



MATERIAŁY DO PRZEDMIOTU

WSPÓŁCZESNE KONSTRUKCJE LOTNICZE

OGÓLNA KLASYFIKACJA I CHARAKTERYSTYKA ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

**DLA STUDENTÓW
ZAOCZNYCH STUDIÓW MAGISTERSKICH
KIERUNEK LOTNICTWO
WYDZIAŁ LOTNICTWA I OBRONY POWIETRZNEJ**

Biblioteka Główna
Akademii Sztuki Wojennej

55590



09-055590-000-0

55590

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ LOTNICTWA I OBRONY POWIETRZNEJ

Janusz KARPOWICZ

WSPÓŁCZESNE KONSTRUKCJE LOTNICZE

**OGÓLNA KLASYFIKACJA I CHARAKTERYSTYKA ROZWIĄZAŃ
KONSTRUKCYJNYCH STATKÓW POWIETRZNYCH**

MATERIAŁY DLA STUDENTÓW STUDIÓW ZAOCZNYCH
KIERUNEK LOTNICTWO



WARSZAWA

2003

09222

Spis treści

Wstęp	5
Rozdział 1. Przegląd rozwoju konstrukcji lotniczych	7
1.1. Początki lotnictwa	7
1.2. Początki lotnictwa w Polsce	12
1.3. Lotnictwo w niepodległej Polsce	13
1.4. Udział lotnictwa polskiego w II wojnie światowej	19
1.5. Lotnictwo w Polsce po 1945 r.	21
1.6. Problemy rozwoju sprzętu lotniczego	31
Rozdział 2. Klasyfikacja, ogólna charakterystyka i budowa statków powietrznych	35
2.1. Podstawowe definicje	35
2.2. Lotnictwo wojskowe i cywilne	46
2.3. Klasyfikacja samolotów cywilnych	59
2.4. Klasyfikacja samolotów i śmigłowców według cech konstrukcyjnych	67
Rozdział 3. Konstrukcja i wyposażenie płatowca	72
3.1. Podstawowe zespoły samolotu i ich przeznaczenie	72
3.2. Układ aerodynamiczny samolotu	81
3.3. Elementy przepisów budowy samolotów	95
3.4. Sterowanie samolotem, powierzchnie ruchome	113
3.5. Podwozie samolotu	125
3.6. Konstrukcja i praca kadłuba	131
3.7. Urządzenia ochrony wysokościowej	134
Rozdział 4. Śmigłowce	144
4.1. Osobliwości konstrukcji śmigłowców	150
4.2. Główne zespoły śmigłowca	155
Rozdział 5. Szybowce	164
5.1. Szybowce – przeszłość	164
5.2. Współczesne szybowce polskiej konstrukcji	172
Rozdział 6. Bezzałogowe aparaty latające	180
6.1. Przegląd konstrukcji bezzałogowych	181
6.2. Rozwój i dane techniczne aparatów bezzałogowych	186
Rozdział 7. Aerostaty	210
7.1. Podstawowe definicje	210
7.2. Typy balonów	212
Rozdział 8. Lotnicze zespoły napędowe	218
8.1. Rodzaje lotniczych zespołów napędowych	219
8.2. Ogólna charakterystyka napędów	232
8.3. Przegląd konstrukcji	241
8.4. Wskaźniki charakterystyczne silników lotniczych	248
8.5. Cechy eksploatacyjne napędów lotniczych	250

8.6. Zabudowa zespołów napędowych	252
8.7. Obszary zastosowań różnych zespołów napędowych	253
Rozdział 9. Awionika statku powietrznego	257
9.1. Układy zobrazowania informacji	257
9.2. Przyrządy pokładowe i ich podział	263
9.3. Systemy podejścia do lądowania	304
9.4. Systemy radiowe	309
9.5. Systemy radiolokacyjne	323
9.6. Systemy radionawigacyjne	329
9.7. Systemy elektronicznego zobrazowania danych	335
9.8. Pomiar czasu	338
9.9. Lotnicza łączność radiowa	350
9.10. Urządzenia pomiarowe i ostrzegające.....	357
Rozdział 10. Pokładowe systemy i instalacje	368
10.1. Systemy pokładowe	368
10.2. Osprzęt samolotu	370
10.3. Instalacje pokładowe	381
Rozdział 11. Samoloty przyszłości	386
11.1. Skrzydło nadkrytyczne	388
11.2. Skrzydło pasmowe	389
11.3. Układ sterowania aktywnego.....	392
11.4. Samoloty o zwiększonej manewrowości	394
11.5. Konstrukcje z ujemnym skosem skrzydła	394
11.6. Niesymetryczna zmiana geometrii skrzydła	396
11.7. Konstrukcje klasy stealth	398
11.8. Napęd śmigło-wentylatorowy	403
11.9. Komputery pokładowe	404
11.10. Nowe materiały konstrukcyjne	405
11.11. Kierunki rozwoju konstrukcji lotniczych	409
Bibliografia	414

WSTĘP

Skrypt jest przeznaczony dla studentów zaocznych studiów w Akademii Obrony Narodowej na kierunku lotnictwo. Zawiera materiał stanowiący treść wykładów i ćwiczeń z przedmiotu *Współczesne konstrukcje lotnicze*. Obejmuje on problemy klasyfikacji i rozwiązań konstrukcyjnych statków powietrznych (aerodyn i aerostatów) włączając zagadnienia ich budowy, napędów, wewnętrznych instalacji i wyposażenia awionicznego.

Autor składa podziękowanie panu Janowi Błaszczkowi z WAT za udostępnienie wybranych zagadnień z opracowania pt. *Wprowadzenie w technikę lotniczą* wydanego pod jego kierownictwem oraz panu Jackowi Tomczak – Janowskiemu z Agencji Ruchu Lotniczego za zgodę na wykorzystanie w skrypcie materiałów pt. *Lotnicze systemy nawigacyjne* publikowanych na stronach internetowych. Składam również podziękowanie panu Michałowi Setlakowi za wykorzystane w skrypcie materiały o lotniczych przyrządach pokładowych stosowanych w szybowcach. W rozdziale 1 wykorzystano materiały szkoleniowe o historii lotnictwa z zasobów Aeroklubu Warszawskiego opracowane przez pana M. Masalskiego.

Zadaniem autora było zebranie materiału rozproszonego w wielu wydawnictwach i na stronach internetowych, oraz ułatwienie studentom zapoznanie się z szeroka i ciekawą problematyką konstrukcji współczesnych statków powietrznych.

Przyjmując za cel główny popularyzacje wymienionej problematyki, sięgnięto po materiały atrakcyjne w treści, przystępne dla przeciętnego czytelnika i dołożono sta- rań, aby wzbogacić je czytelnymi ilustracjami.

Zebrany materiał tworzy zarys wiedzy o współczesnych konstrukcjach lotniczych. Jest zestawiony w 11 rozdziałach, które obejmują zagadnienia ogólne, takie jak: klasyfikacja i ogólna charakterystyka statków powietrznych, ich elementów konstrukcyjnych, napędów i instalacji wewnętrznych. Bardziej szczegółowo zostały zaprezentowane zagadnienia dotyczące wyposażenia kabiny samolotu, zasad działania klasycznych przyrządów pokładowych i systemów zabezpieczających funkcjonowanie samolotu.



Rozdział 1

PRZEGLĄD ROZWOJU KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Lotnictwo stanowi gałąź wiedzy, która tempem swojego rozwoju przerosła granice wyobraźni fantastów. W czasie życia jednego pokolenia historia odnotowała pierwsze próby lotów człowieka na aparatach cięższych od powietrza, nie zawsze wierząc w ich powodzenie, a niewiele lat później ludzkość stała się świadkiem i współuczestnikiem zdobywania przestrzeni kosmicznej i lotów międzyplanetarnych. Fakty te są tym bardziej wymowne, że na przestrzeni wielu poprzednich stuleci marzenia i dążenia człowieka do oderwania się od powierzchni Ziemi, chociażby na podobieństwo legendarnych Dedala i Ikara, stałe pozostawały poza zasięgiem możliwości.

1.1. Początki lotnictwa

W 1250 r. angielski filozof Roger Bacon napisał rozprawę traktującą o możliwościach lotu człowieka¹.

W latach 1490-1519 Leonardo da Vinci jako pierwszy w świecie zajmował się zagadnieniami lotnictwa w sposób twórczo-naukowy. Pozostawione przez niego notatki i szkice rozwiązań konstrukcyjnych do dziś budzą podziw dla geniuszu ich autora. Da Vinci opracował teorię spadochronu, badał możliwości lotu człowieka przy użyciu ruchomych skrzydeł, aparatu podobnego do dzisiejszego śmigłowca i balonu.

Pierwsze udane loty człowieka odbyły się przy użyciu aerostatu. Z tym przełomowym wydarzeniem w historii opanowania przestworzy wiążą się nazwiska dwóch Francuzów, braci Józefa i Stefana Montgolfier, którzy na balonie własnej konstrukcji oderwali się od ziemi. Nastąpiło to 21.11.1783 r. w Paryżu. Źródłem siły nośnej balonu było zawieszona pod otwartą u dołu powłoką palenisko. Pierwszy lot trwał około pół godziny.

¹ M. Masalski. Historia lotnictwa. Materiały szkoleniowe Aeroklubu Warszawskiego. Warszawa 1995.

Z ulepszonym balonem wystąpił wkrótce francuski fizyk Cezar Charles. 1 grudnia tego samego roku na balonie z gumową powłoką wypełnioną wodorem wykonał dwugodzinny lot, przebywając odległość 60 km.

Gdy w 1785 r., również Francuz - Jean Blanchard - przeleciał balonem nad kanałem La Manche, era balonów została ugruntowana. Zrodził się sport balonowy, później zastosowano balony do celów wojskowych, aż wreszcie w drugiej połowie XIX w zaczęto budować sterowce, czyli balony sterowane napędzane silnikami.

Rozwój sterowców osiągnął swój szczyt po I wojnie światowej, kiedy Wielka Brytania, Niemcy, USA i Włochy zajęły się budową prawdziwych gigantów powietrznych, służących do regularnej komunikacji lotniczej.

Dość liczne, tragiczne w skutkach, katastrofy sterowców spowodowały zarzucenie dalszego rozwoju sterowców.

Z pierwszymi wzlotami człowieka zbiegają się również pierwsze próby zastosowania spadochronu. Z narodzinami spadochronu stosowanego w praktyce łączą się nazwiska Francuzów: Lenormand, Montgolfier, Blanchard i Garnerin. Lenormand w 1783 r. wykonał pierwszy skok ze spadochronem z wysokości 5 m. Montgolfier zbudował spadochron i wypróbował go, spuszczaając na nim z wysokiej wieży barana. Blanchard był pierwszym człowiekiem, który wykonał przymusowy skok spadochronowy z balonu, ratując w ten sposób życie. Garnerin był nie tylko konstruktorem spadochronów, ale również jako pierwszy w świecie, świadomie i dla własnej przyjemności wykonał skok spadochronowy z balonu. Odkonalo się to 22.10.1797 r.

Spadochron początkowo stanowił część składową balonu lub samolotu. Dopiero na początku XX wieku Rosjanin Kocielnikow i Amerykanin Leslie Irvin rozwiązali problem składania i otwierania spadochronu. Irvin po licznych próbach zbudował niezawodny, doskonale działający spadochron stosowany w trzech wersjach jako plecowy, siedzeniowy i kolanowy.

Od 1919 r. spadochrony Irvina weszły do powszechnego użycia w lotnictwie. Pierwsze próby lotów szybowcowych i samolotowych przypadają na początek XIX w. kiedy to próbował odbywać loty szybowcowe Francuz J.M. Le Bris.

Sukces odniósł dopiero Francuz Clement Ader. Zbudowany przez niego samolot "Eole" wyposażony był w lekką maszynę parową o mocy 30 KM i czteropłatowe śmigło. 9.10.1890 r. Ader oderwał się od ziemi i wykonał niski lot na odległość ok. 50

m. Podobne perypetie miał Amerykanin Samuel P. Langley, wykonujący swoje próby w 1903 r. nad rzeką Potomac. Jego model w skali 1:4 wykonywał ponad 300-metrowe loty. Konstruktor jednak nie zdecydował się na loty samolotem pełnowymiarowym. W latach 30. XX wieku pilot i konstruktor Glenn Curtiss odtworzył z istniejącej dokumentacji samolot Adera i z powodzeniem go oblatał.

W latach 1890-1900 ogromne zasługi dla rozwoju lotnictwa położyli Niemiec Otto Lilienthal i Amerykanin Octave Chanute. Obaj niezależnie od siebie wykonywali loty ślizgowe na szybowcach własnej konstrukcji.

Zwłaszcza Lilienthal, nazywany ojcem szybownictwa, miał olbrzymie osiągnięcia. Dokonał on około 2000 udanych lotów o długości sięgającej 500 m. 9.07.1896 r. Lilienthal zginął wykonując próbę na dwupłatowym szybowcu zaopatrzonym w ster głębokości.

Chanute - inżynier z wykształcenia, wykonał znacznie mniej lotów, jednak zbudowany przez niego szybowiec dwupłatowy posiadał układ sterowania podobny do stosowanych dzisiaj i odznaczał się dobrymi własnościami lotnymi.

Amerykanie, bracia Orville i Wilbur Wright zaczęli od szybowców wzorowanych na konstrukcjach Chanute'a. Ich aparat okazał się mieć dobre własności lotne i w czasie prób osiągnięto odległość 620 m i czas lotu 20 sekund. Wtedy piloci sięgnęli po napęd spalinowy. W latach 1902-1903 zbudowali silnik benzynowy o mocy 16 KM, napędzający dwa śmigła pchające. Pilot w pozycji leżącej miał możliwość manewrowania sterem głębokości i kierunku umieszczonymi z przodu oraz zwichrzaniem końcówek skrzydeł.

17.12.1903 r. na wzgórzu w miejscowości Kitty Hawk bracia wykonali serię udanych lotów o długościach od 36 do 284 m i czasie od 12 do 59 s. Dziesięć miesięcy później odnotowali kolejny sukces wykonując pierwszy lot po obwodzie zamkniętym a wkrótce wykonując lot z pasażerem. 5.10.1905 r. samolot braci Wright utrzymał się w powietrzu ponad 38 min. przelatując odległość 39 km. Dalsze prace rozwojowe owego okresu skoncentrowały się głównie w Europie, gdzie zresztą przeniósł się Orville Wright.

Pomyślne loty nasiliły badania naukowe w tej dziedzinie. Wybitnym twórcą teorii lotnictwa był Polak Stefan Drzewiecki, który w 1892 r. przedstawił Francuskiemu Stowarzyszeniu Techniki Morskiej swoją teorię śruby, a następnie zastosował ją z

powodzeniem do budowy śmigła lotniczego. Śmigła wg jego projektów stosował później L. Bleriot. W 1913 r. Drzewiecki zbudował samolot zachowujący samoczynnie równowagę.

Znaczenie wyczynu braci Wright polegało nie tyle na tym, że oderwali się od ziemi, ile na opracowaniu funkcjonalnych metod kierowania maszyną w powietrzu. Ich układ sterowniczy był prosty: nie zawierał klap a funkcje lotek spełniały skręcane końcówki skrzydeł. Nawet 7 lat później, gdy latanie przestało być osobiwością stając się hobby dla bogaczy systemy sterowania nie były dużo doskonalsze. Trójpłatowiec Avro miał kierownicę taką samą jak w samochodzie, której obrót powodował wygięcie końcówek skrzydeł. W roku 1910 samoloty wciąż budowano z drewna i pokrywano płótnem, stalowe linki wprawiały w ruch ster kierunku i wysokości. Jednak silniki stały się znacznie doskonalsze, nie psuły się tak często i rozwijały większą moc. Śmigło to w istocie układ wirujących skrzydeł, które ciągną samolot do przodu w ten sam sposób w jaki zwykłe skrzydła unoszą go w powietrzu. Silnik trójpłatowego Avro nie należał do najmocniejszych, dlatego maszynę dźwigały aż trzy skrzydła – im wolniej samolot lata tym większej wymaga powierzchni nośnej. Ten powietrzny wehikuł był prototypem większości współczesnych samolotów. Z przodu kadłuba mieścił się silnik i kokpit, a z tyłu zamontowano statecznik pionowy dla stabilności kierunkowej, oraz poziomy dla wzdłużnej. Wszystkie samoloty tej epoki były powolnymi maszynami o niewielkim zasięgu i zakresie zastosowań nie wykraczającym poza cele rekreacyjne. Był to niezbędny etap w rozwój lotnictwa. Samolot miał dopiero 7 lat, lecz był spełnieniem marzenia starego jak sama ludzkość. To, że człowiek zdołał wznieść się w powietrze uznano niemal za cud - teraz, skoro opracowano już podstawy nic nie mogło przeszkodzić dalszej ewolucji samolotu.

Rozpoczęte przez braci Wright loty samolotowe wywołały lawinę nowych konstrukcji i wyczynów sportowych:

- w 1909 r. Louis Bleriot przeleciał nad Kanałem La Manche,
- w 1910 r. Geo Chavez przeleciał nad Alpami i ustanowił rekord wysokości 2587 m,
- w 1913 r. Roland Garros przeleciał nad Morzem Śródziemnym, pokonując odległość 760 km,

- w 1914 r. Sergiusz Sikorski na samolocie Iliu Muromiec wzniósł się na wysokość 2000 m z 10 pasażerami,

- w 1913 r. Piotr Niestierow wykonał pierwszą pętlę, a Francuz Adolphe Pegoud beczkę, korkociąg i ślizg,

- w 1914 r. Jan Nagórski wykonał pierwsze loty w obszarach arktycznych.

