia w strefę martwą można zaobserwować tak szybką zmianę KKR , że możliwości manewrowe statku powietrznego nie pozwolą na doprowadzenie KKR do zera. Wówczas lot wykonujemy ze stałym kursem, a moment przelotu radiolatarni określamy według przelotu jej trawersu ($KKR = 90^\circ$ lub 270°)⁴⁸.

⁴⁸ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 109.



Rys. 80. Określenie przelotu radiolatarni.

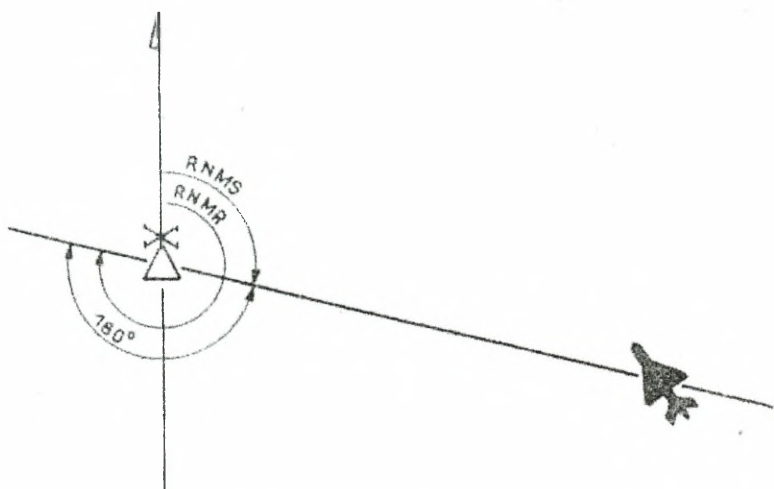
Radionamiernik

Naziemny radionamiernik automatyczny jest radiotechnicznym urządzeniem odbiorczym działania kierunkowego, umożliwiającym określenie kierunku na pracującą radiostację korespondencyjną statku powietrznego. Kierunkowość działania i większą niż w przypadku radiokompasu dokładność radionamierzenia uzyskuje się dzięki zastosowaniu specjalnych konstrukcji antenowych (anten Adcocka, anten przełączalnych itp.).

Radionamiernik naziemny wspólnie z pokładową radiostacją korespondencyjną tworzą katowy system radiotechniczny⁴⁹. W przypadkach lotniczych radionamierników naziemnych szczególnie istotne jest wymaganie, aby wskazania namiaru były natychmiastowe.

W celu otrzymania radionamiaru od radionamiernika należy nawiązać łączność radiową z jego obsługą, żądając umówionym wezwaniem podania radionamiaru. Wezwana obsługa radionamiernika podaje radionmiar magnetyczny radionamiernika (*RNMR*), otrzymany przez zmierzenie radionamiaru magnetycznego statku powietrznego (*RNMS*) i zamianę o 180° (rys. 81).

⁴⁹ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 392.

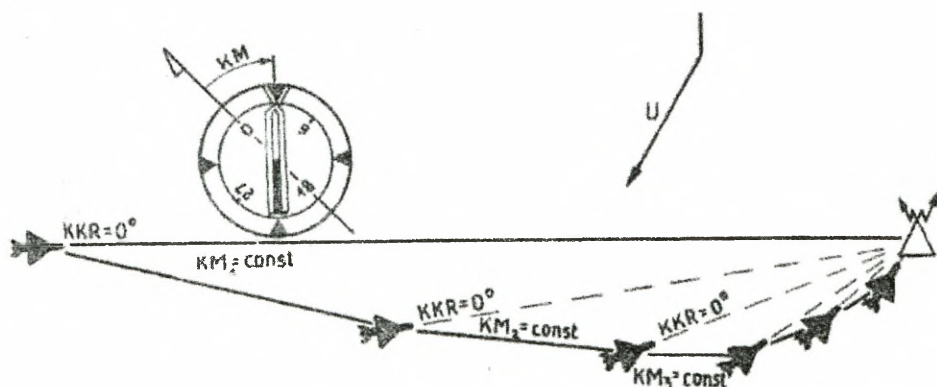


Rys. 81. Radionamiar otrzymany od radionamiernika.

Otrzymaną wielkość radionamiaru można wykorzystać do wykonania lotu do radionamiernika, kontroli drogi co do kierunku i odległości, określania linii pozycyjnych oraz przyrzadowej pozycji statku powietrznego.

Lot do radiolatarni sposobem kursowym

Lot do radiolatarni sposobem kursowym jest odmianą sposobu biernego i polega na okresowym kierowaniu podłużnej osi statku powietrznego na radiolatarnię. Zamiast stale utrzymywać $KKR = 0^\circ$ pilot doprowadza statek powietrzny do tego położenia co pewien czas, utrzymując tymczasem kierunek lotu według kursu busoli odczytanego w momencie doprowadzenia $KKR = 0^\circ$. Lot odbywa się po linii krzywej, łamanej, przypominającej swym kształtem radiodromę (rys. 82). Aby wyjść nad radiolatarnię należy w odległości 50-30 km od niej przejść do lotu sposobem biernym.



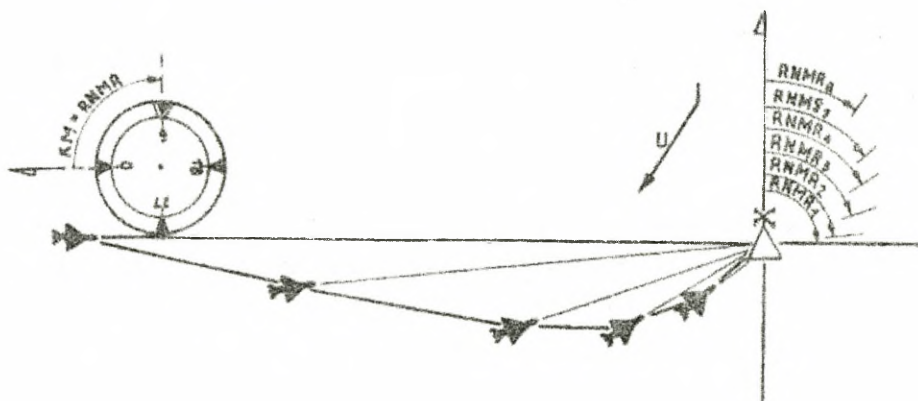
Rys. 82. Lot do radiolatarni sposobem kursowym.

Stosowanie tego sposobu jest wskazane, jeżeli istnieje konieczność oszczędzania energii elektrycznej (awaria prądu) lub w warunkach bojowych, gdy radiolarne będą pracować z przerwami (wówczas radiokompas pracuje stale, a pilot doprowadza do $KKR = 0^\circ$ w momencie usłyszenia sygnałów świadczących o pracy radiolatarni).

Lot do radionamiernika sposobem kursowym

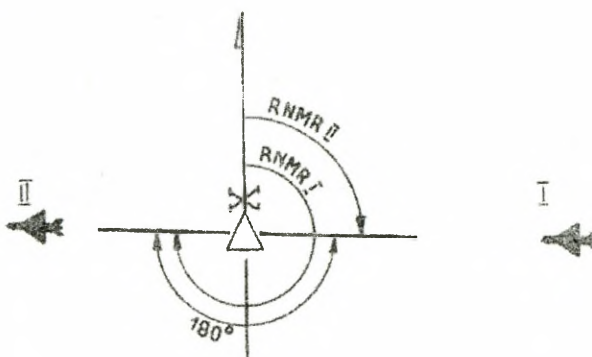
Wykonanie lotu do radionamiernika sposobem kursowym polega na okresowym kierowaniu podłużnej osi statku powietrznego na radionamiernik poprzez przyjmowanie kursu równego otrzymywanej wielkości radionamiernika magnetycznego radionamiernika.

Lot odbywa się po linii krzywej łamanej, przypominającej swym kształtem radiodromę (rys. 83). W miarę zbliżania się do radionamiernika przerwy między kolejnymi wezwaniami o podanie radionamiernika powinny być coraz krótsze, aż do kilkunastu sekund. Zapewni to zwiększenie dokładności wyjścia na radionamiernik.



Rys. 83. Lot do radionamiernika sposobem kursowym.

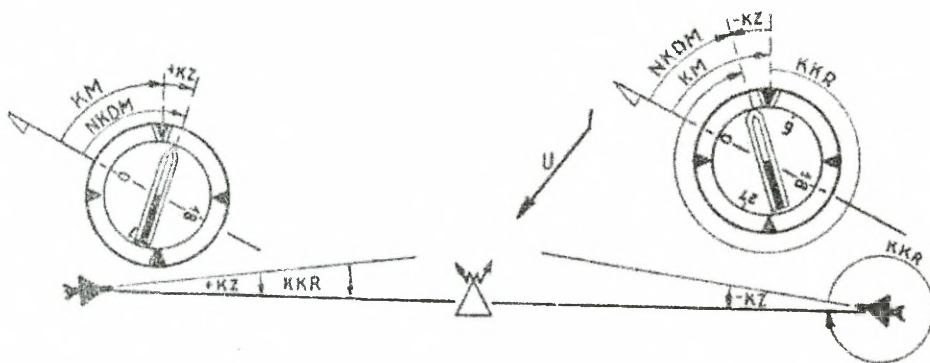
Moment przelotu radionamiernika określa się według zmiany wielkości otrzymywanych radionamierników o około 180° (rys. 84).



Rys. 84. Określenie momentu przelotu radionamiernika.

Lot do radiolatarni sposobem czynnym

Wykonanie lotu do radiolatarni po linii prostej wymaga stosowania sposobu czynnego. Polega on na utrzymywaniu kierunku lotu z uwzględnieniem kąta znoszenia. Osiąga się to przez utrzymywanie wskazówki radiokompasu na $KKR = 360^\circ + KZ$. Podłużna oś statku powietrznego będzie wówczas odchylona od kierunku na radiolatarnię o wielkość KZ (rys. 85).



Rys. 85. Lot do radiolatarni sposobem czynnym.

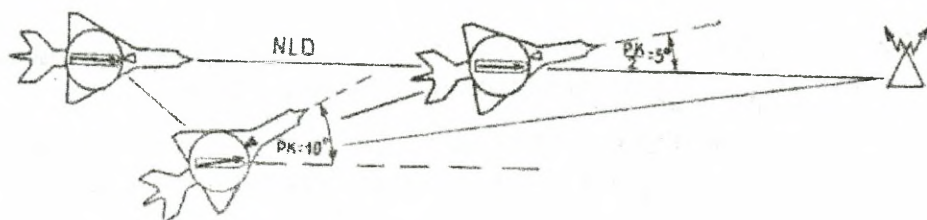
Podczas lotu należy prowadzić kontrolę drogi co do kierunku na podstawie wskazań radiokompasu i busoli. Statek powietrzny leci po nakazanej linii drogi jeżeli $RNMR = NKDM$. Jeżeli $RNMR > NKDM$, to nastąpiło odchylenie w lewo od nakazanej linii drogi, a jeżeli $RNMR < NKDM$, to odchylenie nastąpiło w prawo.

W celu ułatwienia lotu zaleca się ustawić nastawnik kursu na $NKDM$, po czym, nad wyjściowym punktem trasy (WPT) przyjąć obliczony KKR . Wówczas wskazówka radiokompasu powinna pokryć się z nastawnikiem kursu. Lot można wykonywać utrzymując stały kurs lub stały KKR . Jeżeli przy utrzymywaniu stałego kursu wskazówka radiokompasu nie będzie odchyłać się od nastawnika kursu, to znaczy, że lot odbywa się po nakazanej linii drogi. Jeżeli odchyła się w prawo, to znaczy, że występuje odchylenie od NLD w lewo i odwrotnie⁵⁰.

Po zauważeniu odchylenia wskazówki radiokompasu, należy wykonać dowrót o 10° w kierunku jej odchylenia i lecieć z nowym kursem do momentu pokrycia się jej z nastawnikiem kursu. Będzie to świadczyło o powrocie statku powietrznego na NLD - wówczas należy zmniejszyć wprowadzoną poprawkę o połowę. Jeżeli w dalszym locie stwierdzi się odchylenie, to wprowadza się poprawkę 5° , a po wyjściu na NLD (wskazówka

⁵⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 110.

radiokompasu pokrywa się z nastawnikiem kursu) zmniejsza się ją do 2-3°. Nazywa się to wprowadzaniem poprawek systemem połówkowym (rys. 86).



Rys. 86. Lot do radiolatarni z wypracowaniem poprawki na wpływ wiatru.

Powinno to zapewnić dalszy lot bez odchyień. W praktyce, jeżeli na trasie kierunek i prędkość wiatru ulega zmianie może wystąpić konieczność dalszego poprawiania kierunku lotu. Będzie to miało miejsce na dłuższych trasach. Zakładając, że lot do radiolatarni może odbyć się z odległości 150-200 km, a odchylenia można zauważyć po 3-5 min lotu, to przy prędkościach 600-800 km/h wystąpi 2-3 krotne poprawienie kierunku lotu.

Jeżeli kierunek lotu utrzymywany będzie według *KKR*, to przy odchyleniu od nakazanej linii drogi nastąpi zmiana kursu. Kurs wzrośnie podczas odchylenia w lewo, a zmaleje podczas odchylenia w prawo. W celu zlikwidowania odchylenia i dobrania odpowiedniego kursu należy postępować jak wyżej, wykonując dowrót w stronę odchylenia się wskazówki radiokompasu od nastawnika kursu.

Podobnie można wykonać lot do radiolatarni jeżeli brak jest danych o wietrze⁵¹.

W tym celu należy:

1. Skierować statek powietrzny na radiolatarnię przyjmując $KKR = 0^\circ$.
2. Pod wskazówkę radiokompasu podciągnąć nastawnik kursu.
3. Wykonywać lot ze stałym kursem obserwując kierunek wychylenia się wskazówki radiokompasu.
4. Wykonać dowrót o 10° w kierunku wychylenia wskazówki radiokompasu.
5. Lecieć ze stałym kursem do momentu pokrycia się wskazówki radiokompasu z nastawnikiem kursu
6. Zmniejszyć wprowadzoną poprawkę o połowę.

⁵¹ Tamże, str. 111.

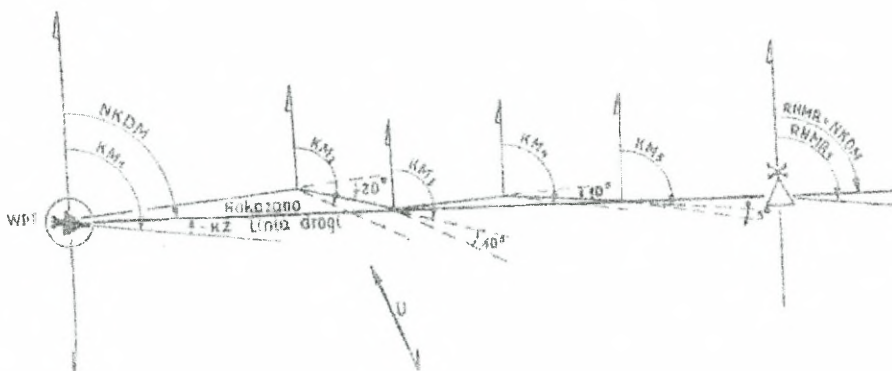
- Po stwierdzeniu ponownego odchylenia należy powtórzyć manewr od punktu 4 do 6 wykonując dowroty o kąt równy połowie poprzedniego (tj. w punkcie 4 dowrót o 5° , a w punkcie 6 o $2-3^\circ$).

Jeżeli po wprowadzeniu poprawek wskazówka radiokompasu nie odchyła się od nastawnika kursu, to ustalony kurs jest właściwy, a lot odbywa się po nakazanej linii drogi.

Na statkach powietrznych o małych prędkościach należy wprowadzać poprawki dwukrotnie większe i zmniejszać je kolejno o połowę aż do ustalenia właściwego kursu.

Lot do radionamiernika sposobem czynnym

Polega na wykonaniu lotu z wprowadzaniem poprawek systemem półwkowym (rys. 87)⁵².



Rys. 87. Lot do radionamiernika sposobem czynnym.

W tym celu należy:

- Przelecieć nad *WPT* z kursem KM_1 obliczonym według $NKDM$ i KZ (wzór podany w obliczaniu NTP).
- Sprawdzić kierunek lotu poprzez okresowe wzywanie podania radionamiaru. Jeżeli otrzymywane od radionamiernika radionamiary są równe $NKDM$, to statek powietrzny porusza się po nakazanej linii drogi. Jeżeli radionamiary są większe, to wystąpiło odchylenie w lewo, jeżeli mniejsze, to wystąpiło odchylenie w prawo.
- Po określeniu kierunku odchylenia należy wykonać zakręt w stronę przeciwną do zaistniałego odchylenia o kąt 20° i lecieć z kursem KM_2 do momentu wyjścia na nakazaną linię drogi (otrzymany radionamiar będzie równy $NKDM$).

⁵² M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 105.

4. Po wyjściu na nakazaną linię drogi zmniejszyć wprowadzoną poprawkę o połowę i lecieć z KM_3 sprawdzając kierunek lotu poprzez okresowe wzywianie podania radionamiaru.
5. Po stwierdzeniu ponownego odchylenia należy wykonać zakręt o kąt 10° i lecieć z kursem KM_4 do momentu wyjścia na nakazaną linię drogi.
6. Powtarzać czynności 4 i 5 wprowadzając poprawki równe połowie wielkości poprzednio wprowadzonej poprawki, aż dobrany kurs zapewni lot po nakazanej linii drogi.

6. OKREŚLANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO ZA POMOCĄ ŚRODKÓW RADIOTECHNICZNYCH

6.1. Określanie pozycji samolotu przy pomocy radiolatarni

Określanie PS_p według dwóch radiolatarni

Pozycję przyrządową statku powietrznego według dwóch radiolatarni określamy w punkcie przecięcia się dwóch linii pozycyjnych otrzymanych jednocześnie od dwóch różnych radiolatarni.

Dopuszczalną przerwę czasową, w sekundach, między określeniem radionamiarów, która praktycznie nie wpływa na dokładność określenia PS_p oblicza się ze wzoru⁵³:

$$\Delta t_{dop} \leq \frac{90 \cdot D_{sr}}{W} (s)$$

gdzie:

D_{sr} - średnia odległość statku powietrznego od namierzanych radiolatarni (km),

W - prędkość podróżna (km/h).

Wielkość Δt_{dop} (s) zależnie od W i D_{sr} przedstawiono w tabeli 15:

Tabela 15

Dopuszczalna przerwa czasowa między radionamiarami

D_{sr} (km) \ W (km/h)	500	600	700	800	900	1000
60	11	9	8	7	6	5
80	14	12	10	9	8	7
100	18	15	13	11	10	9
120	22	18	15	13	12	11

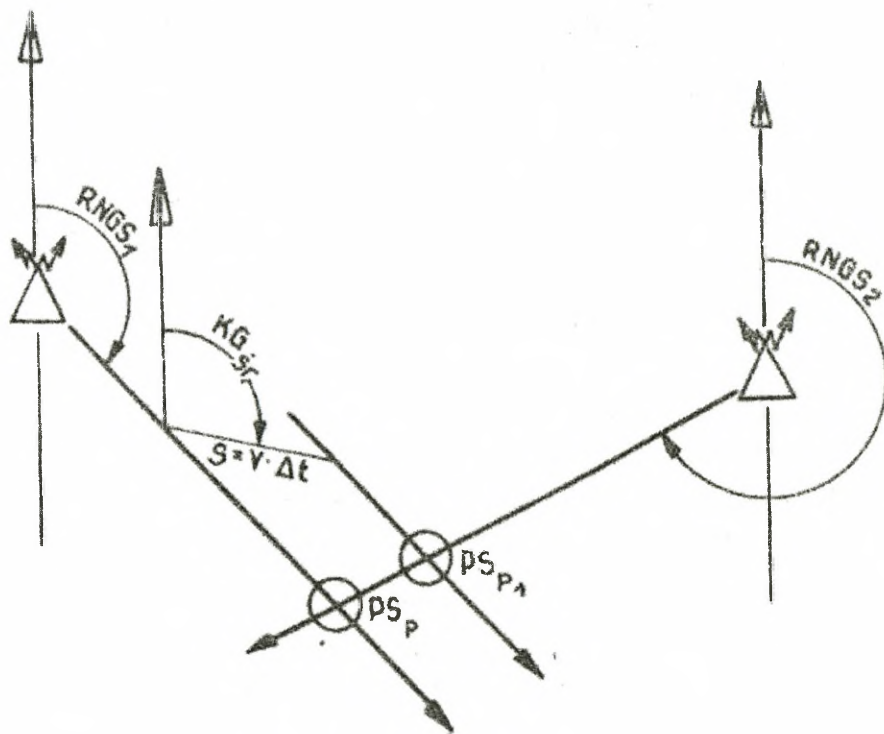
W celu określenia PS_p tym sposobem należy:

1. Nastroić radiokompas na radiolatarnię pierwszą, określić $RNGS_1$, zanotować jego wielkość i czas określenia.

⁵³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 123.

2. Przebrać radiokompas na radiolatarnię drugą, określić $RNGS_2$, zanotować jego wielkość i czas określenia.
3. Wykreślić na mapie linie pozycyjne zgodnie z otrzymanymi radionamierami.

Jeżeli przerwa czasowa między określeniem radionamierów Δt jest mniejsza od Δt_{dop} , wówczas punkt przecięcia się linii pozycyjnych jest pozycją statku powietrznego na średni, czas określenia obu radionamierów (rys. 88 - PS_p).



Rys. 88. Określanie PS_p według dwóch radiolatarni.

Jeżeli przerwa czasowa między określeniem radionamierów Δt jest większa od Δt_{dop} , wówczas należy sprowadzić obie linie pozycyjne do tego samego czasu przez przeniesienie pierwszej linii pozycyjnej zgodnie z kursem geograficznym (KG_{sr}), z jakim statek powietrzny leciał podczas radionamierzenia, o drogę przebytą w czasie między określeniem pierwszego i drugiego radionamiaru. **W tym celu należy⁵⁴:**

- a) z dowolnego punktu na linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru odmierzyć zgodnie z KG_{sr} drogę $S = V_r \cdot \Delta t$;

⁵⁴ Tamże, str. 124.

- b) przez koniec drogi S przeprowadzić równoległą do linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru;
- c) w punkcie przecięcia się równoległej z linią pozycyjną drugiego radionamiaru otrzymamy pozycję statku powietrznego na czas określenia drugiego radionamiaru (rys. 88 – PS_{p1}).

W celu zmniejszenia błędu powstałego na skutek różnicy czasów radionamierzenia, należy w pierwszej kolejności namierzać tę radiolatarnię, której radionamiar zmienia się wolniej (kąty kursowe radiolatarni zbliżone do 0 lub 180°). Zwiększenie dokładności określonej PS_p osiąga się również przez dobór radiolatarni znajdujących się najbliżej statku powietrznego, od których linie pozycyjne będą przecinały się pod kątem 30-150°. Największą dokładność uzyskujemy przy kącie 90°.

Jeżeli na statku powietrznym zamontowane są dwa radiokompasy, wskazane jest radionamierzenie każdej radiolatarni przez inny radiokompas. Wówczas różnica w czasie określenia radionamiarów praktycznie nie będzie występować. Podobna sytuacja występuje przy radiokompasach umożliwiającym szybkie przestrojenie się na drugą radiolatarnię (np. ARK-10).

Określanie PS_p według jednej radiolatarni

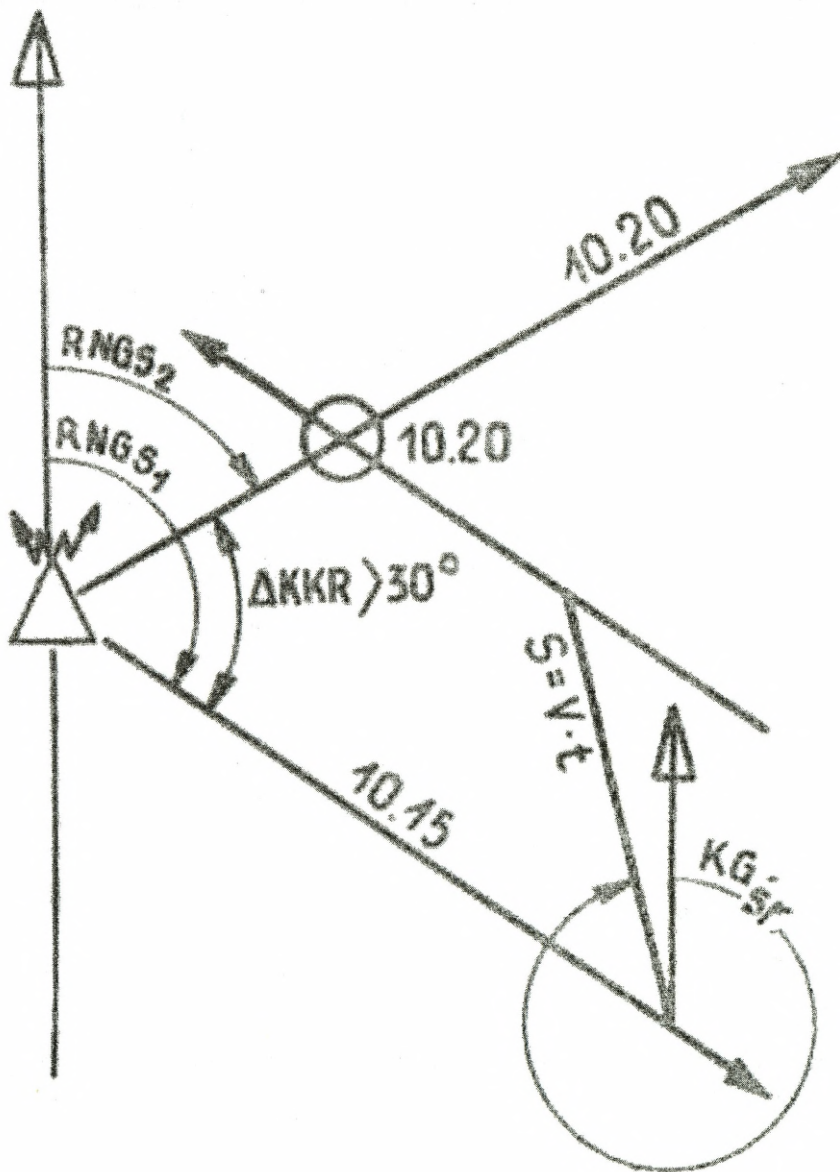
Stosuje się wówczas, gdy nie ma możliwości wykorzystania innych radiolatarni (radionamiernika).

W celu określenia PS_p tym sposobem należy (rys. 89)⁵⁵:

1. Nastroić radiokompas na radiolatarnię, określić $RNGS_1$, zanotować jego wielkość i czas.
2. Lecieć ze stałym kursem i prędkością do chwili, gdy KKR zmieni się co najmniej o 30°.
3. Określić $RNGS_2$, zanotować jego wielkość i czas określenia.
4. Wykreślić na mapie od namierzanej radiolatarni linie pozycyjne obu radionamiarów.
5. Z dowolnego punktu na linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru odmierzyć zgodnie z KG_{sr} drogę $S = V_r \cdot \Delta t$.
6. Przez koniec drogi S przeprowadzić równoległą do linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru.

⁵⁵ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 387.

7. W punkcie przecięcia się równoległej z linią pozycyjną drugiego radionamiaru otrzymamy pozycję statku powietrznego na czas określenia drugiego radionamiaru (rys. 89).

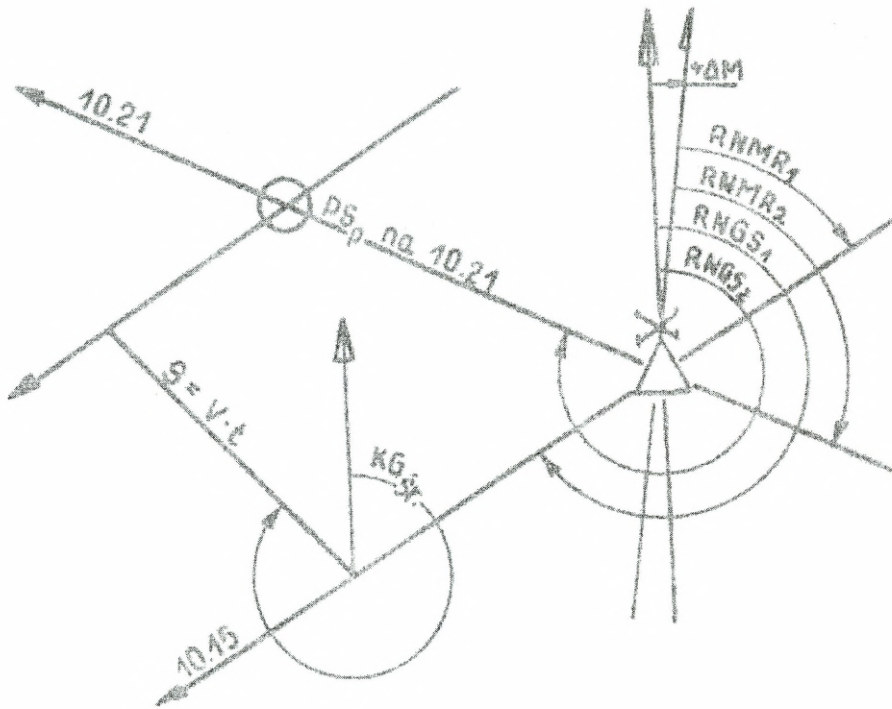


Rys. 89. Określanie PS_p według jednej radiolatarni.

6.2. Określanie pozycji samolotu przy pomocy radionamiernika

Określanie PS_p według jednego radionamiernika

Stosuje się wówczas, gdy nie ma możliwości otrzymania radionamiaru od innych urządzeń naziemnych.



Rys. 90. Określanie PS_p według jednego radionamiernika.

W celu określenia PS_p tym sposobem należy (rys. 90)⁵⁶:

1. Nawiązać łączność z obsługą radionamiernika, zażądać podania radionamiaru i zanotować czas.
2. Po otrzymaniu radionamiaru zamienić go o 180° i dodać ΔM . Obliczony $RNGS$ wykreślić na mapie od radionamiernika.

⁵⁶ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 131.

3. Lecieć ze stałym kursem i prędkością, żądając w krótkich odstępach czasu podania radionamiaru. Jeżeli otrzymany radionamiar będzie różnił się od pierwszego co najmniej o 30° powtórzyć czynność 1 i 2.
4. Z dowolnego punktu na linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru odmierzyć zgodnie z KG_{sr} drogę $S = V_r \cdot \Delta t$.
5. Przez koniec drogi S przeprowadzić równoległą do linii pozycyjnej pierwszego radionamiaru.
6. W punkcie przecięcia się równoległej z linią pozycyjną drugiego radionamiaru otrzymamy pozycję statku powietrznego na czas określenia drugiego radionamiaru (rys. 90).

Określanie PS_p według dwóch (trzech) radionamierników

Pozwala na określenie PS_p w krótkim czasie i nie wymaga dodatkowych obliczeń i kreśleń na mapie, ponieważ można określić dwie (trzy) linie pozycyjne w tym samym czasie⁵⁷.

W celu określenia PS_p tym sposobem należy (rys. 91)⁵⁸:

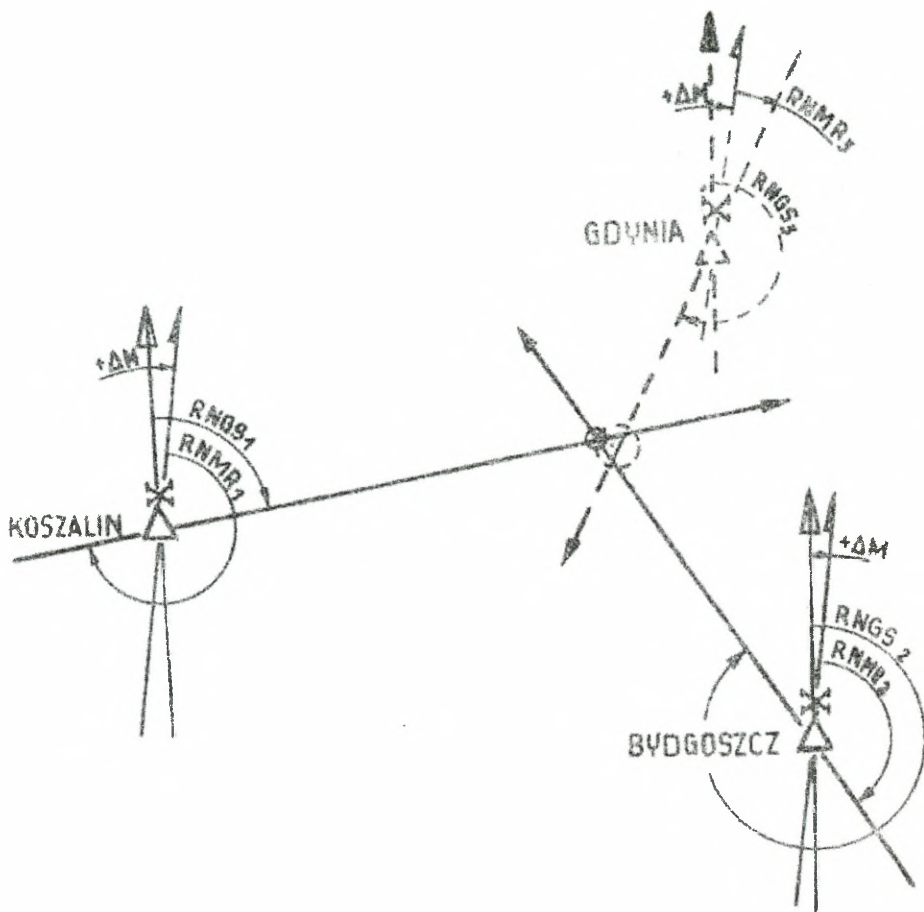
1. Nawiązać łączność z obsługami dwóch (trzech) radionamierników, zażądać podania kolejno radionamiarów (np. KOSZALIN-4, BYDGOSZCZ-4 dajcie kolejno „Priboj”) i zanotować czas.
2. Obsługi radionamierników zobowiązane są podać radionamiary w takiej kolejności, w jakiej były wzywane (tj. najpierw KOSZALIN, a gdy pokwitujemy przyjęcie radionamiaru - BYDGOSZCZ). Są to radionamiary ($RNMR$) na czas wezwania radionamierników.
3. Otrzymane $RNMR$ należy zamienić o 180° i dodać ΔM .
4. Obliczone $RNGS_1$ i $RNGS_2$ wykreślić na mapie od miejsc ustawienia radionamierników.

Punkt przecięcia się linii radionamiarów daje PS_p na czas wzywania radionamierników.

W celu zwiększenia dokładności określonej PS_p należy wezwać trzy radionamierniki (np. KOSZALIN-4, BYDGOSZCZ-4, GDYNIA-4), a po otrzymaniu od nich $RNMR_1$, $RNMR_2$ i $RNMR_3$ przeliczyć je na $RNGS_1$, $RNGS_2$ i $RNGS_3$ i wykreślić na mapie. W wyniku przecięcia się linii pozycyjnych najczęściej utworzony zostanie trójkąt, którego środek jest pozycją przyrządową statku powietrznego (PS_p) na czas wzywania radionamierników.

⁵⁷ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 83.

⁵⁸ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 132.



Rys. 91. Określanie PS_p według dwóch (trzech) radionamierników.