Kiedy bracia Wright dokonali pierwszego wzlotu na odległość prawie 60 metrów, utrzymując się w powietrzu około 12 sekund. Nikt nie przypuszczał wówczas, że już 7 lat później samolot zostanie użyty jako środek walki zbrojnej.

Doświadczenia pierwszych lat I wojny światowej wykazały, że samolot jest bardzo przydatnym środkiem walki, zdolnym do realizacji zadań uderzeniowych z użyciem różnych rodzajów broni jak i doskonale nadającym się do spełniania wielu zadań pomocniczych takich jak transport, rozpoznanie czy łączność. W wyniku tego nastąpił szybki wzrost produkcji samolotów wojskowych o różnym przeznaczeniu.

Początkowo, wypierając powolne sterowce samolot przejął zadania rozpoznawczo-obszernicze. Później szybko rozwinięto lotnictwo myśliwskie i bombowe. Samoloty myśliwskie przeznaczone do zdobywania panowania w przestrzeni powietrznej wyposażono w silne uzbrojenie strzeleckie. Wprowadzono synchronizację karabinów maszynowych z obrotami śmigła w celu ochrony łopatek przed uszkodzeniami.

Zastosowanie samolotów do celów wojskowych w czasie I wojny światowej bardzo wydatnie przyspieszało postęp w technice lotniczej. Po jej zakończeniu prawie w każdym kraju powstały siły powietrzne, szkoły lotnicze i zakłady produkujące seryjnie samoloty.

Po wojnie zaznaczył się ogromny wzrost osiągnięć o charakterze wyczynowym. Były to głównie wielkie rekordowe przeloty. Najstynniejszym z nich był przelot Charlesa Lindberga przez Atlantyk z Nowego Jorku do Paryża w 1927 r. na odległość ponad 6000 km.

W latach 30. XX wieku zaczęły powstawać pierwsze udane konstrukcje śmigłowców i samolotów odrzutowych.

1.2. Początki lotnictwa w Polsce

Tradycje lotnictwa polskiego sięgają XVII w. i łączą się z nazwiskami Tytusa Boratyńskiego i Kazimierza Siemionowicza.

Boratyni zbudował pierwszy w świecie aparat latający z ruchomymi skrzydłem i mechanizmem sprężynowym. W 1643 r. na metrowej wielkości modelu skrzydłowca zwanego Latającym Smokiem lot odbył kot.

Siemionowicz w 1650 r. wydał dzieło traktujące o zagadnieniach artylerii, w którym dużą część naukowych rozważań poświęcił pociskom raketowym.

Prace badawcze nad balonami prowadzili Jan Śniadecki i Jan Okraszewski. Natomiast pierwszym Polakiem, który wzniósł się w powietrze, był pisarz i podróżnik Jan Potocki (autor "Rękopisu znalezionego w Saragossie"). Odbył on w 1789 r. lot balonem wraz z Blanchardem, specjalnie zaproszonym do Warszawy.

Równolegle z naukowymi pracami Drzewieckiego w historii lotnictwa polskiego pojawia się nazwisko Czesława Tańskiego, zwanego ojcem polskiego szybownictwa. Tański był malarzem. Malarstwo nie przyniosło mu sławy i rozgłosu, ale pozwalało na finansowanie jego prób z aparatami latającymi. W 1894 r, nie wiedząc jeszcze o lotach Lilienthala, zbudował swój własny pierwszy szybowiec, który nazwał lotnią. Tański wykonał tym prymitywnym szybowcem loty na wysokość kilku metrów i odległość ok. 30 m w terenie płaskim. W 1909 r Tański zbudował prototyp śmigłowca z napędem ręcznym, a następnie samolot Łątka. Obie konstrukcje nie zdołały oderwać się od ziemi.

Oprócz Tańskiego w latach 1910-1914 kilkudziesięciu Polaków podjęło próby budowy samolotów. Jako pierwsi na własnych konstrukcjach wzlecieli Czesław Zbie-rański i Stanisław Cywinski, Edward Libański, Witold Rumbowicz oraz Adolf Warcha-łowski.

Pierwszymi Polakami, którzy w tych latach uzyskali oficjalne kwalifikacje pilo-tów, byli m.in. M. Scipio del Campo, W. Segno, G. Piotrowski, B. Matyjewicz- Macie-jewicz, A. Serebnicki, A. Haber-Włyński, S. Supniewski i A. Warchałowski. Warcha-łowski w 1911 r. ustanowił rekord długotrwałości lotu z trzema pasażerami - 45 min i 46 sek.

W 1909 r. zawiązały się pierwsze stowarzyszenia lotnicze. Były to Koło Awiatów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie i Związek Awiatyczny Studentów Politechniki Lwowskiej. Organizacje te zajmowały się popularyzacją idei lotnictwa i pokazów lotniczych. 15.06.1911 r. próbowano zarejestrować Aeroklub Królestwa Polskiego. Niestety inicjatywa Stanisława Lubomirskiego nie zyskała akceptacji władz gubernatorstwa rosyjskiego i stowarzyszeniu odmówiono rejestracji.

Lubomirski, nie zrażony odmową, założył Warszawskie Towarzystwo Lotnicze AWIATA, które na Polu Mokotowskim, pierwszym warszawskim lotnisku, budowało samoloty wg licencji Bleriota, Morana i Aviatica.

1.3. Lotnictwo w niepodległej Polsce

1.3.1. Polski przemysł lotniczy

Po zakończeniu I wojny światowej i odzyskaniu niepodległości zaczął się nowy etap tworzenia lotnictwa.

W związku z wybuchem wojny polsko-bolszewickiej niezbędne było wsparcie działań wojennych lotnictwem. Bazowało ono na sprzęcie przejętym po zaborcach i zakupionym za granicą. Kadre eskadr lotniczych stanowili piloci polscy pochodzący z lotnictwa byłych zaborców oraz z armii gen. Hallera wyszkolonych we Francji.

Powstałe w okresie wojny eskadry stanowiły w przyszłości zaczątek późniejszych pułków lotniczych.

Na rodzime konstrukcje trzeba było jeszcze poczekać, jakkolwiek już w latach 1920-24 powstały wytwórnie Plage i Laśkiewicz w Lublinie, Samolot w Poznaniu i Podlaska Wytwórnia Samolotów w Białej Podlaskiej, które produkowały samoloty głównie w oparciu o zagraniczne licencje. Szerszy rozwój polskiego przemysłu lotniczego nastąpił w latach trzydziestych, kiedy państwo wykupiło zakłady prywatne i włączyło je do zespołu Państwowych Zakładów Lotniczych PZL.

W 1926 r. z funduszy społecznych, zgromadzonych przez Ligę Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej (LOPP), zbudowany został Instytut Aerodynamiczny na Politechnice Warszawskiej. Inspiratorem jego powstania i pierwszym kierownikiem był prof. Czesław Witoszyński. Z grona jego uczniów wywodzą się tacy konstruktorzy jak: Puławski, Bartel, Karpiński, Rogalski, Wigura, Drzewiecki i inni.

W latach dwudziestych i trzydziestych zaczęły powstawać na Politechnice Warszawskiej liczne samoloty amatorskie budowane przez przyszłych konstruktorów polskich wytwórni lotniczych.

Z Lubelską Wytwórnią Samolotów LWS łączy się nazwiska Jerzego Rudlickiego, Jerzego Teisseyre i Władysława Fiszdona. Fabryka wykonała szereg samolotów znakowanych symbolem "R" od nazwiska Rudlickiego, a wśród nich samolot pasażerski, turystyczny, łącznikowy i inne. Najpopularniejszy był wywiadowczy Lublin R-XIII, zaś sanitarny Lublin R-XVI bis w 1937 r. na międzynarodowej wystawie lotnictwa sanitarnego w Madrycie wyróżniony został pierwszą nagrodą.

Podlaska Wytwórnia Samolotów PWS - to zespół konstruktorów w osobach Z. Ciołkosz, A. Uszacki, A. Grzędzielski, J. Teisseyre pod kierownictwem Stanisława Cywińskiego. Z wytwórni wyszła cała rodzina udanych samolotów PWS dla lotnictwa wojskowego. Najpopularniejsze to myśliwski PWS-10, treningowy PWS-16 i szkolno-treningowy PWS-26. Produkowano też samoloty sportowe, turystyczne, akrobacyjne, komunikacyjne oraz szybowce.

Największą wytwórnią były Państwowe Zakłady Lotnicze PZL w Warszawie, a od 1938 r. również z filią w Rzeszowie. W PZL pod dyrekcją W. Rumbowicza pracowali konstruktorzy Zygmunt Puławski, Franciszek Misztal, Stanisław Prauss, Ryszard Bartel, Jerzy Dąbrowski, W. Jakimiuk i inni.

Pierwszą konstrukcją PZL był myśliwski P-1 Puławskiego. Po śmierci Puławskiego seria kontynuowana była przez Jakimiuka aż do P-24 z najstynniejszymi P-7 i P-11 używanymi w 1939 r.

Jerzy Dąbrowski był autorem wielu typów budowanych seryjnie, w tym PZL-23 Karaś, PZL-42 Sum i świetnego średniego bombowca PLZ-37 Łoś.

Franciszek Misztal był konstruktorem treningowego PZL Wyżeł i myśliwskiego PZL Wilk. Nie zdążyły one wejść do produkcji seryjnej, podobnie jak Sokół K. Korsaka, Jastrząb W. Jakimiuka i Lampart F. Misztala.

Oprócz płatowców PZL wytwarzały silniki lotnicze. Główną produkcję stanowiły licencyjne silniki Bristol, ale wytwarzano również silniki konstrukcji krajowej uzdolnionego konstruktora Stanisława Nowkuńskiego - Czarny Piotruś i Foka.

Poza wymienionymi fabrykami istniała jeszcze bardzo aktywnie działająca niezależna grupa konstrukcyjna - RWD (od nazwisk konstruktorów Rogalskiego, Wigury i Drzewieckiego) z kierującym zakładem inż. Wędrychowskim. Pracując początkowo w prymitywnych warunkach, w wyniku pomocy finansowej L OPP, w ybudowano na Okęciu wytwórnię Doświadczalne Warsztaty Lotnicze DWL. Wytwórnia, w której pracował również L. Dulęba, budowała prawie wyłącznie samoloty cywilne - sportowe i komunikacyjne. Największy rozgłos przyniosły jej świetne samoloty turystyczno-sportowe, których udziałem stało się kilka głośnych międzynarodowych wyczynów sportowych.

O dynamice rozwoju przemysłu lotniczego świadczy fakt, że w okresie I wojny światowej zbudowano na świecie 150 tysięcy samolotów, z reguły w układzie dwupłata. Budowano również trójpłaty. Jednym z najlepszych samolotów myśliwskich I wojny światowej był Fokker DR - 1 o układzie trójpłata, konstrukcji R. Platza, uznany za najzwrotniejszy samolot wszechczasów. Prędkość samolotów tego okresu nie przekraczała 220 km/h, pułap 3000 metrów, a zasięg sięgał 1000 km. Moc jednostkowa tych samolotów nie przekraczała 0.17 kW/kg^2 .

Struktura nośna konstrukcji była wzorowana na konstrukcjach kratowych mostów i olinowanych masztach okrętów, których metody obliczeń wytrzymałościowych oraz rozwiązania konstrukcyjne były stosunkowo dobrze opanowane. Płatowniec był wykonywany z elementów drewnianych i stalowych.

Produkcja silników lotniczych rozwijała się w oparciu o przemysł samochodowych, który wówczas był już dobrze rozwinięty i miał duże doświadczenie w prowadzeniu prac badawczych i rozwojowych.

Okres międzywojenny charakteryzował się dalszym rozwojem konstrukcji lotniczych. Ulepszono kształty aerodynamiczne (doskonalsze profile skrzydeł, większa gładkość pokrycia, śmigła o większej sprawności). Budowano w dalszym ciągu dwupłaty. Zaczęły się pojawiać pierwsze samoloty w układzie jednopłata podpartego zastrzalami. Samoloty te wyposażano w silniki o większych mocach. W wyniku wprowadzanych udoskonaleń i zmian (zmniejszanie masy samolotów, wzrost mocy jed-

² Moc przypadająca na jednostkę masy samolotu. Parametr charakteryzujący możliwości energetyczne samolotu.

nostkowych silników) wzrosła w przybliżeniu dwukrotnie moc jednostkowa (0.3 - 0.4 kW/kg) i prędkość maksymalna (~ 550 km/h).

1.3.2. Lotnictwo komunikacyjne

Pierwsze linie lotnicze, łączące Warszawę z kilkoma miastami w kraju, zostały uruchomione w 1923 r. nakładem kapitału niemieckiego. Eksploatowało je prywatne przedsiębiorstwo Aeroloyd, przekształcone następnie w Aerolot. Dopiero w 1929 r. założone zostało przedsiębiorstwo państwowe, istniejące do dzisiaj pod nazwą Polskie Linie Lotnicze LOT.

W 1938 r pod dyрекcją W. Makowskiego LOT cieszył się renomą jednego z poważniejszych przewoźników, utrzymywał regularne połączenia z dwunastoma krajami, przewoził ponad 35000 pasażerów. LOT dysponował nowoczesną flotą z samolotami DC-2, Lockheed L-10 i L-14. Pierwszymi "milionerami" byli Kazimierz Burzyński i Stanisław Płonczyński.

1.3.3. Sport

Piloci zawsze byli mocną stroną rozwoju naszego lotnictwa, o czym świadczą osiągnięcia sportowe okresu międzywojennego.

Początek działalności sportowej dało założenie w 1919 r. Aeroklubu Polskiego w Poznaniu. Organizacja ta nie przetrwała wprawdzie wielu lat, ale dała impuls do wszczęcia podobnej działalności w innych częściach kraju. Podjęły ją powstałe w jakiś czas potem Aerokluby Akademickie. Pierwszym był Aeroklub Akademicki Warszawski. W 1927 r. utworzony został w Warszawie Aeroklub RP, zrzeszający aerokluby regionalne i będący oficjalnym reprezentantem polskiego lotnictwa sportowego w istniejącej od 1905 r. Międzynarodowej Federacji Lotniczej FAI.

Aeroklub RP organizował liczne zawody i imprezy lotnicze. Rejestr wyczynów polskich pilotów sportowych rozpoczyna Bolesław Orliński. Wraz z mechanikiem L. Kubiakiem w 1926 r. na samolocie Breguet XIX wykonał przelot Warszawa-Tokio-Warszawa o długości 23000 km.

W 1931 r. Stanisław Skarżynski z Adamem Markiewiczem wykonują na samolocie PZL L-2 lot dookoła Afryki, przemierzając w powietrzu 25 700 km.

W 1932 r. Franciszek Żwirko i Stanisław Wigura na samolocie RWD-6 zwyciężają w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych Challenge w Berli-

nie, pokonując Niemców, Francuzów, Anglików, Włochów i Czechosłowaków. Niestety, kilka dni po zwycięstwie, piloci giną w katastrofie lotniczej.

W 1932 r. Jerzy Drzewiecki na samolocie RWD-7 bije rekord wysokości wynikiem 6023 m.

8.05.1933 r. Stanisław Skarżynski na samolocie RWD-5 bis ze 120-konnym silnikiem startuje z St. Louis w Senegalu do lotu przez Atlantyk. Po 20 godzinach lotu ląduje w Brazylii, ustanawiając rekord odległości przelotu wynikiem 3582 km. Wcześniejsza próba przelotu mjr L. Idzikowskiego na samolocie Amiot zakończyła się tragicznie.

Również w 1933 r., na międzynarodowych zawodach balonowych o puchar Gordon-Bennetta rozgrywanych w Chicago, załoga Hynek i Burzyński zdobyła I miejsce na balonie Kościuszko.

W 1934 r w Warszawie na kolejnym Challenge'u Polacy na samolotach RWD-9 odnieśli podwójne zwycięstwo, zdobywając miejsca pierwsze (Jerzy Bajan) i drugie (S. Płonczyński).

Tydzień później Warszawa była świadkiem kolejnego sukcesu. W zawodach Gordon-Bennetta zwycięstwo odniosła załoga Hynek i Pomaski. Na kolejnych rozgrywanych w Polsce w 1935 r. załoga Burzyński i Wysocki również zwycięża, zdobywając puchar na własność. ARP ufundował nowy puchar, który w roku 1938 znowu zdobyli również Polacy - F. Janik i A. Janusz. Po zwycięstwie w Challenge 1934 gen. Berbecki, prezes LOPP, postanowił przeznaczyć środki finansowe na powszechne szkolenie lotnicze młodzieży, a nie na kosztowny udział w kolejnych zawodach. W latach 1935-39 w Aeroklubach i Cywilnych Szkołach Pilotów wyszkolono ponad 1500 pilotów. W 1937 r przekazano aeroklubom 127 samolotów ufundowanych ze składek społecznych.

1.3.4. Sport szybowcowy

Początki swego rozwoju szybownictwo polskie zawdzięcza stosunkowo wąskiej grupie entuzjastów. Zapaleńcy ci sami konstruowali swoje prymitywne ptaki, sami je budowali i poddawali próbom. Pierwsze zawody, nazywane konkursem ślizgowców, zorganizowane zostały późnym latem 1923 r. na zboczach Czarnej Góry w Białce koło Nowego Targu. Do konkursu stanęło 9 szybowców. Najlepszy był Akar Adama Karpińskiego, na którym konstruktor uzyskał 3 min lotu i przewyższenie 20 m.

Dwa lata później na wzgórzach Oksywia koło Gdyni udział wzięto już 15 szybowców, ale wyniki były jeszcze słabsze - 65 s lotu, 23 m przewyższenia i 560 m przelecianej odległości.

Nie zraziło to szybowników wywodzących się z Lwowskiego Związku Awiatycznego i z Warszawskiego Koła Lotniczego Start. Doskonalili swoje konstrukcje, poszukując zarazem korzystniejszych terenów szybowcowych. Motorem tych poszukiwań był Szczepan Grzeszczyk, jedna z wybitniejszych postaci ówczesnego szybownictwa. On właśnie w 1928 r. zawędrował z grupą kolegów na Podkarpacie, gdzie znalazł dogodne tereny. W locie z Łysej Góry koło Złoczowa, na szybowcu konstrukcji Czerwińskiego (CW-1), utrzymał się w powietrzu ponad 4 min, a w następnym roku w Bezmiechowej, na szybowcu CW-2, wykonał regularny lot żaglowy, trwający 2 godz. 11 min.

Zaczynało się prawdziwe szybownictwo. W Bezmiechowej w 1930 r. zorganizowana została szkoła szybowcowa, a wkrótce szkolenie zainicjowano też w Ustianowej, Polichnie, Pińczowie, Sokolej Górze, Tęgorborzu i wielu innych ośrodkach. W 1931 r. Grzeszczyk wykonał pierwszy start na szybowcu za samolotem, a od 1935 r. zaczęto organizować coroczne Krajowe Zawody Szybowcowe, które stały się skuteczną drogą do wyczynu.

Najbardziej znanymi i zasłużonymi konstruktorami szybowcowymi byli W. Czerwiński, S. Grzeszczyk, A. Kocjan i M. Bleicher.

Czerwiński stworzył dwanaście konstrukcji:

- 4 szkolne CW-1, 2, 3, 8,
- 1 przejściowy - Salamandra,
- 1 treningowy - Delfin,
- 4 wyczynowe - CW-5, PWS 101, 102, 103,
- akrobacyjny - CW-7,
- dwumiejscowy - CW-IV.

Salamandra była również budowana seryjnie po 1945 r.

Grzeszczyk specjalizował się w szybowcach wyczynowych. Zbudował ich pięć: SG-21, 28, 3 bis, 7, 36 bis.

Kocjan był najbardziej wszechstronnym konstruktorem. Spod jego ręki wyszło dwanaście konstrukcji:

- szkolne Wrona, Wrona-bis,
- przejściowe Czajka i Czajka-bis,
- treningowe Sroka, Komar i Komar-bis,
- wyczynowe Orlik I i II oraz Orlik Olimpijski,
- akrobacyjny Sokół,
- dwumiejscowy Mewa.

Szczególnie popularne były Wrony i Komary. Oba typy zrekonstruowano po roku 1945. Komar budowany był do 1960 r. Z konstrukcji Bleichera wyróżniał się nowoczesny wyczynowy B-38.

Jednym z pierwszych wyczynów sportowych był zdobyty w 1937 r. przez Wandę Modlibowską kobiety międzynarodowy rekord długotrwałości lotu. Na szybowcu Komar wykonała lot trwający 24 godz. i 14 min. W tym samym roku na zawodach w Rhon-Wasserkuppe Mynarski i Baranowski zwyciężyli w dwóch konkurencjach, a Żabski uzyskał największe przewyższenie - 3260 m.

Największym sukcesem przedwojennego szybownictwa był pierwszy w świecie przelot Tadeusza Góry na odległość ponad 500 km. W 1938 r. na szybowcu PWS-101 startując z Bezmiechowej doleciał aż pod Wilno, uzyskuje odległość 578,9 km, co stanowiło spełnienie warunku do Diamentowej Odznaki Szybowcowej. FAI nagrodziła ten wyczyn najwyższym corocznym odznaczeniem szybowcowym - Medalem Lilienthala.

Do 1939 r. zdobyto w Polsce 225 Srebrnych Odznak Szybowcowych.

1.4. Udział lotnictwa polskiego w II wojnie światowej

Wybuch II wojny światowej zastał polskie lotnictwo w sytuacji dość opłakanej. Przyczyną tego były niedostateczne nakłady finansowe. Niemcy inwestowali w lotnictwo wojskowe kilkanaście razy więcej niż Polska. Wojna wybuchła w chwili, gdy dopiero zaczęto przezbrajać polskie eskadry w nowe typy samolotów (Łoś, Czapla) lub gdy gotowe były dopiero prototypy nowych samolotów (Jastrząb, Sum, Wilk, Wyżeł).

W efekcie tego stanu rzeczy we wrześniu 1939 r. doskonale wyposażonej, dysponującej 5000 samolotów Luftwaffe lotnictwo polskie mogło przeciwstawić w sumie 790 maszyn, w tym 265 myśliwskich, 76 średnich bombowców, 205 lekkich bombow-

ców, 100 obserwacyjnych, 135 łącznikowych i 9 transportowych. Od tej liczby należy odjąć około 260 samolotów, które były w remontach lub przeznaczone były do szkolenia.

Ofiarna, nierzadko bohaterska postawa polskich pilotów przyniosła 126 zestrzeleń nieprzyjacielskich samolotów. Po ataku w dniu 17.09.1939 r. dowództwo polskie nakazało ewakuację pilotów i pozostałego personelu do Rumunii i dalej do Francji.

We Francji utworzono dwa dywizjony lotnicze - myśliwski i bombowy - oraz kilkanaście tzw. eskadr kominowych. W trakcie krótkiej kampanii wojennej Polacy zestrzelili ok. 50 samolotów Luftwaffe.

Sformowane po upadku Francji na terenie Wielkiej Brytanii Polskie Siły Powietrzne PSP liczyły początkowo ok. 8000 pilotów.

Zorganizowano 15 dywizjonów posiadających polskie dowództwo i personel techniczny. Funkcjonowały szkoły personelu technicznego. Ponadto wielu pilotów służyło w dywizjonach brytyjskich oraz służbach transportowych. Włączenie polskich pilotów do Bitwy o Anglię pozwoliło na utrzymanie całości obrony przed atakami Luftwaffe. Świadectwem umiejętności polskich pilotów może być fakt, że w okresie trzech miesięcy najzagorzalszych walk Polacy zestrzelili ponad 200 samolotów przy stracie tylko 25 maszyn.

Polacy walczyli nie tylko nad Anglią, ale również w Afryce, nad Atlantykiem, okupowaną Europą, latali ze zrzutami do Polski.

Wśród wybitnych pilotów tego okresu należy wymienić takich pilotów jak Skalski, Urbanowicz, Pisarek, Łaguna, Zumbach, Horbaczewski, Bajan.

Okupione to było stratą wielu pilotów. Polegli m.in. Horbaczewski, Łaguna, Pisarek, Skarżyński, Burzyński i inni. Po zakończeniu działań wojennych polskie dywizjony rozwiązano. Ci którzy wrócili do kraju zwykle trafiali do więzienia, niektórzy zginęli. Piloci którzy pozostali na Zachodzie wobec braku jakiegokolwiek zabezpieczenia kombatanckiego, zmuszeni byli sami radzić sobie w nowych pokojowych warunkach. Część z nich uczestniczyła w tworzeniu nowopowstających Pakistańskich Sił Powietrznych, część latała jako najemnicy, pozostali podejmowali się pracy w cywilnym lotnictwie i przemyśle.

Żurakowski był oblatywaczem w Kanadzie, Bajan kreślarzem map, Zumbach najemnikiem w Afryce, Kwiatkowski w liniach lotniczych na Dalekim Wschodzie. Nieocenioną pomoc "osieroconym" pilotom przyniosło Stowarzyszenie Pilotów założone po wojnie w Londynie. Poza pomocą ludziom zajęło się ono opieką nad grobami lotników, zbieraniem pamiątek, dokumentów oraz przypominaniem o udziale Polaków w wojnie, gdyż Anglicy szybko zapomnieli o nich (Polaków nie dopuszczono nawet do udziału w Defiladzie Zwycięstwa), a żądano nawet, by opuścili wyspę.

Lotnictwo zorganizowano również przy Wojsku Polskim w ZSRR. Początkowo była to eskadra, później pułk myśliwski, wreszcie dywizja lotnicza, w której skład wchodziły 3 pułki: myśliwski, bombowców nocnych i szturmowy. Oddziały te stanowiły zaczątek sił lotniczych w powojennej Polsce.

1.5. Lotnictwo w Polsce po 1945 r.

1.5.1. Lotnictwo wojskowe

Lotnictwo w powojennej Polsce zostało zorganizowane w oparciu o kadre i sprzęt z ZSRR. Piloci latali początkowo na Jakach, Iłach, "Peszkach" i Tupolewach. W 1953 r. wprowadzono samoloty odrzutowe, początkowo Jaki, potem Migi 15 i 17 (LIM-6) a wreszcie Migi 21 i Su.

Z rodzimych konstrukcji używane były w wojsku samoloty konstrukcji T. Sołtyka - TS-8 Bies i TS-11 Iskra. Projekt odrzutowego myśliwca Grot został zablokowany przez ZSRR.

Obecnie lotnictwo polskie w dalszym ciągu eksploatuje samoloty Mig i Su, z polskich konstrukcji użytkowane są Iskry i Orliki oraz śmigłowce Mi - 2, 8, 17, 24 i W-3 Sokół.

1.5.2. Lotnictwo komunikacyjne

Po zakończeniu wojny LOT wznowił działalność w oparciu o samoloty Li-2 (lic. DC-3), Po-2 i Piper Cub. Z czasem unowocześniono flotę, uzupełniając ją o radzieckie samoloty An, Ił i Tu. W ostatnich latach LOT zakupił i eksploatuje samoloty Boeing 737 i 767 oraz ATR 72 i 42.

1.5.3. Lotnictwo sportowe

Sport lotniczy zaczynał po wojnie od zera, jeśli nie liczyć kilkudziesięciu szybowców i samolotów przejętych po Niemcach oraz uzyskanych z demobilu wojskowego (m.in. ponad 100 samolotów Piper Cub).

20.09.1945 r. wznowił działalność Aeroklub Warszawski, a w końcu roku cały Aeroklub RP.

Aeroklub działał do 1947 r., kiedy to włączono go do Ligi Lotniczej. W 1953 r. Ligę Lotniczą włączono do Ligi Przyjaciół Żołnierza, organizacji wzorowanej na radzieckim DOSAAF.

29.11.1956 r. na posiedzeniu w Arsenale restytuowano Aeroklub Warszawski. W końcu roku odtworzono Aeroklub RP, jednak z nazwą zmienioną na Aeroklub PRL.

W 1945 r. w Warszawie, z uwagi na rozpoczętą jeszcze przed wojną likwidację lotniska Pole Mokotowskie, Aeroklub zaczął działalność na Goławiu, gdzie przed 1939 r. przygotowywano teren pod lotnisko komunikacyjne. Zniwelowano teren i w 1945 r. rozpoczęto budowę hangaru.

W innych częściach kraju działało się podobnie. Już w 1946 r. rozegrano w Białymstoku pierwsze zawody samolotowe. Utworzono Instytut Szybownictwa, który w czerwcu 1946 oblatął 5 pierwszych szybowców Salamandra (konstrukcji Czerwińskiego). Instytut kierowany początkowo przez R. Weigla, a potem W. Nowakowskiego przekształcony następnie w Szybowcowe Zakłady Doświadczalne SZD, dał polskim szybownikom wiele doskonałych szybowców. Pierwszym był Sęp a następnie Mucha, Jastrząb, Jaskółka, Bocian, Czapla, Zefir, Foka, Cobra, Jantar.

Wśród konstruktorów należy wymienić nazwiska Ziętka, Okarmusa, Kurbiela i Wielgusa.

Odtwarzano też szkoły lotnicze. W Ligotce Dolnej koło Opolą zorganizowano w 1946 r. Cywilną Szkołę Pilotów i Mechaników, rozpoczęto budowę szybowiska Żar i uruchomiono ponownie ponemieckie szybowisko i zakład produkcyjny w Jeżowie (Grunau).

Dla lotnictwa sportowego pracowali też konstruktorzy. Lotnicze Zakłady Doświadczalne LWD w Łodzi rozpoczęły produkcję samolotów Szpak, Żuk, Junak i Zuch konstrukcji T. Sołtyka.

W Warszawie pod kierownictwem F. Misztala utworzono Centralne Studium Samolotowe CSS. Zespół ten zbudował i oblatął prototypy CSS-10, 11, 12 i licencyjnego Po-2 (CSS-13). CSS było też zaczątkiem odtworzenia zakładów PZL i Instytutu Lotnictwa. Utworzono zakłady PZL w Mielcu, Wrocławiu, gdzie powstały Bies, Iskra, Kos, Wilga, Kruk, Dromader oraz silniki lotnicze i osprzęt.

Pierwszą Srebrną Odznakę Szybowcową zdobył w 1947 r. J. Szypuła. W tym samym zdobyto pierwszą w Polsce Złotą Odznakę, a Adam Ziętek wziął udział z zawodach szybowcowych w Szwajcarii, gdzie zajął 8 miejsce na szybowcu Sęp. W 1948 r. rozegrano I Krajowe Zawody Szybowcowe wg pomysłu Grzeszczyka, a Irena Kępówna zdobyła pierwszy po wojnie kobiecy rekord świata prędkości po trasie trójkąta 100 km, na szybowcu Mucha.

W 1950 r. Tadeusz Góra uzupełnił brakujący diament do swojej odznaki (przewyższone). W tym też roku rozpoczęto organizację obozów falowych w Karkonoszach, a w 1951 r. w Inowrocławiu rozegrano pierwsze zawody szybowcowe w terenie płaskim (zwyciężył Jerzy Wojnar).

W 1953 r. rozegrano I Szybowcowe Mistrzostwa Polski, w których startowali m. in. W. Szęplińska, Edward Makula, R. Bittner.

Po śmierci Ryszarda Bittnera (w locie chmurowym) w 1954 rozpoczęto prowadzenie kwalifikacji w Czatorocznych Zawodach Szybowcowych "Skrzydlatej Polski".

Po raz pierwszy w Mistrzostwach Świata polscy szybowcnicy wzięli udział w roku 1956. W Saint Yan we Francji Marian Gorzelak zajął 3. miejsce na szybowcu Jaskółka L.

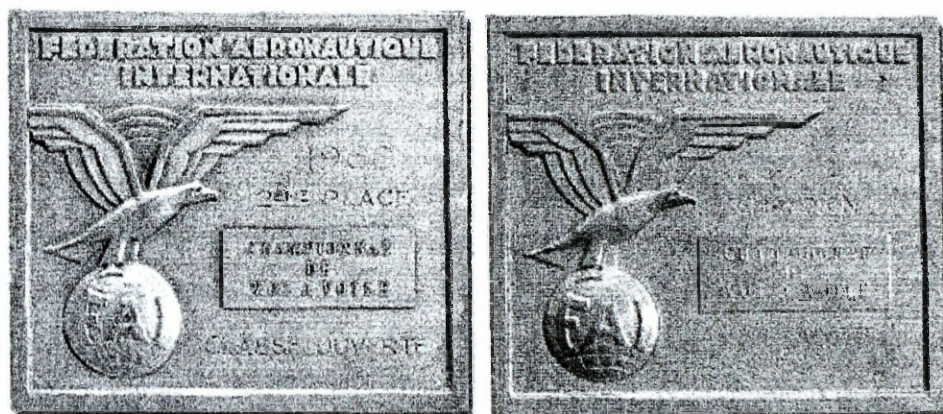
W 1958 r. FAI powierzyła Aeroklubowi organizację Szybowcowych Mistrzostw Świata. Zwyciężył A. Witek na szybowcu Mucha Standard.

Rozpoczęta się złota era polskiego szybownictwa. Na kolejnych Mistrzostwach zawsze na podium byli Polacy:

1960 - Niemcy - Makula, Popiel i Witek,

1963 - Argentyna - Makula, Popiel,

- 1965 - W Brytania - Wróblewski,
- 1968 - Leszno - Wróblewski,
- 1972 - Jugosławia - Wróblewski, Kluk, Kępka,
- 1974 - Australia - Kępka,
- 1976 - Finlandia - Ziobro, Muszczyński, Poźniak.



Sukcesy były zasługą nie tylko doskonałych szybowców typu Mucha, Foka, Zefir i Cobra, ale też pilotów i instruktorów. Pod wodzą instr. Dankowskiego piloci stworzyli polską szkołę latania zespołowego.

Wspomnieć należy też o kobietach. Pelagia Majewska ustanowiła 17, a Adela Dankowska 12 rekordów świata.

Z chwilą pojawienia się nowych materiałów konstrukcyjnych rozpoczęły się kłopoty. Niechęć ówczesnych władz do lotnictwa sprawiła, że nie było środków na badania i poszukiwania nowych materiałów. Prymat w produkcji szybowców przejęli Niemcy.

W ostatnich latach, kiedy można było zakupić nowoczesne szybowce i materiały do ich budowy, nazwiska polskich pilotów wróciły na czołowe miejsca. Dwukrotnie Mistrzem Świata został Janusz Centka. Powstały nowoczesne szybowce SZD-55 i 56 oraz produkowane przez E. Margańskiego szybowce akrobacyjne Swift i Fox, na których Jerzy Makula panuje niepodzielnie wśród akrobatów szybowcowych.



Sukcesy Polaków zostały docenione przez FAI. Po Tadeuszu Górze, **Medalami Lilienthala** wyróżnieni zostali jeszcze E. Makula, J. Wróblewski, P. Majewska, A. Dankowska i F. Kępka.

Sukcesy podobne do szybowcowych osiągnęli również piloci samolotowi. Rozgrywane od 1955 r. Samolotowe Mistrzostwa Polski pozwoliły wyszkolić doskonałych pilotów w konkurencjach rajdowych i nawigacyjnych. Od roku 1980 corocznie z każdego zawodów samolotowych wracali z medalami piloci tacy jak Świadek, Korzeniowski, Lenartowicz, Baran, Nycz, Darocha. Twórcą tych sukcesów jest bez wątpienia b. szef wyszkolenia AW, a później trener kadry Zdzisław Dudzik. Po jego śmierci, opiekę nad kadrami i kształceniem nowych pilotów rajdowych przejął A. Osowski. Lotnictwo to również konkurencje takie jak spadochroniarstwo, sport balonowy i modelarstwo lotnicze.