Określanie PS_p według radionamiernika i radiolatarni

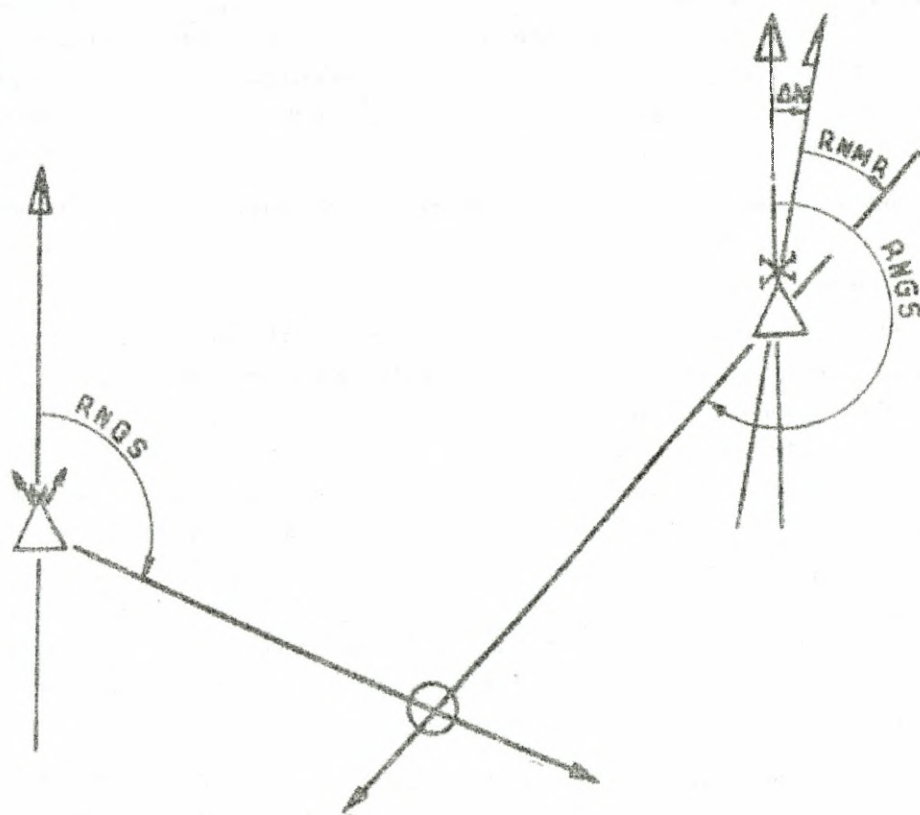
Sposób ten opiera się na możliwości otrzymania dwóch linii pozycyjnych w tym samym czasie: jednej od radionamiernika, drugiej od radiolatarni. **Aby określić PS_p tym sposobem należy (rys. 92)⁵⁹:**

1. Nastroić radiokompas na wybraną radiolatarnię.
2. Wezwać przez radio obsługę wybranego radionamiernika, zażądać podania radionamierniaru i zanotować czas.
3. W momencie wzywania zanotować wskazywany przez radiokompas $RNMS$ (naprzeciw tępo końca wskazówki radiokompasu).

⁵⁹ Nawigowanie samolotu, op. cit., str. 112.

4. Otrzymany od obsługi radionamiernika *RNMR* zamienić o 180° i dodać deklinację, a do *RNMS* odczytanego ze wskaźnika radiokompasu dodać tylko deklinację.
5. Otrzymane *RNGS* od radionamiernika i radiolatarni wykreślić na mapie.

Punkt przecięcia się linii radionamiarów daje PS_p na czas wzywania radionamiernika.



Rys. 92. Określanie PS_p według radionamiernika i radiolatarni.

6.3. Dokładność radionamierzenia

Przy wykorzystywaniu kątowych systemów radiotechnicznych mogą występować błędy w określaniu kierunku zależne od warunków rozchodzenia się fal elektromagnetycznych, warunków meteorologicznych, dokładności i sprawności aparatury pokładowej i naziemnej oraz poziomu wyszkolenia i jakości pracy załogi w powietrzu.

Zasada pracy radiokompasów i radionamierników naziemnych opiera się na wykorzystaniu właściwości prostoliniowego (ortodromicznego) rozchodzenia się pionowo spolaryzowanych fal elektromagnetycznych, tzn. takich, których wektor pola elektrycznego tworzy z powierzchnią ziemi kąt prosty. W próżni fale elektromagnetyczne rozprzestrzeniałyby się prostoliniowo i bez strat. W rzeczywistych warunkach na charakter rozchodzenia się fal radiowych wywiera wpływ powierzchnia ziemi i atmosfera. W wyniku tego wpływu nie zawsze fale elektromagnetyczne rozchodzą się najkrótszą drogą między nadajnikiem i odbiornikiem (po ortodromie), zmienia się również przy tym ich polaryzacja, co prowadzi do błędów w określaniu kierunków. W każdym przypadku odchylenia się kierunku rozchodzenia się fal radiowych od kierunku ortodromicznego bądź też zmiany kierunku polaryzacji powstają błędy radionamierzenia⁶⁰.

Do podstawowych błędów radionamierzenia związanych z wpływem powierzchni ziemi i atmosfery na rozprzestrzenianie się fal elektromagnetycznych, zalicza się błędy: „brzegowy”, „górski” i „nocny”.

Błąd brzegowy powstaje w wyniku zmiany kierunku polaryzacji i kierunku rozchodzenia się fal radiowych w przypadku przecinania przez nie linii brzegowej (linii „ład-morze”), co ma miejsce wówczas, kiedy statek powietrzny i *PRN* znajdują się po przeciwnych stronach tej linii. Zjawisko to, związane z różnicą warunków rozchodzenia się fal radiowych nad lądem i powierzchnią wody, prowadzi do błędnych wskazań radiokompasu, bądź błędnego pomiaru *RNGS* przez radionamiernik naziemny. Największe wartości tego błędu występują wówczas, gdy kierunek „statek powietrzny - *PRN*” przecina linię brzegową pod kątami ostrymi, najmniejsze zaś, gdy ten kierunek tworzy z linią brzegową kąt 90°. Wartość tego błędu wzrasta ze wzrostem częstotliwości fali elektromagnetycznej. Wynikają stąd praktyczne wskazówki, dotyczące zmniejszania wpływu tego błędu na dokładność radionamierzenia.

Błąd górski występuje nad terenem górzystym i pagórkowatym w wyniku dyfrakcji (zdolności fal elektromagnetycznych do „uginania się” i omijania przeszkód terenowych; zdolność ta jest tym większa, im dłuższa jest fala) oraz odbić fal od przeszkód terenowych. Wymienione zjawiska zmieniają kierunek i polaryzację fal radiowych. Wartość tego błędu zależy od wzajemnego położenia statku powietrznego, *PRN* i przeszkody terenowej, długości fali i wysokości lotu. Największe błędy 10°-20° występują podczas lotów na małych wysokościach w bezpośrednim pobliżu gór, przy wykorzystywaniu urządzeń radiotechnicznych z zakresem fal długich. Fale ultrakrótkie są podczas lotu na małych wysokościach ekranowane („zaciemnione”) przez przeszkody naturalne (wzniesienia, góry) i z tego też względu mogą być wykorzystane do celów radionamierzenia tylko w ograniczonym zakresie.

⁶⁰ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 99.

Duże błędy wskazań radiokompasu mają miejsce wówczas, kiedy między statkiem powietrznym i radiolatarnią znajduje się pasmo górskie o wysokości ponad 4 000 m, a statek powietrzny wykonuje lot w odległości od gór mniejszej niż 40 km.

Błąd górski praktycznie nie występuje, gdy wysokość lotu jest większa 1,5-2-krotnie od wysokości gór.

Błąd nocny powodowany jest jednoczesnym odbiorem przez ARK fali przyziemnej i fali przestrzennej odbitej od zjonizowanej warstwy atmosfery w okresie świtu, zmroku, a także w nocy (stąd nazwa). Kierunek polaryzacji fali przestrzennej jest z zasady różny od kierunku pionowego. Błąd ten występuje zwłaszcza na godzinę przed i godzinę po zachodzie (wschodzie) słońca, w związku z szybką zmianą gęstości i wysokości zjonizowanej warstwy atmosfery (jonosfery). Wartość tego błędu jest tym większa, im krótsza jest fala, mniejsza moc i większa odległość statku powietrznego od namierzanej radiolatarni. Nieregularne wahania wskazówki ARK mogą dochodzić do kilkudziesięciu stopni, co w zasadzie wyklucza możliwość wykorzystywania w tych okresach ARK. W przypadku jednak takiej konieczności, należy wykorzystywać do radionamierzenia (lub wyjścia na PRN) radiolatarnie dużej mocy z zakresem fal długich z odległości nie większej niż 100 km.

Radionamierniki naziemne są wyposażone w specjalne systemy antenowe, które, praktycznie biorąc, eliminują zjawisko błędu nocnego.

Na dokładność radionamierzenia wpływają również chmury, opady i zakłócenia radioelektroniczne stosowane przez przeciwnika⁶¹.

Chmury wywierają wpływ na wskazania ARK tylko wówczas, kiedy statek powietrzny wykonuje lot w chmurach kłębiastych lub kłębiasto-opadowych. Wskazówka ARK może się przy tym wahać w zakresie $\pm 20^\circ$ z okresem 5-10 s. Podczas lotu w rejonie aktywności burzowej, przy odległościach 10-20 km od centrum burzy, wskazówka ARK może odchyłać się od rzeczywistego kierunku na radiolatarnię w kierunku tego centrum do 20° w czasie do 1 min. Silne wyładowania elektryczne w atmosferze powodują zanik okresowy słyszalności radiolatarni i odchylenia się wskazówki ARK w kierunku wyładowań.

Podczas lotu w strefie opadów (deszcz, grad, śnieg), zwłaszcza opadu suchego śniegu i gradu, powstający na powierzchniach statku powietrznego ładunek elektrostatyczny znacznie ogranicza możliwość wykorzystywania ARK. Obecność stałego trzasku w słuchawkach utrudnia nastrojenie ARK i identyfikację sygnałów radiolatarni. Wskazówka ARK może się przy tym wahać w zakresie od $\pm 20^\circ$ do $\pm 40^\circ$ z okresem do 1 min.

⁶¹ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 405.

Zakłócanie środków radiotechnicznych przeciwnik może stosować przez wykorzystanie radiolatarni nadających z własnego terytorium sygnały naszych radiolatarni na właściwych im częstotliwościach drogą retranslacji. Mogą być również stosowane specjalne nadajniki o dużej mocy zakłócające pracę radiolatarni. Zakłócenia te powodują błędne wskazania radiokompasu często bez możliwości zauważenia tego przez załogę. Dlatego lecąc do radiolatarni należy stale sprawdzać wszystkimi możliwymi sposobami swoją *PS* i kurs wskazywany przez busolę.

Jeżeli slychać sygnały radiolatarni, a wskazania ARK są niestabilne (wskazówka waha się), należy przełącznik rodzaju pracy ustawić w położeniu „RAMKA” i przeprowadzić radionamierzenie „na słuch” według minimum słyszalności sygnałów, zwracając uwagę na to, aby nie popełnić błędu o 180°. Zaleca się również, w celu dokładniejszego pomiaru *KKR*, ustawić przełącznik rodzaju pracy w położeniu „RAMKA” i naciskając przycisk ręcznego sterowania o brotem anteny ramowej odchylić wskazówkę w prawo lub w lewo o 90°, a następnie ustawić przełącznik rodzaju pracy w położeniu „KOMPAS”. Spowoduje to powrót wskazówki do poprzedniego położenia i przez pewien czas zapewni dokładniejszy odczyt wskazań.

Zarówno radiokompasy, jak i radionamierniki naziemne mają własne błędy. W przypadku ARK występuje różnica między pozornym (zmierzonym) i rzeczywistym ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię (radiodewiacja), a w przypadku radionamiernika naziemnego błędy w pomiarach powoduje niewłaściwe zorientowanie systemu antenowego względem południka. Radiodewiację ARK określa się okresowo i kompensuje w ramach prac radiodewiacyjnych. Błędy radionamiernika naziemnego określa się podczas oblotu i uwzględnia w procesie radionamierzenia. W przypadku radionamierzenia własnego dokładność radionamiaru zależy również od dokładności odczytu kursu i *ORK (KKR)*. Z tego też względu pilot powinien w czasie radionamierzenia szczególnie dokładnie utrzymywać i odczytywać kurs statku powietrznego, a w przypadku niespokojnej atmosfery określać jego wartość średnią za pewien czas. Należy również brać pod uwagę, że niedokładne dostrojenie ARK do częstotliwości radiolatarni powoduje labilne wskazania radiokompasu i prowadzi do poważnych błędów w określaniu kierunku. Zdarzają się przypadki, że statek powietrzny lecący na granicy zasięgu dwóch radiolatarni pracujących na zbliżonych częstotliwościach, na skutek niedokładnego nastrojenia ARK, jest „ściągany” przez radiolatarnię, o większej mocy, co w przypadku braku dodatkowej kontroli kierunku lotu według busoli może doprowadzić do utraty orientacji⁶².

Przy radionamierzaniu obcym mogą występować błędy związane z niedokładnym pomiarem minimum i odczytem wartości radionamiaru przez operatora radionamiernika

⁶² Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 127.

naziemnego. W praktyce przyjmuje się, że dokładność radionamierzania wynosi w przypadku⁶³:

- automatycznych radiokompasów $\pm 2^\circ$ - 3° ;
- krótkofalowych radionamierników naziemnych bliskiego zasięgu $\pm 1,5^\circ$ - 2° ;
- krótkofalowych radionamierników naziemnych dalekiego zasięgu $\pm 0,7^\circ$ - $0,9^\circ$;
- ultrakrótkofalowych radionamierników naziemnych $\pm 3^\circ$.

Kierunek uzyskany drogą radionamierzania należy więc rozpatrywać nie jako linię, lecz jako sektor o kącie wierzchołkowym zależnym od dokładności danego kąтового systemu radiotechnicznego (np. w przypadku systemu składającego się z ARK i radiolatarni kąt ten wynosi 4° - 6°).

Dokładność nawigowania zwiększa się przy wykorzystywaniu różnych systemów kątowych. Podczas wyprowadzania statku powietrznego na lotnisko lądowania według radiolatarni, należy okresowo kontrolować kierunek lotu według namiarów od radionamiernika. Wyklucza to możliwość popełnienia błędów przy występowaniu zakłóceń lub przy uszkodzeniu radiokompasu.

Określanie PS według radiolatarni i radionamiernika zapewnia możliwość jednoczesnego określenia linii pozycyjnych. Określając PS_p przy występowaniu zakłóceń, wskazane jest wykorzystywanie radionamiarów od trzech urządzeń naziemnych, co pozwala uniknąć pomyłek spowodowanych zakłóceniami.

Uwaga: *Wykreślając linie pozycyjne na mapie należy uważać, aby nie popełnić pomyłki przez odmierzenie RNGS od jednej radiolatarni (radionamiernika) z miejsca rozmieszczenia drugiej radiolatarni (radionamiernika).*

⁶³ W. Wyzumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 407.

7. KONTROLA I POPRAWIANIE DROGI WEDŁUG KIERUNKU I ODLEGŁOŚCI

7.1. Kontrola drogi według kierunku i odległości

W celu dokładnego wykonania lotu po nakazanej trasie i wyjścia na określony punkt (obiekt) w nakazanym czasie, pilot powinien dokładnie utrzymywać nakazany (założony w obliczeniach) nawigacyjny reżym lotu oraz **systematycznie kontrolować drogę**, tzn. określać rzeczywistą drogę statku powietrznego i porównywać ją z nakazaną linią drogi.

Odchylenie statku powietrznego od nakazanej linii drogi, a także niedokładny w czasie przelot kontrolnych obiektów mogą wystąpić w wyniku błędów w nawigacyjnych obliczeniach i pomiarach, niedokładnego utrzymywania nawigacyjnego reżymu lotu, błędów we wskazaniach przyrządów, a także w wyniku nie uwzględniania we właściwym czasie wpływu zmian wiatru.

W ramach kontroli drogi ustala się podczas lotu okresowo pozycje statku powietrznego, linie pozycyjne oraz rzeczywiste wartości nawigacyjnych elementów lotu, wykorzystując w tym celu kompleksowo techniczne wyposażenie nawigacyjne statku powietrznego i naziemne urządzenia techniczne, obserwację wzrokową przelatывanego terenu oraz nawigacyjne określenia „na oko” i obliczenia w pamięci.

Rozróżnia się następujące rodzaje kontroli drogi⁶⁴:

1. Kontrolę drogi według kierunku;
2. Kontrolę drogi według odległości (czasu);
3. Pełną kontrolę drogi.

Kontrolę drogi prowadzi się sposobami przewidzianymi w nawigacyjnym planie lotu. Przy wyborze urządzeń radiotechnicznych i sposobów kontroli drogi powinno się brać pod uwagę nie tylko możliwość, lecz i celowość ich stosowania w danej nawigacyjnej sytuacji lotu. Pierwszeństwo powinno się oddawać tym urządzeniom i sposobom, które zapewniają większą dokładność kontroli drogi i są najlepiej opanowane przez załogę.

Kontrola drogi według kierunku

Kontrola drogi według kierunku polega na określaniu rzeczywistego kierunku lotu (rzeczywistego kąta drogi) i bocznego odchylenia (kątownego, liniowego) od nakazanej linii drogi. Szczególnie dokładnie powinno się kontrolować drogę według kierunku przy odejściu od lotniska i podstawowych punktów trasy, ponieważ niewykrycie we wła-

⁶⁴ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 161.

ściwym czasie błędu w kursie lotu może doprowadzić do dużych odchyień od *NLD*, utraty orientacji geograficznej i niewykonania zadania. **Aby uniknąć dużych błędów w kierunku odejścia od lotniska i podstawowych punktów trasy należy⁶⁵:**

- w chwili odejścia porównać wskazania wszystkich przyrządów wskazujących kurs i upewnić się o przyjęciu właściwego kursu; jeżeli odejście wykonuje się po łuku zakrętu, należy dodatkowo kontrolować utrzymywanie rzeczywistej prędkości powietrznej, kąta przechylenia i prędkości kątowej zakrętu;
- sprawdzić prawidłowość kierunku lotu według naziemnych obiektów orientacyjnych (przy widoczności ziemi) i wskazań pokładowych urządzeń radiotechnicznych.

Podobnie dokładnie powinno się kontrolować drogę według kierunku przy dolocie do podstawowych punktów trasy i lotniska. **Rzeczywisty kierunek lotu można określić według:**

- a) kolejnych pozycji statku powietrznego;
- b) pomiarów kąta znoszenia;
- c) bocznego odchylenia;
- d) orientacji wzrokowej;
- e) informacji z punktów dowodzenia.

Określanie rzeczywistego kierunku lotu według kolejnych pozycji statku powietrznego. Łącząc kolejne pozycje statku powietrznego na mapie, otrzymuje się rzeczywistą linię drogi. Następnie mierzy się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka i rzeczywistą linią drogi. Kąt ten jest rzeczywistym kątem drogi.

Określanie rzeczywistego kierunku lotu według pomiarów kąta znoszenia. Do średniego kursu dodaje się średni kąt znoszenia i otrzymuje rzeczywisty kąt drogi:

$$RKDM = KM_{\delta r} + (\pm KZ_{\delta r})$$

$$RKDG = KG_{\delta r} + (\pm KZ_{\delta r})$$

Określanie bocznego odchylenia. Boczne odchylenie RLD od NLD może być w czasie lotu określone według:

- liniowego obiektu orientacyjnego pokrywającego się z nakazaną linią drogi lub przebiegającego równoległe do niej;
- znanej pozycji statku powietrznego;

⁶⁵ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 497.

- niamiaru obiektu orientacyjnego położonego na nakazanej linii drogi;
- radionamiaru punktu radionawigacyjnego znajdującego się na nakazanej linii drogi lub na jej przedłużeniu;
- pomiaru kąta znoszenia.

Podczas lotu wzdłuż obiektu liniowego pokrywającego się z nakazaną linią drogi ocenia się wzrokowo wartość liniowego bocznego odchylenia statku powietrznego od tego obiektu, a tym samym od nakazanej linii drogi.

Gdy obiekt liniowy przebiega równolegle do nakazanej linii drogi, określa się liniowe boczne odchylenie wzrokowo, porównując położenie statku powietrznego względem tego obiektu i nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według znanej pozycji statku powietrznego polega na tym, że ustala się w czasie lotu pozycję statku powietrznego, nanosi się ją na mapę i ocenia wartość liniowego i kąтового bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według niamiaru obiektu orientacyjnego znajdującego się na nakazanej linii drogi polega na określeniu niamiaru wzrokowego statku powietrznego, wykreśleniu (odłożeniu wzrokowo) linii tego niamiaru na mapie i określeniu kąтового bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według radionamiaru punktu radionawigacyjnego, znajdującego się na nakazanej linii drogi lub na jej przedłużeniu, polega na określeniu radionamiaru statku powietrznego od tego punktu, wykreśleniu na mapie linii radionamiaru statku powietrznego i określeniu kąтового bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według pomiaru kąta znoszenia polega na obliczeniu rzeczywistego kąta drogi $RKDM$ przez dodanie do kursu lotu KM kąta znoszenia KZ , tj.

$$RKDM = KM + (\pm KZ)$$

a następnie obliczenie kąтового bocznego odchylenia KBO przez odjęcie od rzeczywistego kąta drogi $RKDM$, nakazanego kąta drogi $NKDM$:

$$KBO = RKDM - NKDM$$

Kontrola drogi według odległości (czasu)

Kontrola drogi według odległości (czasu) polega na określaniu drogi przebytej przez statek powietrzny od określonego punktu (czasu lotu od tego punktu) lub drogi pozostałej do przebycia do kolejnego punktu (czasu pozostałego do obliczonego lub nakazanego czasu wyjścia nad ten punkt).

Wyjściowym punktem kontroli drogi według odległości (czasu) może być lotnisko startu, podstawowy punkt trasy, punkt radionawigacyjny, pozycja statku powietrznego itp. Punktem, w odniesieniu do którego określa się drogę pozostałą do przebycia (pozostały czas lotu) może być punkt radionawigacyjny, punkt zmiany kierunku lotu, lotnisko lądowania itp.

Zależnie od nawigacyjnej sytuacji lotu, kontrolę drogi według odległości (czasu) prowadzi się według obserwacji wzrokowej terenu i namiarów wzrokowych, zliczenia drogi oraz radionamiarów bocznych PRN i położonych na linii drogi.

W warunkach widoczności powierzchni ziemi i obecności w terenie charakterystycznych obiektów orientacyjnych kontrolę drogi według odległości (czasu) można prowadzić według⁶⁶:

- przelotu charakterystycznych punktowych obiektów orientacyjnych położonych na nakazanej linii drogi;
- przelotu liniowych obiektów orientacyjnych lub linii (nabieżników) punktowych obiektów orientacyjnych prostopadłych do *NLD*;
- przelotu trawersu obiektów orientacyjnych położonych z boku trasy lotu;
- namiarów optycznych na boczne obiekty orientacyjne położone pod kątem zbliżonym do 90° w stosunku do *NLD* lub na obiekty położone na *NLD*;
- zliczania drogi.

W warunkach braku widoczności powierzchni ziemi oraz braku w terenie charakterystycznych obiektów orientacyjnych kontrolę według odległości (czasu) prowadzi się za pomocą urządzeń radiotechnicznych według:

- przelotu PRN położonych na *NLD*;
- przelotu trawersu bocznego PRN lub linii radionamiarów zbliżonych do trawersu PRN;
- przelotu dowolnej linii pozycyjnej prostopadłej do *NLD*, otrzymanej za pomocą urządzeń radiotechnicznych.

Podstawową przesłanką sprzyjającą kontroli drogi według odległości i dokładności czasu przelotu przewidzianych obiektów jest **dokładne utrzymywanie nawigacyjnego reżymu lotu (a zwłaszcza prędkości)** oraz systematyczne zliczanie przebytej drogi.

⁶⁶ Tamże, str. 500.

Pełna kontrola drogi

Pełna kontrola drogi obejmuje kontrolę drogi według kierunku i kontrolę drogi według odległości. Znajomość pozycji statku powietrznego daje pełną kontrolę drogi.

Pozycja statku powietrznego może być w czasie lotu ustalona na podstawie:

- orientacji wzrokowej;
- zliczania drogi;
- przelotu nad PRN;
- przecięcia się 2-3 linii pozycyjnych sprowadzonych do tego samego czasu;
- informacji z ziemi.

7.2. Zakręt i jego elementy

Zakrętem nazywamy zmianę kursu statku powietrznego. Lot podczas zakrętu odbywa się po łuku koła ze stałą prędkością, wysokością i kątem przechylenia. **Zakręt określają następujące jego elementy⁶⁷:**

1. V_r - prędkość powietrzna rzeczywista.
2. β - kąt przechylenia.
3. R - promień zakrętu.
4. t_{360° - czas zakrętu pełnego.
5. K_{zakr} - kąt zakrętu.
6. t_{zakr} - czas zakrętu o dany kąt.
7. ω - prędkość kątowna zakrętu.

Prędkość powietrzna rzeczywista zakrętu

Prędkość powietrzna rzeczywista zakrętu jest w zakręcie elementem stałym. Wielkość jej równa się prędkości powietrznej rzeczywistej lotu przed zakrętem i po jego zakończeniu (z wyjątkiem wykonywania zakrętu przez grupę statków powietrznych). Do wzorów na obliczenie pozostałych elementów zakrętu podstawiamy jej wielkość w metrach na sekundę (m/s), natomiast do obliczeń na suwaku nawigacyjnym SN-3 w kilometrach na godzinę (km/h).

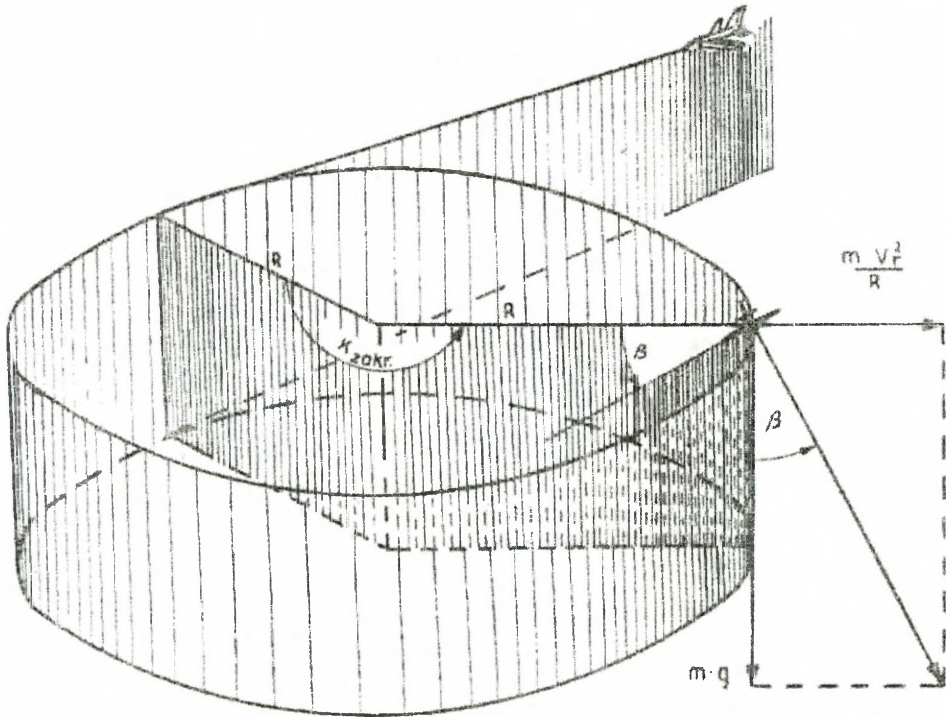
⁶⁷ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 288.

Kąt przechylenia i jego obliczanie

Kąt przechylenia - to kąt zawarty pomiędzy płaszczyzną poziomą, a poprzeczną osią statku powietrznego. Podczas prawidłowo wykonywanego zakrętu kąt ten jest równy kątowi zawartemu między pionem, a wypadkową masy statku powietrznego i siły odśrodkowej występującej podczas zakrętu.

Przy zakręcie prawidłowym wypadkowa ta leży w płaszczyźnie symetrii statku powietrznego.

Wzór na obliczenie kąta przechylenia można wyprowadzić według elementów rysunku 93.



Rys. 93. Elementy zakrętu.

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{\frac{m \cdot V_r^2}{R}}{m \cdot g} = \frac{V_r^2}{g \cdot R}$$

gdzie: g - przyspieszenie ziemskie równe $9,81 \text{ m/s}^2 \approx 10 \text{ m/s}^2$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{V_r^2}{9,81 \cdot R}$$

przyjmując, że $g \approx 10 \text{ m/s}^2$ otrzymamy wzór uproszczony:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{V_r^2}{10 \cdot R} \quad \text{lub} \quad \operatorname{tg}\beta = \frac{0,1 \cdot V_r^2}{R}$$

Przykład: Obliczyć kąt przechylenia jeźli: $V_r = 720 \text{ km/h}$ (200 m/s), a zakręt ma być wykonany o promieniu równym $4\,000 \text{ m}$.

Rozwiązanie: Podstawiając do wzoru powyższego otrzymujemy:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{200^2 \text{ m/s}}{9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 4\,000 \text{ m}} = \frac{40\,000 \text{ m}^2/\text{s}^2}{39\,240 \text{ m}^2/\text{s}^2} = 1,0194; \quad \beta = 45^\circ 33'$$

Według wzoru uproszczonego otrzymamy:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{200^2 \text{ m/s}}{10 \text{ m/s}^2 \cdot 4\,000 \text{ m}} = \frac{40\,000 \text{ m}^2/\text{s}^2}{40\,000 \text{ m}^2/\text{s}^2} = 1; \quad \beta = 45^\circ.$$

Błąd popełniony przy stosowaniu wzoru uproszczonego jest niewielki.

Jeżeli zaistnieje konieczność obliczenia kąta przechylenia dla wykonania zakrętu pełnego w nakazanym czasie, to należy wzór drugi przekształcić podstawiając za R tak jak poniżej (omówione to zostanie przy następnym elemencie zakrętu)⁶⁸.

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{V_r^2}{9,81 \cdot \frac{V_r \cdot t_{360}}{2\Pi}} = \frac{2\Pi \cdot V_r}{9,81 \cdot t_{360}}$$

$$\text{ponieważ: } \frac{2\Pi}{9,81} = \frac{6,28}{9,81} = 0,64; \quad \text{to} \quad \operatorname{tg}\beta = 0,64 \cdot \frac{V_r \text{ m/s}}{t_{360}}$$

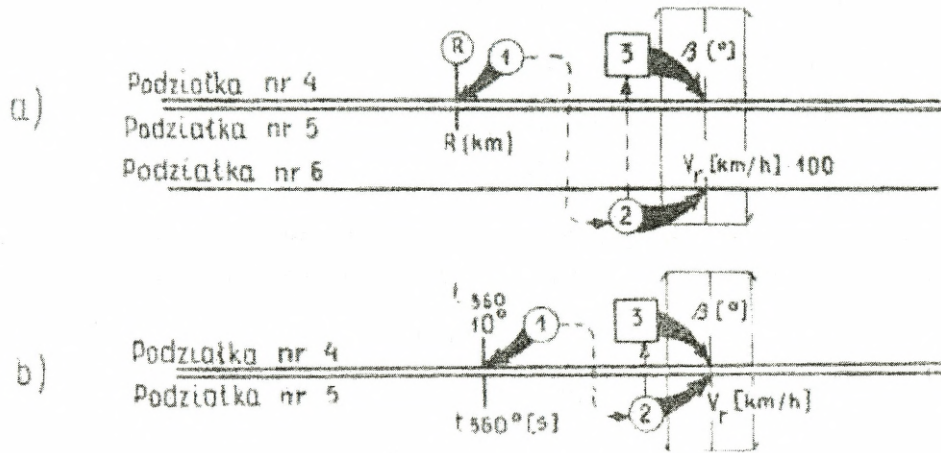
Przykład: Obliczyć kąt przechylenia jeźli: $V_r = 360 \text{ km/h}$, a pełny zakręt ma być wykonany w czasie równym $1 \text{ min } 50 \text{ s}$.

Rozwiązanie:

$$\operatorname{tg}\beta = 0,64 \text{ m/s}^2 \frac{100 \text{ m/s}}{110 \text{ s}} = \frac{64}{110} = 0,5818; \quad \beta = 30^\circ 12' \approx 30^\circ$$

⁶⁸ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 304.

Kąt przechylenia oblicza się na suwaku nawigacyjnym SN-3 według kluczy podanych na rysunku 94. Jeżeli dane są V_r i R stosujemy klucz a, a gdy dane są V_r i t_{360° stosujemy klucz b⁶⁹.



Rys. 94. Obliczanie kąta przechylenia według danych V_r i R oraz V_r i t_{360° .

Przykład: Obliczyć na SN-3 kąt przechylenia jeźli:

- $V_r = 900$ km/h, $R = 3\ 700$ m;
- $V_r = 540$ km/h, $t_{360^\circ} = 2$ min 45 s.

Rozwiązanie:

- $\beta = 60^\circ$;
- $\beta = 30^\circ$.

Obliczanie promienia zakrętu

Promień zakrętu można obliczyć ze wzorów otrzymanych z przekształcenia wzorów na $\text{tg } \beta$:

$$R = \frac{V_r^2}{9,81 \cdot \text{tg} \beta}; \quad R = \frac{V_r^2}{10 \cdot \text{tg} \beta}; \quad R = \frac{0,1 \cdot V_r^2}{\text{tg} \beta}$$

Przykład: Obliczyć promień zakrętu, jeżeli: $V_r = 540$ km/h, a $\beta = 30^\circ$.

⁶⁹ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 23.

Rozwiązanie:

$$R = \frac{150^2 m/s}{9,81 m/s^2 \cdot 0,5774} = \frac{22\,500 m^2/s^2}{5,6643 m/s^2} = 3\,972 m.$$

Według wzoru uproszczonego otrzymamy:

$$R = \frac{150^2 m/s}{10 m/s^2 \cdot 0,5774} = \frac{22\,500 m^2/s^2}{5,774 m/s^2} = 3\,896 m. \approx 3\,900 m.$$

Drugi wzór na obliczanie promienia zakrętu można wyprowadzić przez przyjęcie drogi statku powietrznego jaką przebywa podczas zakrętu pełnego jako obwód koła⁷⁰:

$$S = 2 \cdot \Pi \cdot R$$

i jako iloczynu prędkości i czasu zakrętu pełnego:

$$S = V_r \cdot t_{360^\circ}$$

Ponieważ obie drogi są sobie równe, to:

$$2 \cdot \Pi \cdot R = V_r \cdot t_{360^\circ}; \text{ stąd}$$

$$R = \frac{V_r \cdot t_{360}}{2 \cdot \Pi}$$

Przykład: Obliczyć promień zakrętu jeżeli: $V_r = 280 \text{ km/h}$, a $t_{360^\circ} = 2 \text{ min } 37 \text{ s}$:

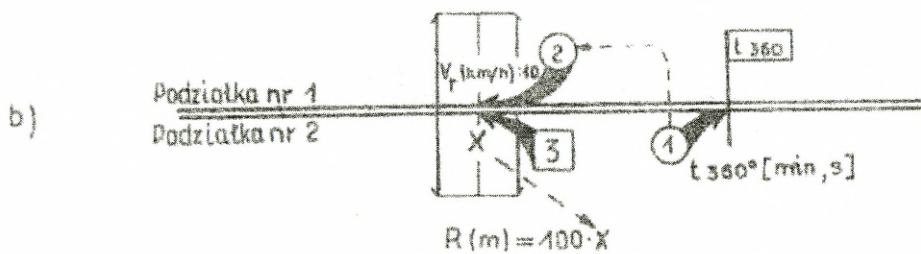
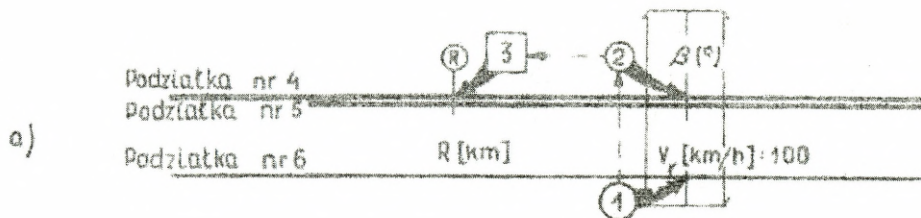
Rozwiązanie:

$$R = \frac{78 m/s \cdot 157 s}{6,28} = \frac{12\,246 m}{6,28} = 1\,950 m.$$

Promień zakrętu oblicza się na suwaku nawigacyjnym SN-3 według kluczy podanych na rysunku 95. Jeżeli dane są V_r i β , to stosujemy klucz a, a gdy dane są V_r i t_{360° stosujemy klucz b⁷¹.

⁷⁰ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str.

⁷¹ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 23.



Rys. 95. Obliczanie promienia zakrętu według danych V_r i β oraz V_r i t_{360} .

Przykład: Obliczyć na suwaku nawigacyjnym SN-3 promień zakrętu, jeżeli:

- $V_r = 1\ 100$ km/h, $\beta = 70^\circ$;
- $V_r = 820$ km/h, $t_{360} = 3$ min 15 s.

Rozwiązanie:

- $R = 3\ 460$ m;
- $R = 7\ 050$ m.