Od 1954 r. rozgrywane są Spadochronowe Mistrzostwa Polski, a nasi skoczkowie wielokrotnie zwyciężali w zawodach międzynarodowych. Na wznowionych w 1983 r. zawodach o puchar Gordon-Bennetta zwycięstwo odniosła polska załoga Makne i Cieślak. Pojawiły się też popularne w świecie balony na ogrzane powietrze.

Pierwszy sukces modelarstwa lotniczego datuje się na rok 1947, kiedy to w zawodach organizowanych w Belgii trzecie miejsce zajął S. Wosik. Od tego czasu modelarze lotniczy wielokrotnie zdobywali medale w zawodach rangi mistrzostw Europy i Świata.

W 50 lat po 12 sekundowym locie braci Wright samolot osiągnął prędkość ponad 2660 km/h i wysokość 27 000 m. Prędkość naddźwiękową w locie poziomym rozwijały już samoloty seryjne. Samolot był zdolny okrążyć kulę ziemską bez ląd-

wania, zabrać na pokład ponad 300 osób. Dysponował masą użyteczną rzędu 100 tysięcy kilogramów.

W tym okresie skonstruowano pierwsze śmigłowce z turbinowym napędem odrzutowym, które wprowadzono do eksploatacji na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Podjęto również badania nad problemem pionowego startu i lądowania, a pierwsze prototypy tych samolotów zbudowano w końcu lat sześćdziesiątych.

Ogromny postęp w lotnictwie w okresie powojennym obrazuje kilkakrotny wzrost najważniejszych parametrów i wskaźników. Na przykład gdy samolot myśliwski okresu II wojny światowej miał masę około 3-4 ton, samolot bombowy 25-30 ton, to masa obecnych myśliwskich samolotów naddźwiękowych jest rzędu 15-20 ton, a samolotów bombowych 170-250 ton. Prędkość, pułap i inne parametry również wzrosły kilkakrotnie.

Charakterystyczną cechą rozwoju lotnictwa odrzutowego do połowy lat sześćdziesiątych minionego stulecia była walka o coraz to większe prędkości maksymalne. Przejście od prędkości odpowiadającej początkowo liczbie Macha - 2 a następnie 3, nastąpiło stosunkowo szybko, głównie dzięki zwiększaniu ciągu silników i zastosowaniu skrzydeł skośnych. Walka o nowe obszary prędkości i wysokości dostępne dla samolotów seryjnych stała się coraz bardziej kosztowna i powoli zaczęła wykraczać poza możliwości ekonomiczne nawet najbogatszych państw, posiadających rozwinięty przemysł lotniczy. Oznacza to, że dotychczasowy postęp w rozwoju lotnictwa związany był z osiągnięciami nauki i techniki, a w przyszłości będzie on bardziej zależny nie tyle od ograniczeń technicznych, co od finansowych.

W ostatnim dwudziestolecu minionego wieku lotnictwo wkroczyło w okres doskonalenia technicznego sprzętu i poprawy parametrów użytkowych. W lotnictwie wojskowym dominują prace nad zwiększaniem manewrowości i przyspieszeń w najbardziej użytecznym z punktu widzenia prowadzenia walki zakresie liczb Macha 0.8 - 1.2 Ma i prędkości maksymalnej w locie na małej wysokości oraz nad ograniczeniem reakcji konstrukcji na działanie burzliwej atmosfery i różnego rodzaju drgań, nad zmniejszaniem prędkości startu i lądowania, zapewniającym maksimum bezpieczeństwa. Obserwowano nasilenie wydatków i intensyfikację prac ukierunkowanych na

doskonalenie niezawodności i ekonomiczności eksploatacji, podatności produkcyjnej i eksploatacyjnej.

O postępie w technice lotniczej w ciągu ostatnich 50 lat niewątpliwie zdecydował nowy rodzaj napędu. Nie można jednak umniejszyć, a tym bardziej pomijać, roli innych czynników, które przyczyniły się do tak radykalnego wzrostu osiągnięć samolotów. Na każdy bowiem sukces składa się postęp w wielu dziedzinach, nawet ogólny postęp cywilizacyjny i wzrost poziomu kultury technicznej współczesnego człowieka. Na postęp w rozwoju lotnictwa miały zatem wpływ zarówno osiągnięcia naukowe i doświadczenia w dziedzinie aerodynamiki oraz mechaniki lotu, jak i w dziedzinie zasad konstruowania statków powietrznych, wytrzymałości materiałów i konstrukcji lotniczych, materiałoznawstwa i technologii produkcji, automatyki, elektroniki i wielu innych dyscyplin. Coraz jednak trudniej będzie o tak przełomowe osiągnięcia do jakich należy zaliczyć: przejście od napędu tłokowego do odrzutowego, czy też pokonanie bariery dźwięku i granic kosmosu.

W XIX wieku dokonano krótkich lotów ślizgowych na statkach sir George'a Cayleya w Anglii i Ottona Lilienthala w Niemczech. Jednakże dopiero w 1903 r. lot samolotem z silnikiem spalinowym wykonali bracia Wilbur i Orville Wright w USA. Za sterami siedział Orville Wright, lot trwał 12 sekund. W 1909 r. Louis Bleriot przeleciał nad kanałem La Manche. 10 lat później John Alcock i Arthur Brown przelecieli bez lądowania przez Atlantyk.

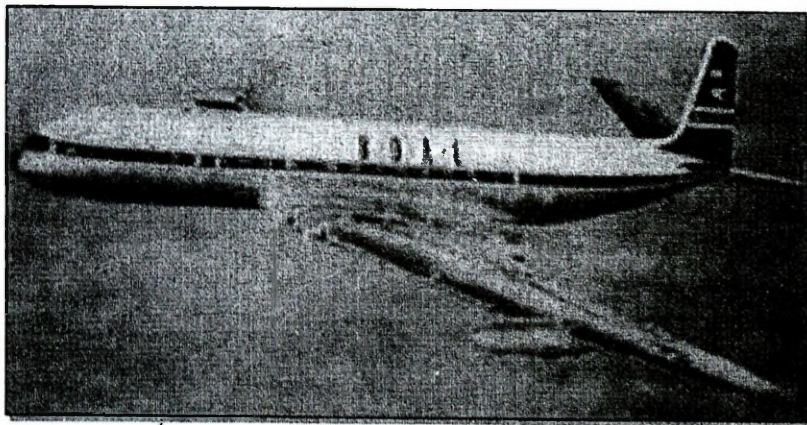
Lotnictwo pasażerskie rozwinęło się po I wojnie światowej. Pierwszy odrzutowiec, Heinkel He178, wystartował w 1939 r. Odrzutowce udoskonalano głównie po II wojnie światowej. Pierwszy odrzutowiec pasażerski, de Havilland Comet, rozpoczął loty w 1952 r. Obecnie niemal wszystkie międzynarodowe linie dalekiego zasięgu obsługiwane są przez odrzutowce.

1.5.4. Rozwój lotnictwa komunikacyjnego

Po 6 latach od pierwszego lotu samoloty potrafiły już wspinać się na wysokość 6 kilometrów, wykonywać podniebne akrobacje i pędzić z szybkością 160 km/h. Aeroplany stały się solidniejsze, a ich konstrukcja bardziej wyrafinowana. Impulsem do ich rozwoju był wybuch pierwszej wojny światowej. Równocześnie rosło w siłę lotnictwo transportowe. W 1929 roku powstały Polskie Linie Lotnicze LOT. Samoloty przewoziły coraz więcej ludzi na coraz większe odległości.

W roku 1932 swój pierwszy lot wykonał *The Havillan Dragon*. Był typowym samolotem pasażerskim swojej epoki. – zwykłym dwupłatowcem z przedłużonym kadłubem. Samolot wkrótce miał zmierzyć się z potężnym rywalem. Kilka miesięcy po skonstruowaniu *Dragona* pojawił się *Douglas DC 1* uznawany za pierwszy nowoczesny samolot pasażerski. Wykonany całkowicie z metalu *DC 1* mógł przewozić trzydziestu pasażerów, trzy razy więcej niż *Dragon*. Ówczesne samoloty nie miały hermetyzowanych kabin i nie latały na wysokości większej niż 3 kilometry, gdzie pasażerowie musieliby zakładać maski tlenowe. Gdy maszyna natrafiała na strefę złej pogody musiała się przez nią przebijać. *DC 1* był także bardzo szybki. Z wciąganiem podwoziem i skrzydłami pozbawionymi zastrzałów i linek samolot stawiał niewielki opór. Udaną konstrukcję rozwijano aż do wybuchu wojny. Odmiana wojskowa oznaczona jako *C 47* stała się fundamentem alianckich oddziałów powietrzno-desantowych.

Po II Wojnie światowej pojawił się pierwszy samolot pasażerski nowej generacji – *Lockheed Constalation*. W samolocie tym po raz pierwszy zastosowano hermetyzowaną kabinę. W kabinie panowało wysokie ciśnienie, nawet gdy samolot leciał wysoko w rozrzedzonym powietrzu. Nareszcie można było przekroczyć pułap 3000 metrów bez potrzeby zakładania masek tlenowych. Lot na dużej wysokości nie tylko pozwalał na ominięcie burz, w rozrzedzonym powietrzu samolot leciał szybciej. *Constalation* przewoził przez Atlantyk setkę pasażerów z prędkością 480 km/h w komfortowych warunkach.



Źródło: <http://planes.w.interia.pl/historia.htm>

Rys. 1.1. Pierwszy odrzutowy liniowiec Comet

Największym problemem były zawodne silniki. Były to silniki tłokowe złożone z tysięcy ruchomych części. Linie TWA notowały średnio 10 awarii dziennie. Lotnictwo

potrzebowało silników zupełnie nowej generacji, a te były już dostępne. Opracowano je podczas wojny.

Mowa tu o silnikach odrzutowych. Pierwszy odrzutowy liniowiec pojawił się już w cztery lata po zakończeniu wojny. *Comet*, dzieło brytyjskiej firmy *De Havilland* był ogromnym krokiem naprzód w dziedzinie techniki lotniczej.

Być może zbyt ogromnym, ponieważ już po dwudziestu miesiącach służby *Comety* zaczęły spadać. W ciągu zaledwie roku wydarzyły się trzy tajemnicze katastrofy. Loty *Cometów* uziemiono i wszczęto dochodzenie. Stało się one pierwowzorem przyszłych dochodzeń lotniczych. Wrak jednego z samolotów wydobyto z morza i dokładnie przebadano. Wkrótce znaleziono pęknięcie w dachu kabiny. Najwyraźniej maszyny łamały się w powietrzu, ale dlaczego? Zorganizowano serię lotów doświadczalnych, na wszelki wypadek pilotów zaopatrzone w automatycznie otwierające się spadochrony. Do wszystkich części samolotu przymocowano czujniki mierzące naprężenia i temperaturę, zrezygnowano też z hermetyzowania kabiny. Podczas gdy w jednej maszynie załoga latała z duszą na ramieniu, drugi egzemplarz poddawano testom pod wodą. Do kadłuba zamkniętego w zbiorniku na przemian pompowano i wypompowywano wodę symulując zmiany ciśnienia, występujące podczas wznoszenia i opadania. Do badania skrzydeł użyto potężnych siłowników. Pięć minut tych tortur odpowiadało trzem godzinom lotów. Po pięciu miesiącach testów coś się wydarzyło. Przy jednym z okien pojawiło się pęknięcie o długości 20 centymetrów. *Comet* miał duże prostokątne okna, naprężenia kumulowały się przy ich rogach, a „zmęczenie materiału” stało się przyczyną ich pęknięcia. Rozwiązanie – mniejsze okna z zaokrąglonymi rogami równomiernie rozkładającymi naprężenia. To dlatego w dzisiejszych samolotach stosuje się nie duże, zaokrąglone iluminatory. Przypadek *Cometa* skłonił konstruktorów do poszukiwania rozwiązań umożliwiających określenie przyczyn katastrofy. Dziś w każdym samolocie pasażerskim znajdują się czarne skrzynki.

Dochodzenie w sprawie *Cometa* jeszcze się nie skończyło, gdy *Boeing* zaprezentował swój własny pasażerski odrzutowiec - 707. Oblatano go w roku 1954, pięć lat po pierwszym starcie *Cometa*. Samolot ten latał na wysokości 10 000 metrów z prędkością 970 km/h. Podobnie jak *Comet*, 707 znacznie przewyższał swoich śmigłowych rywali - latał szybciej, zawierał dwukrotnie więcej pasażerów. Latanie stało się tańsze. Odrzutowce zdobyły Atlantyk.

W latach 60 pojawił się *Boeing 747*, słynny *Jumbo*. Konstruowany z myślą o wojsku miał zabierać na pokład jak najwięcej sprzętu i żołnierzy. Firma Boeing nie wygrała kontraktu, ale i nie porzuciła projektu. Przystosowała go do potrzeb lotnictwa cywilnego niechcący tworząc jeden z najbardziej udanych samolotów świata. Przewoźnicy mogą przystosować *jumbo jeta* do swoich potrzeb. Samolot może przewozić 500 pasażerów na obu pokładach, pasażerów i towary lub wyłącznie towary. Przez uchylony przód kadłuba do ładowni można wtoczyć 120 ton ładunku. Wkrótce najważniejszym wyzwaniem stało się przekroczenie przez samoloty pasażerskie bariery dźwięku. Do rywalizacji stanęli Rosjanie i Francuzi wspólnie z Brytyjczykami. Na *Concorde'a* Rosjanie odpowiedzieli bliźniaczo podobnym *Tu-144*. Ten latał szybciej bo aż 2800 km/h, lecz był nieekonomiczny i niedopracowany konstrukcyjnie. Na placu boju pozostał *Concorde*. Do dziś jest najszybszym z powietrznych liniowców i z sukcesem oblatuje świat. Gdziekolwiek się pojawi, wzbudza ogromne zainteresowanie. Pozostaje pytanie: czy wolimy podróżować szybciej, czy taniej? *Concorde* lata dwukrotnie szybciej niż dźwięk, niemal w przestrzeni kosmicznej. Choć na tej wysokości powietrze jest rozrzedzone samolot rozgrzewa się od tarcia i w efekcie powiększa. Kadłub wydłuża się o 30 centymetrów. Jednak lot z prędkością naddźwiękową pochłania trzy razy więcej energii niż samolot poddźwiękowy. *Concorde* zabiera tyle paliwa, że nie ma w nim miejsca na ładunek. Dlatego podróż nim jest kosztowna. W czasie lądowania trójkątne skrzydła utrzymują maszynę w powietrzu tylko dzięki ogromnemu kątowni natarcia. Stąd opuszczany nos, dzięki któremu załoga widzi pas. *Concorde* bez wątplenia jest imponujący, okazało się jednak, że większość pasażerów woli tanie bilety niż szybkość – zbudowano tylko 14 egzemplarzy tych maszyn. *Concorde* nie może wykonywać ostrych zwrotów, ponieważ zbyt duże przeciążenie mogłoby go zniszczyć. Nie grozi to najnowszym myśliwcom. Nowoczesne materiały i układy sterowania umożliwiają im wykonywanie najdzikszych ewolucji.

1.6. Problemy rozwoju sprzętu lotniczego

Jest rzeczą zupełnie oczywistą, że każdy nowo projektowany samolot bądź śmigłowiec powinien posiadanymi właściwościami przewyższać swoich poprzedników, tzn. spełniać podwyższone w określonych granicach wymagania. Zwiększone wymagania stawiane przed nowymi konstrukcjami można zrealizować przez zastosowanie szeregu przedsięwzięć np. przez polepszenie aerodynamiki samolotu, zastosowanie zespołu napędowego o zwiększonym ciągu lub bardziej ekonomicznego, przyjęcie nowego wyposażenia zapewniającego prostsze i łatwiejsze sterowanie samolotem, zastosowanie efektywniejszego systemu sterowania z aktywnym wspomaganielem elektronicznym itp³.

Proces konstruowania i rozwoju nowych samolotów wymaga czasu. Ogólnoswiatowe doświadczenia przemysłu lotniczego wykazują, że w lotnictwie rozwój musi być planowany z 15 letnim wyprzedzeniem. W cyklu rozwojowym sprzętu lotniczego (samolotu, śmigłowca, napędu) można wyróżnić kilka etapów:

- Rozpoznanie potrzeb rynkowych i szans ich zaspokojenia;
- Ustalenie koncepcji i warunków technicznych;
- Optymalizacja projektu wstępnego, konstrukcyjnego i technologicznego;
- Wykonanie prototypu;
- Przeprowadzenie prób prototypowych i usunięcie wad konstrukcyjnych;
- Uzyskanie certyfikatu zdolności do użytkowania w locie;
- Przygotowanie i uruchomienie produkcji.

Według danych wytwórni General Electric wymieniony tu cykl rozwoju dla turbiny nowego silnika odrzutowego przedstawia się następująco: projektowanie zajmuje 4 lata, próby 2 lata. Dostawy z produkcji seryjnej rozpoczynają się sześć lat po rozpoczęciu prac nad silnikiem. Udany silnik bez modyfikacji może być pięć lat w produkcji, zaś z modyfikacjami 15 lat i więcej. Natomiast zwrot nakładów, czyli pierwsze zyski wytwórnia ma dopiero po 12-13 latach od rozpoczęcia prac. Zasadniczy dochód daje dopiero produkcja części zamiennych i remonty, trwające przez następne 12 lat po zakończeniu produkcji silnika. Wynika z tego, że przemysł lotniczy, aby dawać do-

³ J. Błaszczuk i inni. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT, Warszawa 1988.

chody, musi mieć i wdrażać następujące wciąż po sobie programy nowych wyrobów. Planowanie ich powinno obejmować okresy 15-25 lat.

Projektowanie samolotów, łącznie z budową prototypów, trwa średnio 3-5 lat, zaś próby i poprawki prototypów - dalsze 2 lata. Produkcja rozpoczyna się po 7-9 latach, a na duże dostawy można liczyć po 9-11 latach. Przy stałym modyfikowaniu i tworzeniu nowych wersji, udany typ może być w produkcji 10-20 lat, zaś produkcja części zamiennych i remonty mogą trwać dalsze 5-10 lat. Dla śmigłowca okres produkcji i rozwoju jest częstokroć dłuższy. Nowy typ szybowca od projektu do produkcji powstaje w 3-4 lata, zaś odmiana po 2 latach.

Tak długi cykl rozwoju sprzętu lotniczego zmusza do planowania rozwoju lotnictwa z 15 letnim wyprzedzeniem. Dlatego dziś podjęte decyzje w sprawie nowych konstrukcji zaowocują potrzebnymi zmianami dopiero po kilkunastu latach. Aby podjąć optymalne decyzje w zakresie budowy nowych samolotów, śmigłowców i napędów, trzeba uprzednio stworzyć prognozę zapotrzebowania. Trzeba oszacować zadania stojące przed konkretnym rodzajem lotnictwa, a w oparciu o te zadania określić potrzeby sprzętowe ilościowo-jakościowe, czyli liczbę samolotów konkretnego przeznaczenia, plan rozwoju (utrzymania) lotnisk, ich wyposażenia oraz potrzeby w zakresie szkolenia personelu. Zestawienie możliwości realizacji całego programu rozwoju lotnictwa pozwala na weryfikację realności zamówień na sprzęt lotniczy.

1.7. Koszty budowy samolotów

Stąły rozwój techniki lotniczej jest przyspieszany dążeniem do posiadania samolotów o coraz lepszych osiągnięciach. Warunkiem rozwoju lotnictwa, zwłaszcza naddźwiękowego, jest poszukiwanie i stosowanie coraz nowszych i efektywniejszych rozwiązań aerodynamicznych i form konstrukcyjnych płatowca, doskonalszych zespołów napędowych, wyposażenia i systemów nawigacyjnych, warunków nieskomplikowanej obsługi podczas eksploatacji, niezawodnych urządzeń wyposażenia lotniskowego itp.. Prowadzi to do zwiększenia nakładu pracy inżynieryjno-technicznej na opracowanie nowego samolotu. Widzimy to na przykładach budowanych w USA prototypów samolotów myśliwskich i komunikacyjnych w latach 1930-1970.

Koszty opracowania i produkcji nowoczesnych samolotów są bardzo wysokie. Najwyższe dotyczą obecnie naddźwiękowych samolotów myśliwskich i bombowych budowanych w technologii *stealth* (samoloty o utrudnionej wykrywalności przez sys-

temy radarowe), wyposażonych w aktywne sterowanie. Intensywny wzrost kosztów opracowania współczesnych samolotów wojskowych związany jest z dążeniem do uzyskania najwyższych osiągnięć i właściwości pilotażowych, przy czym czynniki ekonomiczne mają tu znaczenie drugorzędne. W historii powodowało to dwukrotny wzrost kosztów co 20 lat. Widać to na przykładzie samolotów myśliwskich i transportowych zbudowanych w Europie i USA.

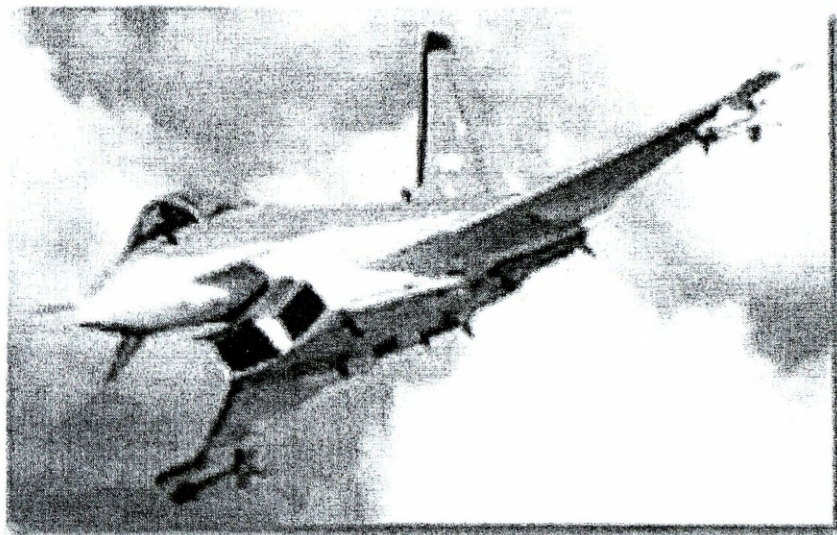
W 1907 roku Orville Wright uzyskał od rządu USA dotację w wysokości 25 000 dolarów na dalsze prace nad swoim wynalazkiem. Pół wieku później koszt opracowania projektu i budowy 4 prototypów naddźwiękowego samolotu bombowego o zmiennej geometrii B-1 (oblatany w 1974 r.) wyniósł 200 mln dolarów.

W produkcji współczesnych samolotów w sposób zasadniczy zmieniła się struktura kosztów, zwłaszcza w relacji koszt płatowca i wyposażenia. Przed 30 laty koszt płatowca i zespołu napędowego wynosił blisko 80-90% kosztów samolotu, natomiast obecnie zmniejszył się do około 40-50% na opanowanie problemów technologicznych i materiałowych, a jednocześnie szerokie zastosowanie bardziej różnorodnego i skomplikowanego wyposażenia elektronicznego. Dotyczy to zwłaszcza wojskowych samolotów wielozadaniowych przystosowanych do zadań uderzeniowych, myśliwskich i rozpoznania powietrznego, ale również szeroko kadłubowych samolotów pasażerskich.

Wysokie koszty opracowania nowoczesnych samolotów sprawiają, że liczba zasadniczych programów budowy nowego sprzętu jest ograniczona i mogą je realizować samodzielnie tylko największe mocarstwa. Niektóre inne państwa ograniczają swoje samodzielne programy do rozwoju dość prostych konstrukcji, bądź zawierają porozumienia o ich wspólnej realizacji. Przykłady takich połączonych realizacji programów budowy samolotów to:

- Porozumienie Wielkiej Brytanii, RFN i Włoch dotyczące opracowania i budowy naddźwiękowego samolotu myśliwsko-bombowego *Tornado*;
- Wspólna realizacja przez Wielką Brytanię i Francję programu budowy naddźwiękowego samolotu *Concorde* i szturmowego *Jaguar*;
- Połączenie wysiłków Wielkiej Brytanii, RFN i Francji przy budowie szeroko kadłubowego samolotu pasażerskiego A-310;

- Wspólna budowa przez Wielką Brytanię, Francję, Hiszpanię, RFN i Włochy europejskiego samolotu wielozadaniowego *Eurofighter*.



Źródło: <http://www.bmlv.gv.at/abfangjaeger/abjaeger.shtml>

Rys. 1.2. Eurofighter *Typhoon*

Rozdział 2

KLASYFIKACJA, OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA I BUDOWA STATKÓW POWIETRZNYCH

2.1. Podstawowe definicje

Aerodyna, statek powietrzny cięższy od powietrza, które sobą wypiera. Unosi się i manewruje, pokonując siłę ciężkości w wyniku aerodynamicznego oddziaływania powietrza (aerodynamiczna siła) na jego płaty nośne poruszające się (śmigłowce, zmiennopłaty) lub nie (stałopłaty).

Rozróżnia się aerodyny z napędem własnym (np. wiatrakowiec, helikopter, mięśniolot, samolot) oraz bez napędu (np. latawiec, lotnia, szybowiec, spadochron). Konstruowane są również układy mieszane.

Samolot, aerodyna o nieruchomym płacie nośnym⁴, napędzana silnikiem. Składa się z płatowca⁵, silnika(ów) i wyposażenia.

Z punktu widzenia konstrukcji wyróżnia się: jedno-, dwu- i wielopłaty, jedno-, dwu- i wielosilnikowe, klasyczne bezogonowe i kaczki⁶.

Ze względu na zastosowanie samoloty wojskowe dzielą się na: bojowe (bombowe, myśliwskie, szturmowe, rozpoznawcze i patrolowe) i pomocnicze (obserwacyjne, łącznikowe, sanitarne, transportowe, desantowe, cysterny, szkolne i treningowe), samoloty cywilne zaś na: komunikacyjne (pasażerskie, towarowe,

⁴ **Płat nośny**, zasadniczy element aerodyny, służący do wytwarzania siły nośnej podczas lotu. W samolocie i szybowcu występuje w postaci skrzydeł, w pierścieniopłacie ma kształt okalającego kadłub pierścienia, w wiropłatach zaś rolę płata spełnia obracający się wirnik nośny. Dla uzyskania optymalnych efektów (duża siła nośna, małe opory) stosuje się różne profile aerodynamiczne płata.

⁵ **Płatowiec**, kadłub aerodyny ze skrzydłami, usterzeniem i podwoziem, ale bez silnika i wyposażenia. Podstawowy zespół statku powietrznego.

⁶ **Kaczka**, układ aerodynamiczny samolotu lub szybowca, w którym usterzenie poziome umieszczone jest w przedniej części kadłuba, przed skrzydłami. Zaletą układu jest mała wrażliwość na zmiany położenia środka ciężkości, odporność na wpadanie w korkociąg i duża nośność (siła nośna usterzenia jest sumowana z siłą nośną skrzydeł, a nie odejmowana od niej), wadą zaś - mała stateczność boczna i sterowność kierunkowa.

pocztowe i dyspozycyjne), sportowe (szkolne, akrobacyjne, holujące szybowce i turystyczne) oraz gospodarcze (sanitarne, rolnicze i pożarnicze).

Tabela 2.1

Ogólny podział statków powietrznych

KRYTERIUM PODZIAŁU	RODZAJ STATKU POWIETRZNEGO
SPOSÓB WYTWARZANIA SIŁY NOŚNEJ	<ul style="list-style-type: none"> ▪ LŻEJSZE OD POWIETRZA ▪ CIĘŻSZE OD POWIETRZA
OBECNOŚĆ LUB BRAK ZAŁOGI	<ul style="list-style-type: none"> ▪ ZAŁOGOWE ▪ BEZZAŁOGOWE
PRZEZNACZENIE	<ul style="list-style-type: none"> ▪ WOJSKOWE ▪ CYWILNE

Płat nośny, zasadniczy element aerodynamy, służący do wytwarzania siły nośnej podczas lotu. W samolocie i szybowcu występuje w postaci skrzydeł, w pierścieniopłacie ma kształt okalającego kadłub pierścienia, w wiroptatach zaś rolę płata spełnia obracający się wirnik nośny.

Dla uzyskania optymalnych efektów (duża siła nośna, małe opory) stosuje się różne profile aerodynamiczne płata.

Pierścieniopłat, koleopter, samolot wyposażony w płat nośny pierścieniowo okalający kadłub. Ze względu na znikomą siłę nośną przy małych prędkościach taki układ aerodynamiczny może występować tylko w pionowzlotach o "wieżowym" układzie kadłuba przy starcie i lądowaniu. Nie wyszedł poza stadium prób, zapoczątkowanych w 1955 we Francji przez H. Zborowskiego.

Siła aerodynamiczna, wypadkowa siła działająca na ciało stałe umieszczone w opływającym gazie. Przy ruchu poziomym składowa pionowa siły aerodynamicznej nazywana jest siłą nośną, a składowa zgodna z kierunkiem ruchu (o przeciwnym zwrocie) - oporem aerodynamicznym.

Siła nośna, składowa siły aerodynamicznej, prostopadła do kierunku ruchu ciała. Wyraża się wzorem:

$$Y = c_y S \rho v^2 / 2$$

gdzie:

- **S** - pole powierzchni ciała,
- **c_y** - współczynnik zależny od kształtu ciała, kąta natarcia, liczby Reynoldsa⁷ i liczby Macha⁸ charakteryzującej przepływ,
- **v** - prędkość ciała względem ośrodka,
- **ρ** - gęstość ośrodka.

Siłę nośną można opisać ściślej korzystając z tzw. twierdzenia Kuty-Żukowskiego:

$$Y = \rho v \Gamma,$$

gdzie:

- **ρ i v** - jak w poprzednim wzorze;
- **Γ** - tzw. cyrkulacja prędkości związana z wirem, który powstaje wraz z zawirowaniami pozostawianymi za opływającym ciałem na skutek zasady zachowania momentu pędu. Jego istnienie powoduje, że siłę nośną posiadają nawet symetryczne, dwuwypukłe profile lotnicze.

⁷ **Reynoldsa liczba, Re**, liczba podobieństwa definiowana wzorem

$$Re = (\rho v l) / \mu$$

gdzie: **ρ** - gęstość, **v** - prędkość przepływu, **l** - charakterystyczny wymiar liniowy (np. średnica rury), **μ** - współczynnik lepkości dynamicznej.

Liczba Reynoldsa wyraża stosunek sił bezwładności do sił lepkości (lepkość). Stanowi kryterium przepływów laminarnych i turbulentnych, powyżej $Re=2100$ ruch laminarny płynu w przewodzie cylindrycznym przechodzi w ruch turbulentny (w zwykłych warunkach przemysłowych).

⁸ **Macha liczba, M, Ma**, stosunek prędkości v ciała zanurzonego w płynie do prędkości rozchodzenia się dźwięku w danym płynie u ($M=v/u$). Przepływy o $M < 1$ nazywane są poddźwiękowymi, natomiast przepływy naddźwiękowe charakteryzują się $M > 1$.

M jest to jeden z najważniejszych parametrów dynamicznych opisujących przepływ, ma charakter lokalny. Przepływ z $M > 1$ charakteryzowany bywa również przez podanie tzw. kąta Macha, który jest poł. rozwartości tzw. stożka Macha (tj. obwiedni fal uderzeniowych powstających przy przepływie naddźwiękowym).

Liczbowo kąt Macha równy jest arcus sinus $1/M$. Macha liczba równa jeden (tzw. mach) jest stosowana jako jednostka prędkości ruchu w powietrzu i wynosi 1224 km/h przy ziemi, a 1066 km/h na wysokości 11 000 m.

Opór aerodynamiczny, składowa aerodynamicznej siły zgodna z kierunkiem ruchu (o przeciwnym zwrocie). Aerodynamiczny opór składa się z aerodynamicznego oporu czołowego oraz aerodynamicznego oporu indukowanego.

Opór aerodynamiczny czołowy dany jest wzorem:

$$D = C_x \rho v^2 S / 2$$

gdzie:

- C_x - współczynnik zależny od kształtu opływającego obiektu,
- ρ - gęstość ośrodka dla przepływu niezaburzonego,
- v - prędkość ciała względem ośrodka,
- S - pole przekroju poprzecznego ciała. Minimalizuje się go dobierając kształty przedmiotów charakteryzujące się niskimi wartościami C_x , czyli tzw. aerodynamiczne kształty.

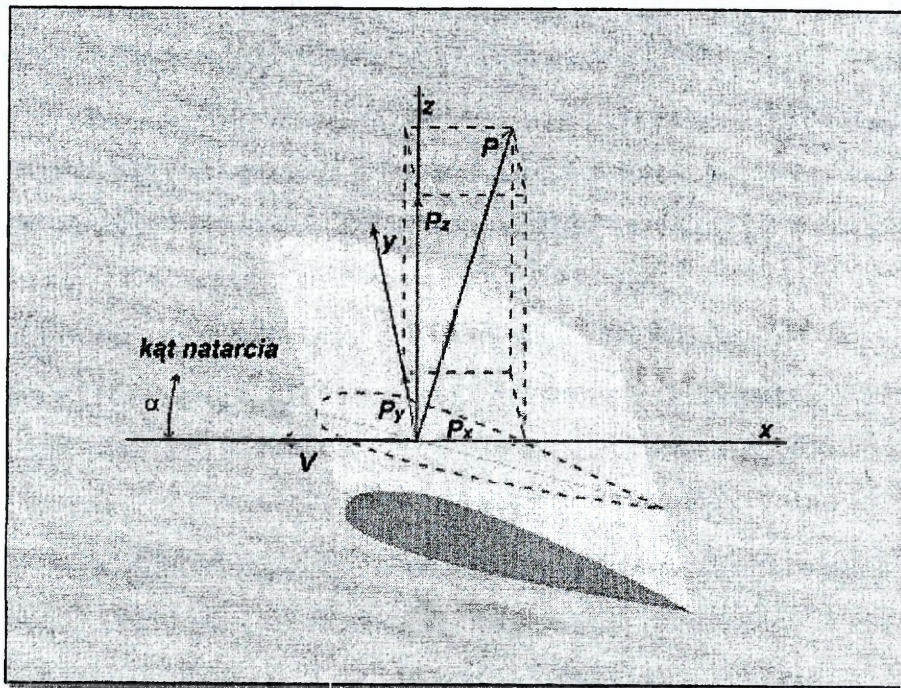
Opór aerodynamiczny indukowany wynika z powstawania zawirowań ośrodka gazowego podczas opływania zanurzonego w nim ciała. W przypadku skrzydła samolotu opór indukowany powstaje głównie jako skutek istnienia cyrkulacji powietrza wokół skrzydła (w płaszczyźnie prostopadłej do rozpiętości), jest on wielokrotnie większy od oporu czołowego. Przeciwdziała się mu konstruując skrzydła o dużym wydłużeniu, ujemnym skosie, lub stosując rozpraszacze wirów brzegowych.