Obliczanie czasu zakrętu pełnego

Czas zakrętu pełnego można obliczyć ze wzorów otrzymanych z przekształcenia wzorów na $\text{tg } \beta$ i R .

$$t_{360} = 0,64 \frac{V_r}{\text{tg } \beta}; \quad t_{360} = \frac{2\pi R}{V_r}$$

Przykład: Obliczyć czas zakrętu pełnego, jeżeli:

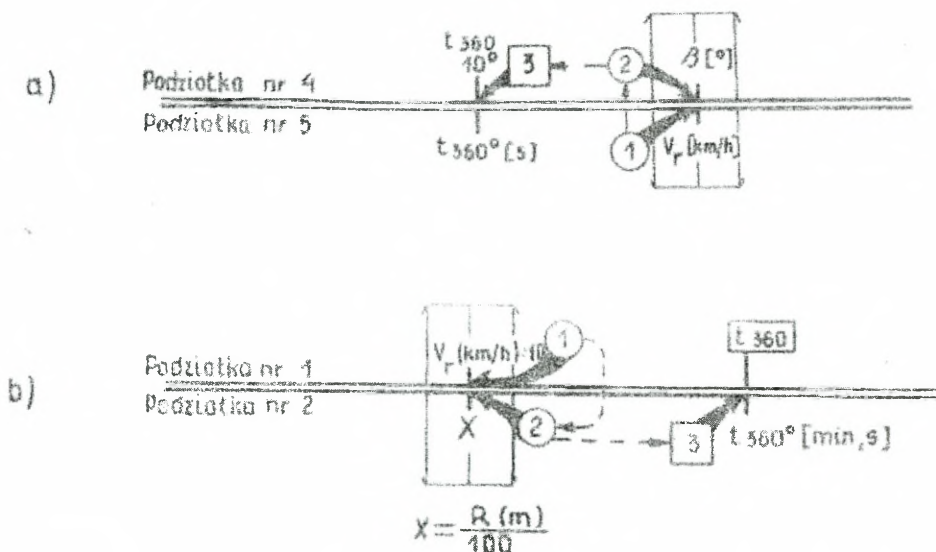
- $V_r = 1\ 080$ km/h, $\beta = 50^\circ$;
- $V_r = 180$ km/h, $R = 720$ m.

Rozwiązanie:

$$\text{a) } t_{360} = 0,64 \text{ m/s}^2 \frac{300 \text{ m/s}}{1,1918} = \frac{192}{1,1918} = 161 \text{ s};$$

$$\text{b) } t_{360} = \frac{6,28 \cdot 720 \text{ m}}{50 \text{ m/s}} = \frac{4522}{50} = 90,44 \text{ s}.$$

Czas zakrętu pełnego oblicza się na suwaku nawigacyjnym SN-3 według kluczy podanych na rysunku 96. Jeżeli dane są V_r i β , to stosujemy klucz a, a gdy dane są V_r i R , to stosujemy klucz b.



Rys. 96. Obliczanie czasu zakrętu pełnego według danych V_r i β oraz V_r i R .

Przykład: Obliczyć na suwaku nawigacyjnym SN-3 czas zakrętu pełnego jeżeli:

- a) $V_r = 680 \text{ km/h}$, $\beta = 40^\circ$;
- b) $V_r = 740 \text{ km/h}$, $R = 4\,200 \text{ m}$.

Rozwiązanie:

- a) $t_{360} = 143 \text{ s}$;
- b) $t_{360} = 2 \text{ min } 08 \text{ s}$.

Określanie kąta zakrętu

Kąt o jaki statek powietrzny zmieni swój kierunek lotu podczas zakrętu nazywamy kątem zakrętu. Jest on różnicą kursów (kątowno drogi) przed rozpoczęciem zakrętu i po jego zakończeniu. Na przykład zakręt ma być wykonany w lewo z kursu 200° na kurs 50° , to K_{zakr}

= 150°. Jeżeli zakręt ma być wykonany w prawo, to dla tych samych wielkości kursów rozpoczęcia i zakończenia zakrętu $K_{zakr} = 210^\circ$. Kąt zakrętu na PZK można również zmierzyć na mapie kątomierzem.

Obliczanie czasu kąta zakrętu o dany kąt

Czas zakrętu o dany kąt oblicza się ze wzoru⁷²:

$$t_{zakr} = t_{360} \cdot \frac{K_{zakr}}{360^\circ}$$

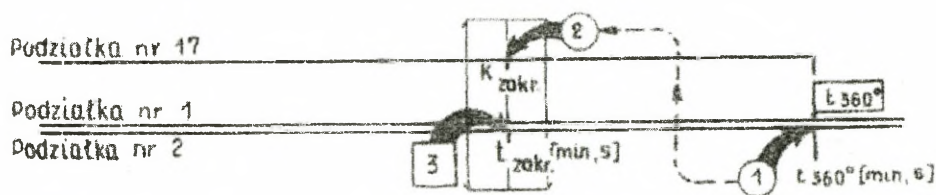
Przykład: Obliczyć czas zakrętu o dany kąt, jeżeli $t_{360^\circ} = 210$ s dla kątów zakrętu:

- $K_{zakr} = 120^\circ$;
- $K_{zakr} = 180^\circ$;
- $K_{zakr} = 270^\circ$.

Rozwiązanie:

- $t_{120} = 210 \text{ s} \cdot \frac{120^\circ}{360^\circ} = 210 \cdot \frac{1}{3} = 70 \text{ s}$;
- $t_{180} = 210 \text{ s} \cdot \frac{180^\circ}{360^\circ} = 210 \cdot \frac{1}{2} = 105 \text{ s}$;
- $t_{270} = 210 \text{ s} \cdot \frac{270^\circ}{360^\circ} = 210 \cdot \frac{3}{4} = \frac{630}{4} = 157,5 \text{ s}$.

Czas zakrętu o dany kąt oblicza się na suwaku nawigacyjnym SN-3 według klucza przedstawionego na rysunku 97.



Rys. 97. Obliczanie czasu zakrętu o dany kąt.

Przykład: Obliczyć na suwaku nawigacyjnym SN-3 czas zakrętu o dany kąt jeżeli:

- $t_{360^\circ} = 183$ s, $K_{zakr} = 80^\circ$;
- $t_{360^\circ} = 147$ s, $K_{zakr} = 310^\circ$;

⁷² W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 308.

c) $t_{360^\circ} = 220 \text{ s}$, $K_{\text{zakr}} = 245^\circ$.

Rozwiązanie:

a) $t_{80^\circ} = 41 \text{ s}$;

b) $t_{310^\circ} = 2 \text{ min } 07 \text{ s}$;

c) $t_{245^\circ} = 2 \text{ min } 30 \text{ s}$.

Podczas obliczania czasu zakrętu pełnego według danych V_r i β można od razu z suwaka odczytać czasy zakrętów o 90° , 180° i 270° z podziałki nr 5. Są to wielkości znajdujące się naprzeciw $2^\circ 30'$, 5° , $7^\circ 30'$ podziałki nr 4. Aby obliczyć czas zakrętu o inny kąt należy posłużyć się kluczem z rysunku.

Podczas obliczania czasu zakrętu pełnego według danych V_r i R , obliczanie czasu zakrętu o dowolny kąt odbywa się z wykorzystaniem klucza z rysunku poprzedniego.

Obliczanie prędkości kątowej zakrętu

Prędkość kątowa - to iloraz kąta zakrętu przez czas zakrętu o dany kąt:

$$\omega = \frac{K_{\text{zakr}}}{t_{\text{zakr}}}$$

Wyrażamy ją w stopniach na sekundę ($^\circ/\text{s}$). Prędkość kątowa dla przykładu ostatniego równa się:

a) $\omega = \frac{80^\circ}{41 \text{ s}} \approx 2^\circ / \text{s}$;

b) $\omega = \frac{310^\circ}{127 \text{ s}} \approx 2,5^\circ / \text{s}$;

c) $\omega = \frac{245^\circ}{150 \text{ s}} \approx 1,6^\circ / \text{s}$.

7.3. Poprawianie drogi w kierunku

Następstwem stwierdzonych podczas kontroli drogi niedokładności w nawigowaniu jest poprawianie drogi. Polega ono na korygowaniu nawigacyjnych warunków lotu w celu wyjścia na:

- nakazaną linię drogi;
- *KO*, *PZK*, cel lub lotnisko lądowania.

Poprawianie drogi może mieć na celu skorygowanie kierunku lotu lub zapewnienie przybycia nad cel w nakazanym czasie.

Poprawianie drogi kierunku wykonuje się przez⁷³:

1. Wprowadzenie poprawki do poprzedniego kursu.
2. Określenie nowego kursu w przypadku, gdy poprawka przekracza 20°.
3. „Manewr zakrętem” w kierunku *NLD*.

7.3.1. Wprowadzenie poprawki do poprzedniego kursu według bocznego odchylenia

Wykonujemy na trawersie obiektu kontrolnego. **W tym celu należy:**

- a) określić *PS*, i na tej podstawie liniowe boczne odchylenie (*LBO*) - jest to odległość *PS*, od *NLD* na trawersie *KO*, przy odchyleniu w prawo ma znak (+), przy odchyleniu w lewo (-);
- b) na podstawie drogi przebytej *S₁* i *LBO* obliczyć katowe boczne odchylenie (*KBO*) ze wzoru:

$$\operatorname{tg}KBO = \frac{LBO}{S_1}$$

KBO ma znak zgodny z *LBO*;

- c) na podstawie drogi pozostałej *S₂* i *LBO* obliczyć dopełnienie poprawki (*DP*) ze wzoru:

$$\operatorname{tg}DP = \frac{LBO}{S_2}$$

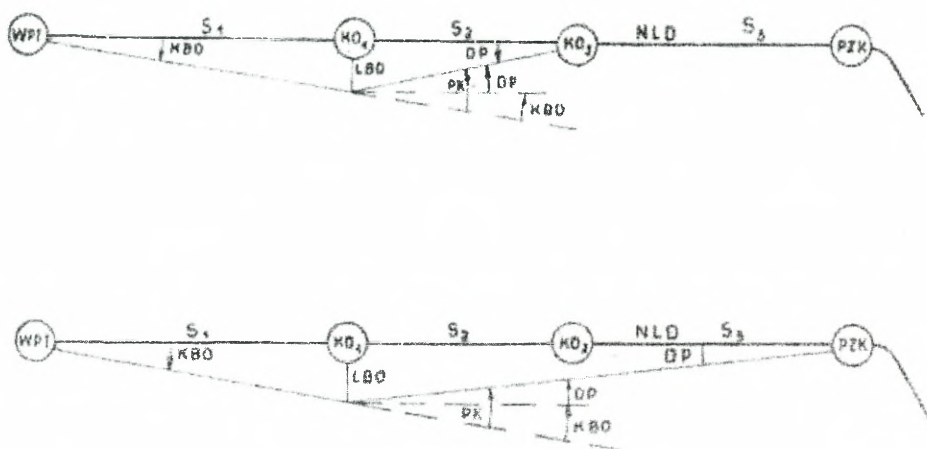
- d) suma *KBO* i *DP* daje wielkość poprawki kursu *PK*.

Znak *PK* jest zawsze przeciwny do znaku *LBO*. Kurs z jakim należy lecieć po wprowadzeniu poprawki obliczamy ze wzoru:

$$KM_2 = KM_1 + PK$$

Jeżeli na odcinku trasy do *PZK* jest kilka *KO* (rys. 98a), to poprawka obliczona w wyżej opisany sposób zapewnia wyjście na kolejny *KO*. Wówczas po wyjściu na *KO₂*, w celu wykonania lotu do *PZK* po *NLD* należy przyjąć $KM_3 = KM_1 - KBO$.

⁷³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 162.



Rys. 98. Określanie PK według LBO zmierzonego na trawersie KO w celu wyjścia na kolejny KO oraz na PZK.

Jeżeli na odcinku trasy do PZK jest tylko jeden KO, to obliczona poprawka zapewnia wyjście bezpośrednio na PZK.

Jeżeli na odcinku trasy jest kilka KO, a poprawianie drogi realizowane jest na wysokości KO, to w celu wyjścia na PZK (rys. b) obliczając dopełnienie poprawki DP podstawiamy do wzoru przedstawionego wcześniej zamiast S₂ sumę S₂ + S₃. Jeżeli KO jest w środku odcinka trasy, to $PK = 2 KBO$.

Obliczanie LBO i DP według wzorów przedstawionych wcześniej jest długotrwałe, dlatego obliczanie PK wykonuje się na suwaku SN-3, według wzorów uproszczonych, sposobem pamięciowym, pomiarem na mapie za pomocą katomierza lub odczytaniem z uprzednio sporządzonej na mapie siatki bocznych odchyień⁷⁴.

Obliczanie PK na suwaku SN-3 wykonuje się według klucza podanego na rysunku 99⁷⁵.

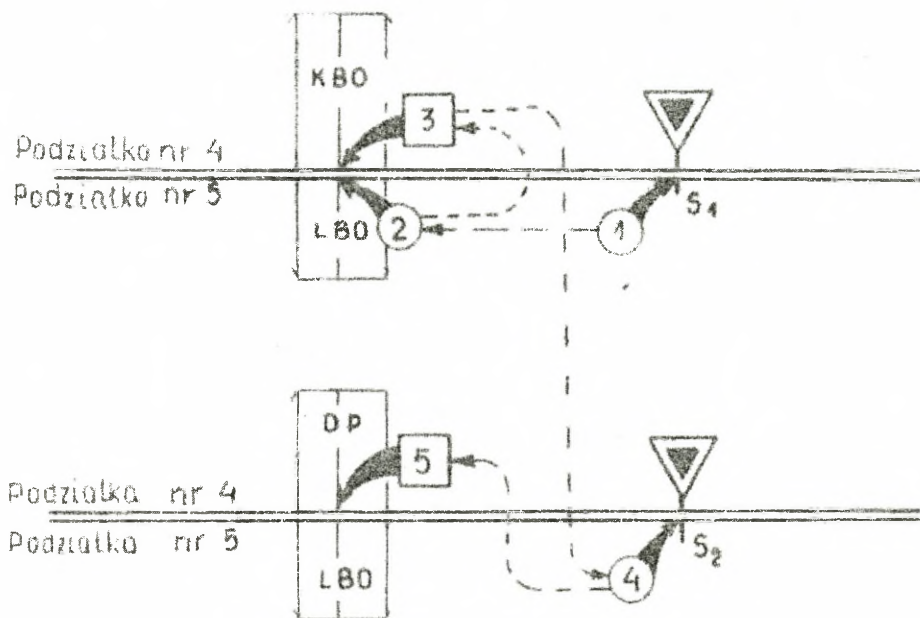
Poprawkę kursu obliczamy na podstawie obliczonych na suwaku wielkości KBO i DP ze wzoru:

$$PK = KBO + DP$$

Wielkość PK zawsze zaokrąglamy do liczby całkowitej.

⁷⁴ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 148.

⁷⁵ Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3, op. cit., str. 31.



Rys. 99. Obliczanie poprawki kursu.

Przykład: Obliczyć na suwaku SN-3 *PK* i kurs poprawiony *KM₂* jeżeli:

- $S_1 = 50$ km, $S_2 = 70$ km, $LBO = +3$ km, $KM_1 = 210^\circ$;
- $S_1 = 28$ km, $S_2 = 80$ km, $LBO = +1$ km, $KM_1 = 87^\circ$;
- $S_1 = 45$ km, $S_2 = 19$ km, $LBO = -1,5$ km, $KM_1 = 357^\circ$;
- $S_1 = 83$ km, $S_2 = 37$ km, $LBO = -2$ km, $KM_1 = 115^\circ$.

Rozwiązanie:

- $KBO = +3,5^\circ$, $DP = 2,5^\circ$, $PK = -6^\circ$, $KM_2 = 204^\circ$;
- $KBO = +2^\circ$, $DP = 0,7^\circ$, $PK \approx -3^\circ$, $KM_2 = 84^\circ$;
- $KBO = -1,9^\circ$, $DP = 4,5^\circ$, $PK \approx +6^\circ$, $KM_2 = 3^\circ$;
- $KBO = -1,4^\circ$, $DP = 3^\circ$, $PK \approx +4^\circ$, $KM_2 = 119^\circ$.

Obliczanie *PK* według wzorów uproszczonych polega na wykorzystaniu uproszczonych wzorów na $\text{tg } KBO$ po przyjęciu, że funkcje trygonometryczne małych kątów są równe wielkościom tych kątów wyrażonych w radianach.

1 radian = $57,3^\circ$, to:

$$1^\circ = \frac{1}{57,3} \text{ radiana} \approx \frac{1}{60} \text{ radiana, wtedy } \text{tg} KBO = \frac{1}{60} KBO, \text{ a } \text{tg} DP = \frac{1}{60} DP$$

Upraszczając wzór pierwszy na tg KBO otrzymujemy:

$$\frac{1}{60}KBO = \frac{LBO}{S_1}, \text{ wtedy } KBO = \frac{LBO \cdot 60}{S_1}$$

Upraszczając wzór drugi na tg KBO otrzymujemy:

$$\frac{1}{60}DP = \frac{LBO}{S_2}, \text{ wtedy } DP = \frac{LBO \cdot 60}{S_2}$$

Ponieważ $PK = KBO + DP$, to:

$$PK = \frac{LBO \cdot 60}{S_1} + \frac{LBO \cdot 60}{S_2}$$

Przykład: Obliczyć według wzoru PK i kurs poprawiony jeżeli:

- a) $S_1 = 30 \text{ km}$, $S_2 = 45 \text{ km}$, $LBO = +1,5 \text{ km}$, $KM_1 = 20^\circ$;
b) $S_1 = 40 \text{ km}$, $S_2 = 24 \text{ km}$, $LBO = -2 \text{ km}$, $KM_1 = 300^\circ$.

Rozwiązanie:

$$\text{a) } PK = \frac{1,5 \text{ km} \cdot 60}{30 \text{ km}} + \frac{1,5 \text{ km} \cdot 60}{45 \text{ km}} = \frac{90}{30} + \frac{90}{45} = 3^\circ + 2^\circ = 5^\circ,$$

$$PK = -5^\circ; KM_2 = 15^\circ;$$

$$\text{b) } PK = \frac{2 \text{ km} \cdot 60}{40 \text{ km}} + \frac{2 \text{ km} \cdot 60}{24 \text{ km}} = \frac{120}{40} + \frac{120}{24} = 3^\circ + 5^\circ = 8^\circ$$

$$PK = +8^\circ; KM_2 = 308^\circ.$$

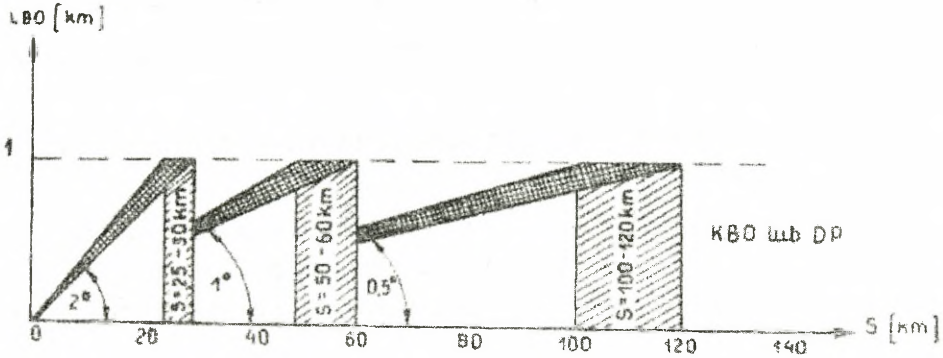
Dalsze uproszczenie wzoru powyższego polega na wyciągnięciu przed nawias LBO , wówczas⁷⁶:

$$PK = LBO \cdot \left(\frac{60}{S_1} + \frac{60}{S_2} \right)$$

Wyrażenie w nawiasie można obliczyć podczas przygotowania do lotu dla każdego odcinka trasy i zanotować na mapie, w dzienniku lub nawigatorskim planie lotu. W powietrzu, w celu obliczenia PK , wystarczy pomnożyć tę wielkość przez powstałe LBO , np. w przykładzie b wielkość ta równa się $1,5 + 2,5 = 4$. Powstałe $LBO = 2 \text{ km}$, więc $4 \cdot 2 = 8^\circ$. Jeżeli stwierdzono by w powietrzu, że $LBO = 1,5 \text{ km}$, to wielkość PK równałaby się $4 \cdot 1,5 = 6^\circ$.

⁷⁶ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 505.

Obliczanie *PK* sposobem pamięciowym polega na wykorzystaniu zapamiętanych wielkości *KBO* przy $LBO = 1$ km dla typowych odległości S przedstawionych na rysunek 100.



Rys. 100. Wielkości *KBO* (*DP*) przy $LBO = 1$ km dla typowych odległości S .

Aby otrzymać *PK* tym sposobem należy⁷⁷:

1. Według S_1 określić *KBO* dla $LBO = 1$ km i pomnożyć przez LBO faktyczne.
2. Według S_2 określić *DP* dla $LBO = 1$ km i pomnożyć przez LBO faktyczne.
3. Suma określonych w ten sposób $KBO + DP$ daje *PK*.

Przykład: Obliczyć w pamięci *PK* i kurs poprawiony jeżeli:

- a) $S_1 = 60$ km, $S_2 = 25$ km, $LBO = -2$ km, $KM_1 = 74^\circ$;
- b) $S_1 = 30$ km, $S_2 = 50$ km, $LBO = +3$ km, $KM_1 = 5^\circ$;
- c) $S_1 = 50$ km, $S_2 = 100$ km, $LBO = -2,5$ km, $KM_1 = 256^\circ$.

Rozwiązanie:

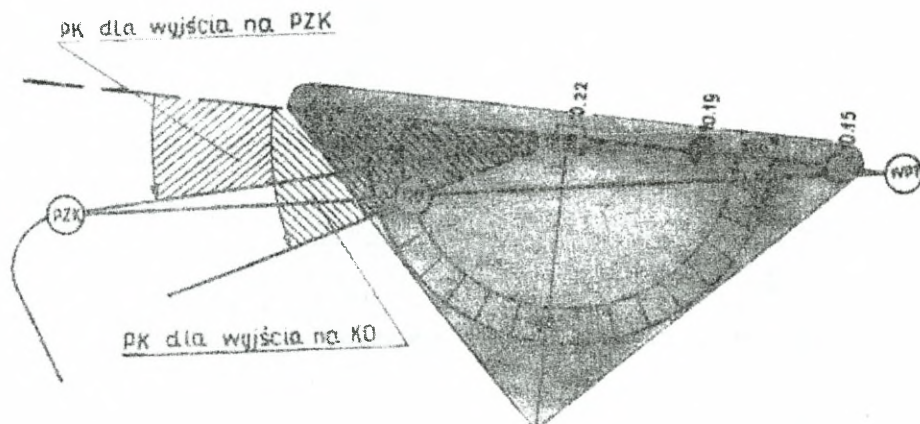
- a) $KBO = 2 \cdot 1^\circ = 2^\circ$, $DP = 2 \cdot 2^\circ = 4^\circ$, $PK = 2^\circ + 4^\circ = 6^\circ$, $PK = +6^\circ$, $KM_2 = 80^\circ$;
- b) $KBO = 3 \cdot 2^\circ = 6^\circ$, $DP = 3 \cdot 1^\circ = 3^\circ$, $PK = 6^\circ + 3^\circ = 9^\circ$, $PK = -9^\circ$, $KM_2 = 356^\circ$;
- c) $KBO = 2,5 \cdot 1^\circ = 2,5^\circ$, $DP = 2,5 \cdot 0,5^\circ = 1,25^\circ$, $PK = 2,5^\circ + 1,25^\circ = 3,75^\circ$, $PK = +4^\circ$, $KM_2 = 260^\circ$.

⁷⁷ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 165.

Jeżeli odległości S_1 (S_2) nie pokrywają się z przyjętymi na rys., to KBO (DP) określamy drogą interpolacji, np. dla $S = 40$ km KBO (DP) przy $LBO = 1$ km równa się $1,5^\circ$, a dla $S = 80$ km KBO (DP) równa się $0,75^\circ$.

Aby dokonać pomiaru PK na mapie za pomocą kątomierza należy⁷⁸:

1. Zaznaczyć na mapie co najmniej 2 PS (w tym jedna dla momentu poprawienia kursu) (rys. 101).
2. Przyłożyć kątomierz środkiem w PS poprawiania kursu tak, aby linia $0-180^\circ$ przechodziła przez zaznaczone, pozostałe PS .
3. Przyłożyć skalówkę tak, aby jedna z jej krawędzi przechodziła przez środek kątomierza i punkt, do którego zamierzamy dolecieć po poprawieniu kursu. Kąt zawarty między linią $0-180^\circ$ kątomierza a wykorzystaną krawędzią skalówki jest wielkością PK .

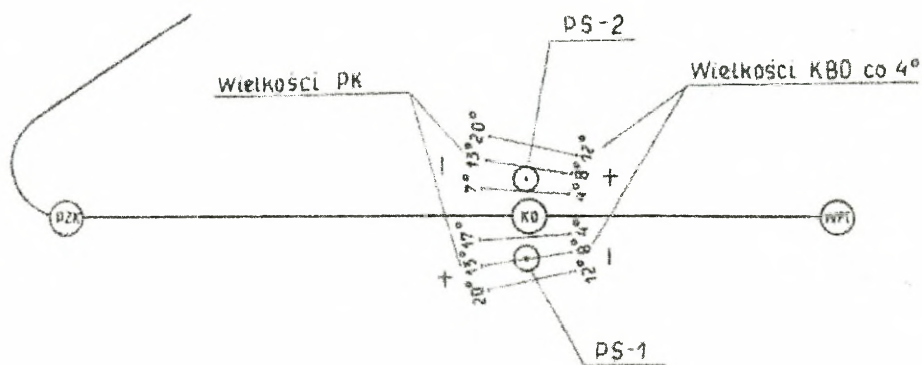


Rys. 101. Pomiar PK na mapie za pomocą kątomierza.

Określanie PK według wykreślonej uprzednio na mapie lotu siatki odchyień wymaga odpowiedniego przygotowania przed lotem. W tym celu na każdym odcinku trasy obok KO rysuje się siatkę odchyień co $2-4^\circ$ w prawo i w lewo od trasy i opisuje się wielkościami KBO i odpowiadającymi im PK (rys. 102). Podczas lotu według określonej PS odczytuje się wielkość PK .

Określanie PK według sporządzonej uprzednio siatki odchyień dla: $PS-1$, $PK = +13^\circ$, $PS-2$, $PK = -10^\circ$.

⁷⁸ Tamże, str. 166.



Rys. 102. Określanie PK według sporządzonej uprzednio siatki odchyleń.

7.3.2. Określanie nowego kursu w przypadku, gdy poprawka przekracza 20° oraz „manewr zakrętem” w kierunku nakazanej linii drogi

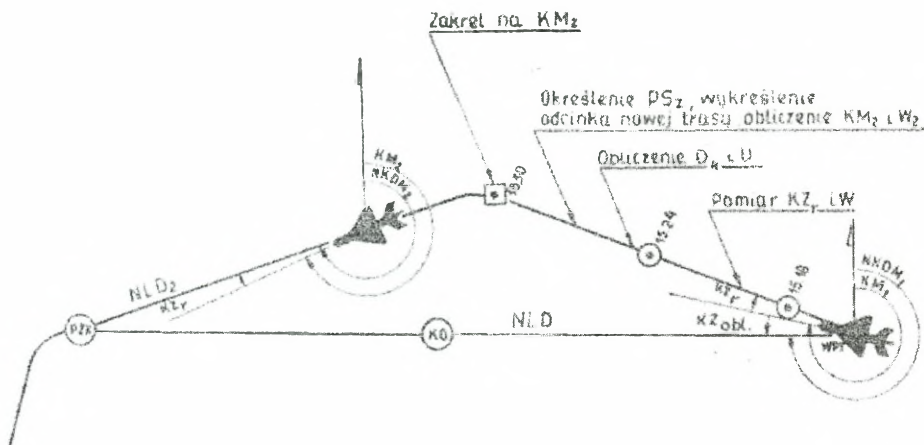
Określanie nowego kursu w przypadku, gdy PK przekracza 20°

Duże odchylenia od trasy mogą wystąpić na skutek: błędów w obliczaniu kursu KM_1 , niedokładności wskazań busoli, nieutrzymywania przez pilota obliczonego kursu, zmiany D_N i U itp.

Przy dużych odchyleniach od NLD wprowadzenie poprawki kursu w sposób opisany wyżej (w poprzedniej części) nie zapewnia wystarczającej dokładności wyprowadzenia statku powietrznego na wybrany obiekt. Spowodowane to jest zmianą kąta wiatru, która wpływa na zmianę KZ i W , czego wyżej opisane sposoby poprawiania drogi według kierunku nie uwzględniają ze względu na małe wielkości tych zmian. Ponadto lot odbywa się po drodze, której linia nie jest wykreślona na mapie. **Jeżeli wprowadzana poprawka kursu przekracza 20° , wówczas należy (rys. 103)⁷⁹:**

1. Zmierzyć faktyczny D_N i U .
2. Od PS , w której poprawka ma być wprowadzana narysować linię drogi do obiektu, na który zamierzamy wyprowadzić statek powietrzny.
3. Określić $NKDM_2$ i długość tego odcinka.

⁷⁹ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 507.



Rys. 103. Poprawianie drogi w przypadku dużych odchyień.

4. Obliczyć według faktycznego wiatru KZ i W , a na ich podstawie kurs poprawiony KM_2 i czas lotu t_2 .
5. Nad ustaloną PS wykonać zakręt na nowy kurs (KM_2) i kontrolując drogę co do kierunku i odległości wyprowadzić statek powietrzny na wybrany obiekt.

„Manewr zakrętem” w kierunku NLD

Wykonuje się po stwierdzeniu bocznego odchylenia w celu ponownego wyjścia na NLD . Manewr polega na wykonaniu kolejno po sobie następujących dwóch zakrętów, z których pierwszy wykonujemy w stronę NLD , drugi w przeciwnym kierunku z takim wyliczeniem, aby po jego zakończeniu statek powietrzny znalazł się na NLD . Manewr może być wykonywany w trzech wariantach zależnie od wielkości LBO względem średnicy zakrętu ($2R$)⁸⁰.

Wariant 1: $2R > LBO$ (rys. 104a).

Wówczas zakręt wykonuje się o kąt, którego wielkość obliczamy ze wzoru:

$$\cos K_{zakr} = 1 - \frac{LBO}{2R}$$

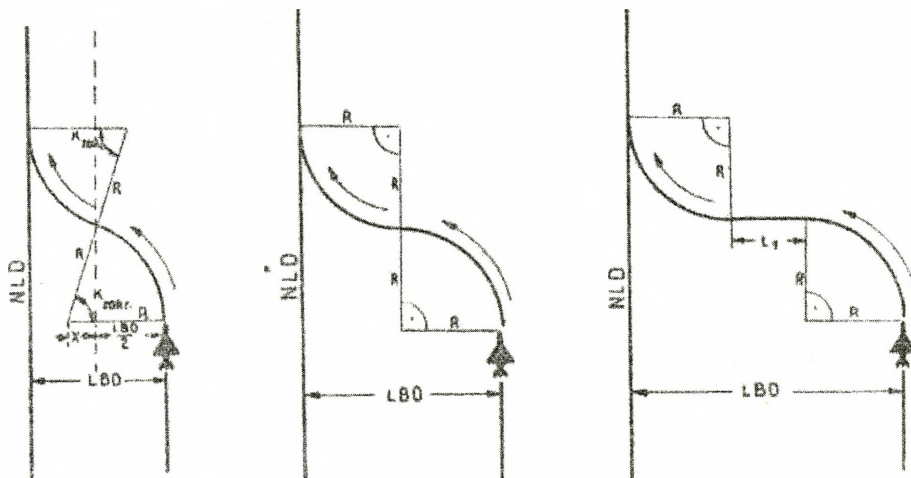
Wprowadzenie tego wzoru można dokonać na podstawie elementów rys. 104a,

gdzie: $\cos K_{zakr} = \frac{x}{R}$, ponieważ: $x = R - \frac{LBO}{2}$,

⁸⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 168.

$$\text{to } \cos K_{zakr} = \frac{R - \frac{LBO}{2}}{R} = \frac{2R - LBO}{2R} = \frac{2R - LBO}{2R} = \frac{2R}{2R} \frac{LBO}{2R},$$

stąd otrzymujemy wzór pierwszy.



Rys. 104. „Manewr zakrętem” w kierunku nakazanej linii drogi: wariant 1, wariant 2 i wariant 3.

W przewidywaniu takiego manewru należy przed lotem obliczyć kąt zakrętu dla założonych LBO , prędkości (V_r) i kątów przechYLENIA zakrętu (β) i tak np. K_{zakr} dla $V_r = 600$ km/h i $\beta = 30^\circ$ przedstawia tabela 16⁸¹:

Tabela 16

Kąty zakrętu dla założonych liniowych bocznych odchyień

LBO (km)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	9,8
K_{zakr} (..°)	25	35	46	53	60	66,5	72	78	84	90

Można również sporządzić tabele bardziej uniwersalne, na przykład przedstawiona niżej tabela 17.

Podczas lotu po stwierdzeniu LBO odczytujemy z przygotowanej tabeli wielkość K_{zakr} i wykonujemy zakręt w kierunku NLD o ten kąt. Następnie wprowadzamy statek powietrzny

⁸¹ Tamże, str. 169.

Tabela 17

Kąty zakrętu dla założonych liniowych bocznych odchyień oraz różnych prędkości i kątów przechylenia

V_r (km/h)	LBO (km)		1	2	3
	$\beta(\dots)$				
600	30		25°	36°	46°
	45		35°	51°	62°
720	30		21°	31°	38°
	45		28°	41°	51°

w zakręt o przeciwnym kierunku i wykonujemy go do chwili powrotu na poprzedni kurs - wówczas powinniśmy znajdować się na *NLD*.

Wariant 2: $2R = LBO$ (rys. 104b).

Stosowanie tego wariantu jest celowe przy dużych bocznych odchyleniach.

Wówczas zakręt wykonujemy o kąt 90° w kierunku *NLD*. Następnie wprowadzamy statek powietrzny w zakręt o przeciwnym kierunku i wykonujemy go do chwili powrotu na poprzedni kurs - wtedy powinniśmy znajdować się na *NLD*. Ponieważ przypadek, że $2R = LBO$ (dla typowych $\beta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$) zdarza się nieczęsto, można przed lotem obliczyć kąty przechylenia, jakie należy utrzymywać w zakręcie w celu zlikwidowania stwierdzonego *LBO* i sporządzić inną tabelę. Na przykład kąty przechylenia dla $V_r = 600$ km/h przedstawia tabela 18:

Tabela 18

Kąty przechylenia dla założonych liniowych bocznych i prędkości 600 km/h

LBO (km)	3	4	5	6	8	10	12	14
$\beta(\dots)$	62	54	49	43	35	30	25	22

Wariant 3: $2R < LBO$ (rys. 104c)

Stosowanie tego wariantu jest celowe przy dużych bocznych odchyleniach podczas lotów na statkach powietrznych o małej prędkości. Wówczas wykonujemy zakręt w kierunku *NLD* o 90° . Następnie lecimy prostopadłe do *NLD* przez czas t_1 , po upływie którego wykonujemy kolejny zakręt o 90° w przeciwnym kierunku do chwili powrotu na poprzedni kurs - wtedy powinniśmy znajdować się na *NLD*. Czas t_1 obliczamy ze wzoru:

$$t_1 = \frac{LBO - 2R}{V_r}$$

Wielkości t_1 można obliczyć wcześniej dla przypuszczalnych LBO i sporządzić tabelę i tak na przykład: dla $V_r = 180$ km/h i $\beta = 30^\circ$ ($R = 440$ m) wartości t_1 przedstawia tabela 19:

Tabela 19

Czasy lotu w kierunku NLD dla założonych LBO, prędkości i kąta przechylenia

<i>LBO</i> (km)	0,88	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	5
t_1 (s)	0	2	12	22	32	42	52	62	82

7.4. Poprawianie drogi w odległości (wyjście na czas)

W razie stwierdzenia w czasie lotu opóźnienia lub nadwyżki czasu należy wykonać odpowiedni manewr w celu zlikwidowania zaistniałych błędów. Manewr ten może być wykonany przez zmianę prędkości lotu, względnie skrócenie lub wydłużenie trasy.