Aerodynamiczny profil, profil lotniczy, obrys poprzecznego przekroju płata nośnego. Kształty profili aerodynamicznych (otrzymane w wyniku badań aerodynamicznych) zapewniają występowanie na płacie dużej siły nośnej i małego oporu aerodynamicznego. Rozróżnia się profile aerodynamiczne zwykle (normalne), laminarne, naddźwiękowe.

Płatowiec, kadłub aerodiny ze skrzydłami, usterzeniem i podwoziem, ale bez silnika i wyposażenia. Podstawowy zespół statku powietrznego.

Płat nośny, zasadniczy element aerodiny, służący do wytwarzania siły nośnej podczas lotu. W samolocie i szybowcu występuje w postaci skrzydeł, w pierścieniopłacie ma kształt okalającego kadłub pierścienia, w wiroplatach zaś rolę płata spełnia obracający się wirnik nośny.

Dla uzyskania optymalnych efektów (duża siła nośna, małe opory) stosuje się różne profile aerodynamiczne płata.



Rys. 2.1. Siła aerodynamiczna

Rozkład sił na skrzydle samolotu: P - siła aerodynamiczna, P_x - opór aerodynamiczny, P_z - siła nośna, α - kąt natarcia skrzydła.

Podwozie, dolna część pojazdu lądowego lub przystosowana do lądowania część statku latającego.

Podwozie pojazdu lądowego składa się z ramy (w pojazdach bezszynowych) lub ostoi (w pojazdach szynowych) oraz przymocowanych do niej zespołów (układu jezdnego, układu napędowego, silnika, układu kierowniczego, układu hamulcowego itp.). Podwozie statku latającego wyposażone jest, w zależności od podłoża lądowiska, w koła (stałe lub chowane), pływaki lub płozy.

Awionika, elektronika lotnicza, odrębna gałąź elektroniki zajmująca się projektowaniem, budową i stosowaniem układów i przyrządów elektronicznych w lotnictwie i astronautyce, także w różnego rodzaju urządzeniach naziemnych służących kierowaniu ruchem lotniczym. W znaczeniu potocznym: lotnicze oprzyrządowanie elektroniczne.

Skrzydło, element płatu wytwarzający podczas jego ruchu nośną siłę dzięki profilowi aerodynamicznemu, tworzącemu jego przekrój.

Usterzenie, zespół nieruchomych (stateczniki) i ruchomych (stery) płaszczyzn umocowanych zwykle z tyłu kadłuba statku powietrznego celem nadania mu stateczności oraz sterowności.

Statecznik pionowy i ster kierunku tworzą usterzenie pionowe, umożliwiające zachowanie kierunku lotu oraz obracanie samolotu wokół osi pionowej, statecznik poziomy i ster wysokości - usterzenie poziome pozwalające na zachowanie żądanej wysokości oraz na obracanie samolotu wokół osi poziomej.

Statecznik, nieruchomy element usterzenia statku powietrznego pomagający utrzymać go w równowadze kierunkowej. Do statecznika pionowego zamocowany jest ster kierunku, do statecznika poziomego - ster wysokości.

Ster kierunku, ruchomy element usterzenia pionowego aerodynamy lub sterowca. Ruch orczyka w kabinie powoduje wychylenie steru w bok i zakręt statku powietrznego.

Ster wysokości, ruchomy element usterzenia poziomego aerodynamy lub sterowca. Ruch drążka sterowego w kabinie powoduje wychylenie steru w górę lub w dół i odpowiednią reakcję statku powietrznego.

Kokpit, wgłębienie dla załogi w rufowej części pokładu jachtu. W żargonie (anglopochodnym) również wieloosobowa kabina załogi samolotu albo ciasna kabina samochodu sportowego.

Odrzutowy samolot, teoretycznie każdy samolot poruszający się dzięki działaniu skierowanej nań do przodu siły odrzutu, a więc wyposażony w dowolny silnik śmigłowy lub odrzutowy. W praktyce określenie odnosi się jedynie do samolotów napędzanych przez przelotowe silniki odrzutowe.

Turbośmigłowy samolot, samolot, w którym ciąg wytwarzany jest głównie przez śmigło lub śmigła napędzane silnikiem (silnikami) turbośmigłowym. Ciąg śmigła stanowi do 90% całkowitego ciągu zespołu napędowego podczas startu i ponad 50% podczas lotu z dużą prędkością.

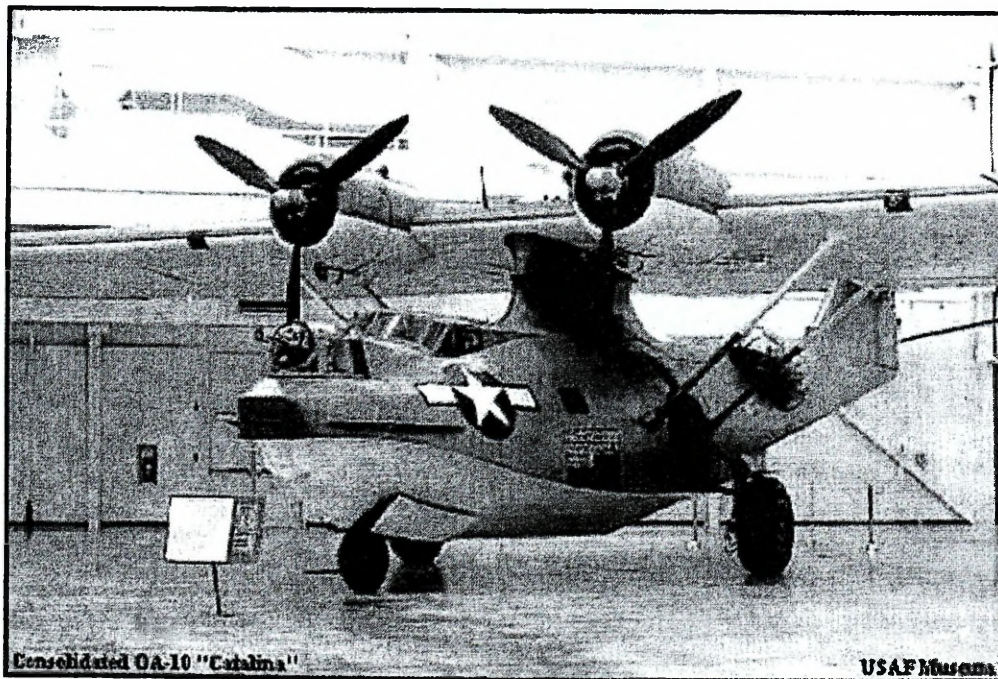
Ograniczeniem eksploatacyjnym napędu turbośmigłowego jest sprawność śmigła, spadająca drastycznie powyżej 800 km/godz., stąd w turbinowe silniki śmigłowe wyposaża się jedynie samoloty, w których ekonomika eksploatacji ważniejsza jest od

prędkości przelotowej (komunikacyjne bliskiego zasięgu, transportowce wojskowe i patrolowe).

Szybowiec, aerodyna bezsilnikowa latająca dzięki wyzyskiwaniu energii potencjalnej położenia (wyholowanie przez samolot na określoną wysokość) i energii kinetycznej wznoszących prądów powietrznych. Stosowany w sporcie i transporcie wojskowym.

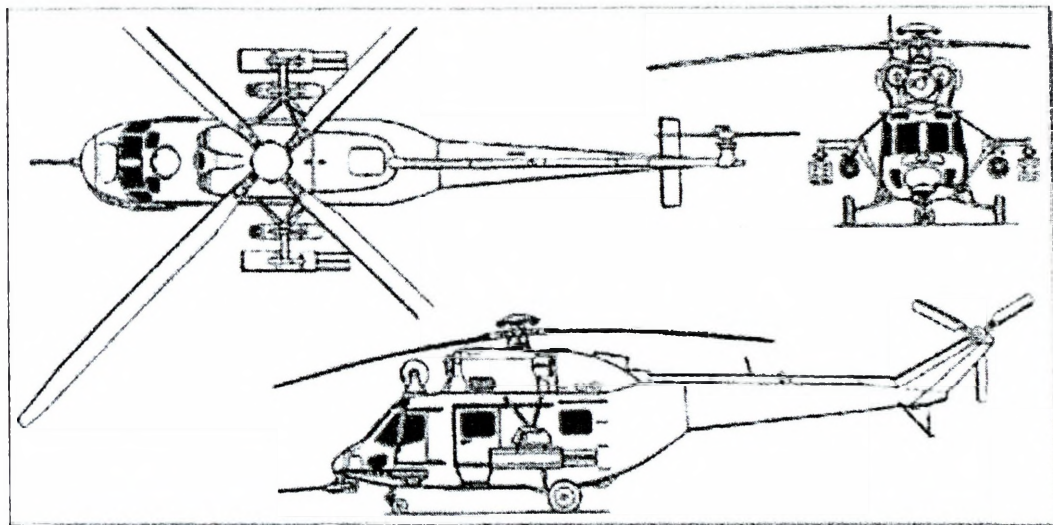
Samolot bezzałogowy, samolot wykonujący zadania niebezpieczne, bez narażania ludzi na utratę życia. Załogę zastępuje w nim układ automatycznego pilotażu i nawigacji, sprzężony z silnikami wykonawczymi. Stosowany głównie do rozpoznania pola walki i jako cel latający.

Samolot-amfibia, wodnosamolot wyposażony w pływak i pełnosprawne - zwykle wciągane - podwozie kołowe, które umożliwia mu lądowanie i startowanie zarówno z powierzchni akwenów, jak i normalnych lotnisk (czy też pokładu lotniskowca).



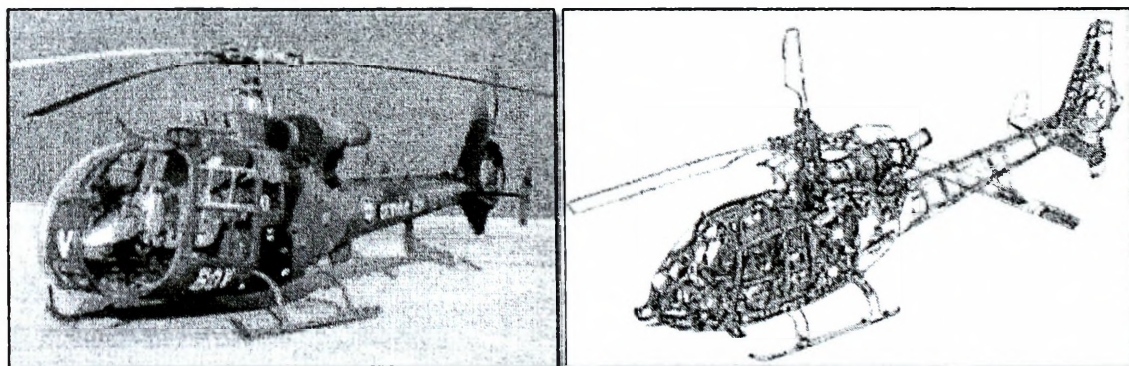
Rys. 2.2. Samolot-amfibia OA-10 *Catalina*

Śmigłowiec, helikopter, wiropląt z napędzanym wirnikiem (lub wirnikami) nośnym (wirnik nośny) wytwarzającym zarówno siłę nośną, jak i ciąg niezbędny do ruchu postępowego (dzięki pochyleniu osi wirnika). Startuje i ląduje pionowo, zawisa nieruchomo, porusza się do przodu, do tyłu i w boki. Pierwsze doświadczalne śmigłowce wleciały we Francji w 1907 (L. Bréguet, P. Cornu). Produkcja masowa rozpoczęła się w USA w 1944 (dzięki I.I. Sikorskiemu).



Źródło: http://aviation.pol.pl/photo/military/poland_army.htm

Rys. 2.3. Polski śmigłowiec wielozadaniowy W-3W Huzar



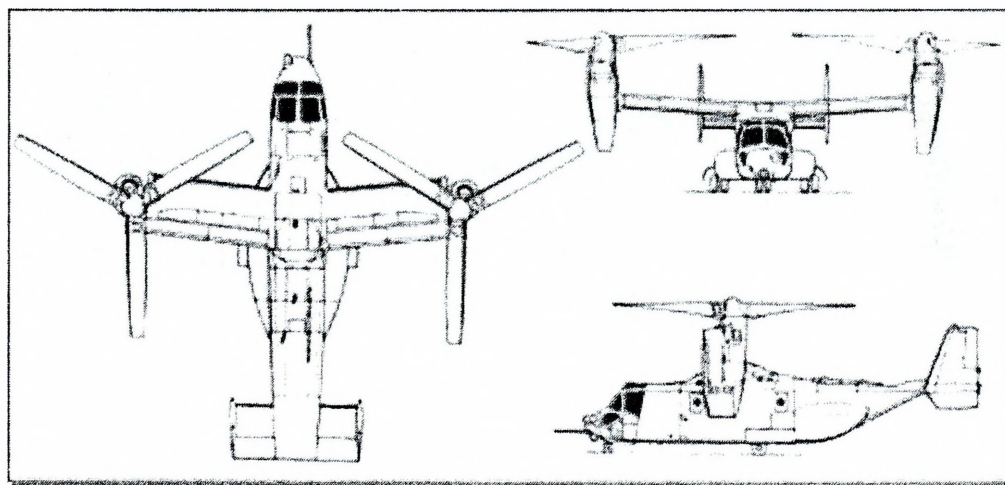
Źródło: <http://www.flug-revue.rotor.com/FRTypen/FRcivil.htm>

Rys. 2.4. Lekki śmigłowiec 341B Gazelle

Wirnik nośny, rodzaj kilkułopatego śmigła pracującego w płaszczyźnie poziomej i wytwarzającego siłę nośną wiroplątu lub wirolotu. Łopaty wirnika osadzone są przegubowo w piaście, zwanej głowicą wirnika, dzięki czemu w danym momencie każda z nich może mieć inny kąt natarcia, co różni wirnik od dużego śmigła.

Wiropląt, aerodyna, w której siła nośna wytwarzana jest dzięki wirowaniu płaszczyzn nośnych, tworzących wirnik nośny. Wiroplątami są: śmigłowiec, wiatrakowiec, wiroszybowiec i wirowiec.

Wiolot, rotodyna, aerodyna będąca skrzyżowaniem wiroplątu i samolotu. Oprócz napędzanego wirnika nośnego posiada śmigło napędowe i nieruchome skrzydła. Nie wyszedł poza stadium prób (Fairey Rotodyne, Ka-22, AH-56).

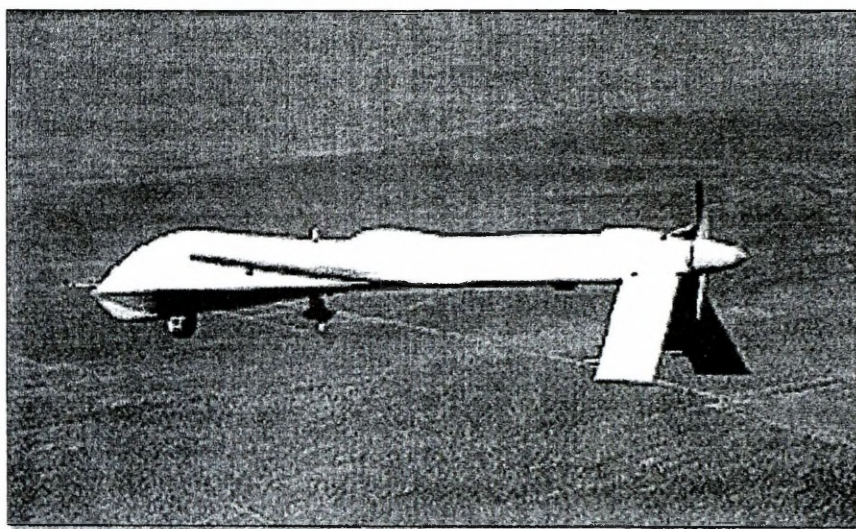


Źródło: <http://www.flug-revue.rotor.com/FRTypen/FRcivil.htm>

Rys. 2.5. Wiropląt V-22 Osprey

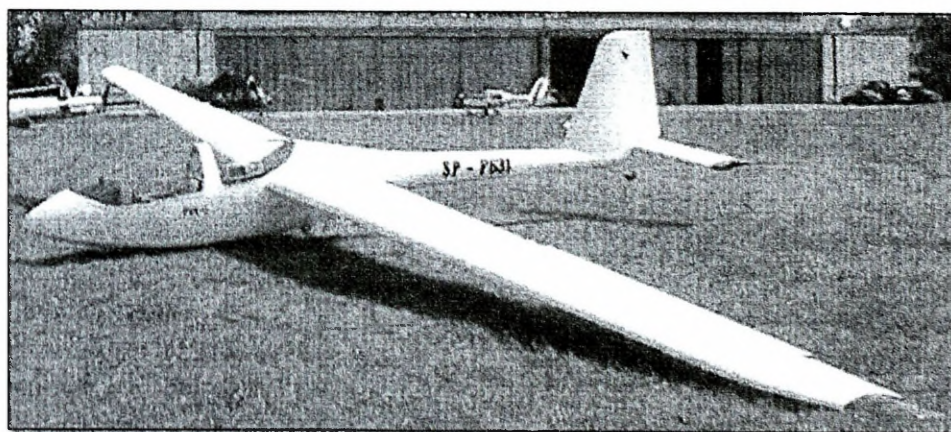
Samolot bezzałogowy, samolot wykonujący zadania niebezpieczne, bez narażania ludzi na utratę życia. Załogę zastępuje w nim układ automatycznego pilotowania i nawigacji, sprzężony z siłownikami wykonawczymi. Stosowany głównie do

rozpoznania i walki oraz jako cel latający. Może być zdalnie sterowany z wykorzystaniem technik telewizyjnych i radiowych.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 2.6. Bezzałogowy statek powietrzny Predator



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net/pl/index.htm>

Rys. 2.7. Szybowiec PW-6

Balon, aerostat bez napędu. Tkaninowa powłoka wypełniona gazem lżejszym od powietrza, unosząca gondolę z załogą lub ładunkiem. Balony dzielą się na wolne (cieplne, gazowe i stratosferyczne) i na uwięzi (obserwacyjne, podsłuchowe i zaporowe). Małe balony bezzałogowe są wykorzystywane do badań meteorologicznych. Wyposażone w automatyczne urządzenia do pomiaru i rejestracji wybranych parametrów atmosfery.