7.4.1. Manewry prędkością w celu wyjścia na czas

Manewr prędkością z obliczeniami wykonanymi w czasie lotu

Jeżeli załoga nie wykonała przed lotem obliczeń związanych z manewrem prędkością, to aby zapewnić przybycie nad obiekt w nakazanym czasie należy⁸²:

1. Wybrać obiekt orientacyjny na trasie lotu znajdujący się w przodzie i według dotychczasowej prędkości podróźnej obliczyć czas wyjścia nad ten obiekt, a na jego podstawie czas pozostały do wyjścia na cel (obiekt) $t_{poz} = T_{obiekta} - T_{KO}$.
2. Zmierzyć odległość od wybranego obiektu do celu S_{poz} .
3. Obliczyć prędkość podróźną potrzebną do zapewnienia przybycia nad obiekt w nakazanym czasie:

⁸² Nawigowanie samolotu, op. cit., str. 195.

$$W_{potrz} = \frac{S_{poz}}{t_{poz}}$$

4. Obliczyć różnicę prędkości podróżnej potrzebnej i dotychczasowej:

$$\pm \Delta W = W_{potrz} - W_{dot}$$

5. Obliczyć prędkość powietrzną przyrządową potrzebną do zapewnienia przybycia nad obiekt w nakazanym czasie:

$$V_{p.potrz} = V_{p.dot} + \Delta W$$

6. W momencie przelotu wybranego obiektu orientacyjnego przyjąć obliczoną $V_{p.potrz}$.

Przykład: Obliczyć $V_{p.potrz}$ zapewniającą przybycie nad obiekt w nakazanym czasie, jeżeli: $T_{celu} = 10.00$; $T_{KO} = 9,51$; $V_{p.dot} = 700$ km/h, $W_{dot} = 670$ km/h; $S_{poz} = 108$ km.

Rozwiązanie:

- $t_{poz} = 10.00 - 9.51 = 9$ min;
- $W_{potrz} = 108 \text{ km} : 9 \text{ min} = 12 \text{ km/min} = 720 \text{ km/h}$;
- $\Delta W = 720 \text{ km/h} - 670 \text{ km/h} = +50 \text{ km/h}$;
- $V_{p.potrz} = 700 \text{ km/h} + 50 \text{ km/h} = 750 \text{ km/h}$.

Aby zapewnić wyjście nad obiekt o 10.00, należy nad wybranym obiektem przyjąć $V_p = 750$ km/h.

Manewr prędkością z obliczeniami wykonanymi przed lotem

Manewr prędkością z obliczeniami wykonanymi w powietrzu nie zawsze zapewni wyjście nad obiekt w nakazanym czasie. Może zdarzyć się przypadek, że obliczona $V_{p.potrz}$ jest większa od maksymalnej lub mniejsza od minimalnej prędkości danego typu statku powietrznego. Aby nie dopuścić do takiego przypadku wykonuje się odpowiednie obliczenia przed lotem. **W tym celu należy**⁸³:

1. Obliczyć drogę manewru (S_{man}), która zapewni skuteczność manewru prędkością ze wzoru:

$$S_{man} = \frac{V_{maks} \cdot V_{przel}}{\Delta V} \cdot \Delta t$$

gdzie: V_{maks} - prędkość maksymalna statku powietrznego (km/min);

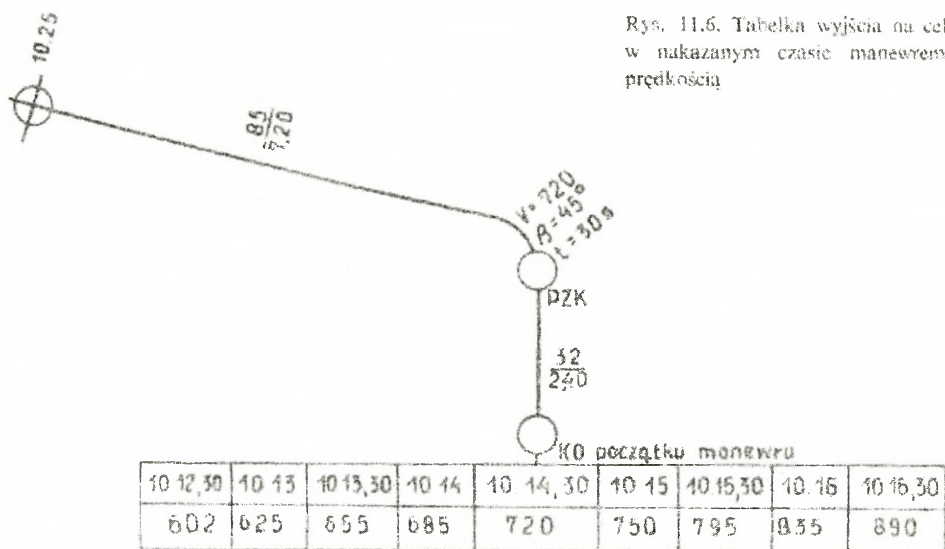
⁸³ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 296.

V_{przel} - prędkość powietrzna lotu po trasie (przelotowa) (km/h);

ΔV - różnica prędkości maksymalnej i przelotowej (km/h);

Δt - możliwy do popełnienia na danej trasie błąd wyjścia w czasie (min).

2. Na ostatnim odcinku do celu w odległości równej lub większej od S_{man} , wybrać obiekt orientacyjny jako KO początku manewru prędkością.
3. Na wysokości tego obiektu prostopadłe do trasy narysować tabelkę prawdopodobnych czasów wyjścia na KO początku manewru i odpowiadających im prędkości podróżnych zapewniających wyjście na obiekt w nakazanym czasie (rys. 105).



Rys. 105. Wyjście na obiekt w nakazanym czasie manewrem prędkością.

Aby wykonać tabelkę należy⁸⁴:

- a) w dolnym środkowym okienku tabelki wpisać prędkość powietrzną z jaką wykonywać się będzie lot po trasie;
- b) według tej prędkości oraz odległości od KO początku manewru do celu obliczyć czas lotu, odjąć go od nakazanego czasu wyjścia na obiekt, a otrzymany czas wpisać w górnym środkowym okienku tabelki;

⁸⁴ Tamże, str. 297.

- c) w pozostałych górnych okienkach tabelki wpisać czasy późniejsze (w prawo) i wcześniejsze (w lewo) co 30 (20) s;
- d) dla każdego z tych czasów obliczyć prędkości podrózne potrzebne do zapewnienia wyjścia na obiekt w nakazanym czasie i wpisać je w odpowiednich dolnych okienkach tabelki (rys. 105).

Podczas lotu przed dołotem do KO początku manewru należy określić prędkość podróżną dotychczasową (W_{dot}). W momencie przelotu KO określić czas, odczytać z tabelki odpowiadającą mu prędkość podróżną potrzebną (W_{potrz}), obliczyć różnicę prędkości podróżnych (ΔW) i przyjmując $V_{p.potrz}$ obliczone ze wzorów przedstawionych wcześniej⁸⁵.

Przykład: Obliczyć tabelkę dla manewru prędkością oraz $V_{p.potrz}$ jeżeli: $T_{celu} = 10.25$; $V_{maks} = 900$ km/h; $V_{przel} = 720$ km/h; $\Delta t = 2$ min; przelot KO początku manewru nastąpił o 10.16, a $W_{dot} = 760$ km/h.

Rozwiązanie;

1. Obliczamy S_{man} .

$$S_{man} = \frac{15 \text{ km/min} \cdot 720 \text{ km/h}}{180 \text{ km/h}} \cdot 2 \text{ min} = 120 \text{ km}$$

2. KO początku manewru wybrano w odległości 126 km od obiektu.

3. Na wysokości KO rysujemy tabelkę i (tabelka na rys. 105):

- a) w dolnym środkowym okienku wpisujemy $V_{przel} = 720$ km/h;
- b) według tej prędkości i odległości 126 km obliczamy czas lotu, odejmujemy go od obiektu, a otrzymany T_{KO} wpisujemy w górnym środkowym okienku tabelki: $t = 10 \text{ min } 30 \text{ s}$, $T_{KO} = 10.25,00 - 10 \text{ min } 30 \text{ s} = 10.14,30$;
- c) w pozostałych okienkach tabelki w prawo wpisujemy czasy późniejsze, a w lewo wcześniejsze co 30 s;
- d) dla czasu:

$$T_{KO} = 10.15; \quad W_{potrz} = 756 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.15,30; \quad W_{potrz} = 795 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.16; \quad W_{potrz} = 835 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.16,30; \quad W_{potrz} = 890 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.14; \quad W_{potrz} = 685 \text{ km/h};$$

⁸⁵ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 130.

$$T_{KO} = 10.13,30; W_{potrz} = 655 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.13; W_{potrz} = 625 \text{ km/h};$$

$$T_{KO} = 10.12,30; W_{potrz} = 602 \text{ km/h};$$

Dla $T_{KO} = 10.16; W_{potrz} = 835 \text{ km/h}; \Delta W = 835 \text{ km/h} - 760 \text{ km/h} = +75 \text{ km/h};$
 $V_{p.potrz} = 720 \text{ km/h} + 75 \text{ km/h} = 795 \text{ km/h}.$

Na statkach powietrznych z jednoosobową załogą można w momencie przelotu *KO* początku manewru odczytać odpowiednią W_{potrz} i przyjąć ją za $V_{p.potrz}$.

W tym przypadku S_{man} może być odmierzona również poza ostatni *PZK* (rys. 105). Błąd wynikający z takiego rozwiązania jest nieduży, a manewr zapewnia przybycie nad obiekt w nakazanym czasie z tolerancją dopuszczalną na ocenę „bardzo dobrze”.

Manewr prędkością sposobem procentowym

W celu zlikwidowania niedużych opóźnień lub nadwyżek czasu (Δt) podczas lotu można stosować wprowadzanie poprawek sposobem procentowym⁸⁶. Sposób ten polega na zwiększeniu (zmniejszeniu) prędkości przyrządowej (V_p) o 10% i wykonywaniu lotu z nową prędkością (V_{p1}) przez czas (t_1) równy dziesięciokrotnemu błędowi ($10 \cdot \Delta t$).

Po upływie tego czasu błąd będzie zlikwidowany i należy przyjąć poprzednią prędkość przyrządową. Przy zmianie V_p o 20% czas lotu powinien równać się $5 \cdot \Delta t$, a przy zmianie o 30% czas lotu powinien równać się $3,33 \cdot \Delta t$.

Przykład: Obliczyć czas lotu t_1 ze zmienioną prędkością w celu zlikwidowania Δt jeżeli:

a) $V_p = 600 \text{ km/h}, \Delta t = -20 \text{ s};$

b) $V_p = 900 \text{ km/h}, \Delta t = +30 \text{ s}.$

Rozwiązanie:

a) ponieważ wystąpiło opóźnienie $V_{p1} > V_p$, to:

➤ przy zwiększeniu V_p o 10%; $V_{p1} = 660 \text{ km/h}; t_1 = 10 \cdot 20 \text{ s} = 200 \text{ s} = 3 \text{ min } 20 \text{ s};$

➤ przy zwiększeniu V_p o 20%; $V_{p1} = 720 \text{ km/h}; t_1 = 5 \cdot 20 \text{ s} = 100 \text{ s} = 1 \text{ min } 40 \text{ s};$

➤ przy zwiększeniu V_p o 30%; $V_{p1} = 780 \text{ km/h}; t_1 = 3,33 \cdot 20 \text{ s} = 66,6 \text{ s} = 1 \text{ min } 07 \text{ s};$

b) ponieważ wystąpiła nadwyżka czasu $V_{p1} < V_p$, to:

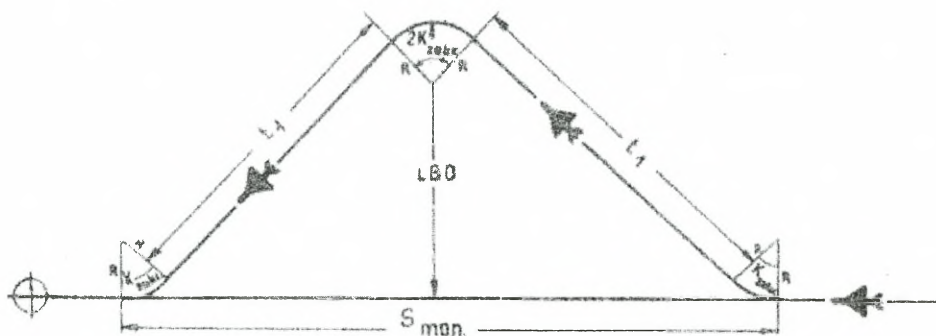
⁸⁶ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 512.

- przy zmniejszeniu V_p o 10%; $V_{p1} = 810$ km/h; $t_1 = 10 \cdot 30$ s = 300 s = **5 min**;
- przy zmniejszeniu V_p o 20%; $V_{p1} = 720$ km/h; $t_1 = 5 \cdot 30$ s = 150 s = **2 min 30 s**;
- przy zmniejszeniu V_p o 30%; $V_{p1} = 630$ km/h; $t_1 = 3,33 \cdot 30$ s = 99,9 s = **1 min 40 s**.

7.4.2. Manewry długością drogi w celu wyjścia na czas

Wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy

Sposób ten stosuje się wówczas, gdy nadwyżka czasu (Δt) jest mniejsza od t_{360° . Polega on na zmianie kursu o określony kąt (np. 45° lub 60°) i wykonywaniu lotu przez czas obliczony (t_1). Po upływie tego czasu wykonuje się zakręt w stronę nakazanej linii drogi o kąt równy podwójnemu kątowi pierwszego zakrętu (np. 90° lub 120°). Po ponownym upływie czasu t_1 należy przyjąć kurs z jakim wykonywano lot przed rozpoczęciem manewru (rys. 106)⁸⁷.



Rys. 106. Wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy.

Statek powietrzny podczas manewru zbliży się do obiektu o odległość równą S_{man} . Dlatego nie można tego sposobu stosować w odległości do obiektu mniejszej od S_{man} , ponieważ może to spowodować omińnięcie obiektu.

W celu zastosowania tego manewru należy obliczyć czas lotu po odchyleniu (t_1) drogę manewru (S_{man}) i odchylenie od trasy (LBO).

Czas oblicza się ze wzoru:

⁸⁷ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 299.

$$t_1 = \frac{\Delta t - 0,637 \cdot t_{360} \cdot (K_{zakr} - \sin K_{zakr})}{2 \cdot (1 - \cos K_{zakr})}$$

Jeżeli zakręt wykonuje się o 60°, to przekształcając ten wzór otrzymamy:

$$t_1 = \Delta t - 0,7 \cdot \frac{R}{V_r} \quad \text{lub}$$

$$t_1 = \Delta t - 0,11 \cdot t_{360^\circ}$$

Jeżeli zakręt wykonuje się o 45°, to:

$$t_1 = 1,7 \cdot \Delta t - 0,53 \cdot \frac{R}{V_r} \quad \text{lub}$$

$$t_1 = 1,7 \cdot \Delta t - 0,1 \cdot t_{360^\circ}$$

Drogę manewru oblicza się ze wzoru:

$$S_{man} = 4 \cdot R \cdot \sin K_{zakr} + 2 \cdot V_r \cdot t_1 \cdot \cos K_{zakr}$$

Jeżeli zakręt wykonuje się o 60°, to przekształcając ten wzór otrzymamy:

$$S_{man} = 3,5 \cdot R + V_r \cdot t_1 \quad \text{lub}$$

$$S_{man} = V_r \cdot (\Delta t + 0,45 \cdot t_{360^\circ})$$

Jeżeli zakręt wykonuje się o 45°, to:

$$S_{man} = 2,8 \cdot R + 1,44 \cdot V_r \cdot t_1 \quad \text{lub}$$

$$S_{man} = V_r \cdot (2,4 \cdot \Delta t + 0,33 \cdot t_{360^\circ})$$

Odchylenie od trasy oblicza się ze wzoru:

$$LBO = V_r \cdot t_1 \cdot \sin K_{zakr} + 2R \cdot (1 - \cos K_{zakr})$$

Jeżeli zakręt wykonuje się o 60°, to przekształcając ten wzór otrzymamy:

$$LBO = 0,86 \cdot V_r \cdot t_1 + R$$

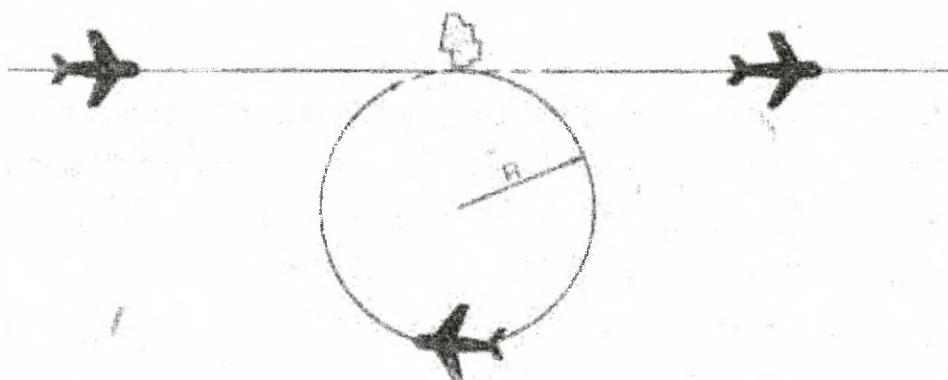
Jeżeli zakręt wykonuje się o 45°, to:

$$LBO = 0,7 \cdot V_r \cdot t_1 + 0,6 \cdot R$$

Wytracenie nadwyżki czasu na zakrętach

Wytracenie nadwyżki czasu na zakrętach stosuje się wówczas, gdy nadwyżka czasu Δt jest równa czasowi zakrętu pełnego lub jego wielokrotności. W pierwszym przypadku

wykonuje się jeden pełny zakręt, natomiast w drugim tyle pełnych zakrętów ile razy Δt jest większa od t_{360° (rys. 107)⁸⁸.



Rys. 107. Wytracenie nadwyżki czasu na zakrętach (wirażach).

Jeżeli przyjmiemy, że $\Delta t = t_{360^\circ}$ to na tej podstawie obliczamy kąt przechylenia ze wzoru lub na suwaku SN-3 według klucza.

Jeżeli Δt równa się wielokrotności czasu zakrętu pełnego, to najpierw obliczamy liczbę pełnych zakrętów ze wzoru:

$$n = \frac{\Delta t}{t_{360}}$$

Przyjmując t_{360° dla kąta przechylenia 45° , otrzymana ze wzoru powyższego wielkość z reguły nie będzie liczbą całkowitą, dlatego najbliższą liczbę całkowitą przyjmujemy jako n_1 .

Na jej podstawie obliczamy czas zakrętu pełnego ze wzoru:

$$t_{360} = \frac{\Delta t}{n_1}$$

a według tak obliczonego t_{360° obliczamy kąt przechylenia, jak w przypadku pierwszym.

Przykład: Obliczyć kąt przechylenia oraz liczbę zakrętów pełnych jeżeli $V_T = 600$ km/h, a nadwyżka czasu równa się:

- a) $\Delta t = +2$ min;
- b) $\Delta t = +4$ min 30 s.

⁸⁸ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 514.

Rozwiązanie:

a) dla $V_r = 600$ km/h i $\Delta t = t_{360^\circ} = 120$ s obliczony na suwaku SN-3 kąt przechylenia równa się: $\beta = 41,5^\circ$;

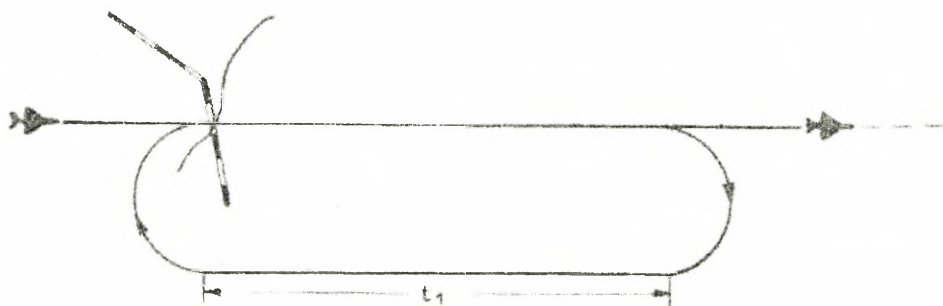
b) czas pełnego zakrętu dla kąta przechylenia 45° równa się 106 s, wobec tego:

$$n = 270 / 106 = 2,55, \quad \text{więc} \quad n_1 = 3 \quad \text{stąd} \quad t_{360^\circ} = 270 / 3 = 90 \text{ s}$$

Obliczony na tej podstawie kąt przechylenia równa się: $\beta = 49,5^\circ$.

Wytracenie nadwyżki czasu na pętli

Pętlę wykonujemy dla wytracenia nadwyżki czasu większej od czasu zakrętu pełnego. Manewr ten polega na wykonaniu zakrętu o 180° , wykonaniu lotu w przeciwnym kierunku przez obliczony czas t_1 i wykonaniu drugiego zakrętu o 180° dla ponownego wejścia na nakazaną linię drogi (rys. 108)⁸⁹.



Rys. 108. Wytracenie nadwyżki czasu na pętli.

W celu wykonania tego manewru należy obliczyć czas t_1 . Czas ten bez uwzględnienia wiatru obliczamy ze wzoru:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2}$$

a z uwzględnieniem wiatru ze wzoru:

$$t_1 = \frac{W_2 \cdot (\Delta t - t_{360})}{W_1 + W_2}$$

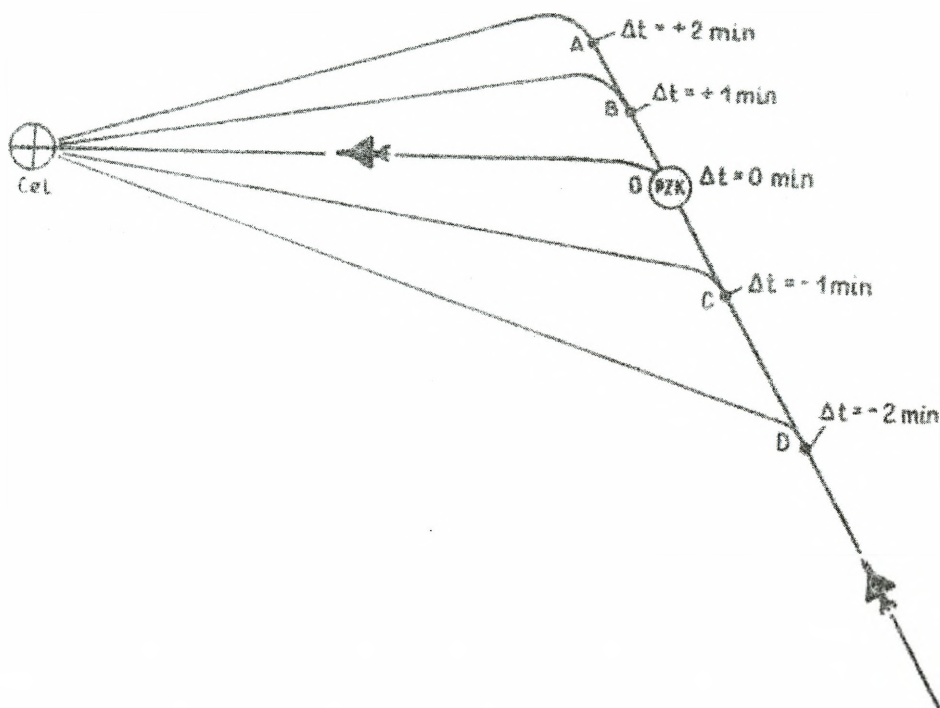
gdzie: W_1 - prędkość podróżna w drodze do obiektu;

W_2 - prędkość podróżna podczas lotu w przeciwnym kierunku.

⁸⁹ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 301.

Manewr w celu przybycia nad obiekt w nakazanym czasie przez zmianę długości trasy

Do wykonania tego manewru należy przygotować się przed lotem. W tym celu podczas wykreślenia trasy ostatni PZK przed celem wybieramy tak, aby umożliwić dobór zapasowych PZK w przypadku wystąpienia opóźnienia lub nadwyżki czasu (rys. 109)⁹⁰.



Rys. 109. Manewr w celu przybycia nad obiekt w nakazanym czasie przez zmianę długości trasy.

Podczas lotu, jeżeli nie stwierdzamy błędu, to zakręt wykonujemy dokładnie nad PZK. Po stwierdzeniu, np. nadwyżki 1 min zakręt wykonujemy w punkcie B, a przy opóźnieniu 2 min - w punkcie D.

Punkty zakrętu na cel należy dobrać tak, aby przy nadwyżce czasu droga do celu od punktu 0 przez punkt B i A była dłuższa o $V_r \cdot 1 \text{ min}$ i $V_r \cdot 2 \text{ min}$ od drogi bezpośredniej. Przy opóźnieniu droga do celu od punktu C i D powinna być krótsza od drogi przez punkt 0 o $V_r \cdot 1 \text{ min}$ i $V_r \cdot 2 \text{ min}$.

⁹⁰ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 520.

8. OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE LOTU.

8.1. Zasady wykonywania obliczeń inżyniersko-nawigacyjnych lotu

Personel kierowniczy służby nawigatorskiej powinien mieć komplet wykresów lub tabel potrzebnych do szybkiego określenia niektórych parametrów, niezbędnych do podjęcia decyzji do lotu przez dowódcę i nie tylko. **Do takich parametrów należą⁹¹:**

- a) techniczny zasięg lotu;
- b) techniczna długotrwałość lotu;
- c) praktyczny zasięg lotu;
- d) praktyczna długotrwałość lotu;
- e) taktyczny zasięg lotu;
- f) taktyczny promień działania;
- g) czas dyżurowania statku powietrznego (grupy) w strefie dyżurowania;
- h) inżyniersko-nawigacyjne obliczenia lotu.

Technicznym zasięgiem lotu nazywamy maksymalną odległość jaką przeleci statek powietrzny do zupełnego zużycia paliwa, przy całkowicie napełnionych zbiornikach na określonej wysokości lotu.

Techniczną długotrwałością lotu nazywamy maksymalny czas lotu statku powietrznego w warunkach określonych dla technicznego zasięgu.

Techniczne zasięgi i długotrwałości lotu podane są w każdej instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu dla danego typu statku powietrznego, w zależności od wysokości i prędkości lotu, rodzaju podwieszonych i ilości zabieranego paliwa. Lot na techniczny zasięg jest zabroniony, a dane o technicznym zasięgu wykorzystuje się do przeprowadzenia ogólnej kalkulacji zasięgu i czasu w zależności od typu statku powietrznego.

Praktycznym zasięgiem lotu nazywamy odległość jaką statek powietrzny (grupa) przeleci po trasie na zakresie maksymalnego zasięgu, z uwzględnieniem odległości przebytej podczas wznoszenia i zniżania, zapasu paliwa niezbędnego do pracy silnika na ziemi (próba, kołowanie), zapasu paliwa niezbędnego do wykonania powtórnego zająścia do

⁹¹ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 231.

lądownia, siedmio lub dziesięcioprocentowego nawigacyjnego zapasu paliwa oraz pozostałości nie wypracowanego paliwa.

Praktyczną długotrwałością lotu nazywamy czas lotu statku powietrznego (grupy) od startu do lądowania w warunkach określonych dla praktycznego zasięgu lotu.

Taktycznym zasięgiem lotu nazywamy odległość jaką statek powietrzny przeleci po trasie w warunkach określonych dla praktycznego zasięgu lotu, z niezbędnym zapasem paliwa potrzebnym do wykonania postawionego zadania.

Taktyczny zasięg lotu jest znacznie mniejszy od praktycznego zasięgu lotu, ponieważ przewidziane jest zużycie paliwa na wykonanie postawionego zadania.

Taktycznym promieniem działania nazywamy maksymalną odległość na jaką statek powietrzny (grupa) może oddalić się od lotniska startu do celu, wykonać postawione zadanie oraz wrócić na to samo (lub zapasowe) lotnisko w warunkach określonych dla taktycznego zasięgu lotu. Taktyczny promień działania równy jest połowie taktycznego zasięgu lotu.

Czas dyżurowania statku powietrznego (grupy) w strefie dyżurowania jest to maksymalny czas jaki może przebywać statek powietrzny (grupa) w strefie dyżurowania, w zależności od odległości strefy dyżurowania od lotniska z uwzględnieniem zużycia paliwa na walkę powietrzną, na powrót na własne lotnisko przy nakazanej pozostałości paliwa po wylądowaniu.

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenia lotu - to obliczenia zużycia i pozostałości paliwa na poszczególnych etapach lotu, w zależności od profilu lotu, prędkości lotu, składu grupy i rodzaju wykonywanego zadania.

Przy obliczeniach wyżej wymienionych parametrów należy uwzględnić następujące współczynniki⁹²:

- a) współczynnik dla grupy K lub P :
 - dla pojedynczego statku powietrznego lub pary $K = 1$; $P = 0$;
 - dla klucza $K = 0,97$; $P = 0,03$ (3%);
 - dla eskadry $K = 0,93$; $P = 0,07$ (7%);
- b) współczynnik nawigacyjnego zapasu paliwa k lub p : $k = 0,9$ lub $p = 0,1$ (10%);
- c) współczynnik temperatury otaczającego powietrza K_t - przy temperaturze otaczającego powietrza wyższej od standardowej:

$$K_t = 1 + P_t$$

⁹² Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 307.

przy temperaturze otaczającego powietrza niższej od standardowej:

$$K_t = 1 - P_t$$

gdzie: P_t - procentowy współczynnik temperatury np. dla 10% - $P_t = 0,1$.

Zamianę współczynników określonych w punktach a) i b) należy wykonywać według wzorów:

$$K = 1 - P$$

$$k = 1 - p$$

Przy obliczeniach pozostałości paliwa należy kierować się następującymi zasadami⁹³:

a) dla praktycznego zasięgu lotu pozostałość paliwa powinna obejmować:

- nawigacyjny zapas paliwa obliczany od ilości paliwa potrzebnego na wykonanie lotu od *WPT* do *KPT*, który przy obliczeniach odwrotnych oblicza się według przybliżonego wzoru z korzyścią dla załogi:

$$Q_n = p \cdot (Q_c - Q_z - Q_m)$$

gdzie: Q_n - nawigacyjny zapas paliwa (kg);

Q_c - całkowita pojemność zabieranego paliwa (kg);

Q_z - ilość zużytego paliwa w czasie pracy silnika na ziemi (kg);

Q_m - ilość nie wypracowanego (martwego) paliwa (kg);

- zużycie paliwa na wykonanie dodatkowego kręgu;
- nie wypracowane paliwo (martwe).

Wówczas otrzymamy:

$$Q_{poz} = p (Q_c - Q_z - Q_m) + Q_{kr} + Q_m$$

gdzie: Q_{kr} - zużycie paliwa w czasie lotu po kręgu przed lądowaniem (kg);

Q_{poz} - pozostała ilość paliwa (kg);

b) dla taktycznego zasięgu lotu pozostałość paliwa w lotnictwie bojowym powinna obejmować:

- nawigacyjny zapas paliwa obliczany od ilości paliwa potrzebnego na wykonanie lotu od *WPT* do *KPT*:

⁹³ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 112.

$$Q_n \cong p \cdot (Q_c - Q_z - Q_{rez} - Q_{kr})$$

- rezerwową ilość paliwa Q_{rez} ujętą sygnalizacją awaryjnej pozostałości paliwa (dla samolotów poddźwiękowych wynosi 300 l. a dla samolotów naddźwiękowych od 450-550 l).

Wówczas otrzymany:

$$Q_{poz} = p \cdot (Q_c - Q_z - Q_{rez} - Q_{kr}) + Q_{rez}$$

Przy obliczeniach zużycia paliwa na wykonanie zadania należy kierować się następującymi zasadami⁹⁴:

- a) na wykonanie walki powietrznej dla samolotów poddźwiękowych wyposażonych w dopalacz przyjmować zużycie paliwa: 3 min na dopalaniu i 3 min na zakresie maksymalnego zasięgu, dla pozostałych samolotów poddźwiękowych 3 min na zakresie prędkości maksymalnej i 3 min na zakresie obrotów nominalnych silnika.

Wówczas otrzymamy:

$$Q_{wp} = (Q_d + Q_{mz}) \cdot K_t$$

$$Q_{wp} = (Q_{maks} + Q_{nom}) \cdot K_t$$

gdzie: Q_d - zużycie paliwa na zakresie dopalania (kg);

Q_{maks} - zużycie paliwa na zakresie prędkości maksymalnej (kg);

Q_{nom} - zużycie paliwa na zakresie prędkości nominalnej (kg);

Q_{mz} - zużycie paliwa na zakresie prędkości maksymalnego zasięgu (kg);

K_t - współczynnik temperatury;

- b) na wykonanie walki powietrznej dla samolotów naddźwiękowych przyjmuje się zużycie paliwa:

- na rozpędzanie;
- w czasie lotu do wysokości celu;
- na wykonanie manewru;
- zbliżenia w czasie 3 min;
- zużycie paliwa na zniżanie (do wysokości patrolowania).

Wówczas otrzymamy:

⁹⁴ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 308.

$$Q_{wp} = (Q_{rp} + Q_{Hc} + Q_M + Q_{zbl} + Q_{zn}) \cdot K_t$$

c) na wykonanie rozpoznania, szturmowania celów naziemnych i nawodnych oraz innych zadań, przyjmuje się zużycie paliwa w czasie 6 min, w tym 3 min na zakresie maksymalnych obrotów silnika i 3 min na zakresie maksymalnego zasięgu.

Wówczas otrzymamy:

$$Q_{zad} = (Q_{maks} + Q_{mz}) \cdot K_t$$

d) na wykonanie bombardowania z lotu wznoszącego z samolotów naddźwiękowych zużycie paliwa na wykonanie zadania należy obliczać ze wzoru z punktu a.

Przy obliczeniach zużycia paliwa w czasie lotu w ugrupowaniu bojowym, zwiększone zużycie paliwa oblicza się od momentu startu do manewru wykonania kręgu na lądowanie, bez uwzględnienia zużycia paliwa na walkę powietrzną (wykonanie zadania).

Wówczas otrzymamy:

- dla praktycznego zasięgu lotu:

$$Q_{gr} = (Q_c - Q_{poz} - Q_z - Q_{kr}) \cdot P$$

- dla taktycznego zasięgu lotu w lotnictwie bojowym:

$$Q_{gr} = (Q_c - Q_{poz} - Q_z - Q_{kr} - Q_{zad}) \cdot P$$

8.2. Praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu

Praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu zależą od⁹⁵:

- wysokości lotu;
- prędkości lotu;
- ilości zabieranego paliwa;
- rodzaju podwieszek zewnętrznych;
- masy do startu statku powietrznego;
- temperatury otaczającego powietrza.

Jeżeli wysokość lotu zostanie zwiększona, to praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu również zwiększy się i odwrotnie.

⁹⁵ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 187.

Podczas zwiększania prędkości lotu od najdogodniejszej (prędkości maksymalnego zasięgu) do maksymalnej, praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu zmniejszają się.

Przy zmniejszaniu prędkości lotu od najdogodniejszej do minimalnej, praktyczny zasięg lotu zmniejsza się, a praktyczna długotrwałość lotu się zwiększa.

Ilość zabieranego paliwa ma duży wpływ na zmianę praktycznego zasięgu i praktycznej długotrwałości lotu. Praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu jest znacznie większa przy zabieraniu paliwa dodatkowego.

Zewnętrzne podwieszenia powodują dodatkowy opór aerodynamiczny, w wyniku czego zwiększa się godzinowe (kilometrowe) zużycie paliwa oraz zmniejsza się praktyczny zasięg i praktyczna długotrwałość lotu.

Zwiększenie masy do startu statku powietrznego powoduje zmniejszenie praktycznego zasięgu i praktycznej długotrwałości lotu. Daje się to szczególnie zauważyć na statkach powietrznych, które zabierają dużą ilość paliwa (np. samoloty transportowe, pasażerskie), gdzie w drugiej połowie trasy na skutek wypracowania znacznej ilości paliwa, zmniejsza się masa statku powietrznego, a tym samym zmniejsza się godzinowe (kilometrowe) zużycie paliwa, co wpływa na zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu.

Zasięg lotu i zużycie paliwa na 1 km drogi przy zachowaniu stałej prędkości przyrządowej, **praktycznie nie zależą od temperatury otaczającego powietrza** na danej wysokości lotu. Natomiast długotrwałość lotu, zużycie paliwa na 1 godz. i obroty silnika **zależą od temperatury otaczającego powietrza**. Dlatego, jeśli temperatura otaczającego powietrza podczas lotu różni się od wzorcowej (standardowej), wówczas do wielkości długotrwałości lotu, godzinowego zużycia paliwa i obrotów silnika (odczytanych z tabel) należy wprowadzić poprawki wynikające z następujących założeń⁹⁶:

- przy podniesieniu się temperatury na danej wysokości lotu o każde 5°C w porównaniu do wzorcowej, długotrwałość lotu zmniejsza się, a godzinowe zużycie paliwa i obroty silnika wzrastają o 1%;
- przy obniżeniu się temperatury na danej wysokości lotu o każde 5°C w porównaniu do wzorcowej, długotrwałość lotu zwiększa się, a godzinowe zużycie paliwa i obroty silnika zmniejszają się o 1%.

Temperaturę otaczającego powietrza przyjmuje się podczas obliczeń według atmosfery wzorcowej (standardowej), a mianowicie takiej jaką przedstawiono w tabeli 20 (gradient temperatury wynosi 0,65°C/100 m:

⁹⁶ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 310.

Tabela 20

Spadek temperatury powietrza wraz ze wzrostem wysokości dla atmosfery wzorcowej (standardowej)

H (m)	1000	3000	5000	8000	10 000	12 000	14 000
t (°C)	8,5	-4,5	-17,5	-37,0	-50,0	-56,5	-56,5

Obliczenia praktycznego zasięgu i praktycznej długotrwałości lotu wykonuje się na podstawie instrukcji zasięgu i długotrwałości dla poszczególnych typów statków powietrznych. Bezpośrednio z tabel można odczytać techniczny zasięg i techniczną długotrwałość lotu dla pojedynczego statku powietrznego (to jest do całkowitego zużycia paliwa), które są w praktyce mało przydatne.

Aby obliczyć praktyczny zasięg lotu L należy znać zapas paliwa na lot poziomy, gdzie od całkowitego zapasu paliwa odejmujemy nakazaną pozostałość paliwa, zużycie paliwa na ziemi, w czasie startu, wznoszenia, zbiórki, zniżania, lotu po systemie, rozpuszczenia i lądowania oraz zużycie paliwa w czasie lotu w szyku⁹⁷.

Zapas paliwa dla lotu poziomego Q_{lp} można określić korzystając ze wzorów podanych wcześniej. Po ich przekształceniu i uproszczeniu otrzymamy:

$$Q_{lp} = K \cdot [k \cdot (Q_c - Q_m - Q_z) - 2Q_{kr}] - Q_{wzn} - Q_{zb} - Q_{zn} - Q_{syst} - Q_{rozp}$$

gdzie: Q_{lp} - zapas paliwa dla lotu poziomego (kg);

Q_{wzn} - zużycie paliwa w czasie startu i wznoszenia (kg);

Q_{zb} - zużycie paliwa w czasie wykonywania zbiórki (kg);

Q_{zn} - zużycie paliwa w czasie zniżania (kg);

Q_{syst} - zużycie paliwa w czasie wykonywania zajścia do lądowania w TWA (kg);

Q_{rozp} - zużycie paliwa w czasie rozpuszczania (kg).

Znając zapas paliwa dla lotu poziomego łatwo jest obliczyć praktyczny zasięg lotu i ogólną długotrwałość lotu, a mianowicie:

$$L = \frac{Q_{lp}}{C_h \cdot K_t} \cdot V_r + S_{wzn} + S_{zn}$$

⁹⁷ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 471.

gdzie: C_h - godzinowe zużycie paliwa (kg/h);

V_r - prędkość powietrzna rzeczywista (km/h);

S_{wzn} - droga jaką przebędzie statek powietrzny w czasie startu i wznoszenia (km);

S_{zn} - droga jaką przebędzie statek powietrzny w czasie zniżania (km).

$$t_{og} = \frac{L - S_{wzn} - S_{zn}}{V_r} + t_{wzn} + t_{zb} + t_{zn} + t_{syst} + t_{rozp} + t_{kr}$$

gdzie: t_{wzn} - czas wznoszenia (min, s);

t_{zb} - czas wykonania zbiórki (min, s);

t_{zn} - czas zniżania (min, s);

t_{syst} - czas wykonania lotu według systemu USL (min, s);

t_{rozp} - czas rozpuszczenia (min, s);

t_{kr} - czas na wykonanie kręgu (min, s);

t_{Σ} - ogólna długotrwałość lotu (min, s).

8.3. Taktyczny promień działania

Zgodnie z definicją taktyczny promień działania jest znacznie mniejszy od połowy praktycznego zasięgu lotu, ponieważ jest przewidziane dodatkowe zużycie paliwa na wykonanie zadania (na przykład na walkę powietrzną, szturmowanie obiektów naziemnych i nawodnych, bombardowanie, rozpoznanie itp.)⁹⁸.

W porównaniu do praktycznego zasięgu lotu, zapas paliwa dla lotu poziomego zmniejszy się o ilość paliwa jaką zużyje statek powietrzny (grupa) w czasie wykonywania zadania bojowego.

Wówczas otrzymamy:

$$Q_{lp} = Q_c - Q_{rez} - Q_{gr} - Q_z - Q_{wzn} - Q_{zb} - Q_{zn} - Q_{syst} - Q_{rozp} - Q_{kr} - Q_{wp}$$

lub:

$$Q_{lp} = K \cdot [k \cdot (Q_c - Q_z - Q_{rez} - Q_{kr}) - Q_{wp}] - Q_{wzn} - Q_{zb} - Q_{zn} - Q_{syst} - Q_{rozp}$$

⁹⁸ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 313.

Znając zapas paliwa dla lotu poziomego obliczamy taktyczny promień działania ze wzoru:

$$R_T = 0,5 \cdot \left(\frac{Q_{lp}}{C_h \cdot K_t} \cdot V_r + S_{wzn} + S_{zn} \right)$$

lub

$$R_T = 0,5 \cdot \left(\frac{Q_{lp}}{C_k} + S_{wzn} + S_{zn} \right)$$

gdzie: R_T - taktyczny promień działania;

Q_{lp} - zapas paliwa na lot poziomy;

C_h - godzinowe zużycie paliwa;

C_k - kilometrowe zużycie paliwa;

K_t - współczynnik temperatury otaczającego powietrza;

V_r - prędkość powietrzna rzeczywista;

S_{wzn} - droga przebyta podczas wznoszenia;

S_{zn} - droga przebyta podczas zniżania.

8.4. Obliczanie czasu dyżurowania statku powietrznego (grupy) w strefie dyżurowania

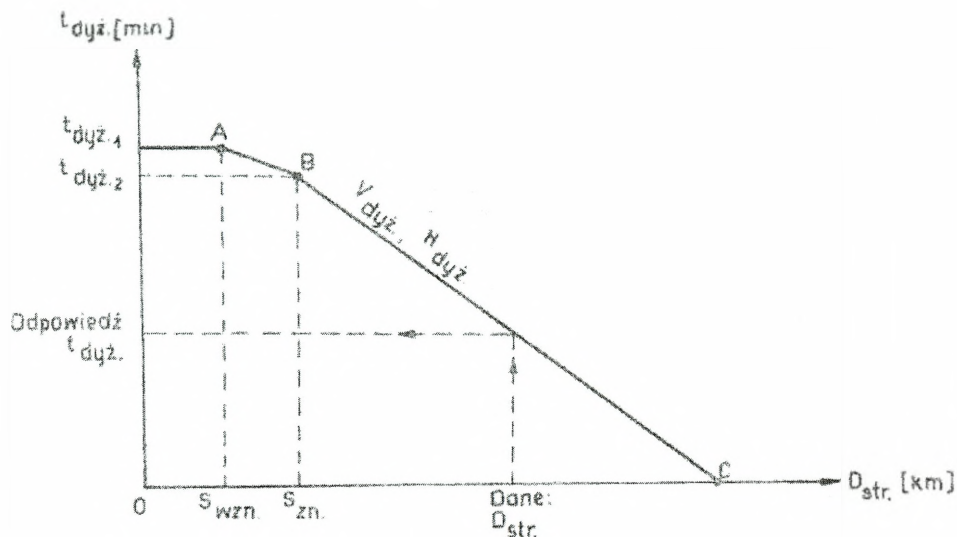
W warunkach bojowych i nie tylko, personel kierowniczy służby nawigatorskiej nie ma zbyt wiele czasu na wykonywanie skomplikowanych obliczeń, a niektóre dane powinny być podane natychmiast, gdyż są niezbędne do powzięcia decyzji⁹⁹.

Aby skrócić do minimum czas wykonywania obliczeń, starsi nawigatorzy różnych rodzajów lotnictwa powinni mieć komplet wykresów, z których odczytuje się czas dyżurowania samolotu (grupy) w strefie dyżurowania, w zależności od oddalenia strefy dyżurowania od lotniska, składu grupy, wysokości lotu i rodzaju podwieszzeń. Z wykresu można również odczytać taktyczny promień działania samolotu (grupy).

Wspomniany wykres oblicza się w następujący sposób (rys. 110):

⁹⁹ Poradnik nawigatora, op. cit., str. 128.

- na osi poziomej odkłada się odległość do strefy S_{str} oraz taktyczny promień działania;
- na osi pionowej - czas dyżerowania.



Rys. 110. Wykres taktycznych promieni działania i czasów dyżerowania samolotów w strefach.

Dla warunku, kiedy droga wznoszenia jest mniejsza od drogi zniżania współrzędne punktów A, B i C oblicza się w następujący sposób¹⁰⁰:

- punkt A ma współrzędne $(S_{wzn}, t_{dyż1})$, gdzie S_{wzn} odczytuje się z tabel, a czas dyżerowania $t_{dyż1}$ oblicza się przy założeniu, że zużycie paliwa w czasie lotu do strefy i w drodze powrotnej równa się 0. Wówczas otrzymamy:

$$t_{dyż1} = \frac{Q_{dyż} + Q_{zn}}{C_{hmz}}, \text{ przy } Q_{str} = 0$$

- punkt B ma współrzędne $(S_{zn}, t_{dyż2})$, gdzie S_{zn} odczytuje się z tabel, a czas dyżerowania $t_{dyż2}$ oblicza się przy założeniu, że $Q_{str} = 0$. Wówczas otrzymamy:

$$t_{dyż2} = \frac{Q_{dyż}}{C_{hmz}}, \text{ przy } Q_{str} = 0$$

¹⁰⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 316.

- punkt C ma współrzędne ($S_{maks} = R_T$, $t_{dyz3} = 0$), gdzie uzyskuje się maksymalną odległość strefy od lotniska równą taktycznemu promieniowi działania), przy założeniu, że czas dyżurowania równa się zero i $Q_{str} = 0$. Wówczas otrzymamy:

$$S_{maks} = R_T = S_{zn} + \frac{Q_{dyz}}{2C_{kmz}}, \text{ przy } Q_{str} = 0$$

Dla warunku, kiedy droga wznoszenia jest większa od drogi zniżania nie oblicza się punktu A, lecz punkty B i C. Współrzędne punktów B i C oblicza się w następujący sposób¹⁰¹:

- punkt B ma współrzędne (S_{wzn} , t_{dyz2}), gdzie S_{wzn} odczytuje się z tabel, a czas dyżurowania t_{dyz2} oblicza się przy założeniu $Q_{str} = 0$. Wówczas otrzymamy:

$$t_{dyz2} = \frac{Q_{dyz}}{C_{hmz}} - \frac{(S_{wzn} - S_{zn}) \cdot C_{kmz}}{C_{hmz}}, \text{ przy } Q_{str} = 0$$

- punkt C ma współrzędne ($S_{maks} = R_T$, $t_{dyz3} = 0$), gdzie uzyskuje się maksymalną odległość strefy od lotniska (równej R_T) przy założeniu $t_{dyz} = 0$ i $Q_{str} = 0$. Wówczas otrzymamy:

$$S_{maks} = R_T = \frac{Q_{dyz}}{2C_{kmz}} + \frac{S_{wzn} + S_{zn}}{2}, \text{ przy } Q_{str} = 0$$

W obu przypadkach zapas paliwa na dyżurowanie oblicza się ze wzoru:

$$Q_{dyz} = Q_{lp} - Q_{str}$$

gdzie: Q_{dyz} - zapas paliwa na dyżurowanie (kg);

Q_{str} - zużycie paliwa w czasie lotu do strefy i w drodze powrotnej (kg).

$$Q_{str} = [(S_{str} - S_{wzn}) + (S_{str} - S_{zn})] \cdot C_{kmz}$$

gdzie: S_{str} - odległość strefy od lotniska (km).

Ponieważ obliczenia wykonuje się przy założeniu $Q_{str} = 0$, czyli: $Q_{dyz} = Q_{lp}$ to przy obliczeniach Q_{dyz} możemy posługiwać się wzorami z obliczeń taktycznego promienia działania.

Wykresy oblicza się dla temperatury standardowej.

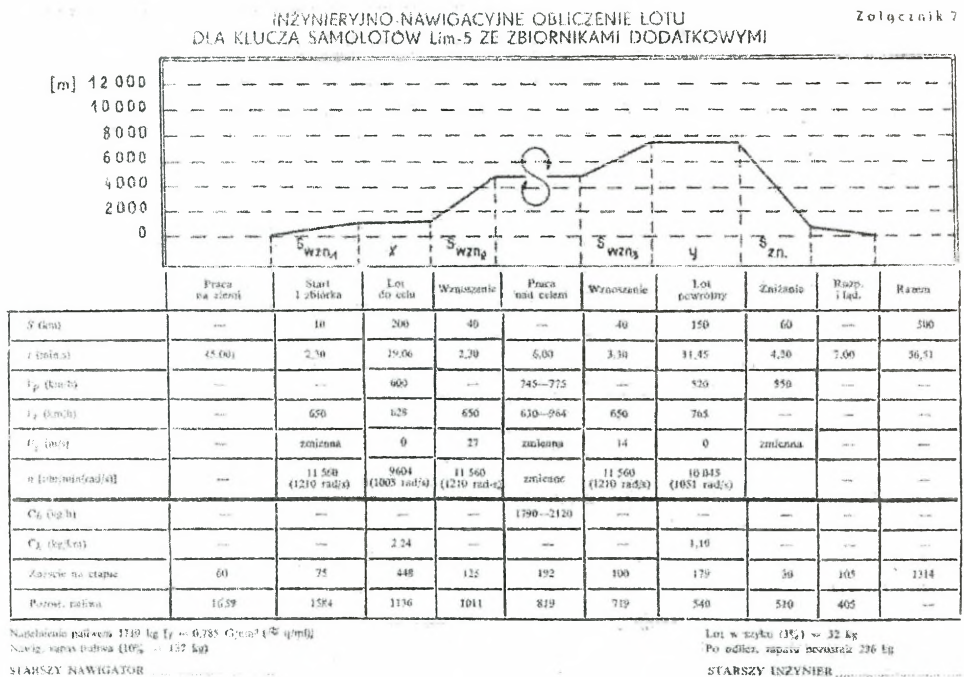
¹⁰¹ Tamże, str. 317.

Czas dyżurowania odczytuje się w ten sposób, że na poziomej podziałce odkłada się odległość od strefy, następnie prowadzi się pionową linię do przecięcia się z ukośną linią wysokości lotu i od tego punktu prowadzi się poziomą linię do punktu przecięcia się z pionową podziałką czasów dyżurowania, gdzie odczytuje się czas dyżurowania (rys. 110).

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu wykonuje się zgodnie z instrukcją obliczania zasięgu i długotrwałości lotu dla statku powietrznego danego typu w przypadkach, kiedy długość trasy przekracza 75% praktycznego zasięgu dla nakazanych warunków lotu (rys. 111, 112)¹⁰².

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu wykonuje się w postaci tabeli oraz wykreśla się profil lotu.



Rys. 111. Obliczenie inżynieryjno-nawigacyjne - wariant.

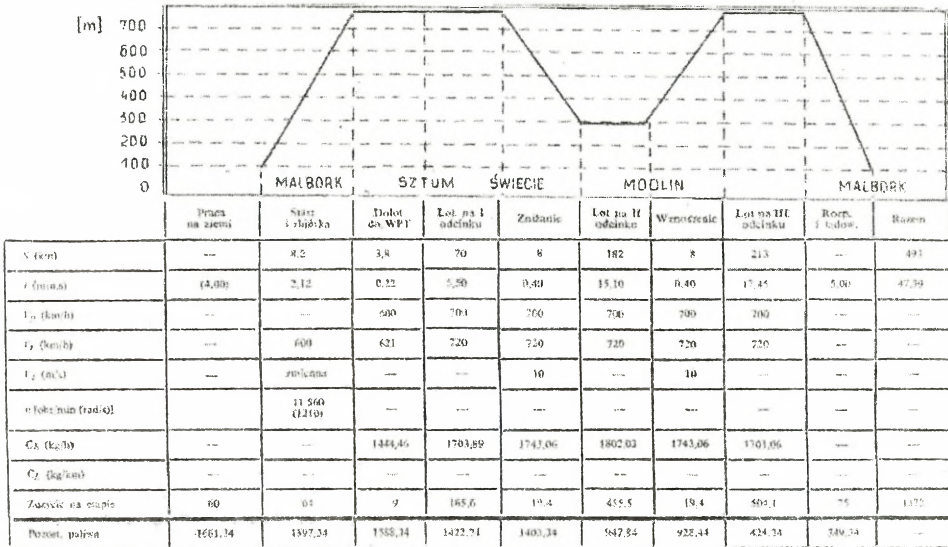
W inżynieryjno-nawigacyjnych obliczeniach lotu oblicza się zużycie paliwa i pozostałość paliwa na poszczególnych etapach lotu (praca silnika na ziemi, start i zbiórka, wyjście na WPT, lot po trasie do celu, wykonanie zadania, powrót na lotnisko, rozpuszczanie i lądowanie), nawigacyjny zapas paliwa, zapas paliwa na lot w ugrupo-

¹⁰² M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 193.

waniu bojowym oraz pozostałość paliwa po wylądowaniu, wykorzystując wzory podane w niniejszym rozdziale.

INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE OBLICZENIE LOTU
DLA PARY SAMOLOTÓW Lim-5p ZE ZBIORNIKAMI DODATKOWYMI

Załącznik 8



Napięcie paliwa = 1721,34 kg/l = 0,78 G/cm³ (20 °C)

Nawig. zapas paliwa 10% = 116,4 kg
Poprawka na temperaturę = 6,26 kg
Po obliczeniu zapasu pozostało = 239,7 kg = 365,09 l

STARSZY NAWIGATOR

STARSZY INŻYNIER

Rys. 112. Obliczenie inżyniersko-nawigacyjne - wariant.

Inżyniersko-nawigacyjne obliczenie lotu wykonuje starszy nawigator (nawigator eskadry) wspólnie z szefem do spraw inżyniersko-lotniczych.

Starszy nawigator określa dane wyjściowe do obliczeń, a inżynier uwzględniając te dane, oblicza zużycie paliwa oraz pozostałość paliwa na poszczególnych etapach lotu.

9. NAWIGATORSKIE ZASADY BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW

9.1. Utrata orientacji geograficznej i postępowanie w razie jej zaistnienia

Kierowniczy personel nawigatorski wraz z personelem latającym powinien realizować przedsięwzięcia w zakresie zapewnienia bezpieczeństwa lotów pod względem nawigatorskim mające na celu zapobieganie¹⁰³:

1. Utracie orientacji geograficznej przez załogi statków powietrznych.
2. Zderzeniu statków powietrznych z ziemią i obiektami na jej powierzchni.
3. Wchodzeniu statków powietrznych w określone przez służbę meteorologiczną i podane załogom rejony niebezpiecznych zjawisk atmosferycznych.
4. Wchodzeniu statków powietrznych w strefy zakazane, niebezpieczne i strefy, w których obowiązują szczególne warunki lotu, jak również niezamierzonemu wchodzeniu nad terytorium przeciwnika i państw ościennych.
5. Przymusowemu lądowaniu ze względu na brak paliwa.
6. Naruszeniu zasad bezpieczeństwa podczas bombardowania oraz desantowania.

Utrata orientacji geograficznej

Załoga w czasie lotu prowadzi orientację geograficzną wzrokowo lub za pomocą środków technicznych (radiotechnicznych) w zależności od nawigacyjno-taktycznej sytuacji lotu.

1. **Za utratę orientacji geograficznej** uważa się taką sytuację, gdy załoga statku powietrznego nie może określić *PS* i dalszego kierunku lotu z dokładnością niezbędną do wykonania zadania lub powrotu na lotnisko własne (zapasowe).

Utrata orientacji może być pełna lub chwilowa.

2. **Pełna utrata orientacji** ma miejsce wówczas, gdy załoga nie wznowiła podczas lotu orientacji lub wznowiła ją zbyt późno, co doprowadziło do niewykonania zadania, przymusowego lądowania lub do opuszczenia statku powietrznego.
3. **Chwilowa utrata orientacji** ma miejsce wówczas, gdy załoga wznowiła orientację podczas lotu wystarczająco wcześniej, wykonała zadanie oraz wylądowała na nakazanym lub zapasowym lotnisku.

¹⁰³ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 524.

Nie uważa się za utratę orientacji wykonanie przymusowego lądowania na najbliższym lotnisku z powodu pogorszenia się warunków atmosferycznych poniżej posiadanego minimum lub innych obiektywnych przyczyn zagrażających bezpieczeństwu lotu.

4. Do przyczyn, które mogą spowodować utratę orientacji geograficznej zalicza się¹⁰⁴:

a) niewłaściwe przygotowanie nawigatorskie personelu latającego do lotu wyrażające się:

- słabą znajomością rejonu lotów;
- nieprawidłowym i niedbałym wykreśleniem trasy;
- błędami w obliczeniu danych nawigatorskich do lotu lub brakiem takich obliczeń;
- brakiem nawigatorskiego planu lotu lub niestarannym jego opracowaniem;
- nieumiejętnością posługiwania się wyposażeniem nawigacyjnym statku powietrznego, wykorzystania środków *UL* oraz nieznajomością danych i charakteru ich pracy.

Jeżeli pilot (nawigator) ze względu na słabe przygotowanie nie jest pewien, że lot odbędzie się bez zakłóceń powinien przed lotem zameldować o tym swojemu przełożonemu;

b) naruszenie podstawowych zasad nawigowania statku powietrznego wyrażające się:

- umyślnym nieprzestrzeganiem nawigatorskiego planu lotu;
- niedokonywaniem obowiązujących zapisów i pomiarów;
- popełnianiem na skutek niedbalstwa dużych błędów w określaniu rzeczywistych elementów lotu;
- niedokładnym utrzymywaniem obliczonych warunków lotu;

c) wymuszone odstąpienie załogi od podstawowych zasad nawigowania statkiem powietrznym na skutek przeciwdziałania przeciwnika, nieopanowania załogi w trudnych sytuacjach, nieprzewidzianego napotkania niebezpiecznych zjawisk atmosferycznych itp.;

d) brak kontroli lotu z ziemi oraz niewłaściwe kierowanie lotami, co wyraża się przez:

- brak lub słabą kontrolę gotowości załogi do lotu;
- brak lub słabą kontrolę przebiegu lotu;
- dopuszczenie załogi do lotu w warunkach trudniejszych niż posiadane przez nią minimum;

¹⁰⁴ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 175.

- niewystarczające ubezpieczenie lotu środkami radiotechnicznymi i *UL* lub niedokładność ich pracy;
 - nieprawidłowe decyzje kierownika lotów w przypadku pogorszenia się warunków atmosferycznych lub innych zmian sytuacji nawigacyjnej;
- e) brak umiejętności wykorzystania przez załogę podczas lotu zastępczych środków nawigowania w razie awarii środków zasadniczych oraz niezauważenie w porę nieprawidłowej ich pracy (szczególnie dotyczy przyrządów określających kierunek lotu);
- f) niespodziewane wejście załogi w strefę trudnych warunków atmosferycznych, w których nie jest ona przygotowana do wykonywania lotów;
- g) brak możliwości wykorzystania przez załogę przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i środków radiotechnicznych niezbędnych do nawigowania na skutek ich niesprawności.

Postępowanie załogi w przypadku utraty orientacji geograficznej

Zgodnie z ustaleniami „Regulaminu wykonywania lotów w lotnictwie wojskowym oraz „Regulaminu służby nawigatorskiej lotnictwa wojskowego **dowódca załogi, która utraciła orientację geograficzną powinien:**

- a) zameldować o utracie orientacji kierownikowi lotów na *SD* własnego lotniska, a przy braku łączności z nim - zameldować na inne *SD*;
- b) przejść na wykonanie lotu z warunkami odpowiadającymi maksymalnej długości lotu;
- c) oczekiwać na otrzymanie z ziemi danych o swojej *PS* i wskazówek określających dalsze czynności.

Niezależnie od posiadania łączności z *SD*, załoga powinna w każdym przypadku przedsięwziąć środki w celu samodzielnego wznowienia orientacji geograficznej i zapewnienia bezpieczeństwa lotu.

Podczas wznowiania orientacji geograficznej zabrania się wykonywania lotu z dowolnym niekontrolowanym kursem i na nieekonomicznym zakresie pracy silnika.

Jeżeli załoga nie nawiązała łączności z kierownikiem lotów (*SD*) wówczas jest zobowiązana¹⁰⁵:

- zapisać (zapamiętać) czas, określić pozostały zapas paliwa i przejść na warunki maksymalnej długości lotu;

¹⁰⁵ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 529.

- włączyć kanał radionamierzenia i podać sygnał ustalony na wypadek utraty orientacji geograficznej, a urządzenie rozpoznawcze włączyć na „NIEBEZPIECZEŃSTWO”;
- wznieść się (zniżyć) do wysokości 5 000 m (przy podstawie chmur poniżej 5 000 m. wykonywać lot pod chmurami) i na tej wysokości wykonywać zakręty w prawo o 360°. Na samolotach tłokowych i śmigłowcach należy wykonywać zakręty na wysokości 1 000-2 000 m;
- w nocy włączyć światła pozycyjne (reflektory) i cyklicznie strzelać rakietami sygnalizacyjnymi;
- w czasie oczekiwania na wskazówki z *SD* starać się określić *PS* przez zliczenie drogi, wykorzystanie radionamierników i radiolatarni oraz innych środków;
- po wznowieniu łączności postępować według otrzymywanych wskazówek;
- jeżeli po upływie 10 min załoga nie otrzymuje pomocy z ziemi to, o ile zezwala na to zapas paliwa, powinna ona przystąpić do wznowienia orientacji geograficznej sposobem przewidzianym w nawigatorskim planie lotu (wyjść na obiekt liniowy, w rejon słyszalności środków *UL*, łączności i rozgłośni radiowych);
- w razie utraty orientacji geograficznej w pobliżu granicy państwowej lub linii styczności bojowej, należy przyjąć kurs w głąb własnego terytorium i tam przystąpić do wznowiania orientacji.

Na śmigłowcach, jeżeli brak łączności z *SD* (lotniska) i nie można wznowić orientacji w powietrzu, należy wykonać lądowanie w dogodnym terenie i wznowić orientację na ziemi. Po powrocie na lotnisko załoga ma obowiązek zameldowania o tym przełożonemu i podania miejsca lądowania.

Jeżeli podczas wznowiania orientacji geograficznej załoga napotka lotnisko (lądowisko) przydatne do lądowania, w przypadku małego zapasu paliwa powinna na nim wylądować meldując o tym kierownikowi lotów przez radio z powietrza lub telefonicznie po wylądowaniu.

Sposoby wznowiania orientacji geograficznej

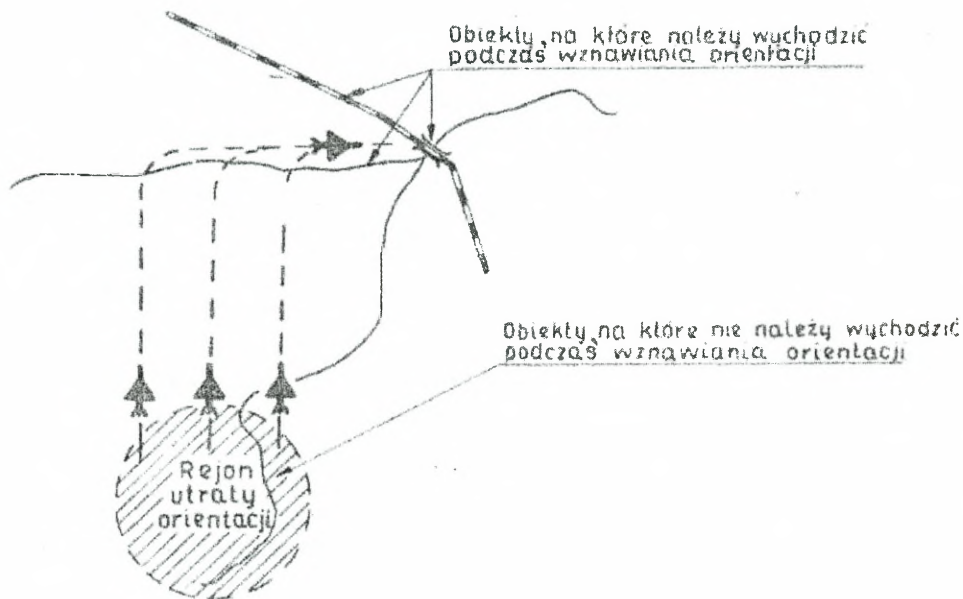
Orientację geograficzną może załoga wznowić samodzielnie przez¹⁰⁶:

- zliczenie drogi i określenie *PS_Z*;
- określenie *PS_P* z wykorzystaniem środków radionawigacyjnych;

¹⁰⁶ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 271.

- wyjście na radiolatarnię lub radionamiernik;
- wyjście na liniowy lub duży płaszczyznowy obiekt orientacyjny.

Wyjście na obiekt liniowy można stosować przy widoczności ziemi, jeżeli zapas paliwa pozwala na dołot z rejonu utraty orientacji do obiektu liniowego, a następnie do lotniska. Obiekt taki powinien leżeć poza granicami rejonu utraty orientacji (rys. 113)¹⁰⁷.



Rys. 113. Wznowienie orientacji geograficznej poprzez wyjście na liniowy obiekt orientacyjny.

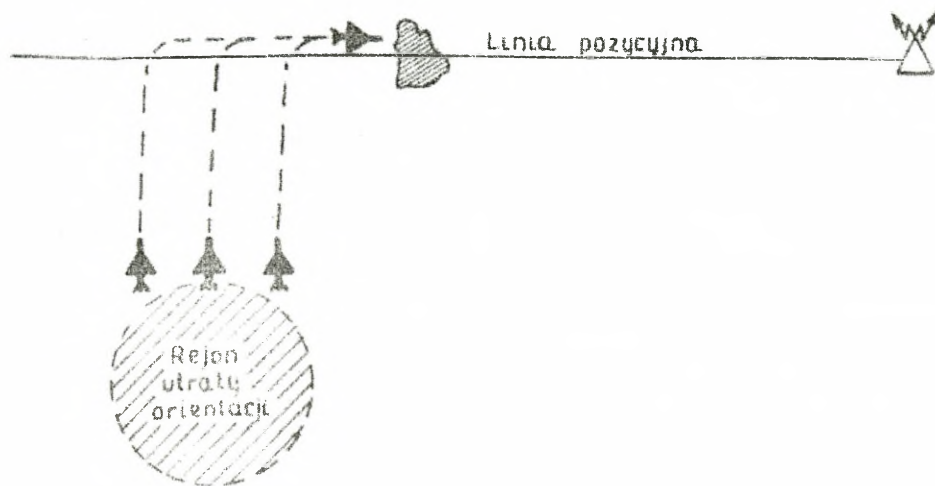
W celu wyjścia na obiekt liniowy należy przyjąć kurs prostopadły do obiektu liniowego i porównując mapę z terenem, starać się wznowić orientację podczas lotu do obiektu.

Jeżeli do chwili wyjścia na obiekt orientacja nie została wznowiona, wówczas należy lecieć wzdłuż tego obiektu w kierunku znajdowania się dużych charakterystycznych obiektów zapewniających wznowienie orientacji.

W przypadku braków obiektów liniowych można wykonać wyjście na duży płaszczyznowy obiekt orientacyjny leżący poza rejonem utraty orientacji pod warunkiem, że mamy możliwość określenia linii pozycyjnej od radiolatarni lub radionamiernika przechodzącej przez ten obiekt. Wykonujemy wówczas lot prostopadły do linii pozycyjnej, a po wyjściu na nią wykonujemy lot w kierunku na lub od radiolatarni (radionamiernika), zależnie od położenia wybranego

¹⁰⁷ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 177.

obiektu, aż do wyjścia na ten obiekt, rozpoznania go i wznowienia w ten sposób orientacji (rys. 114)¹⁰⁸.



Rys. 114. Wznowienie orientacji geograficznej poprzez wyjście na duży płaski obiekt orientacyjny.

Na terenie Polski najbardziej nadaje się do wykorzystania w celu określenia linii pozycyjnej rozgłośnia WARSZAWA-1, której zasięg pokrywa całe terytorium naszego kraju i można ją wykorzystywać przez całą dobę.

1. Po wznowieniu orientacji geograficznej załoga powinna postępować zgodnie ze wskazówkami kierownika lotów (*SD*), a w razie ich braku dowódca załogi decyduje o dalszym postępowaniu, uwzględniając zapas paliwa i nawigacyjno-taktyczną sytuację lotu.

Decyzja ta powinna określać, czy:

- a) kontynuować lot na wykonanie zadania;
 - b) przerwać lot i lądować na najbliższym lotnisku (lądowisku);
 - c) wracać na lotnisko bazowania.
2. Jeżeli załodze nie uda się wznowić orientacji geograficznej dowódca załogi jest zobowiązany:
 - a) nie dopuszczając do całkowitego zużycia paliwa lądować na pierwszym zauważonym lotnisku lub lądowisku przydatnym dla danego typu statku powietrznego;

¹⁰⁸ W. Wyrzumski, Szkolenie lotnicze, op. cit., str. 534.

- b) jeżeli zapas paliwa uniemożliwia kontynuowanie lotu - wybrać miejsce i wykonać przymusowe lądowanie poza lotniskiem. Załogi samolotów odrzutowych w tym przypadku obowiązane są opuścić samolot;
 - c) w razie braku paliwa i możliwości przymusowego lądowania wznieść się na bezpieczną wysokość i opuścić samolot;
 - d) jeżeli na pokładzie statku powietrznego znajdują się osoby nie posiadające sprzętu ratunkowego - wykonać przymusowe lądowanie;
 - e) jeżeli utrata orientacji geograficznej nastąpiła w nocy i załoga nie napotyka lotniska lub lądowiska, a zapas paliwa na to pozwala - utrzymać się w powietrzu do świtu i wznowić orientację w dzień. Jeżeli zapas paliwa na to pozwala - opuścić samolot.
3. W locie grupowym prowadzący kieruje się ogólnymi zasadami wznawiania orientacji geograficznej, pytając uprzednio prowadzonych, czy znają pozycję grupy. Po odpowiedzi twierdzącej żąda podania pozycji i po jej ustaleniu dowodzi grupą nadal. Jeżeli nie ustalą pozycji powinien przekazać dowodzenie załodze, która zachowała orientację.

Załogi prowadzone, które utraciły orientację geograficzną powinny zachować w dalszym ciągu swoje miejsce w ugrupowaniu i meldować prowadzącemu o utracie orientacji, który zobowiązany jest przekazać im pozycję grupy.

9.2. Zapobieganie zderzeniom statków powietrznych z ziemią i obiektami na jej powierzchni

Możliwość zderzenia się statku powietrznego z ziemią i obiektami na jej powierzchni wyklucza się przez wykonanie lotu na odpowiednio dużej wysokości. Minimalna wysokość, na której statek powietrzny może bezpiecznie przelatywać nad przeszkodami terenowymi i wzniesieniami zależy od rzeźby terenu, wysokości przeszkód terenowych, widzialności poziomej, prędkości statku powietrznego, jego manewrowości, refleksu pilota itp.¹⁰⁹.

W zwykłych warunkach atmosferycznych w lotach koszących i na małej wysokości decydującą rolę w określaniu minimalnej wysokości lotu odgrywa rzeźba terenu, wysokość przeszkód, prędkość i manewrowość samolotu oraz refleks pilota. W terenie równinnym wysokość ta będzie mniejsza niż w terenie pagórkowatym, a tym bardziej w terenie górzystym, gdzie wysokość tę określa się z uwzględnieniem możliwości wykonania lotu profilowego lub konieczności lotu nad szczytami wzniesień.

¹⁰⁹ M. Chodorowski, Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 293.