Jako pierwszy wzniósł się za pomocą balonu na wysokość 60 m ksiądz B. de Gusmano w Lizbonie w 1709. W 1785 J.P. Blanchard przeleciał balonem Kanał La Manche.

Aerostat, statek powietrzny, którego element nośny stanowi odpowiednio duża komora wypełniona gazem lżejszym od otaczającego powietrza (gaz świetlny, wodór, hel itp.) Unosi się pokonując siłę ciężkości wskutek działania wyporu aerostatycznego, zgodnie z prawem Archimedesesa. Aerostatem bez napędu jest balon, z napędem własnym – sterowiec.



Źródło: <http://wiem.onet.pl/wiem/00cf29.html>

Rys. 2.7. Balony na ogrzane powietrze

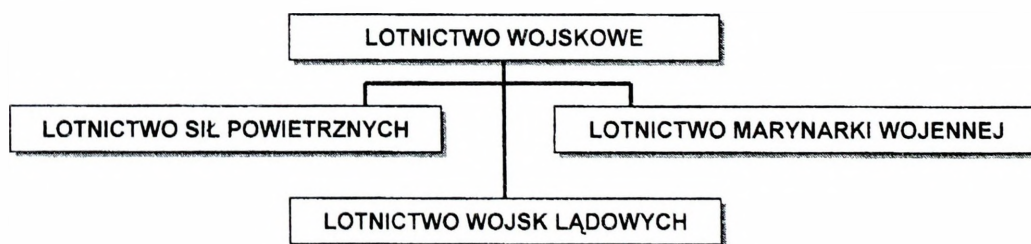
2.2. Lotnictwo wojskowe i cywilne

Generalnie pojęcie **lotnictwo** określa urządzenia i środki związane z konstrukcją oraz użytkowaniem wojskowych i cywilnych statków powietrznych⁹.

Potocznie rozumiane jako dziedzina komunikacji, również rodzaj sił zbrojnych operujących w przestrzeni powietrznej¹⁰. W nomenklaturze wojskowej, dla odróżnienia od innych rodzajów broni, mianem lotnictwa określa się powietrzne środki walki i wsparcia działań wojskowych tj. samoloty, śmigłowce i bezpilotowe aparaty latające.

Ze względu na zastosowanie podział lotnictwa jest skomplikowany: **lotnictwo wojskowe** dzieli się zasadniczo na: **bojowe** (bombowe, myśliwsko-bombowe, myśliwskie, szturmowe) i **pomocnicze** (rozpoznawcze, patrolowe obserwacyjne, łącznikowe, ratownicze, transportowe, desantowe, wykrywania, dowodzenia i naprowadzania, walki elektronicznej, tankowania powietrznego, szkolne i treningowe), **lotnictwo cywilne** zaś na: **komunikacyjne** (pasażerskie, towarowe, pocztowe i dyspozycyjne), **sportowe** (szkolne, akrobacyjne, holujące szybowce i turystyczne) oraz **gospodarcze** (sanitarne, rolnicze i pożarnicze)¹¹.

Lotnictwo wojskowe (bojowe i pomocnicze, a w niektórych państwach również szkolne i specjalne), w pełnym wymiarze lub w części, posiadają w swej strukturze wszystkie rodzaje sił zbrojnych: Wojska Lądowe, Marynarka Wojenna i Siły Powietrzne.



Źródło: opracowanie własne

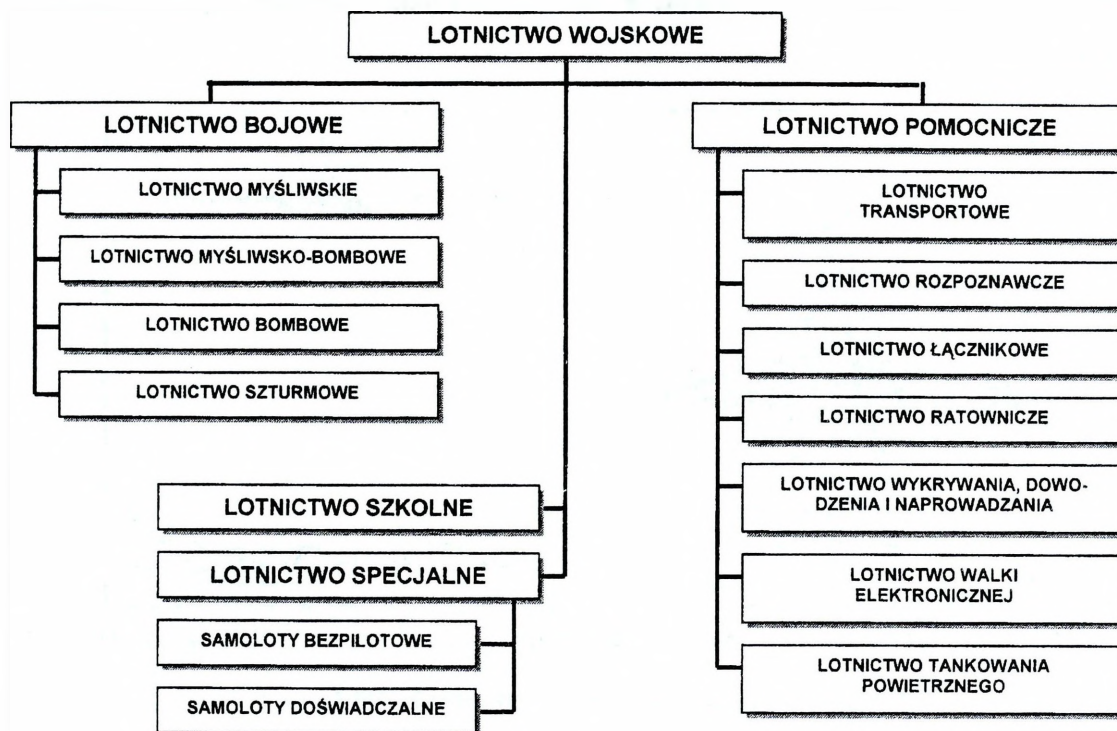
Rys. 2.8. Podział strukturalny lotnictwa wojskowego

⁹ W przeszłości synonimem nazwy lotnictwo było określenie **awiacja** (fr. *Aviation*, z łc. *avis* 'ptak').

¹⁰ Słownik języka polskiego, t. II, PWN, Warszawa 1979, s. 54.

¹¹ Encyklopedia Techniki Wojskowej. WMON, Warszawa 1978, s. 324.

Pod względem funkcji spełnianych w siłach powietrznych lotnictwo wojskowe dzieli się na bojowe i pomocnicze. W niektórych krajach z lotnictwa pomocniczego wydziela się lotnictwa szkolne i specjalne.



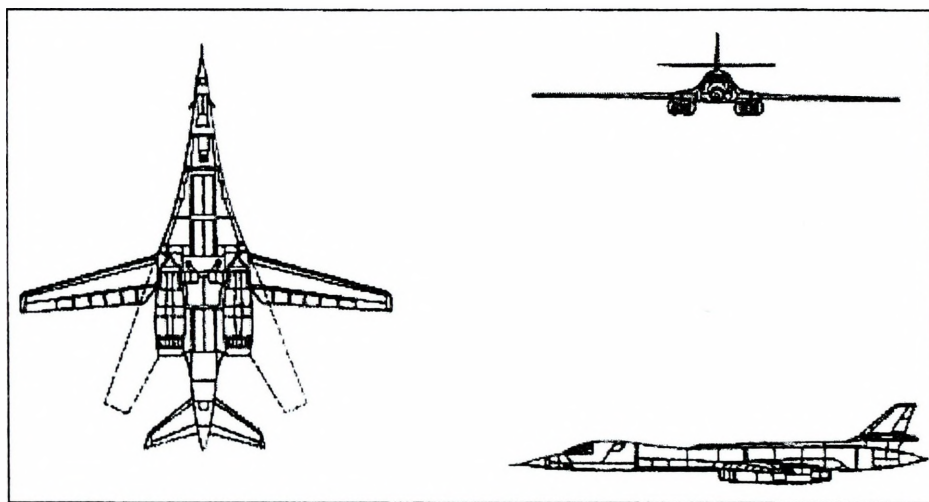
Źródło: opracowanie własne

Rys. 2.9. Podział funkcjonalny lotnictwa wojskowego

Lotnictwo bojowe – zgodnie z definicją przyjętą dla potrzeb układu CFE -1, jest to rodzaj lotnictwa wojskowego wyposażony w samoloty ze stałą lub zmienną geometrią skrzydeł, uzbrojone i wyposażone do zwalczania celów przez użycie kierowanych i niekierowanych pocisków raketowych, bomb, karabinów, działek lub innego uzbrojenia, a także w każdy typ lub wersja uzbrojona samolotów, które mogą wykonywać inne funkcje wojskowe, takie jak rozpoznanie lub walka radioelektroniczna.

Lotnictwo uderzeniowe jest częścią lotnictwa bojowego przeznaczoną do wykonywania zadań związanych ze zwalczaniem różnorodnych obiektów (celów ataku) położonych na powierzchni ziemi i morza. W jego składzie można wyróżnić trzy podstawowe rodzaje lotnictwa: bombowe, myśliwsko-bombowe i szturmowe.

Lotnictwo bombowe – rodzaj lotnictwa bojowego stanowiący jeden z podstawowych elementów siły uderzeniowej lotnictwa. Przeznaczone jest do niszczenia z powietrza obiektów naziemnych i morskich bombami i raketami. Zadania wykonuje samodzielnie lub we współdziałaniu z innymi rodzajami lotnictwa oraz rodzajami wojsk.



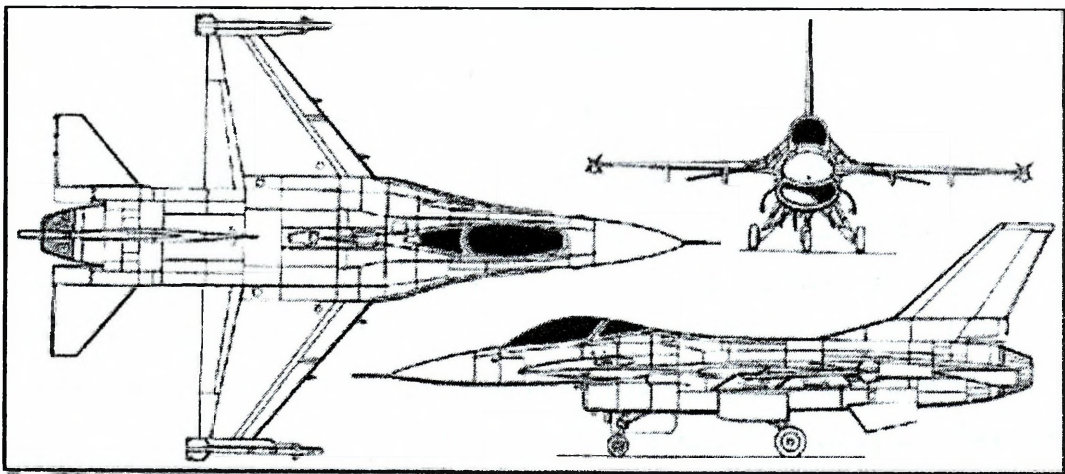
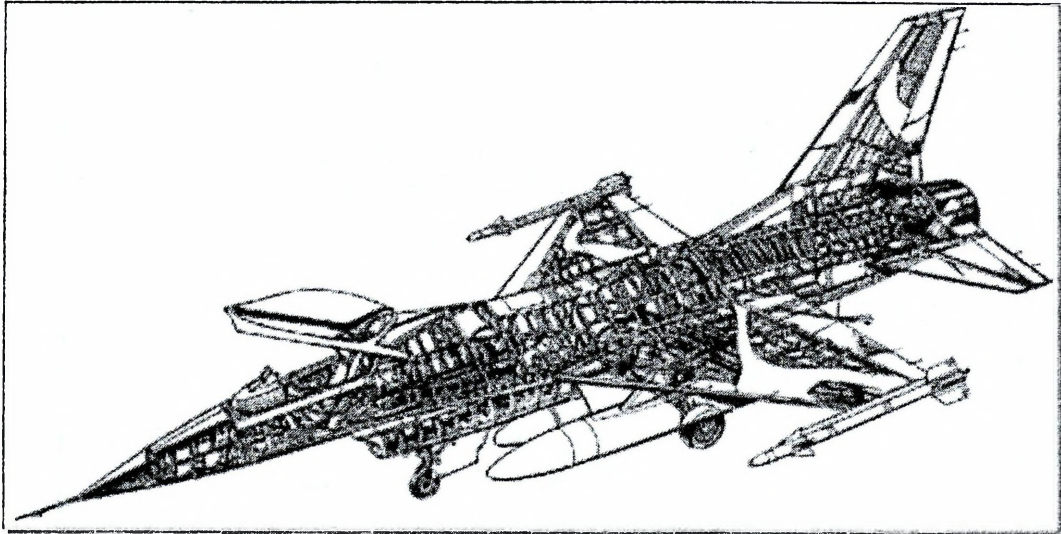
Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.10. Bombowiec strategiczny B-1B Lancer

Głównym zadaniem lotnictwa bombowego jest niszczenie ważnych obiektów o znaczeniu wojskowym, gospodarczym i politycznym na obszarze operacyjnym i na zapleczu. Podstawowe zadania to zwalczanie zasobów wojskowych – środków produkcji, składowania i przenoszenia broni masowego rażenia (jądrowej, chemicznej i biologicznej), baz wojskowych (lądowych i morskich), ośrodków stacjonowania wojsk i lotnictwa przeciwnika na ziemi, niszczenie ośrodków dowodzenia siłami zbrojnymi i kierowania państwem oraz obiektów komunikacyjnych, energetycznych i przemysłu militarne.

Lotnictwo myśliwsko-bombowe – rodzaj lotnictwa bojowego przeznaczony do wykonywania zadań uderzeniowych i myśliwskich. Polegają one na niszczeniu obiektów na powierzchni ziemi i morza, głównie w strefie operacyjno – taktycznej, z wykorzystaniem uzbrojenia artyleryjskiego, raketowego i bombowego. Realizuje zadania myśliwskie w ramach walki z zasobami sił powietrznych przeciwnika oraz uderzeniowe w ramach wsparcia wojsk lądowych, marynarki wojennej i innych rodzajów lotnictwa oraz w ramach izolacji lotniczej rejonu działań bojowych. Może być użyte do niszczenia ważnych obiektów wojskowych i cywilnych o dużym znaczeniu dla syste-

mu obronnego i gospodarczego państwa - przeciwnika w ramach powietrznego ataku strategicznego. W państwach średniej wielkości decyduje o potencjale uderzeniowym sił powietrznych.

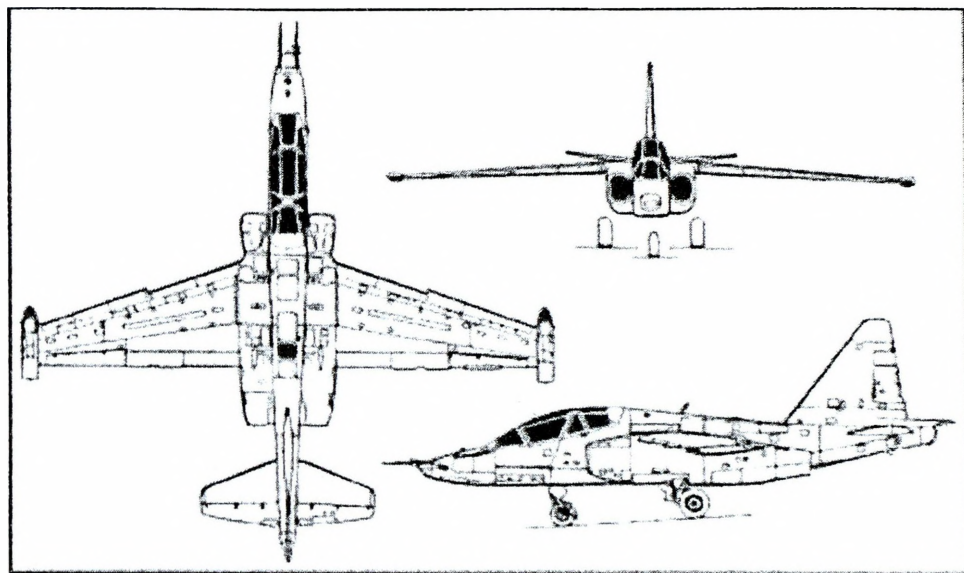


Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.11. Samolot wielozadaniowy F-16A Falcon

Lotnictwo szturmowe – rodzaj lotnictwa bojowego przeznaczony do zadań uderzeniowych w strefie taktycznej i bliższej operacyjnej. Szczególnie predysponowany do niszczenia obiektów naziemnych (niekiedy nawodnych), przede wszystkim opancerzonych, ruchomych, maskowanych i o małych rozmiarach.

Może także być użyte do prowadzenia rozpoznania powietrznego, wykrywania i wskazywania celów oraz zwalczania obiektów powietrznych o porównywalnych z samolotami szturmowymi charakterystykach manewrowych.