Wysokość bezpieczna lotu

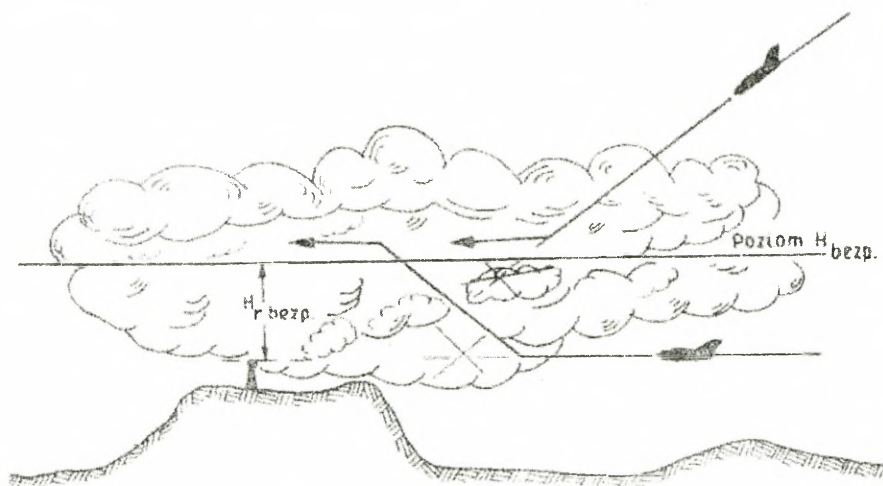
O ile w zwykłych warunkach atmosferycznych można powierzyć pilotowi odpowiedzialność za określenie i utrzymywanie wysokości lotu, przy której nie dojdzie do zderzenia, to podczas lotów według przyrządów należy w sposób jednoznaczny określić minimalną wysokość lotu jaka wykluczy niebezpieczeństwo zderzenia się statku powietrznego z ziemią i przeszkodami terenowymi. Takie minimalne wartości wysokości rzeczywistej nad najwyższymi punktami w terenie podaje tabela 21:

Tabela 21
Minimalne wartości wysokości rzeczywistej w zależności od ukształtowania terenu

Rodzaj terenu	Prędkość statku powietrznego (km/h)		
	do 300	300 – 500	Powyżej 500
Nizinny i pagórkowaty	150 m	200 m	400 m
Górzysty	300 m	400 m	600 m

Wysokość tę należy liczyć od najwyższej przeszkody znajdującej się w pasie 25 km w prawo i w lewo od trasy.

Oznacza to, że podczas lotów według przyrządów (lot w chmurach, przy ograniczonej widzialności) nie wolno pod żadnym pozorem zniżyć się poniżej tej wysokości. Natomiast podczas lotu z widzialnością przy napotkaniu warunków atmosferycznych zmuszających do lotu według przyrządów należy bezwzględnie wznieść się na tę wysokość (rys. 115).



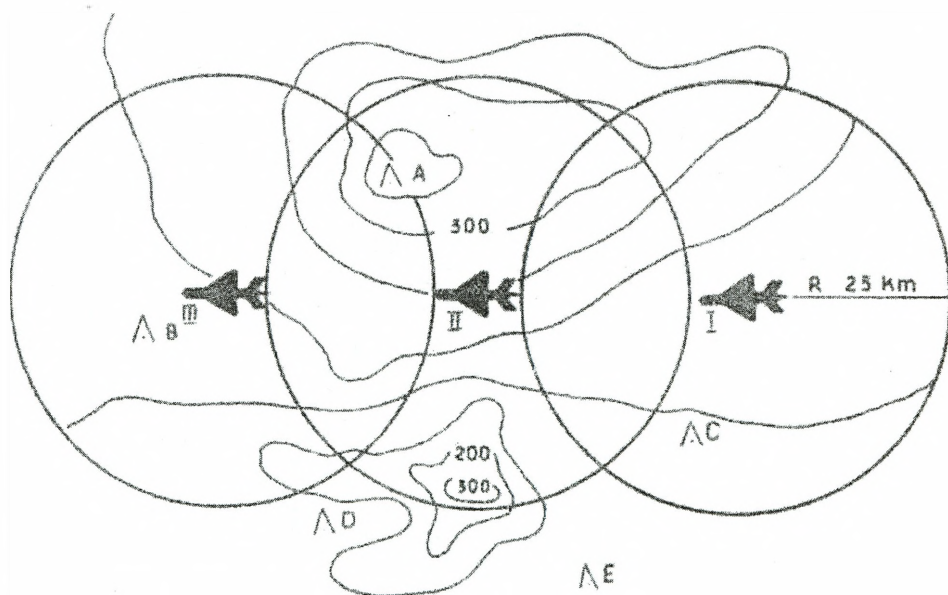
Rys.115. Wysokość bezpieczna lotu.

Wysokość bezpieczną utrzymuje się według wysokościomierza barometrycznego, który wskazuje wysokość przyrządową względem poziomu ustawionego na nim ciśnienia. Dlatego nakazaną, rzeczywistą wysokość bezpieczną należy przeliczyć na przyrządową względem ciśnienia 760 mm Hg (1 013 hPa) lub względem ciśnienia lotniska startu, względnie innego ciśnienia, które ustawiono na wysokościomierzu barometrycznym przy wysokości zero metrów.

Podczas przeliczania należy uwzględnić rzeźbę terenu, wysokość przeszkód, rozłożenie ciśnienia atmosferycznego na trasie i jego zmiany za czas trwania lotu oraz poprawki na błędy: przyrządowy, aerodynamiczny i metodyczny wysokościomierza.

Rzeźbę terenu i wysokość przeszkód uwzględnia się zgodnie z zaleceniem *RWL* i *RSN* w promieniu 25 km od pozycji statku powietrznego.

Gdybyśmy rozpatrywali pozycję statku powietrznego w pojęciu statycznym (rys. 116), to wówczas należałoby uwzględnić najwyższe przeszkody i wzniesienia w promieniu 25 km oddzielnie dla pozycji I, II, III itd.¹¹⁰

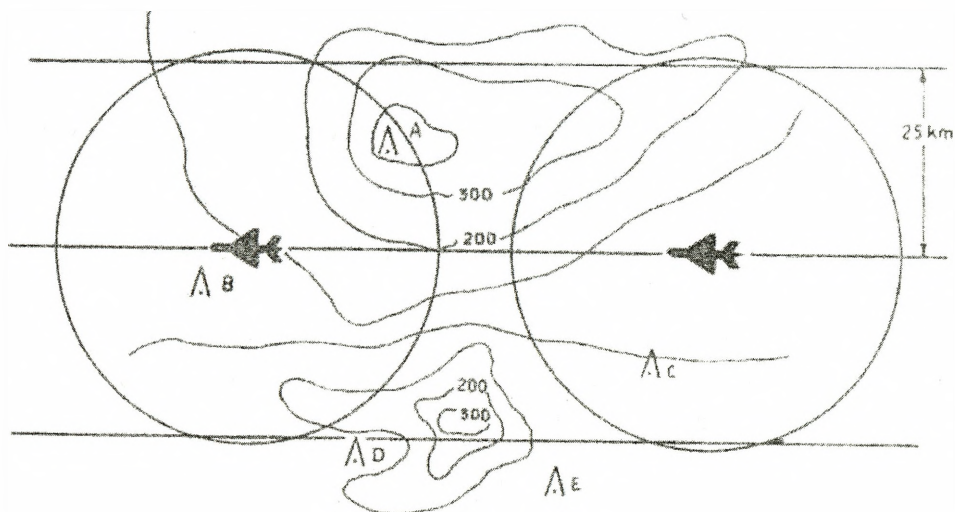


Rys. 116. określanie bezpiecznej wysokości lotu w warunkach statycznych.

Z tego wynikałoby, że w różnych punktach trasy wysokość bezpieczna miałaby różną wartość, ponieważ w pozycji I bralibyśmy za podstawę do obliczeń wysokość przeszkody C, w pozycji II przeszkody A, natomiast w pozycji III przeszkody B.

¹¹⁰ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 180.

Prowadziłyby to do komplikacji zarówno obliczeń, jak i przestrzegania wysokości bezpiecznej w czasie lotu. Dlatego należy pozycję statku powietrznego rozpatrywać w ruchu (rys. 117). Wówczas poruszający się wraz z pozycją statku powietrznego krąg utworzy pas o szerokości 50 km (po 25 km w prawo i w lewo od trasy), w którym należy odszukać najwyższą przeszkodę (wzniesienie) i według niej obliczyć wysokość bezpieczną na całą trasę lub jej odcinek.



Rys. 117. Określanie bezpiecznej wysokości lotu na trasie lotu.

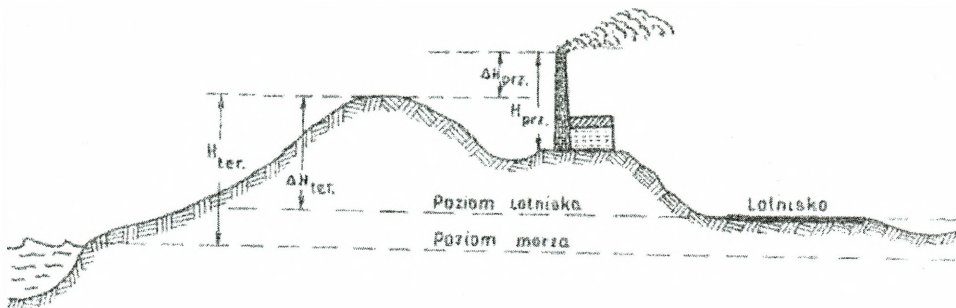
Może zaistnieć taka sytuacja, że część trasy przebiega nad terenem równinnym, gdzie obliczona wysokość bezpieczna jest mniejsza, a część nad terenem górzystym, gdzie wysokość bezpieczna jest większa. Nad terenem równinnym można więc przyjąć inną wysokość bezpieczną niż nad terenem górzystym. Można wówczas podzielić trasę na odcinki, na których będą obowiązywać różne wysokości bezpieczne. Trzeba wtedy określić rubieże zmiany wysokości bezpiecznej przebiegające prostopadłe do trasy w odległości nie mniejszej niż 25 km od przeszkody nakazującej utrzymywanie większej wysokości bezpiecznej¹¹¹.

1. Wybierając najwyższy punkt na odcinku trasy należy brać pod uwagę wzniesienia terenu oraz istniejące przeszkody terenowe.

Jeżeli przeszkody terenowe wznoszą się ponad wzniesienia, to trzeba uwzględnić ich przewyższenie nad najwyższym punktem rzeźby terenu (rys. 118).

Dla rejonu, w którym znajduje się najwyższa przeszkoda określa się poprawkę na zmianę ciśnienia atmosferycznego ze wzoru:

¹¹¹ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 536.



Rys. 118. Określanie przewyższenia przeszkód terenowych.

gdzie: ΔH_{bar} - poprawka na zmianę ciśnienia atmosferycznego;

$P_{zr.lotn.}$ - ciśnienie atmosferyczne lotniska na poziomie pasa startowego zredukowane do poziomu morza;

$P_{zr.min.}$ - minimalne ciśnienie atmosferyczne w rejonie najwyższej przeszkody zredukowane do poziomu morza w momencie przelotu przez ten rejon (z uwzględnieniem tendencji barometrycznej).

$$\Delta H_{bar} = 11 \cdot (P_{zr.lotn.} - P_{zr.min.})$$

Ciśnienie atmosferyczne lotniska oraz minimalne ciśnienie w rejonie przeszkody podaje stacja meteorologiczna.

Liczba 11 określa wartość stopnia barometrycznego na małej wysokości.

2. Poprawki na błąd przyrzadowy i aerodynamiczny wysokościomierza określa się z wykresów, natomiast poprawkę wysokości na błąd metodyczny uwzględnia się podczas przeliczania na suwaku nawigacyjnym lub według wzoru¹¹²:

$$\Delta H_T = \frac{t_0 - 15^\circ}{300} \cdot H_{bar}$$

gdzie: ΔH_T - poprawka na błąd metodyczny wysokościomierza;

t_0 - temperatura przy ziemi w rejonie najwyższej przeszkody;

H_{bar} - wysokość od poziomu barometrycznego ciśnienia, które ustawiono na wysokościomierzu barometrycznym na wysokości zero metrów. Oblicza się ją ze wzoru:

¹¹² Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 182.

$$H_{\text{bar}} = H_{\text{r.bezp.}} + \Delta H_{\text{ter}} + \Delta H_{\text{prz}} + 11 \cdot (760 - P_{\text{zr.min.}})$$

gdzie: $H_{\text{r.bezp.}}$ - nakazana rzeczywista wysokość bezpieczna lotu (według tabeli 21);

ΔH_{ter} - poprawka terenowa;

ΔH_{prz} - przewyższenie przeszkód terenowych nad najwyższym punktem rzeźby terenu na odcinku trasy w pasie po 25 km od osi trasy;

$P_{\text{zr.min.}}$ - minimalne ciśnienie atmosferyczne w rejonie najwyższej przeszkody zredukowane do poziomu morza;

ΔH_{bar} - poprawka na zmianę ciśnienia atmosferycznego.

3. Jeżeli wysokościomierz barometryczny wskazuje wysokość względem ciśnienia 760 mm Hg (1013,3 hPa), to przyrządową wysokość bezpieczną lotu $H_{\text{p.bezp.std.}}$ dla każdego odcinka trasy należy obliczyć ze wzoru dla mm Hg:

$$H_{\text{p.bezp.std.}} = H_{\text{r.bezp.}} + H_{\text{ter}} + \Delta H_{\text{prz}} + 11 \cdot (760 - P_{\text{zr.min.}}) - \Delta H_{\text{T}} - \Delta H_{\text{p}} - \Delta H_{\text{a}}$$

$$\text{dla hPa wyrażenie } 11 \cdot (760 - P_{\text{zr.min.}}) = 8,25 \cdot (1013,3 - P_{\text{zr.min.}}),$$

gdzie: $H_{\text{p.bezp.std.}}$ - przyrządowa wysokość bezpieczna lotu względem ciśnienia standardowego 760 mm Hg (1013, 3 hPa);

H_{ter} - wysokość bezwzględna najwyższego punktu rzeźby terenu na odcinku trasy w pasie po 25 km od osi trasy;

ΔH_{T} - poprawka na błąd metodyczny wysokościomierza;

ΔH_{p} - poprawka na błąd przyrządowy wysokościomierza;

ΔH_{a} - poprawka na błąd aerodynamiczny wysokościomierza.

4. Jeżeli wysokościomierz barometryczny wskazuje wysokość względem ciśnienia lotniska startu, to przyrządową wysokość bezpieczną lotu $H_{\text{p.bezp.lotn.}}$ dla każdego odcinka trasy należy obliczyć ze wzoru¹¹³:

$$H_{\text{p.bezp.lotn.}} = H_{\text{r.bezp.}} + \Delta H_{\text{ter}} + \Delta H_{\text{prz}} + H_{\text{bar}} - \Delta H_{\text{T}} - \Delta H_{\text{p}} - \Delta H_{\text{a}}$$

gdzie: $H_{\text{p.bezp.lotn.}}$ - przyrządowa wysokość bezpieczna względem lotniska startu;

ΔH_{ter} - poprawka terenowa najwyższego punktu rzeźby terenu na odcinku trasy w pasie po 25 km od osi trasy.

Pozostałe symbole zostały wyjaśnione poprzednio.

¹¹³ Tamże, str. 183.

Do każdego lotu po trasie załoga powinna obowiązkowo obliczyć wartości przyrządowej wysokości bezpiecznej, notować je w dzienniku pokładowym, a podczas lotu według przyrządów bezwzględnie unikać wykonywania lotu na wysokości mniejszej niż obliczona.

Przykład: Obliczyć $H_{p,bezp.std.}$ dla samolotu lecącego z $V_r = 480$ km/h w terenie pagórkowatym jeżeli:

$$H_{ter} = 125 \text{ m}; \Delta H_{ter} = + 50 \text{ m}; \Delta H_p = 35 \text{ m}; P_{zr.min.} = 747 \text{ mm Hg (995,9 hPa)}; t_0 = +4^\circ; \Delta H_p = -20 \text{ m}; \Delta H_a = +30 \text{ m}.$$

Rozwiązanie:

1. Dla $V_r = 480$ km/h i terenu pagórkowatego $H_{r,bezp.} = 200$ m.

2. Ze wzoru obliczamy H_{bar} , dla mm Hg:

$$H_{bar} = 200 \text{ m} + 50 \text{ m} + 35 \text{ m} + 11 \text{ m/mm Hg} \cdot (760 \text{ mmHg} - 747 \text{ mm Hg})^{114} = 285 \text{ m} + 143 \text{ m} = 428 \text{ m}.$$

3. Ze wzoru obliczamy ΔH_T

$$\Delta H_T = \frac{4^\circ - 15^\circ}{300 \text{ m}} \cdot 428 \text{ m} = -\frac{11^\circ \cdot 428 \text{ m}}{300 \text{ m}} = -\frac{4708^\circ}{300} \approx -16^\circ$$

4. Ze wzoru obliczamy $H_{p,bezp.std.}$:

$$H_{p,bezp.std.} = 200 \text{ m} + 125 \text{ m} + 35 \text{ m} + 11 \text{ m/mm Hg} \cdot (760 \text{ mm Hg} - 747 \text{ mm Hg})^{115} - (-16 \text{ m}) - (-20 \text{ m}) - (+30 \text{ m});$$

$$H_{p,bezp.std.} = 360 \text{ m} + 143 \text{ m} + 16 \text{ m} + 20 \text{ m} - 30 \text{ m} = \mathbf{509 \text{ m}}.$$

9.3. Zapobieganie wchodzeniu w strefy niebezpiecznych zjawisk atmosferycznych

Do zjawisk atmosferycznych, które mogą zagrozić bezpieczeństwu lotu, doprowadzić do utraty orientacji geograficznej i niewykonania zadania zaliczamy:

1. Mgłę.
2. Ograniczoną widzialność.
3. Chmury o podstawie niższej niż bezpieczna wysokość lotu.

¹¹⁴ Dla kPa zamiast $11 \text{ m/mm Hg} \cdot (760 \text{ mm Hg} - 747 \text{ mm Hg})$ podstawiamy $8,25 \text{ m/hPa} \cdot (1013,3 \text{ hPa} - 995,9 \text{ hPa}) = 143 \text{ m}$.

¹¹⁵ Dla kPa zamiast $11 \text{ m/mm Hg} \cdot (760 \text{ mm Hg} - 747 \text{ mm Hg})$ podstawiamy $8,25 \text{ m/hPa} \cdot (1013,3 \text{ hPa} - 995,9 \text{ hPa}) = 143 \text{ m}$.

4. Prądy strumieniowe.
5. Chmury burzowe, szkwały, trąby powietrzne itp.
6. Silną turbulencję.
7. Oblodzenie.

Mgła

Mgłą nazywa się takie skupienie drobniotkich kropelek wody lub kryształków lodu w przyziemnej warstwie powietrza, które zmniejsza zasięg widzialności poziomej poniżej 1 km. Przy zasięgu widzialności wynoszącym od 1 do 10 km zjawisko to nazywa się zamgleniem. Pod względem budowy fizycznej mgła podobna jest do chmury i tak, jak ona jest produktem kondensacji pary wodnej¹¹⁶.

Mgły powstające wewnątrz jednorodnych mas powietrza nazywają się **wewnętrznomasowymi**, natomiast powstające na frontach atmosferycznych - **frontowymi**.

Mgły wewnętrznomasowe powstają na skutek ochłodzenia przyziemnej warstwy powietrza. **Dzieli się one na dwa typy:**

- a) **mgłę radiacyjną**, która powstaje w wyniku ochłodzenia się powietrza od powierzchni ziemi. Ziemia ochładza się w bezchmurne noce na skutek wypromieniowania ciepła. Grubość tej mgły może wahać się od kilku do kilkudziesięciu metrów, z góry widać przez nią dobrze rzeki, duże obiekty orientacyjne i światła. Przy ziemi widzialność pozioma jest zła i może wynosić nawet mniej niż 100 m. Mgła radiacyjna niekiedy unosi się, tworząc cienką warstwę niskich chmur warstwowych, których wysokość nie przewyższa 100-200 m. Lot powyżej mgły radiacyjnej nie jest specjalnie utrudniony, ponieważ w większości przypadków taka mgła rozpościera się płatami, i możliwe jest prowadzenie orientacji wzrokowej. Niekiedy w zimie mgły radiacyjne zajmują większą przestrzeń i zlewając się z wyżej położonymi chmurami warstwowymi mogą utrzymać się przez kilka dni;
- b) **mgłę adwekcyjną**, która powstaje w masie powietrza przemieszczającej się z rejonów cieplejszych nad chłodniejsze podłoże. Może powstać zarówno nad morzem, jak i nad lądem. Grubość jej osiąga zwykle kilkaset metrów. Widzialność pozioma jest nieco lepsza niż w mgle radiacyjnej, natomiast z góry poprzez warstwę mgły obiektów orientacyjnych nie widać.

Mgła adwekcyjna może zajmować dużą przestrzeń i utrzymywać się przez kilka dni. Może powstać w dowolnej porze doby.

¹¹⁶ Nawigowanie samolotu, op. cit., str. 175.

Lot nad taką mgłą może być wykonywany tylko według przyrządów i pod warunkiem, że na lotnisku docelowym istnieją sprzyjające warunki meteorologiczne umożliwiające lądowanie.

Mgły frontowe dzielą się na:

- a) **przedfrontowe**, które powstają w wypadku zetknięcia się powietrza o dużej wilgotności z chłodnym powietrzem znajdującym się pod powierzchnią frontową. Sprzyjające warunki do powstania mgły przedfrontowej występują wtedy, gdy temperatura deszczu jest wyższa od temperatury chłodnego powietrza rozpościerającego się w pobliżu ziemi.

Mgły takie powstają najczęściej na ciepłych frontach i frontach okluzji typu chłodnego. Szerokość strefy takiej mgły, leżącej nad linią frontową, może osiągać 100-200 km;

- b) **występujące na linii frontu**. Jest to zachmurzenie frontowe obniżone do powierzchni ziemi. Mgły tego rodzaju obserwuje się szczególnie często przy przechodzeniu frontu nad obszarami górzystymi;

- c) **zafrontowe**, które powstają bezpośrednio po przejściu frontu ciepłego lub okluzji ciepłej. Warunki powstawania takiej mgły nie różnią się prawie od warunków powstawania mgły adwekcyjnej. Lot na małych wysokościach przez front, na którym powstała mgła, jest znacznie utrudniony, szczególnie jeżeli warstwa mgły łączy się z rozpościerającymi się nad nią chmurami frontowymi, a strefa mgły jest szeroka.

Jeżeli na froncie atmosferycznym występuje mgła, wówczas lot należy wykonywać nad jej górną granicą.

W górach mgły powstają w wyniku wznoszenia się i ochładzania powietrza wzdłuż nawietrznych stron stoków lub kiedy chmury powstające w innym rejonie nadciągają i zakrywają wierzchołki gór. Jeżeli góry nie sięgają warstwy mgły, to lot nad taką mgłą nie jest specjalnie trudny. Na dalekiej północy często powstaje gęsta mgła podczas przemieszczania się bardzo chłodnego powietrza nad odpowiednio ciepłym i wolnym od lodu odcinkiem morza. W strefie umiarkowanej odmiana takiej mgły występuje wczesnym rankiem nad rzekami i jeziorami.

Widzialność

Widzialność - to odległość widzenia przedmiotu lub obiektu w warunkach rzeczywistych, wyrażona w metrach lub kilometrach. Od niej zależy możliwość i sposób wykonania lotu. Zasięg widzialności zależy od przezroczystości atmosfery¹¹⁷. Takie zjawiska jak: mgły, opady, burze pyłowe i zamiecie poważnie zmniejszają przejrzystość atmosfery,

¹¹⁷ W. Wyrozumski, Szkolenie samolotowe, op. cit., str. 538.

a tym samym pogarszają widzialność. Istotny wpływ na zasięg widzialności wywierają rodzaj i wysokość chmur, pionowe rozmieszczenie poszczególnych warstw chmur oraz ich gęstość.

Od widzialności zależy w dużym stopniu możliwość i sposób wykonywania lotu. Przy ograniczonej widzialności start i lądowanie samolotu są bardzo utrudnione, a niekiedy w ogóle niemożliwe, znacznie pogarsza się orientacja wzrokowa, komplikuje się lot w ugrupowaniu na małych wysokościach i z dużymi prędkościami. Zależnie od widzialności lot po trasie wykonuje się według orientacji wzrokowej lub według przyrządów.

Przyczyną pogarszania się widzialności może być również dym unoszący się nad większymi ośrodkami przemysłowymi lub powstający w czasie pożarów lasów.

Cząsteczki dymu i pyłu skupione nad ośrodkami przemysłowymi rozprzestrzeniają się zgodnie z kierunkiem wiatru i pogarszają widzialność na przestrzeni dziesiątków kilometrów. Pionowe rozprzestrzenianie się dymu dochodzi najwyżej do kilkuset metrów. Natomiast podczas pożarów leśnych dym może wznosić się na wysokość kilku kilometrów oraz rozprzestrzeniać się na setki kilometrów. W takich przypadkach znad warstwy dymu ziemi nie widać.

Znaczne pogorszenie widzialności powodują burze pyłowe i piaskowe występujące nad stepami i pustyniami¹¹⁸. Burze takie powstają tam, gdzie cząsteczki pyłu powierzchniowej warstwy ziemi składającej się z drobnoziarnistego sypkiego gruntu unoszą się do góry od kilkuset metrów do kilku kilometrów i przenoszone wiatrem na setki, a nawet tysiące kilometrów.

Pył może unosić się w atmosferze przez kilka dni, tworząc tzw. suche zmętnienie, które pogarsza widzialność.

W czasie lotu nad warstwą suchego zmętnienia pilot może nie widzieć ziemi, podczas gdy statek powietrzny może być widziany z ziemi bardzo dobrze. Jeżeli warstwa zmętnienia jest bardzo cienka, wówczas pilot zobaczy ziemię bezpośrednio pod sobą, lecz po znizeniu się i wejściu w tę warstwę może nie zobaczyć lotniska, szczególnie w czasie lotu pod słońce. Przy słabym wietrze lądowanie lepiej wykonać w takim kierunku, aby słońce świeciło z tyłu.

W razie występowania warstw hamujących (inwersja, izotermia) górna granica zmętnienia odznacza się zwykle bardzo wyraźnie i może być niekiedy wzięta za drugi horyzont.

¹¹⁸ Tamże, str. 539.

Pełne zachmurzenie

Pełne zachmurzenie o podstawie mniejszej niż bezpieczna wysokość lotu tworzy się z chmur niskich warstwowych i warstwowo-kłębiastych. Chmury te powstają przy słabych wiatrach w wyniku ochłodzenia się ciepłych i wilgotnych mas powietrza przemieszczającego się nad chłodniejszym podłożem. Grubość chmur warstwowych jest zwykle niewielka (kilkaset metrów), lecz za to mogą się one rozciągać na znacznej przestrzeni. Podstawa ich jest mało wyraźna. Podczas przebijania takich chmur w górę statek powietrzny wchodzi początkowo w warstwę zamglenia, która w miarę wznoszenia staje się coraz gęściejsza. Górna granica chmur warstwowych jest bardziej wyraźna. Chmury te często zakrywają wierzchołki gór, dlatego przy przebijaniu ich w dół pod żadnym pozorem nie wolno przekroczyć wysokości bezpiecznej (jeżeli nie odbywa się to w rejonie lotniska z działającymi środkami *USL* lub *RSL*). Lot pod chmurami warstwowymi jest zwykle trudny, szczególnie nad terenem górzystym na skutek małej wysokości chmur i złej widzialności pod nimi.

Prądy strumieniowe

Prądy strumieniowe występują na dużych wysokościach w ograniczonym obszarze. Prędkość tych prądów może dochodzić do 200-250 km/h. Wejście statku powietrznego w prąd strumieniowy powoduje nagłą zmianę warunków lotu (*KZ* i *W*), co może doprowadzić do utraty orientacji geograficznej lub przymusowego lądowania ze względu na brak paliwa (przy długotrwałym locie pod prąd).

Chmury burzowe

Chmury burzowe powstają w warunkach sprzyjających konwekcji przy dużym pionowym gradiencie temperatury i dużej wilgotności. Dają obfite opady, którym zwykle towarzyszą wyładowania atmosferyczne¹¹⁹.

Chmury burzowe dzielą się na wewnętrznomasowe i frontowe. **Wewnętrzno-masowe** rozciągają się na niewielki obszar mając średnicę zaledwie kilku kilometrów. Przemieszczają się wolno 5-25 km/h. **Burze frontowe** głównie frontu chłodnego II rodzaju powstają na skutek silnego ruchu wstępującego powietrza ciepłego wypychanego w górę przez masy powietrza chłodnego i odznaczają się silnym rozwojem pionowym (do 7-12 km). Układają się zazwyczaj zwartym masywem o szerokości kilkudziesięciu kilometrów. Prędkość ich przemieszczania waha się w granicach 40-80 km/h. Notowano wypadki kiedy prędkość przemieszczania chmury burzowej przekraczała 100 km/h.

Burzom frontowym towarzyszą często bardzo silne przelotne opady, pogarszające widzialność niekiedy do kilkudziesięciu metrów.

¹¹⁹ Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 187.

Lot wewnątrz chmury burzowej jest bardzo niebezpieczny, ponieważ pionowe nieuporządkowane prądy powietrza są często tak silne, że uniemożliwiają sterowanie statkiem powietrznym. Bywały wypadki, kiedy konstrukcja statku powietrznego nie wytrzymała silnych przeciążeń i uległ on zniszczeniu.

Równie duże niebezpieczeństwo stanowią wylądowania elektryczne. Dlatego pod żadnym pozorem nie należy wchodzić w chmury burzowe.

Wylądowania elektryczne mogą spowodować:

- zapalenie się paliwa;
- uszkodzenie mechanizmów statku powietrznego;
- zniszczenie izolacji na przewodach elektrycznych;
- uszkodzenie przyrządów;
- porażenie elektryczne bezpośrednie lub indukowane załogi;
- chwilowe ogłuszenie lub oślepienie załogi.

Porażenie elektryczne może doprowadzić do utraty przytomności. W ciele ludzkim, jako przewodniku elektryczności znajdującym się w zmiennym polu magnetycznym, indukują się prądy o znacznym natężeniu, działając paralizująco na cały system nerwowy.

Ogłuszający grzmot oraz gwałtowny wzrost ciśnienia mogą również spowodować porażenie załogi, wywołując bóle podobne do występujących przy ogólnym potłuczeniu.

Jaskrawe światło błyskawicy, zwłaszcza w nocy, zjawiające się w polu widzenia pilota, oślepia go powodując chwilową utratę orientacji przestrzennej. Może się zdarzyć, że opadająca chmura kłębiasta jest „zamaskowana” warstwą innych chmur, up. warstwowymi na froncie ciepłym. Wówczas wystąpienie silnej turbulencji oraz silnych opadów sygnalizuje wejście w chmurę burzową.

W czasie silnej burzy nie należy utrzymywać łączności radiowej. Loty są najbardziej utrudnione w czasie burz frontowych. Chmury burzowe należy obchodzić bokiem lub przelatywać nad nimi, lecz ze znacznym przewyższeniem.

Burze rozpoznajemy po charakterze zachmurzenia, błyskawicach, silnych prądach wstępujących, według obrazu chmur burzowych na ekranach radiolokatorów pokładowych, jak również po silnych trzaskach w słuchawkach radia i radiokompasu.

Szkwały powstają zwykle podczas przechodzenia silnie wyrażonych frontów chłodnych. Szerokość strefy szkwału wynosi 200-700 m, wysokość 2-3 km, odległość wzdłuż frontu - setki kilometrów. Prędkość wiatru przy szkwałach może osiągać 30-40 m/s.

Trąbą powietrzną nazywamy wicher o osi pionowej przemieszczający się z olbrzymią prędkością (czasem do 120 i więcej m/s), powodujący zawsze ogromne spustoszenie na swej drodze. Zwykle podczas takiej burzy występuje z potężnej chmury lejkowaty zwis z odrostkiem w postaci gigantycznej trąby, która podstawą obniża się czasem do powierzchni ziemi lub wody¹²⁰.

W chwili zetknięcia się z powierzchnią ziemi podnoszą się, jak gdyby na jej spotkanie, olbrzymie ilości pyłu, a nad wodą również tworzy się słup wody. Potem wszystko zlewa się w jeden wielki słup chmurowy, który przemieszcza się z wielką prędkością. Trąba powietrzna wyrwa z korzeniami olbrzymie drzewa, zrywa dachy, rozwała słabsze mury i budowle, przenosząc ich części na wielką nieraz odległość. Prędkość wichru wewnątrz trąby powietrznej może dochodzić do 120 km/h. Średnica trąby wytworzonej nad powierzchnią wody wynosi 25-100 m, natomiast nad lądem jest większa i wynosi 100-1 000 m, niekiedy więcej. Widoczna wysokość trąby 800-1 500 m. Odmianą trąby powietrznej występującej tylko na lądzie jest tornado.

Turbulencja

Silna turbulencja występuje w wyżej opisanych chmurach burzowych, przy dużej chwiejności masy powietrza oraz przy silnych wiatrach w lotach nad terenem pofałdowanym i górzystym. Utrudnia ona pilotowanie i nawigowanie statkiem powietrznym i powoduje szybkie zmęczenie załogi.

Oblodzenie

Oblodzenie może występować w trzech postaciach:

- czystego lodu;
- lodu matowego - szadzi;
- szronu.

Najniebezpieczniejszą postacią oblodzenia jest czysty lód, występujący podczas lotu w chmurach, w opadach i we mgle przy temperaturach od 0 do -10°C. Lód osadza się przede wszystkim na czołowych częściach statku powietrznego, oszkleniu kabiny, usterzeniu i w dyszy powietrza. Gołoledź na ziemi jest oznaką występowania w powietrzu stref oblodzenia.

Lód matowy powstaje podczas lotu w chmurach składających się z przechłodzonych kropeł o różnych wielkościach oraz w strefach mokrego śniegu. Lód ten ma budowę

¹²⁰ Tamże, str. 188.

krystaliczną. Podczas długotrwałych lotów w strefie oblodzenia może ono osiągnąć niebezpieczną grubość.

Szron - to powłoka drobnoziarnista podobna do tej, jaka się tworzy wczesnym chłodnym rankiem na powierzchni ziemi. Groźniejszych rozmiarów nie osiąga i jest bardzo łatwo usuwany przez prąd powietrza.

Charakterystycznym objawem powstawania oblodzenia jest pojawienie się lodu na przednim oszkleniu kabiny, pogorszenie widzialności, zmniejszenie prędkości przyrządowej (jeżeli odbiornik ciśnień powietrza nie jest podgrzewany), narastanie lodu na krawędziach natarcia skrzydeł i osłonach silników, zwiększenie zakłóceń oraz pogorszenie słyszalności radiowej.

Na samolotach tłokowych, ponadto słychać uderzenia o kadłub kawałków lodu odrywających się od śmigieł oraz wzmaga się trzęsienie silników.

Najczęściej oblodzenie statków powietrznych występuje w chmurach frontowych. W chmurach kłębiasto-opadowych i warstwowych silne oblodzenie może wystąpić w okresie zimowym na dowolnej wysokości, a w okresie letnim na wysokości 2 000-3 000 m i wzwyż.

Jeżeli oblodzenie nastąpiło podczas lotu w chmurach, należy¹²¹:

- jeśli są przerwy w chmurach, wykorzystać je lub lecieć między warstwami chmur;
- jeśli to możliwe, przejść w strefę o temperaturze powyżej 0°;
- wznieść się nad chmurę (jeśli wiadomo, że temperatura przy powierzchni ziemi jest niższa od 0°, a wysokość chmur nie jest duża).

Jeżeli oblodzenie nastąpiło podczas lotu w przechłodzonym deszczu, należy:

- przejść w warstwę powietrza o temperaturze wyższej niż 0° (jeżeli wcześniej jest znane położenie tej warstwy);
- wyjść ze strefy deszczu.

Samoloty o dużych prędkościach mogą również uniknąć oblodzenia przez zwiększenie prędkości lotu, ponieważ zwiększa się przy tym kinetyczne nagrzewanie czołowych części samolotu (głównie przez adiabatyczne sprężenie powietrza oraz tarcie) i z abezpiecza je przed oblodzeniem przy danej temperaturze otaczającego powietrza.

W celu niedopuszczenia do wejścia statków powietrznych w rejony niebezpiecznych zjawisk atmosferycznych wybrana trasa i profil lotu powinny zapewniać omińnięcie tych stref.

¹²¹ Nawigowanie samolotu, op. cit., str. 178.

Ponadto załoga powinna przed lotem starannie przestudiować sytuację meteorologiczną na trasie lotu.

Podczas lotu załoga powinna wykorzystać informacje z ziemi, dane pokładowych i naziemnych radiolokatorów oraz obserwować uważnie zmianę warunków atmosferycznych.

Zapobieganie wchodzeniu w strefy zakazane, niebezpieczne i strefy, w których obowiązują szczególne warunki lotu oraz niezamierzonemu wchodzeniu nad terytorium przeciwnika i państw ościennych

Aby wyeliminować takie przypadki należy wybierać trasę lotu tak, aby wykluczyć możliwość wejścia w te strefy i terytoria, a lot wykonać dokładnie po nakazanej trasie.

Wykonując loty w 25-kilometrowym pasie przygranicznym załoga powinna mieć na mapie lotu wyraźnie narysowaną granicę państwa i zakazaną strefę przygraniczną.

Podczas przygotowania do lotu załoga powinna dokładnie przestudiować położenie tych stref, przebieg granicy państwowej lub linii styczności bojowej oraz obiekty (ustalone sygnały), które je oznaczają.

9.4. Zapobieganie przymusowym lądowaniom ze względu na brak paliwa

W celu wyeliminowania przymusowych lądowań ze względu na brak paliwa należy¹²²:

1. Określić dokładnie zapas paliwa niezbędny do wykonania zadania.
2. Sprawdzić przed startem według paliwomierza, czy rzeczywisty zapas paliwa na statku powietrznym równa się potrzebnemu na wykonanie zadania.
3. Przewidzieć zapas paliwa na zmiany sytuacji nawigacyjno-taktycznej (odchylenie od trasy, zmianę warunków lotu, dodatkowy czas pracy nad celem itp.).
4. Lot wykonywać z takimi warunkami, dla których obliczono niezbędny zapas paliwa. Jeżeli nastąpi przymusowa ich zmiana określić każdorazowo, czy pozostałość zapasu paliwa pozwoli na wykonanie zadania i powrót na lotnisko bazowania lub zapasowe.

¹²² Nawigacja lotnicza, op. cit., str. 190.

5. Sprawdzać podczas lotu okresowo ilość paliwa. W razie stwierdzenia, że wykonanie zadania zgodnie z planem jest niemożliwe lądować na najbliższym lotnisku zapasowym, meldując o tym na *SD*.
6. W przypadku braku łączności z *SD* i gwałtownego zmniejszenia się paliwa (np. przestrzelenie zbiornika), należy wylądować na najbliższym lotnisku. (Określenie zapasu paliwa niezbędnego do wykonania zadania przedstawione zostało w poprzednim wykładzie).

9.5. Warunki zapewniające bezpieczeństwo lotów pod względem nawigatorskim

Do podstawowych warunków zapewniających bezpieczeństwo lotów pod względem nawigatorskim należy¹²³:

- a) bardzo dobra znajomość rejonu lotów i rejonu celu;
- b) umiejętność właściwego posługiwania się pilotażowo-nawigacyjnym i bombardierskim wyposażeniem statku powietrznego oraz wykorzystanie środków technicznych i radiotechnicznych do nawigowania;
- c) właściwe rozmieszczenie w terenie i bezawaryjna praca środków radiotechnicznych i *UL* oraz innych środków zabezpieczających wykonywanie zadań w powietrzu;
- d) dokładne przygotowanie nawigatorskie personelu latającego do lotów i naziemnego personelu nawigatorskiego do jego zabezpieczenia;
- e) dokładne wykonanie obliczeń nawigatorskich;
- f) właściwa organizacja lotów i kierowanie lotami;
- g) właściwa kontrola lotów z ziemi;
- h) ściśle przestrzeganie zasad nawigowania, bombardowania i desantowania oraz naprowadzania na cele;
- i) skuteczne udzielanie pomocy nawigatorskiej załogom, które znalazły się w trudnej sytuacji podczas lotu;
- j) stałe zachowanie przez załogę podczas lotu orientacji geograficznej;
- k) znajomość zasad postępowania podczas wznawiania orientacji geograficznej.

¹²³ Tamże, str. 192.

10. CHARAKTERYSTYKA WYBRANYCH NAWIGACYJNYCH SYSTEMÓW SATELITARNYCH.

10.1. Nawigacyjny system satelitarny GPS

Problem ustalenia własnego położenia w terenie i utrzymania właściwego kierunku poruszania się towarzyszy człowiekowi od momentu pierwszej prawędrowki. Równoległe z odkrywaniem coraz większych obszarów Ziemi rozwijały się coraz to nowe sposoby i narzędzia **ułatwiające** nawigację. Niektóre z nich, jak kompas, sekstans czy mapa topograficzna pozostały w użyciu do dnia dzisiejszego.

W momencie wystrzelenia w 1957 r. pierwszego sztucznego satelity Ziemi (SSZ) „Sputnik-1”, amerykańscy naukowcy stwierdzili, że pomiar dopplerowskiego przesunięcia częstotliwości umożliwia określenie wszystkich parametrów orbity satelity. Stwierdzono również, że odbierając sygnały emitowane przez satelitę oraz znając elementy jego orbity możliwe jest wyznaczenie **współrzędnych** stacji obserwacyjnej. Opierając się na tych doświadczeniach stworzono satelitarny system nawigacyjny TRANSIT. W 1973 r. Departament Obrony USA podjął decyzję o opracowaniu koncepcji nowego systemu satelitarnego nazwanego NAVSTAR GPS.

Co to jest GPS?

Global Positioning System jest satelitarnym systemem wyznaczania pozycji, opartym o satelity systemu NAVSTAR (*NAVigation System with Time And Ranging*), przeznaczonym do użytku wojskowego. Szczególne właściwości tego systemu obejmują: precyzyjne całodobowe wyznaczanie współrzędnych, prędkości i czasu. Chociaż system został zaprojektowany do użytku wojskowego, ze względu na ogromne koszty jego utworzenia, został również udostępniony użytkownikom cywilnym¹²⁴.

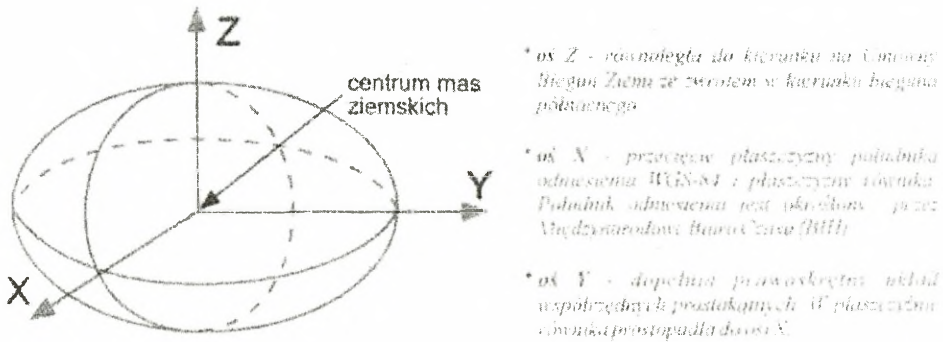
System GPS został zbudowany na zlecenie Departamentu Obrony USA w latach 1982-1994 a zarządzany jest przez Dowództwo Sił Powietrznych i Narodową Agencję Zobrazowań i Kartografii (NIMA). Umożliwia on określenie pozycji w jednolitym trójwymiarowym układzie współrzędnych WGS-84 w dowolnym miejscu na kuli ziemskiej w ciągu całej doby i **w każdych warunkach atmosferycznych**. Zasadniczą część systemu tworzą 24 satelity poruszające się na sześciu orbitach nad powierzchnią Ziemi. Satelity bez przerwy emitują sygnały, które są odbierane i przetwarzane przez specjalne odbiorniki. Nad prawidłowym funkcjonowaniem satelitów

¹²⁴ Globalny system nawigacyjny GPS, Służba Topograficzna Wojska Polskiego, Warszawa 2000, str. 6.

czuwają stacje kontrolne, które dzień i noc śledzą satelity i obliczają z dużą dokładnością ich położenie w przestrzeni.

WGS-84 (*World Geodetic System 84*)

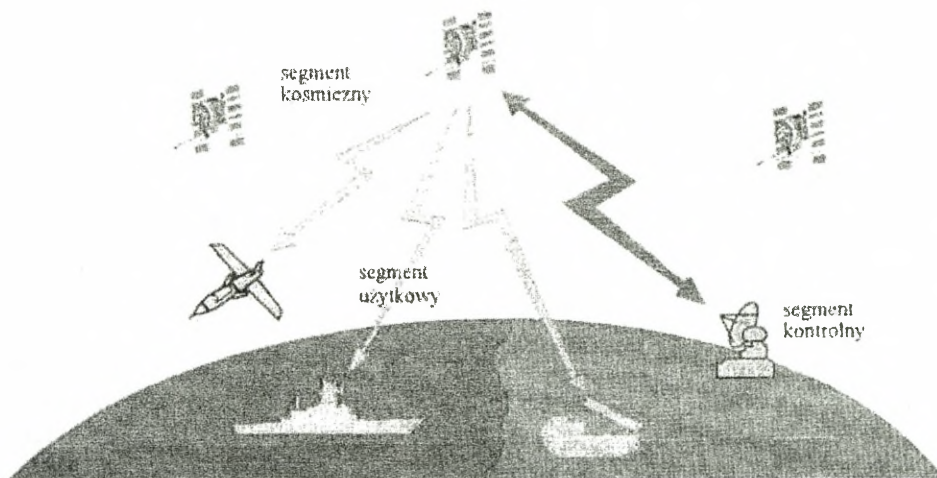
W 1972 r. poprzedniczka NIMA - Agencja Kartograficzna (DMA) - na zlecenie Departamentu Obrony USA opracowała jednolity światowy układ odniesienia tzw. WGS-72. W miarę wzrostu wymagań określania współrzędnych dla środków rażenia, pracowano nad udokładnieniem tego układu. Efektem prac jest układ odniesienia WGS-84 (rys. 119).



Rys. 119. Układ współrzędnych WGA-94.

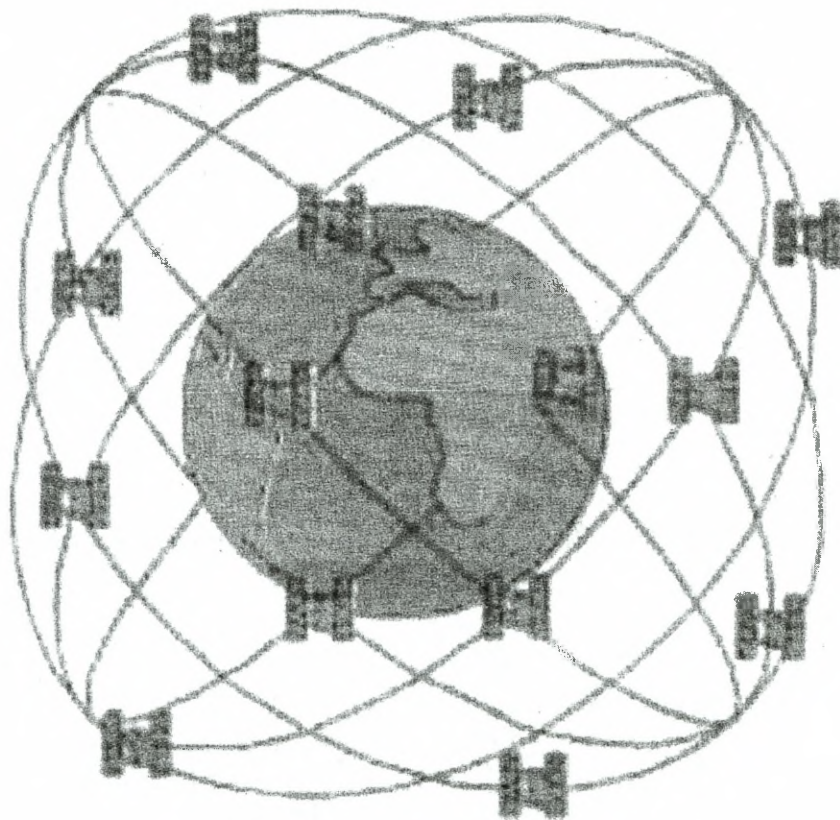
Opis systemu

System GPS składa się z trzech podstawowych segmentów: **kosmicznego, kontrolnego i użytkowego** (rys. 120).



Rys. 120. Schemat systemu GPS.

1. **Segment kosmiczny** - są to 24 podstawowe i 6 zapasowych satelitów poruszających się po sześciu prawie kołowych orbitach o nachyleniu 55 stopni względem równika, na wysokości około 20 200 km nad powierzchnią Ziemi (rys. 121). Czas obiegu każdego satelity wokół Ziemi wynosi 12 godzin. Każdy satelita emituje; sygnały pomiarowe w dwóch pasmach częstotliwości L1 i L2, sygnały czasu własnego zegara i przekazuje informacje dotyczące swojego położenia w przestrzeni oraz własne dane identyfikacyjne¹²⁵.

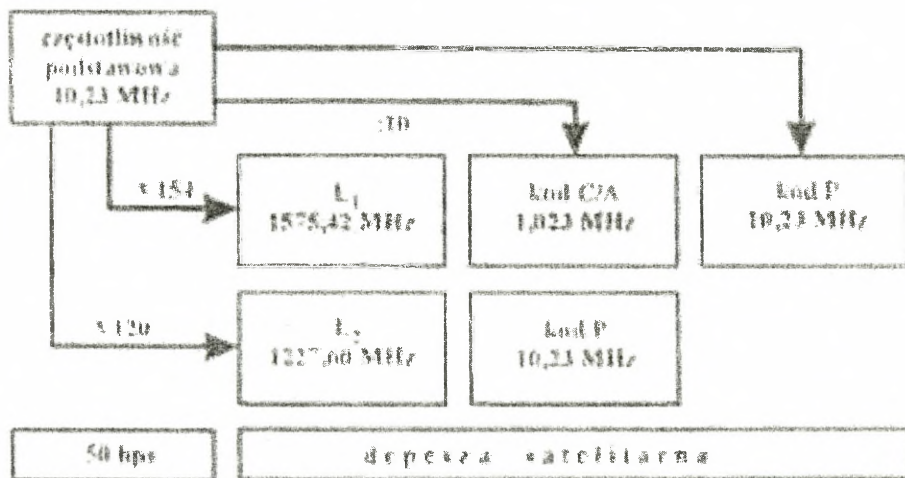


Rys. 121. Konstelacja satelitów GPS.

Satelity GPS wyposażone są w rubinowo-cezowe zegary wytwarzające bardzo stabilną podstawową częstotliwość systemu ($10,23 \text{ MHz} \pm 10^{-12} + 10^{-13} \text{ s}$). Pomnożenie tej częstotliwości przez 154 daje **pierwszą częstotliwość nośną L1** (1 575,42 MHz), a przez 120 daje **drugą częstotliwość nośną L2** (1 227,60 MHz).

¹²⁵ A. Grzelka, Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym, AON, Warszawa 1996, str. 46.

Częstotliwość podstawowa podzielona przez 10 tworzy **kod C/A** (*coarse acquisition*), jest on ogólnie dostępny. Kod ten ma częstotliwość 1,023 MHz, zaś jego okres wynosi 1 ms. **Kod P** (*precise*) o częstotliwości równej częstotliwości podstawowej ma okres 267 dni. Kod ten jest dostępny tylko dla użytkowników posiadających zezwolenie Departamentu Obrony USA. Dodatkowo w sytuacjach gdy dostęp do pewnych funkcji systemu GPS przez ogół użytkowników nie jest pożądany kod P może być zastąpiony niejawnym, **wojskowym kodem Y** (rys. 122)¹²⁶.



Rys 122. Elementy sygnału satelity GPS.

2. **Segment kontrolny - tworzą:** pięć naziemnych stacji śledzących Sił Powietrznych USA i sześć stacji NIMA. Stacja główna jest usytuowana w Colorado Springs (rys. 123).

Zadaniem tego segmentu jest śledzenie satelitów oraz obliczanie efemeryd.

Efemeryda - jest to publikacja zawierająca obliczone miejsce obiektu w przestrzeni kosmicznej dla każdego dnia w roku lub w innym regularnym przedziale czasu. Jest ona także komunikatem zawierającym zależność czasu i pozycji ciała niebieskiego lub sztucznego satelity (SSZ).

Efemerydy satelitów są dwojakiego rodzaju:

- a) **efemerydy przybliżone** (*broadcast ephemeris*) - jest to zbiór parametrów wysyłanych przez SSZ, z których może być obliczona pozycja SSZ w stosunku do Ziemi. W przypadku satelitów NAVSTAR efemerydy BE dostępne są dla wszystkich użytkowników:

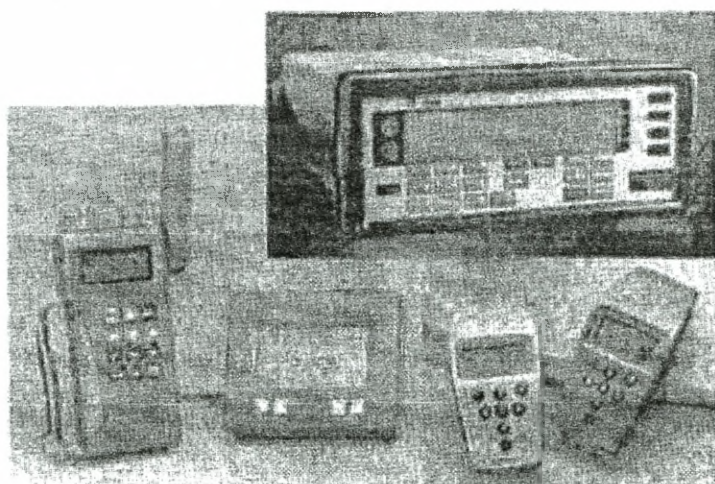
¹²⁶ Globalny system nawigacyjny GPS, op. cit., str. 10.

Efemerydy są aproksymowane na okres od 12 do 24 godzin i transmitowane do komputera satelity.



Rys. 123. Rozmieszczenie stacji śledzących segmentu kontrolnego GPS.

- b) **efemerydy precyzyjne** (*precise ephemeris*) - są to współrzędne i prędkość SSZ obliczone dla jednolitego przedziału czasu z danych odebranych z sieci stacji śledzących rozmieszczonych na całym świecie. W systemie GPS są one dostępne tylko dla wybranych użytkowników.
3. **Segment użytkowy** - tworzą różnego rodzaju odbiorniki nawigacyjne i geodezyjne, cywilne i wojskowe (rys. 124). Zadaniem odbiorników jest rejestracja sygnałów emitowanych przez „widoczne” satelity pozwalająca na realizację konstrukcji geometrycznej przestrzennego wcięcia wstecz i obliczenie współrzędnych odbiornika (anteny odbiornika).



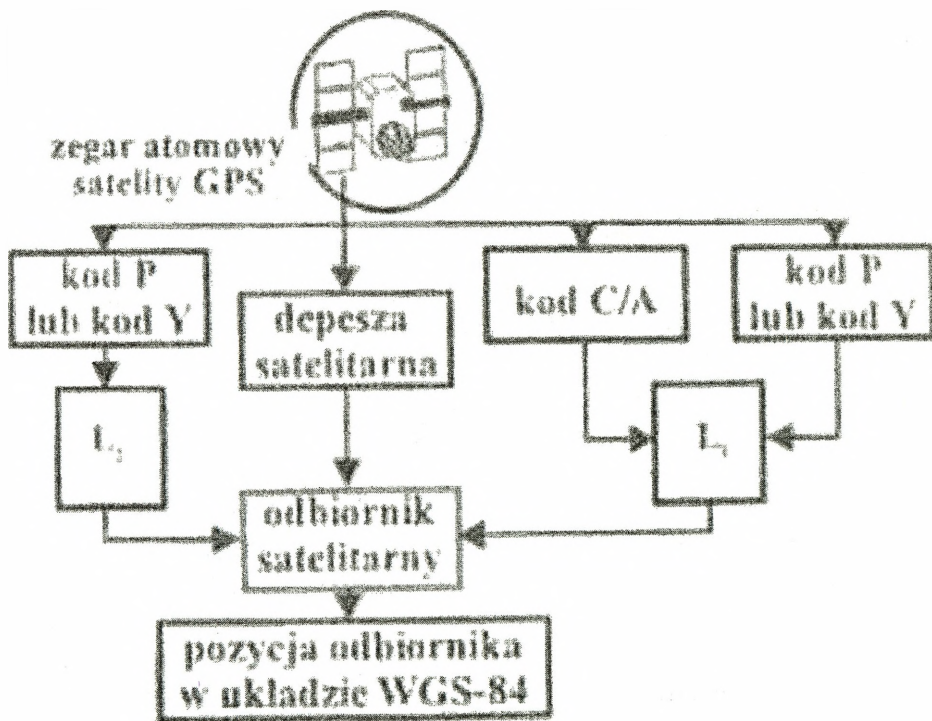
Rys. 124. Różne typy odbiorników GPS.

10.2. Obliczanie pozycji, zasada pomiaru

System GPS dostarcza dwa różne poziomy dokładności¹²⁷:

1. **Standardowy** - inaczej SPS (Standard Positioning Service), dostępny dla użytkowników cywilnych i narażony na zakłócanie lub wyłączenie w przypadku zagrożenia bezpieczeństwa USA. Zapewnia on dokładność wyznaczenia pozycji ok. ± 100 m.
2. **Precyzyjny** - PPS (Precise Positioning Service) dostępny dla Sił Zbrojnych USA i użytkowników uprawnionych, do których zaliczają się:
 - siły zbrojne państw NATO i Australii;
 - instytucje cywilne posiadające okresowe zezwolenie sekretarza obrony USA.

Zapewnia on wyznaczenie pozycji z dokładnością $\pm 1 \div 15$ m.



Rys. 125. Schemat wyznaczenia pozycji w systemie GPS.

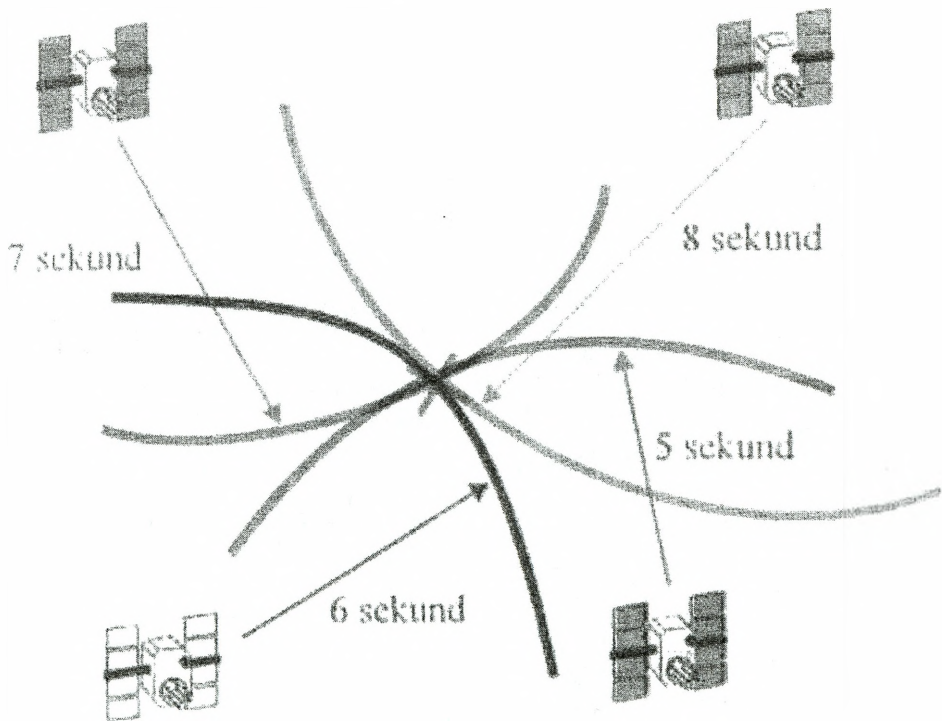
¹²⁷ A. Grzelka, Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym, op. cit., str. 58.

Wyznaczanie pozycji w trybie SPS narażone jest na dwojakiego rodzaju zakłócenia:

- 1) *A/S (anti-spoofing)* -zakłócenie polegające na zamianie kodu P na tajny wojskowy kod Y (rys. 125);
- 2) *SA (selective availability)* - zakłócenie polegające na zafałszowaniu poprawki zegara satelity oraz zmniejszeniu dokładności efermyd pokładowych i wpływające na sygnały C/A.

Zasada pomiaru

Dla wyznaczenia trzech współrzędnych miejsca obserwacji konieczne jest jednoczesne obserwowanie **minimum czterech satelitów**. Przy wyznaczaniu tylko pozycji poziomej potrzebne są obserwacje **trzech satelitów** (rys. 126)¹²⁸.

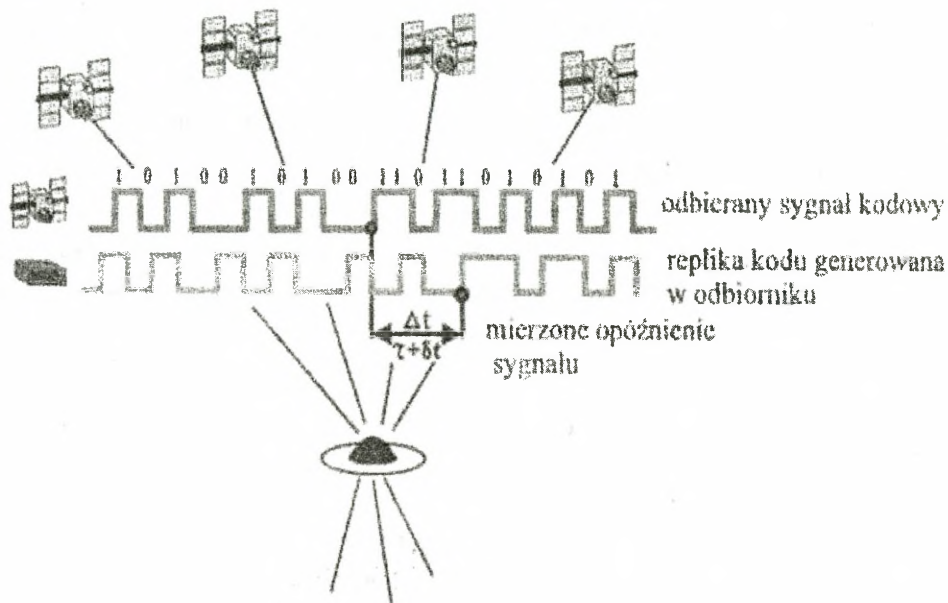


Rys. 126. Zasada wyznaczania położenia punktu w systemie GPS.

Dla celów militarnych obserwacje wykonuje się głównie poprzez pomiar czasu przebiegu sygnału z satelitów do odbiornika. Na podstawie tych danych oblicza się odległości do satelitów z iloczynu różnicy czasu między wysłaniem sygnału a jego odebraniem i prędkością roz-

¹²⁸ Globalny system nawigacyjny GPS, op. cit., str. 18.

chodzenia się fali. Do precyzyjnego wyznaczenia różnicy czasu Δt przebiegu sygnału od satelitów do odbiornika wykorzystuje się tworzoną w odbiorniku replikę indywidualnego kodu wysyłanego przez poszczególne satelity (rys. 127).



Rys. 127. Zasada pomiaru czasu przebiegu sygnału.

Zastosowanie indywidualnego kodu dla każdego satelity pozwala na:

- zidentyfikowanie satelity i przyporządkowanie mu pozycji zawartej w komunikacie nawigacyjnym;
- wysyłanie sygnałów przez wszystkie satelity na tych samych częstotliwościach;
- wykorzystanie sygnałów o małej mocy przy użyciu małych anten odbiorczych;
- zmniejszenie wrażliwości sygnałów na przypadkowe i celowe zakłócenia falami radiowymi;
- obniżenie dokładności określania pozycji przez celowe zniekształcenia kodu.

Innym sposobem obserwacji są pomiary fazy częstotliwości nośnej. Technika ta wymaga zrekonstruowania odbieranej częstotliwości tzn. usunięcia kodów i informacji nawigacyjnej. Na punktach mierzone są kąty fazowe tak zrekonstruowanych fal. Sposób ten może być stosowany w metodzie różnicowej, kiedy obserwacje wykonują minimum dwa odbiorniki. W wyniku obserwacji otrzymuje się różnicę współrzędnych stacji obserwacyjnych wyznaczoną z wysoką dokładnością.

10.3. Metody obserwacji, wykonywanie pomiarów

Sposób prowadzenia obserwacji GPS zależy przede wszystkim od celów jakim pomiary mają służyć, charakterystyki technicznej posiadanych odbiorników oraz aktualnej konfiguracji satelitów.

Obserwacje dla celów nawigacyjnych prowadzone są dwoma metodami¹²⁹:

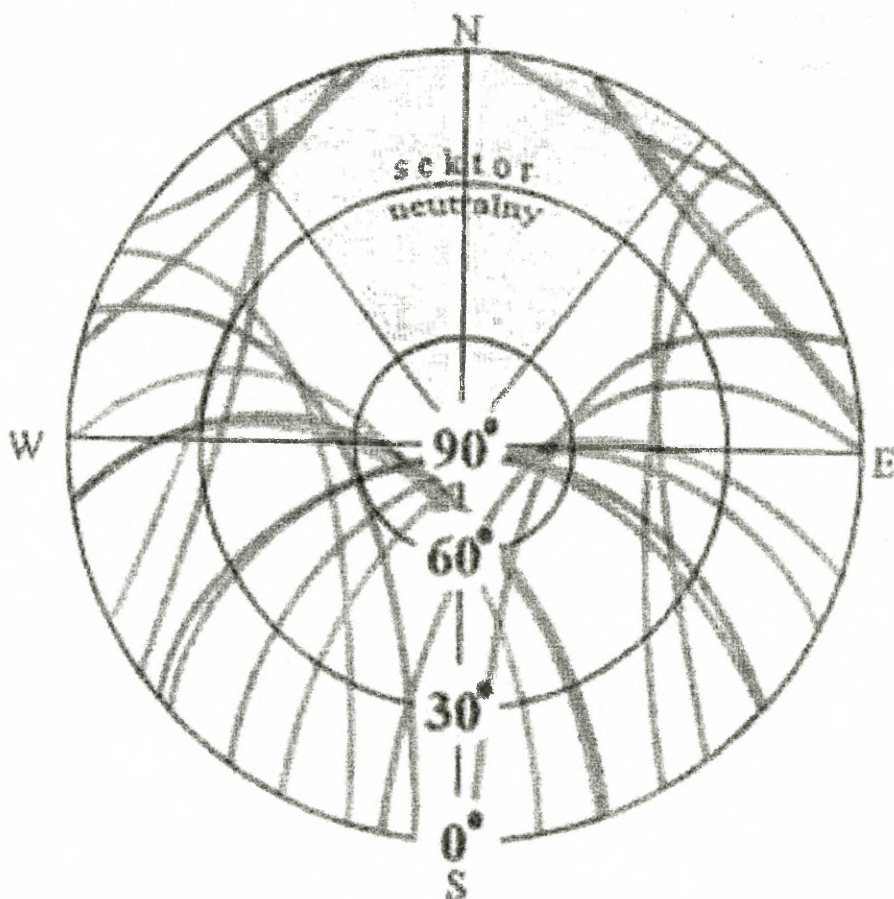
1. **Obserwacji niezależnych** - aktualną pozycję odbiornika wyznacza się w czasie rzeczywistym przy użyciu pojedynczego odbiornika. Od momentu włączenia odbiornika do wyznaczenia pierwszej pozycji upływa zazwyczaj ok. 3 minut, dalsza aktualizacja wyznaczenia następuje co 0,6 do 1 sekundy. Dokładność wyznaczenia pozycji wynosi $\pm 20 \div 30$ metrów. W praktyce w wyniku stosowania SA dokładność wyznaczeń spada do $\pm 100 \div 120$ metrów.
2. **Obserwacji różnicowych** - obserwacje prowadzone są minimum dwoma odbiornikami, a współrzędne otrzymuje się w wyniku wspólnego opracowania tych obserwacji. Jeden (lub więcej) odbiornik, nazywany bazowym znajduje się na punkcie o znanych współrzędnych, natomiast drugi (pozostałe) wykonuje obserwacje na punktach nowo wyznaczanych. Maksymalna odległość pomiędzy odbiornikami może dochodzić do 500 km. Współrzędne określone są z dokładnością $\pm 2 \div 5$ metrów, a przy zastosowaniu specjalnie wyposażonych odbiorników i specjalistycznego oprogramowania może dochodzić do $\pm 0,1 \div 1$ metra. Metoda ta może być również stosowana do wyznaczania pozycji w czasie prawie rzeczywistym.

Wykonanie pomiarów

Wykonanie obserwacji odbiornikiem GPS odbywa się w pełni automatycznie. Przed rozpoczęciem pomiarów konieczne jest zdefiniowanie parametrów technicznych odbiornika oraz rozpoznanie warunków terenowych w miejscu obserwacji. Jest to szczególnie ważne, gdy wykonywane są obserwacje nawigacyjne w trybie rzeczywistym, a wyznaczona pozycja jest na bieżąco wykorzystywana do dalszych obliczeń.

Sygnaly emitowane przez satelity systemu GPS pod względem rozchodzenia się są podobne do światła słonecznego: wszystko to co zatrzymuje promienie słoneczne będzie również uniemożliwiało odbiór sygnałów GPS. Należy przy tym zaznaczyć, że ze względu na charakterystykę orbit satelitów przeszkody znajdujące się na północ od anteny odbiorczej (w sektorze $320^\circ - 40^\circ$) nie wpływają znacząco na dokładność wyznaczenia współrzędnych (na rys. 128 obszar zacieniony).

¹²⁹ A. Grzelka, Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym, op. cit., str. 62.



Rys. 128. Trajektorie satelitów (obserwator znajduje się w środku).

System GPS w zasadzie zapewnia wyznaczenie współrzędnych w każdych warunkach. **Jednakże należy unikać miejsc, w których bezpośrednim sąsiedztwie występują¹³⁰:**

- silne źródła promieniowania elektromagnetycznego;
- przeszkody blokujące dostęp sygnałów GPS lub odbijające sygnały.

Źródła promieniowania elektromagnetycznego, jak i powierzchnie odbijające promieniowanie rzadko uniemożliwiają wyznaczenie pozycji natomiast często powodują jej błędne wyznaczenie. Przy wykonywaniu obserwacji w takich miejscach należy każdorazowo porównywać wyznaczoną pozycję z mapą topograficzną w celu uniknięcia pomyłek.

¹³⁰ Globalny system nawigacyjny GPS, op. cit., str. 23.

Wykorzystanie pozycji wyznaczonej odbiornikiem GPS

Odbiorniki GPS i oprogramowanie działają na zasadzie „czarnej skrzynki” i większości z oferowanych przez nie opcji użytkownik nie może modyfikować. GPS wykorzystuje, preferowany w zastosowaniach militarnych układ odniesienia WGS-84.

Najważniejsze układy współrzędnych mające zastosowanie wojskowe przedstawiono w tabeli 22¹³¹:

Tabela 22

Układy współrzędnych mające zastosowanie wojskowe

Obszar stosowania	Elipsoida odniesienia	Punkt przyłożenia	Odwzorowanie	Nazwa układu
Kraje dawnego UW	Krasowskiego 1940	Pułkowo	GK-6°(3°)	1942 (S-42)
Kraje NATO	WGS-84	środek masy Ziemi	UTM-6°(3°)	WGS-84

Uwaga:

Przy jednoczesnym stosowaniu odbiornika GPS i innych urządzeń nawigacyjnych oraz mapy topograficznej, stosowany układ odniesienia i system współrzędnych muszą być te same. Jeżeli są wykonane w różnych systemach to współrzędne należy przeliczyć.

Jak sprawdzić układ odniesienia mapy?

Na każdej mapie topograficznej podana jest informacja o układzie współrzędnych i systemie wysokości wykorzystanych do jej konstrukcji. Na dotychczasowych mapach topograficznych są one podane w postaci:

- układu współrzędnych 1942;
- poziomu odniesienia Kronsztad.

Na mapach wykonanych w standardach NATO i mapach dostosowanych należy szukać w legendzie poniższych informacji:

1. W języku polskim:

Elipsoida WGS-84

Odwzorowanie UTM

Układ współrzędnych WGS-84

¹³¹ Tamże, str. 24.

Poziom odniesienia Kronsztad

2. W języku angielskim:

Spheroid WGS-84

Projection UTM

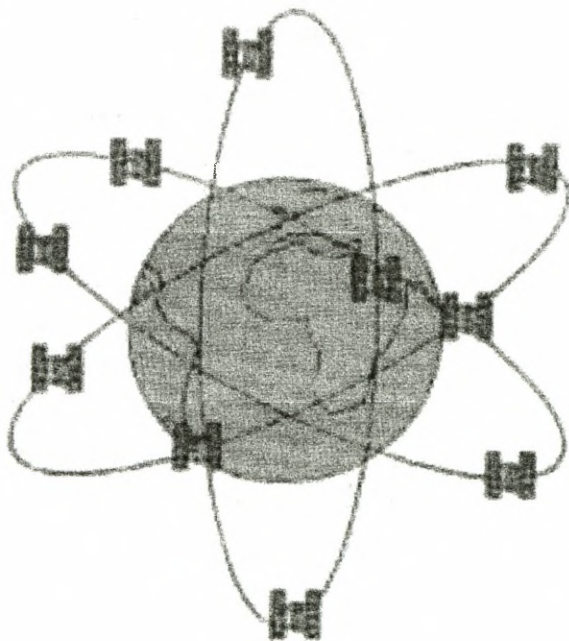
Horizontal Datum WGS-84

Vertical Datum Kronstad

10.4. Nawigacyjny system satelitarny GLONASS

Oprócz systemu GPS istnieje rosyjski system nawigacyjny GLONASS (*Global Navigation Satellite System*). System GLONASS składa się z takich samych elementów co system GPS:

1. **Segment kosmiczny** stanowią 24 satelity poruszające się na trzech orbitach kołowych na wysokości 19 100 km nad powierzchnią Ziemi (rys. 129). Okres ich obiegu wokół Ziemi wynosi 11 godz. 15 min. Każdy satelita transmituje sygnały w dwóch pasmach częstotliwości: L1 (1 602 MHz) i L2 (1 246 MHz). Sygnały są modulowane **kodelem C/A** i **wojskowym kodelem P**. W chwili obecnej sygnały systemu GLONASS nie są zakłócone.



Rys. 129. Konstelacja satelitów GLONASS.

2. **Segment kontrolny** tworzą naziemne, stacjonarne i ruchome stacje śledzące podległe Ministerstwu Obrony Rosji ze stacją kontrolną w miejscowości Goliszyno k Moskwy. Rozmieszczone one są tylko na terytorium państw byłego ZSRR co znacznie ogranicza dokładność obliczania efemeryd satelitów.
3. **Segment użytkowy** tworzą odbiorniki nawigacyjne (w tym różnicowe) o przeznaczeniu wojskowym. W ostatnim okresie rozpoczęto również produkcję odbiorników przeznaczonych dla użytkowników cywilnych¹³².

10.5. Odbiorniki satelitarne

Odbiorniki GPS są klasyfikowane na wiele sposobów.

1. W zależności od przeznaczenia odbiorniki można podzielić na:

- a) **nawigacyjne** - o uproszczonej konstrukcji i dokładności umożliwiającej prowadzenie nawigacji na lądzie, morzu i w powietrzu;
- b) **geodezyjne** (dokładne) - przeznaczone do prac geodezyjnych takich jak np. wyznaczanie współrzędnych punktów, tworzenie i aktualizacja map wielkoskalowych itp.;
- c) **specjalne** (o wysokiej dokładności) - przeznaczone do kontroli czasu i częstotliwości.

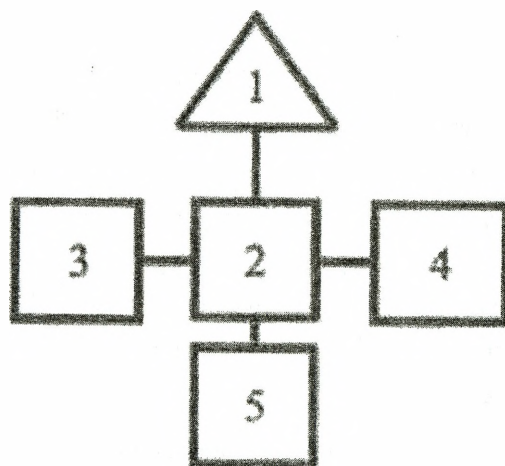
2) W zależności od sposobu użytkowania odbiorniki GPS można podzielić na:

- a) **autonomiczne** - umożliwiające wykonywanie obserwacji przy użyciu pojedynczego odbiornika lub grupy odbiorników. W zależności od charakterystyki technicznej odbiorniki te mogą być podzielone na:
 - **precyzyjne** - stosowane w dokładnych pomiarach inżynierskich. Są to zazwyczaj dwuczęstotliwościowe odbiorniki fazowe z możliwością odbioru kodu P, wyposażone w opcję pracy w systemie różnicowym. Większość powyższych odbiorników jest wyposażona w systemy filtrowania sygnału umożliwiające pracę przy włączonych zakłóceniach oraz chwilowych przerwach w propagacji sygnału;
 - **nawigacyjne** - stosowane zarówno przez indywidualnych użytkowników jak i montowane na środkach transportowych;

¹³² A. Grzelka, Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym, op. cit., str. 69.

- b) **wchodzące w skład systemu nawigacyjnego środka transportowego.** Odbiorniki te wyposażone są w antenę zewnętrzną i interfejsy umożliwiające podłączenie do pokładowego systemu zasilania i wskaźników pozycji;
- c) **zintegrowane z pokładowym systemem nawigacyjnym.** Odbiorniki te mają postać płytki i stanowią nieodłączny element pokładowego systemu nawigacyjnego.
- 3) **W zależności od zastosowania odbiorniki można podzielić na:**
- a) **lądowe** - przeznaczone do prowadzenia pomiarów (np. geodezyjnych) oraz nawigacji lądowej;
 - b) **morskie** - przeznaczone do nawigacji morskiej (zabezpieczone przed działaniem wody morskiej);
 - c) **lotnicze** - przeznaczone do prowadzenia nawigacji lotniczej (odporne na duże przeciążenia).

Budowa odbiornika (rys. 130)



Rys. 130. Schemat odbiornika GPS.

Każdy odbiornik GPS składa się z następujących podstawowych bloków¹³³:

- 1) anteny (wewnętrznej lub zewnętrznej) albo kompletu anten;
- 2) bloku odbioru z zegarem;
- 3) bloku kontrolnego z wyświetlaczem;

¹³³ Globalny system nawigacyjny GPS, op. cit., str. 28.

- 4) bloku zapisu i przechowywania danych;
- 5) bloku zasilania.

Parametry odbiornika

Odbiornik przewidywany do wykorzystania wojskowego powinien **pod względem technicznym odpowiadać następującym kryteriom**¹³⁴:

- 1) posiadać możliwość jednoczesnego śledzenia minimum czterech satelitów;
- 2) wyznaczać współrzędne bez wprowadzania współrzędnych przybliżonych miejsca obserwacji i w czasie nie dłuższym niż 3 minuty;
- 3) posiadać możliwość inicjalizacji w ruchu i uaktualniania pozycji co 0,5 - 1 sekundy;
- 4) posiadać możliwość pracy w trybie PPS z możliwością kodowania;
- 5) posiadać możliwość pracy w systemie różnicowym;
- 6) posiadać możliwość definiowania trybu pracy (ląd, powietrze, morze), układu odniesienia, systemu współrzędnych, miana jednostek itp.;
- 7) posiadać pamięć operacyjną zdolną do zapisania 300-500 punktów charakterystycznych i prowadzenia na ich podstawie nawigacji;
- 8) informować użytkownika o liczbie obserwowanych satelitów oraz parametrach jakościowych ich sygnału;
- 9) posiadać możliwość podłączenia innych urządzeń np. dalmierza.

Odbiornik używany w wojsku powinien mieć obudowę odporną na uderzenia oraz wpływ skrajnych warunków pogodowych (temperatura, wilgotność). Dodatkowym wymaganiem jest niski pobór prądu i możliwość zasilania z różnych źródeł.

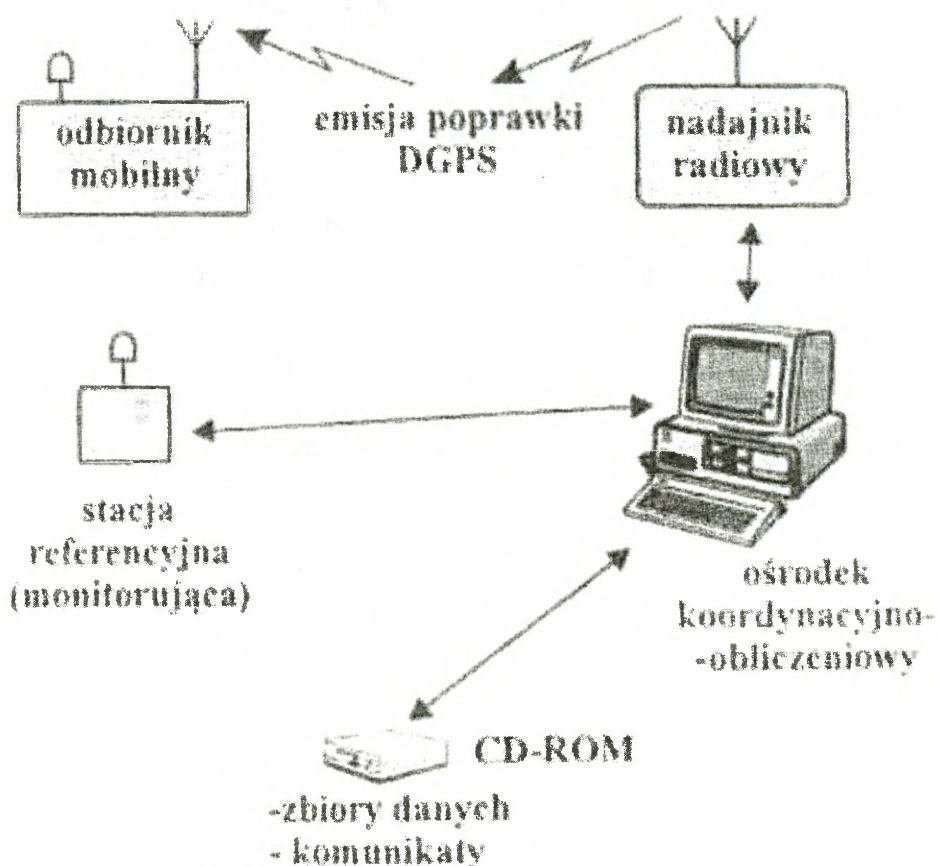
System różnicowy DGPS

W przypadku braku dostępu do odbiorników pracujących w trybie PPS jedynym sposobem na bieżące wyznaczenie pozycji z dużą dokładnością jest zastosowanie metody różnicowej GPS i przesyłanie poprawki różnicowej drogą radiową (rys. 131).

Poprawki do współrzędnych (**dx**, **dy**, **dz**) lub poprawki do pseudo-odległości (**dt**) dla poszczególnych satelitów przesyłane są w formacie zgodnym z RTCM SC-104 lub w formacie użytkownika. W zależności od dokładności i rodzaju przesyłanych poprawek dokładność wyznaczenia współrzędnych wynosi $\pm 0,05 \div 15$ m. W ujęciu globalnym metoda ta nosi

¹³⁴ A. Grzelka, Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym, op. cit., str. 76.

nazwę DGPS (*Differential Global Positioning System*) a poprawną pozycję otrzymuje się w czasie prawie rzeczywistym.



Rys. 131. Schemat systemu różnicowego DGPS.

Zastosowanie GPS

System GPS jest bardzo przydatny w tych rodzajach działań, gdzie jest potrzebne natychmiastowe dostarczanie do wojsk informacji o zjawiskach fizycznych wraz z ich usytuowaniem w przestrzeni. Dotyczy to szczególnie dokumentowania zdarzeń np. katastrof, akcji ratowniczych lub oznaczania obszarów niebezpiecznych np. strefy skażeń. Dotychczas metoda GPS była metodą uzupełniającą istniejące systemy nawigacyjne i pomiarowe, lecz w przyszłości będzie prawdopodobnie metodą podstawową¹³⁵.

¹³⁵ Globalny system nawigacyjny, op. cit., str. 35.

Wykorzystanie GPS w działaniach wojskowych umożliwia:

1. Prowadzenie nawigacji w każdych warunkach.
2. Zbieranie, przetwarzanie i dostarczanie wojskom bieżącej informacji o zjawiskach zachodzących w rejonie działań.
3. Dowiązywanie w każdych warunkach atmosferycznych elementów ugrupowania bojowego.
4. Zakładanie, zagęszczanie lub rozwijanie sieci geodezyjnych w prawie każdych warunkach terenowych oraz łączenie układów współrzędnych i systemów wysokości.
5. Wyznaczanie w jednolitym światowym układzie odniesienia WGS-84 współrzędnych stanowiących podstawę geodezyjną map topograficznych.

Globalny System Nawigacyjny GPS znajduje coraz szersze zastosowanie, powstają nowe typy odbiorników i metody obserwacji. Trwają prace mające doprowadzić do zbudowania odbiorników zdolnych do jednoczesnego odbierania sygnałów z satelitów NAVSTAR i GLONASS. Dąży się do skrócenia czasu potrzebnego na całkowite opracowanie pomiarów, rozwija się metody wyznaczania pozycji w czasie rzeczywistym.

ZAKOŃCZENIE

Nawigacja Lotnicza i treści ją obejmujące, jest jednym z podstawowych przedmiotów dla personelu latającego, nawigatorskiego i zabezpieczającego wykonywanie lotów (kontrolerów lotnictwa) warunkującym właściwe i bezpieczne wykonanie zadań w powietrzu i z powietrza.

Jednak zdobycie wiedzy nawigacyjnej tylko na podstawie niniejszego skryptu nie może mieć miejsca w procesie kształcenia w Wydziale Lotnictwa i Obrony Powietrznej, bowiem materiał zawarty w nim, choć być może dość kompleksowy, to jednak jest niewystarczający dla wykształconego magistra lotnictwa absolwenta Akademii Obrony Narodowej. Tym bardziej jeśli ów absolwent wykonuje loty lub zabezpiecza je. Zrozumiała jest więc konieczność korzystania z literatury dodatkowej i uzupełniającej, obowiązujących regulaminów, instrukcji i przepisów z zakresu nawigacji lotniczej i innych przedmiotów oraz dyscyplin naukowych związanych z nawigacją.

Skrypt „Wybrane problemy nawigacji lotniczej” jest pierwszym w Akademii Obrony Narodowej, opracowanym w dość szerokim zakresie wydawnictwem obejmującym niemal całość kształt podstawowej wiedzy nawigacyjnej.

Omawiane zagadnienia najczęściej ilustrowane są rysunkami, a objaśnienia obliczeń poparte przykładami. W zasadzie obliczenia nawigacyjnych elementów lotu omawiane są z wykorzystaniem najbardziej rozpowszechnionych przyrządów. Nie omówiono wykorzystania do obliczeń kalkulatorów elektronicznych, jednak zawarte w skrypcie wzory matematyczne są przedstawione tak, aby posługując się nimi można było za ich pomocą bezbłędnie obliczyć potrzebne dane zarówno podczas nawigatorskiego przygotowania jak i w powietrzu. Tak więc wzory matematyczne zawierają szczegółowo określony rodzaj działania matematycznego oraz jednostki w jakich należy podostawiać w miejsce symboli wielkości liczbowe. Ponadto często stosowane jest podawanie kolejności czynności podczas obliczeń lub pomiarów. Wzory matematyczne nie są najczęściej wyprowadzane, ponieważ zajęłoby to wiele miejsca, a nie zawsze znajomość wyprowadzenia wzoru jest potrzebna do jego zastosowania. Klucze do obliczeń na suwaku mają zaznaczoną kolejność czynności cyframi w kółeczkach, zaś czynności odczytu w kwadracikach. Numeracja podziałek pozwala odszukać odpowiednią podziałkę na suwaku nawigacyjnym według załącznika 1.

Opisywane sposoby nawigowania nie są związane z określonym typem statku powietrznego i mogą być stosowane niezależnie od rodzaju lotnictwa. Sposoby nawigowania z wykorzystaniem środków radiotechnicznych są możliwe tylko na tych statkach powietrznych, które mają na swym pokładzie odpowiednie urządzenia. Współcześnie latające statki powietrzne mają bardzo zróżnicowane wyposażenie nawigacyjne. Są statki, na których podstawą nawigowania jest jeszcze nawigacja zliczeniowa i orientacja wzrokowa obok statków, na których, bez przesady, załoga musi wyglądać przez okna kabiny na zewnątrz tylko podczas startu

i lądowania, a czynności związane z nawigowaniem mogą być realizowane bez wzrokowej obserwacji powierzchni Ziemi.

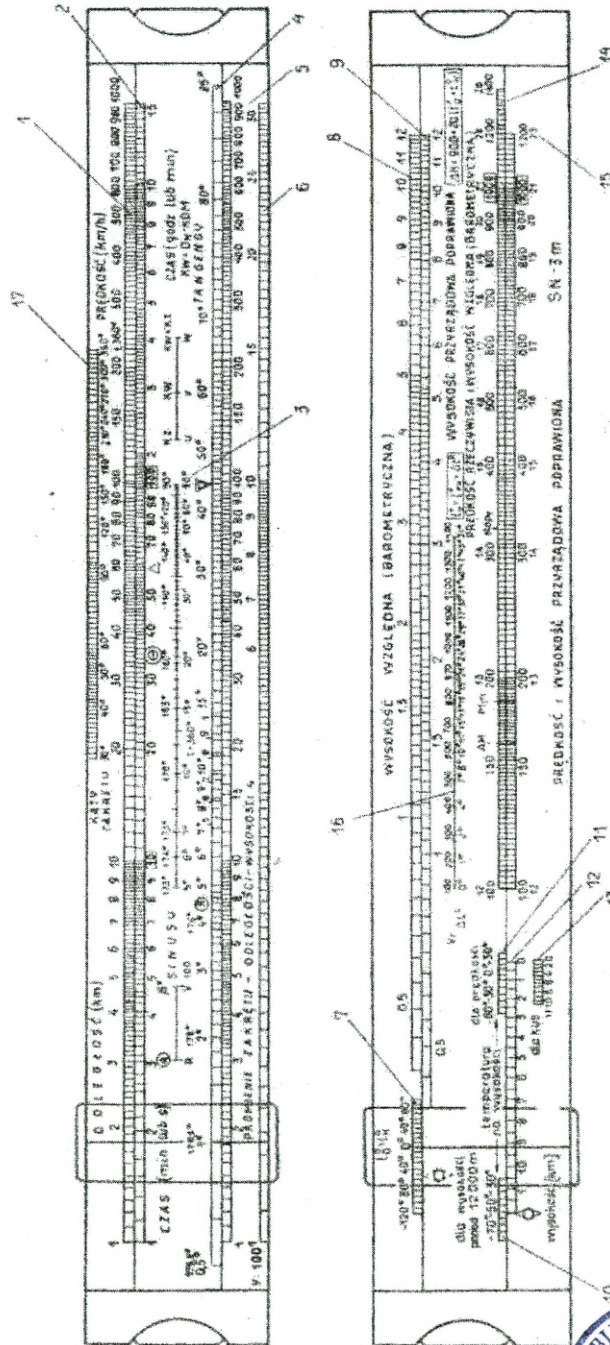
Opracowanie skryptu odbyło się z wykorzystaniem materiałów źródłowych w postaci podręczników, instrukcji i innych publikacji popartych wnioskami z praktycznej działalności służby nawigatorskiej w lotnictwie. Dlatego materiał zebrany w skrypcie stanowi zbiór zasadniczych wiadomości z nawigacji lotniczej, które można wykorzystywać w praktycznej działalności.

BIBLOGRAFIA

1. Chodorowski Marian. Nawigacja lotnicza. Podręcznik. MON. Warszawa 1979.
2. Grzelka Andrzej i Makowski Piotr. Systemy nawigacyjne. AON. Warszawa 1995.
3. Grzelka Andrzej. Systemy satelitarne w lotnictwie wojskowym. AON. Warszawa 1996.
4. Nawigacja lotnicza. Podręcznik. Dowództwo Wojsk Lotniczych. Poznań 1979. Lot. 1830/77.
5. Nawigowanie samolotu. Podręcznik. MON. Warszawa 1955.
6. Obliczenia na suwaku nawigacyjnym SN-3. MON. Warszawa 1960.
7. Poradnik nawigatora. MON. Warszawa 1960.
8. Wyrozumski Waclaw. Szkolenie samolotowe. Podręcznik nawigacji lotniczej. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1984.

PODZIAŁKI SUWAKA NAWIGACYJNEGO SN-3

Cyfry od 1-17 stanowią numerację podziałek



Publikacje

Akademii Obrony Narodowej

do nabycia w Wydziale Wydawniczym AON

al. gen. A. Chruściela 103, bl. 2

00-910 Warszawa,

tel. 681 40 55, tel./faks 681 37 52

- S. Bartosiewicz, M. Mróz – Zaopatrywanie jednostek wojsk lotniczych i obrony powietrznej w techniczne środki materiałowe techniki naziemnej – 7,00 zł
- Bezpieczne niebo. Materiały z konferencji naukowej – 14,00 zł
- J. Bieńkowski, R. Stępień (red.) – Edukacja pedagogiczna w wyższej uczelni wojskowej – 16,00 zł
- H. Binkowski (red.) – OBWE w procesie umacniania bezpieczeństwa europejskiego – 16,00 zł
- A. Bujak – Praca w terenie na szczeblach taktycznych według standardów NATO – 10,00 zł
- W. Chojnacki – Socjologiczne aspekty tendencji instytucjonalno-organizacyjnego rozwoju wojska – 16,00 zł
- R. Chrobak i in. – Działania bojowe dywizji – 15 zł
- M. Cieślarczyk, P. Krawczyk, Z. Konulczyk – Poradnik metodyczny autorów prac kwalifikacyjnych – 8,00 zł
- M. Cieślarczyk, M. Chojnacki, A. Radomyski – Współpraca cywilno-wojskowa (CIMIC) w siłach zbrojnych (SP) RP – 13,00 zł
- M. Cieślarczyk (red.) – Metody, techniki i narzędzia badawcze oraz elementy statystyki – 13,00 zł
- A. Ciupiński, M. Zając (red.) – Wybrane problemy walki z terroryzmem międzynarodowym – 17 zł
- A. Ciupiński (red.) – Dyplomacja wielostronna – 25,00 zł
- A. Ciupiński – Podstawowe elementy polityki bezpieczeństwa i obrony RP – 15,00 zł
- A. Ciupiński, R. Białoskórski – Wczesne ostrzeżenie i zapobieganie współczesnym konfliktom zbrojnym w strategii Sojuszu Północnoatlantyckiego – 7,00 zł
- A. Ciupiński, H. Binkowski, A. Legucka – Bezpieczeństwo w stosunkach międzynarodowych – 30,00 zł
- T. Compa – Zarządzanie przestrzenią powietrzną – 10,00 zł
- J. Czaja – Stolica apostolska wobec integracji europejskiej – 15,00 zł
- K. Czajka – Użycie artylerii w obronie oddziału – 8,00 zł
- P. Daniluk – Radiostacje pola walki – 10,00 zł
- A. Dawidczyk – Nowe wyzwania, zagrożenia i szanse dla bezpieczeństwa Polski u progu XXI w. – 9,00 zł
- P. Dela, J. Wolejszo – Wsparcie komputerowe ćwiczeń wojskowych 16 zł
- Dowodzenie lotnictwem sił powietrznych w działaniach wojsk lądowych (praca zbiorowa) – 15,00 zł
- W. Drażczyk – Logistyka sił powietrznych w działaniach wielonarodowych – 9,00 zł
- A. Fellner – Zautomatyzowane systemy kontroli ruchu lotniczego przestrzeni powietrznej – 20,00 zł
- M. Flemming – Międzynarodowe prawo humanitarne konfliktów zbrojnych – 45,00 zł
- P. Gawliczek, J. Pawłowski – Zagrożenia asymetryczne – 14,00 zł
- M. Gąska, A. Ciupiński – Międzynarodowe prawo humanitarne konfliktów zbrojnych – 21,00 zł
- A. Glen, W. Marud – Kontrola przestrzeni powietrznej w czasie kryzysu i wojny – 18,00 zł
- J. Gotowała – Lotnictwo XXI wieku – 11,00 zł
- J. Groskrejc – Antropologiczne i aksjologiczne aspekty edukacji oficerów – 10,00 zł
- J. Halik – Metodyka opracowania pracy magisterskiej i studyjnej – 15,00 zł
- J. Halik, J. Wolejszo – Ćwiczenia wojskowe sił zbrojnych RP w aspekcie interoperacyjności w ramach NATO – 14,00 zł
- M. Huzarski (red.) – Taktyka ogólna wojsk lądowych – 21,00 zł
- K. Jałoszyński – Terroryzm antyizraelski – 12,00 zł
- K. Jałoszyński – Terroryzm czy terror kryminalny w Polsce? – 12,00 zł
- K. Jałoszyński – Zagrożenie terroryzmem w wybranych krajach Europy Zachodniej oraz w Stanach Zjednoczonych – 12,00 zł
- J. Janczak – Zakłócanie informacyjne – 12,00 zł
- Cz. Jarecki – Użycie wojsk raketowych i artylerii w operacji – 13,00 zł
- T. Jemiolo – Globalizacja. Szanse i zagrożenia – 8,00 zł
- T. Jemiolo, K. Malak (red.) – Bezpieczeństwo zewnętrzne Rzeczypospolitej Polskiej – 25,00 zł
- A. Józwiak, Cz. Marcinkowski – Wybrane problemy współczesnych operacji pokojowych – 18,00 zł
- M. Juszczyk – Wsparcie działań przez państwo gospodarza – 14 zł
- L. Kanarski, P. Gawliczek – Przywództwo w armiach NATO – 9,00 zł
- L. Kanarski, B. Rokicki (red.) – Teoria i praktyka przywództwa wobec wyzwań edukacyjnych – 24,00 zł
- J. Kardas, K. Loranty – Wybrane problemy bezpieczeństwa i obronności państwa w opiniach pracowników administracji publicznej – 12,00 zł
- J. Kardas, K. Loranty – Instytucjonalizacja przygotowania obronnego kadr administracji – 15,00 zł
- J. Karpowicz, Z. Chojnacki – Bezpieczeństwo lotów – 10,00 zł
- J. Karpowicz, E. Cieślak – Lotnictwo wsparcia w sojusznicznych działaniach powietrznych – 17 zł
- J. Karpowicz, K. Kozłowski – Bezzałogowe statki powietrzne i miniaturowe aparaty latające – 18 zł
- J. Karpowicz – Współczesne konstrukcje lotnicze – 20,00 zł

- Cz. Kącki – Siły wielonarodowe do misji pokojowych – 15 zł
- Cz. Kącki – Izrael. Jego wpływ na rozwój sytuacji w regionie Bliskiego Wschodu – 15,00 zł
- Kierowanie mobilnymi systemami łączności wojsk lądowych (praca zbiorowa) cz.I – 14 zł, cz.II – 8 zł, cz.III. – 12 zł
- W. Kitler (red.) – Obrona cywilna (niemilitarna) w obronie narodowej III RP – 25,00 zł
- W. Kitler – Obrona narodowa III RP. Pojęcie. Organizacja. System (rozprawa habilitacyjna) – 24,00 zł
- W. Kitler – Obrona narodowa w wybranych państwach demokratycznych – 14,00 zł
- Z. Klawitter – Rola i zadania zespołu wsparcia personalnego na stanowisku dowodzenia BZ/BPanc – 7,00 zł
- T. Kocharński – Logistyka międzynarodowa – 12,00 zł
- T. Kocharński – Logistyka jako koncepcja zintegrowanego zarządzania – 18,00 zł
- T. Kocharński, S. Kurek – Konkurencyjność przedsiębiorstw – 15 zł
- M. Kosiński – Umowa ofsetowa i inne formy udziału państwa w międzynarodowym obrocie gospodarczym – 10,00 zł
- M. Kozub – Lotnictwo w operacjach połączonych – 7,00 zł
- M. Kozub – Lotnictwo wojsk lądowych w operacjach połączonych – 8,00 zł
- M. Kozub – Lotnictwo w bojowym poszukiwaniu i ratownictwie – 8,00 zł
- J. Kręciński – Współczesne kierowanie wojskami. Proces dowodzenia – 12,00 zł
- J. Kręciński – Metodyka pracy sekcji dowodzenia oddziału i związku taktycznego – 13,00 zł
- J. Kręciński – Wybrane problemy kierowania zgrupowaniami wielonarodowych sił połączonych – 14,00 zł
- R. Kwećka, M. Gryga – Siły specjalne w kontekście współczesnych zagrożeń – 15,00 zł
- K. Kubiak – Transport wojsk i ładunków wojskowych drogą morską przy użyciu statków handlowych – 12,00 zł
- L. Łukaszyk – Międzynarodowe prawo pokoju i bezpieczeństwa – 20,00 zł
- L. Łukaszyk – Dyplomacja współczesna a problemy prawa i bezpieczeństwa międzynarodowego – 20,00 zł
- L. Łukaszyk – Europejskie prawo pokoju i bezpieczeństwa – 20,00 zł
- T. Majewski – Ankieta i wywiad w badaniach wojskowych – 9,00 zł
- T. Majewski – Kierownik – dowódca w organizacji – 12,00 zł
- T. Majewski – Miejsce celów, problemów i hipotez w procesie badań naukowych – 8 zł
- T. Majewski i in. – Planowanie w organizacji – 9 zł
- K. Malak – Polityka zagraniczna i bezpieczeństwa Białorusi – 18,00 zł
- J. Marczak (red.) – Samoorganizacja społeczeństwa na rzecz bezpieczeństwa powszechnego. Samoobrona powszechna III RP – 20,00 zł
- M. Marszałek – Siły powietrzne w operacjach ewakuacyjnych (według poglądów amerykańskich) – 13 zł
- M. Marszałek, A. Radomski – Metodyka pracy zespołów funkcjonalnych na stanowisku dowodzenia brygady raketowej sił powietrznych – 25,00 zł
- Z. Maślak – Podstawy teorii informacji obrony powietrznej – 10,00 zł
- Z. Maślak (oprac.) – Informacje w obronie powietrznej – potrzeby, wymagania, zagrożenia. Materiały z sympozjum naukowego – 17,00 zł
- M. Michalec (oprac.) – Kierunki rozwoju rosyjskiej myśli teoretycznej i praktyki w zakresie użycia lotnictwa w walce – 14,00 zł
- J. Michniak (red.) – Projektowanie struktury organizacyjnej dowództwa brygady zmechanizowanej (pancernej) – 12,00 zł
- J. Michniak – Stanowiska dowodzenia w wojskach lądowych – 10 zł
- G. Nowacki – Informacja w walce zbrojnej. Materiały z sympozjum naukowego – 17,00 zł
- G. Nowacki – Strategiczne siły jądrowe wybranych państw – 14,00 zł
- G. Nowacki – Rozpoznanie satelitarne USA i Federacji Rosyjskiej – 8,00 zł
- G. Nowacki (red.) – Militaryzacja kosmosu – 17,00 zł
- A. Nowak – Działalność rozpoznawcza na szczeblach taktycznych – 12,00 zł
- E. Nowak – Gospodarowanie zasobami majątkowymi – 15,00 zł
- M. Odrusiewicz – Wielonarodowe połączone siły zadaniowe CJTF – 12,00 zł
- M. Odrusiewicz – Geneza i prognoza kooperatywnych stosunków wojskowych końca XX i początku XXI w. na tle bezpieczeństwa europejskiego – 15 zł
- J. Pawłowski, A. Ciupiński (red.) – Umiejętności międzynarodowy konflikt wewnętrzny – 20,00 zł
- M. Pelc, M. Juszczyk – Matematyka – 25 zł
- J. Płaczek – Ewolucja polskiej myśli obronno-ekonomicznej w latach 1976–2000 – 20,00 zł
- J. Płaczek (red.) – Gospodarka obronna Polski w końcu lat dziewięćdziesiątych. Szanse i zagrożenia – 25,00 zł
- Podróż studyjna w systemie edukacji oficerów w AON. Materiały z sympozjum naukowego – 17,00 zł
- A. Polak – Wybrane zagadnienia obrony wybrzeża w Polsce (1920–2002) – 16,00 zł
- A. Polak – Teoria grup operacyjnych w polskiej sztuce wojennej okresu międzywojennego – 30,00 zł
- Prawo w stosunkach międzynarodowych. Wybór dokumentów (praca zbiorowa) – 35,00 zł (dwa tomy)
- K. Przeworski – Ewakuacja jako sposób ochrony ludności – 7,00 zł
- Pułk przeciwlotniczy w działaniach operacyjnych (praca zbiorowa) – 20,00 zł
- A. Radomski – Metody i treść pracy zespołu OPL na stanowisku dowodzenia dywizji zmechanizowanej – 18,00 zł
- A. Skrabacz – Kobiety w obronie narodowej Polski u progu XXI w. – 15,00 zł
- J. Skrzyp (red.) – Informator geograficzny o państwach kandydujących do Sojuszu Północnoatlantyckiego – 14,00 zł

- J. Skrzyp, Z. Lach – Informator geograficzny. Państwa członkowskie NATO – 20,00 zł
- Z. Skwarek – Powietrzne systemy wczesnego wykrywania i powiadamiania – 13,00 zł
- K. Słaboń – Sytuacja jeńców wojennych w konflikcie iracko-irańskim (1980-1988) – 10,00 zł
- Słownik terminów z zakresu bezpieczeństwa narodowego (praca zbiorowa) – 15,00 zł
- Słownik terminów z zakresu psychologii (praca zbiorowa) – 10,00 zł
- Słownik pojęć sojuszniczej obrony powietrznej (praca zbiorowa) – 12,00 zł
- H. Spustek – Wybrane zagadnienia badań operacyjnych i modelowania liniowego – 8,00 zł
- Z. Stachowiak – Metodyka i metodologia pisania prac kwalifikacyjnych (licencjackich, magisterskich i dyplomowych) – 9,00 zł
- Z. Stachowiak, J. Płaczek (red.) – Wybrane problemy ekonomiki bezpieczeństwa – 30,00 zł
- R. Stępień (red.) – Edukacja w wyższych szkołach wojskowych – 21,00 zł
- M. Strzoda (red.) – Wybrane terminy z zakresu dowodzenia i zarządzania – 7,00 zł
- M. Strzoda – Słownik nazw, skrótów i akronimów państw, instytucji, dowództw, jednostek organizacyjnych i osób funkcyjnych – 8 zł
- J. Suwart – Zarys obrony cywilnej w Polsce w latach 1920–1996 – 30,00 zł
- R. Szpyra – Powietrzna sztuka operacyjna wybranych państw – 15,00 zł
- Środki dowodzenia (praca zbiorowa) – 12 zł
- E.A. Wesołowska, A. Szerauc (red.) – Patriotyzm – Obronność – Bezpieczeństwo – 20,00 zł
- J. Wolejszo – Wybrane problemy procesu planowania i rozliczania działalności szkoleniowej na szczeblach taktycznych w SZ RP – 16 zł
- J. Wolejszo – Trening sztabowy dowództw szczebla taktycznego SZ RP – 17,00 zł
- J. Wolejszo – Wybrane aspekty projektowania struktury organizacyjnej zespołu dowodzenia stanowiska dowodzenia brygady zmechanizowanej – 11,00 zł
- J. Wolejszo – Wybrane problemy przygotowania i realizacji ćwiczeń sojuszniczych NATO – 16 zł
- J. Wolejszo, Z. Fiołna – Dowodzenie brygadą zmechanizowaną (pancerną) w obronie – 12,00 zł
- J. Wolejszo, Z. Fiołna – Dowodzenie brygadą zmechanizowaną (pancerną) w marszu – 15,00 zł
- Wojskowe wsparcie władz cywilnych i społeczeństwa. Materiały z seminarium – 20,00 zł
- Wojsko wobec polskiego października'56. Rezolucje, uchwały, listy (wybór, wstęp i opracowanie: E. J. Nalepa) – 30,00 zł
- J. Wojtasik (red.) – Studia z dziejów polskiej techniki wojskowej od XVI do XX wieku – 27,00 zł
- J. Wojtasik (red.) – Od Żółkiewskiego i Kosińskiego do Piłsudskiego i Petlury. Z dziejów stosunków polsko-ukraińskich od XVI do XX wieku – 20,00 zł
- M. Wrzosek – Działania rozpoznawcze na obszarze kraju – 10 zł
- M. Wrzosek – Organizacja pracy taktycznej komórki rozpoznania – 17 zł
- Wsparcie informacyjne obrony powietrznej. Materiały z sympozjum naukowego – 18 zł
- Wydział Lotnictwa i Obrony Powietrznej AON – Ewolucja dla postępu. Materiały z konferencji – 18 zł
- E. Zabłocki – Współczesne siły powietrzne – 13,00 zł
- S. Zalewski – Służby specjalne w państwie demokratycznym – 11,00 zł
- Założenia operacyjne do doktryny zasadniczej sił powietrznych (praca zbiorowa) – 10,00 zł
- L. Zapala – W rembertowskiej Alma Mater. Wspomnienia – 18,00 zł
- B. Zdrodowski, M. Marszałek – Operacje pozawojenne sił powietrznych – 16,00 zł
- J. Zieliński (red.) – Podstawowe założenia dydaktyki sztuki operacyjnej – 14,00 zł
- J. Zieliński – Wojska lądowe jako rodzaj sił zbrojnych – 14 zł
- J. Zuziak – Dzieje Instytutu Józefa Piłsudskiego w Londynie 1947–1997 – 25,00 zł

Zamówienia przyjmujemy telefonicznie lub pisemnie

AON Wydział
Wydawniczy