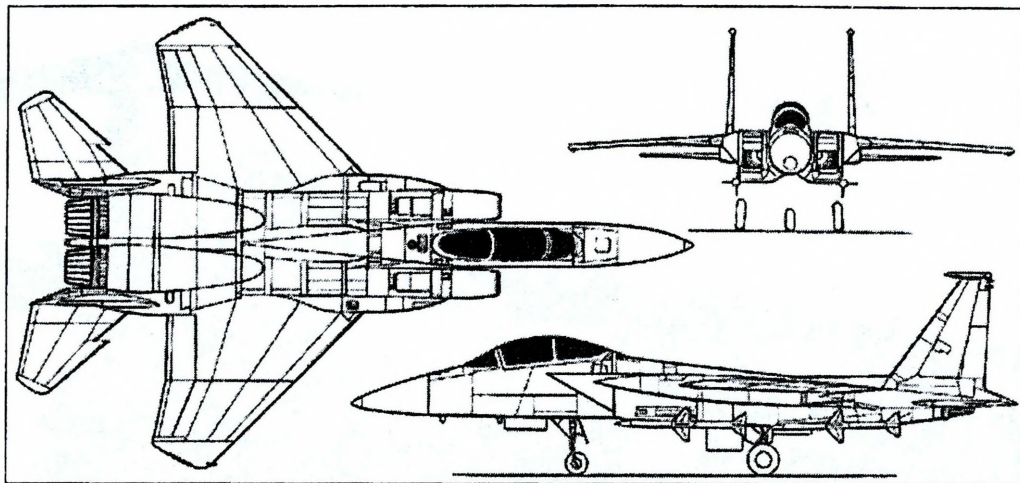
Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.12. Samolot szturmowy Su-25

Lotnictwo myśliwskie – rodzaj lotnictwa bojowego przeznaczony do zwalczania statków powietrznych przeciwnika w ramach osłony wojsk i ważnych obiektów (powietrznych i lądowych oraz morskich) przed uderzeniami i rozpoznaniem z powietrza, a także do osłony innych rodzajów lotnictwa podczas wykonywania przez nie zadań bojowych. W szczególnych przypadkach może zwalczać obiekty naziemne (nawodne) oraz prowadzić rozpoznanie powietrzne.

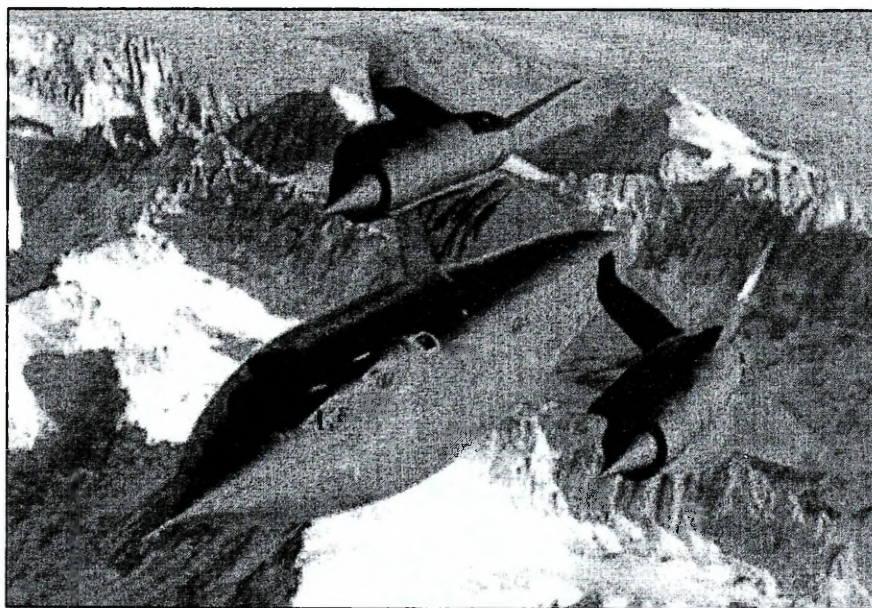
W zależności od umiejscowienia w strukturach organizacyjnych może występować jako lotnictwo myśliwskie obrony powietrznej, lotnictwo myśliwskie wojsk lotniczych, lotnictwo myśliwskie marynarki wojennej.

Lotnictwo rozpoznawcze – rodzaj lotnictwa pomocniczego przeznaczony do zdobywania z powietrza informacji o znaczeniu taktycznym, operacyjnym i strategicznym, o wojskach i obiektach przeciwnika, terenie, pogodzie, sytuacji skażeń i innych. Realizuje zadania na potrzeby dowództw i jednostek wszystkich rodzajów wojsk. Prowadzi rozpoznanie z wykorzystaniem szerokiej gamy sensorów elektromagnetycznych, termowizyjnych, urządzeń telewizyjnych i optycznych.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

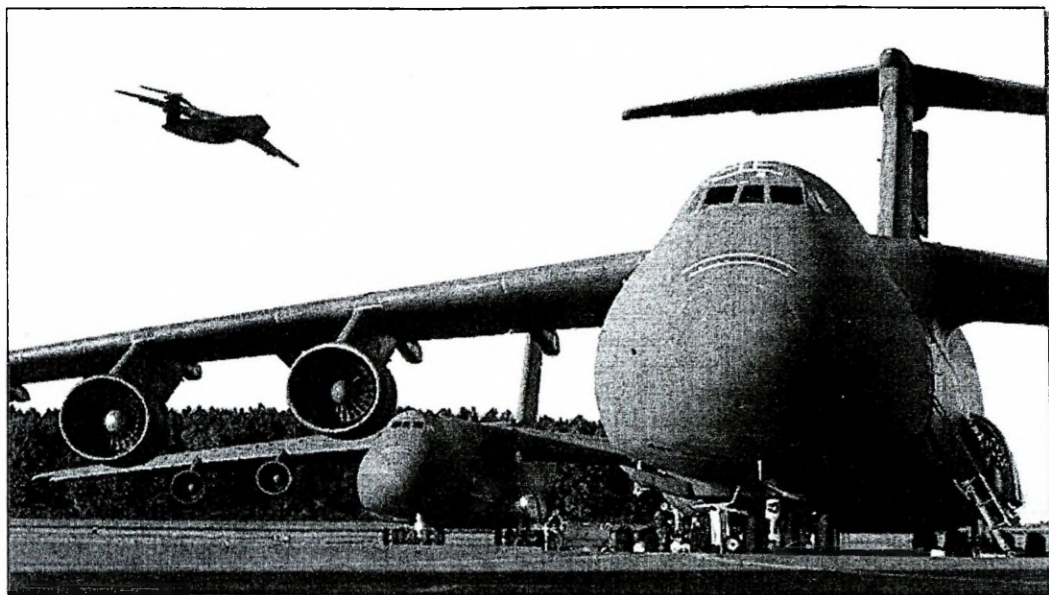
Rys. 2.13. Samolot myśliwski F-15E Eagle



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

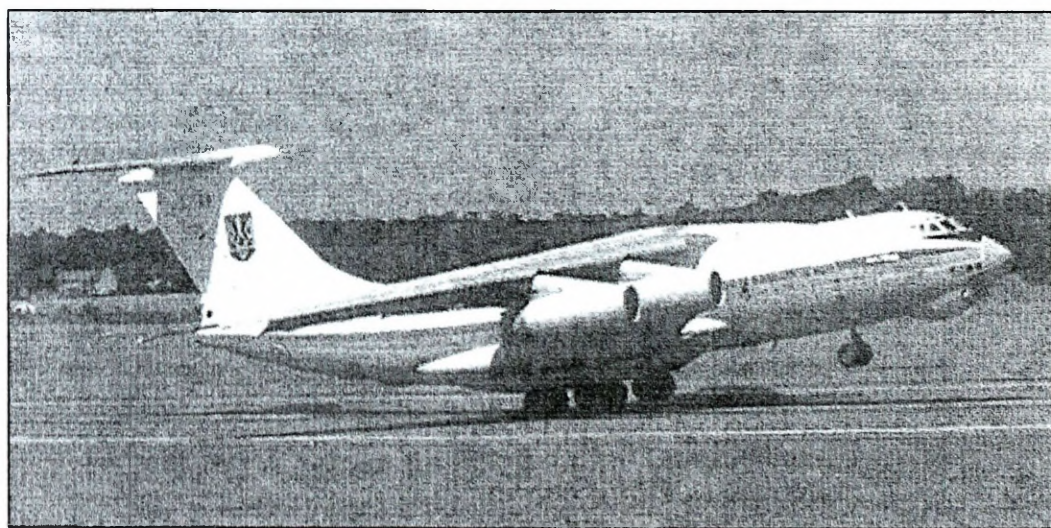
Rys. 2.14. Samolot rozpoznawczy SR-71 Black Bird

Lotnictwo transportowe – rodzaj lotnictwa pomocniczego przeznaczony do przewozu wojsk, sprzętu, środków zaopatrzenia oraz ewakuacji rannych i chorych, przewozu i wysadzania desantów powietrznych i grup specjalnych. Może być wyposażony w samoloty i śmigłowce transportowe średniego zasięgu (lotnictwo taktyczne) i ciężkie samoloty transportowe dalekiego zasięgu (strategiczne).



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

Rys. 2.15. Samolot transportowy C-5 Galaxy



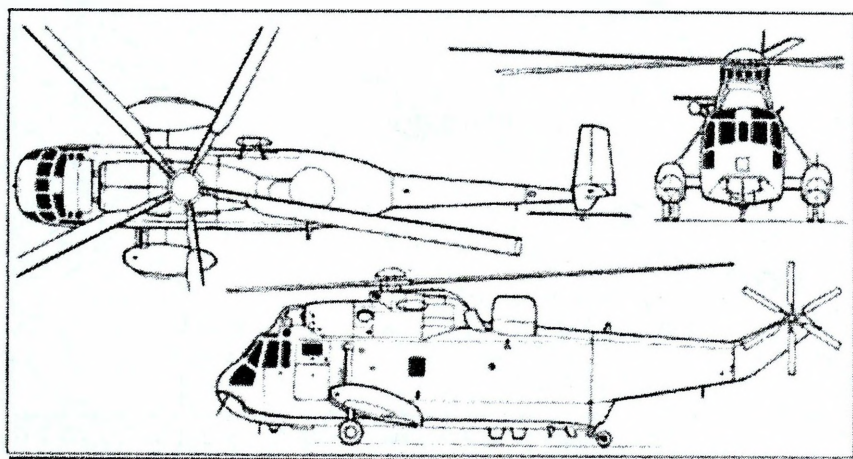
Źródło: <http://www.airwar.ru/>

Rys. 2.16. Samolot transportowy Ił-76

Do **lotnictwa pomocniczego** o znaczeniu taktycznym w siłach powietrznych zalicza się głównie lotnictwo łącznikowe i SAR. W niektórych krajach pomocniczą rolę na szczeblu taktycznym spełnia lotnictwo rozpoznawcze i WRE. Rodzaj lotnictwa spełniający wspomagającą rolę w czasie pokoju oraz w działaniach kryzysowych i wojennych. Jednostki (pododdziały) lotnictwa pomocniczego mogą wchodzić w skład sił powietrznych i innych rodzajów sił zbrojnych.

Lotnictwo łącznikowe – rodzaj lotnictwa pomocniczego, przeznaczony do zapewnienia lub wspomagania łączności dowodzenia, przewozu poczty lub dokumentów wojskowych i grup operacyjnych (rekonesansowych). Wyposażone jest w samoloty i śmigłowce łącznikowe (transportowe i wielozadaniowe).

Lotnictwo SAR – lotnictwo wydzielone i przystosowane do celów ratownictwa lotniczego, ewakuacji medycznej, przewozu personelu medycznego i ratowniczego oraz środków pomocy doraźnej. Dysponuje samolotami i śmigłowcami transportowymi i wielozadaniowymi, specjalnie lub doraźnie przygotowanymi do przewożenia porażonych, rannych i chorych.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.17. Amerykański śmigłowiec ratownictwa morskiego SH-3D Sea King

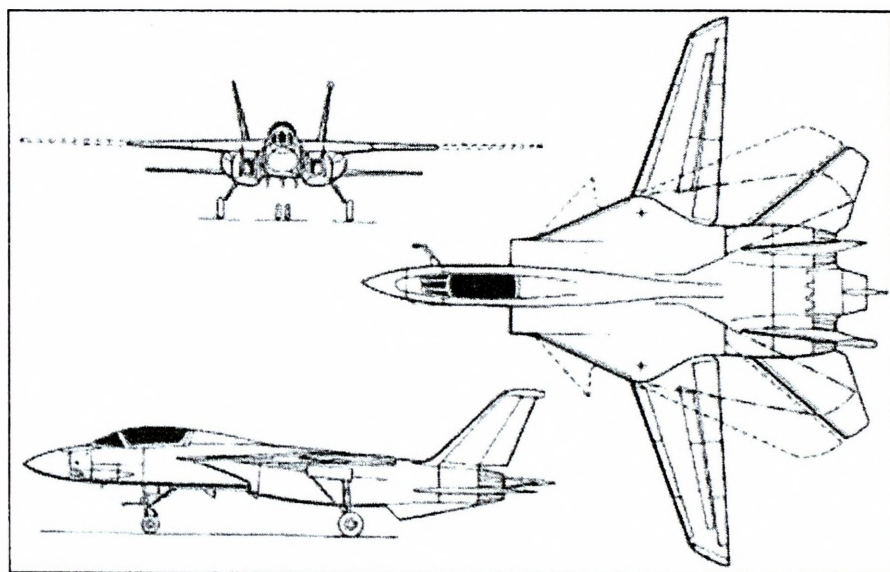


Źródło: <http://aviation.pol.pl/military/index.htm>

Rys. 2.18. Polski śmigłowiec używany do zadań SAR W-3 Sokół

Lotnictwo Morskie – rodzaj lotnictwa wojskowego będący jednym z rodzajów wojsk marynarki wojennej. Przeznaczony jest do wsparcia działań sił morskich na morzu i na wybrzeżu, osłony jednostek marynarki wojennej oraz do wykonywania zadań takich jak rozpoznanie, patrolowanie, dozorowanie, poszukiwanie i niszczenie okrętów podwodnych i nawodnych, osłona i wsparcie desantów morskich.

Rozróżnia się lotnictwo morskie bazowania lądowego i pokładowego.

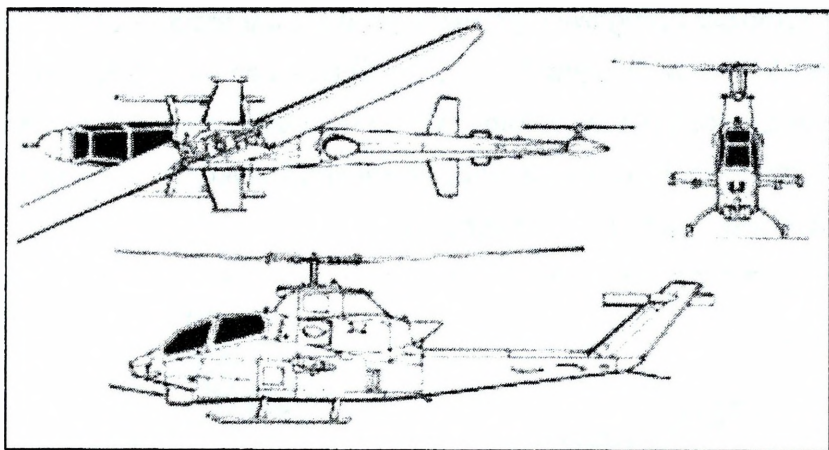


Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.19. Samolot pokładowy lotnictwa US Nawy F-14 Tomcat

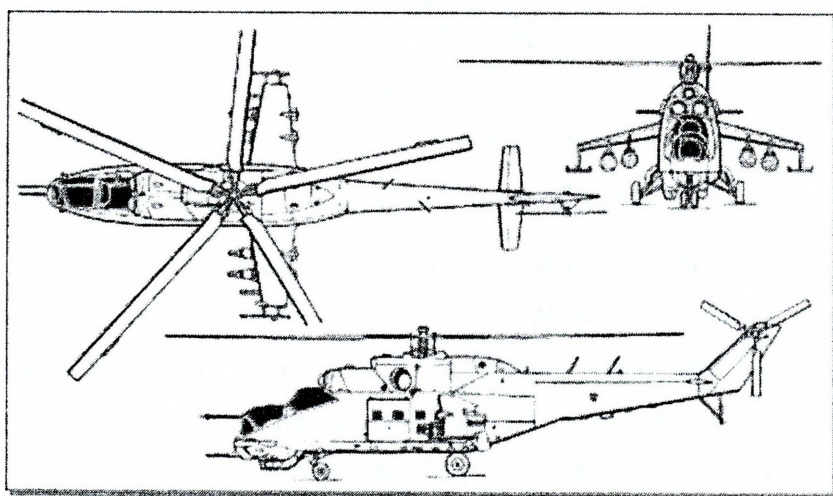
Lotnictwo Wojsk Lądowych – rodzaj lotnictwa będący jednym z rodzajów wojsk w formacjach lądowych. Jest wyposażone w śmigłowce różnego przeznaczenia, w niektórych krajach również w samoloty szturmowe i bezzałogowe aparaty latające. Lotnictwo Wojsk Lądowych jest przeznaczone do powietrznego wsparcia działań bojowych związków taktycznych i operacyjnych wojsk lądowych. Wyspecjalizowanymi jednostkami może realizować zadania wsparcia ogniowego, rozpoznania powietrznego, obserwacji i naprowadzania ognia artyleryjskiego, rozpoznania skażeń promieniotwórczych i chemicznych, rozpoznania inżynieryjnego, stawiania zapór minowych i zasłon dymnych, prowadzenia walki radioelektronicznej, zabezpieczenia dowodzenia wojskami z powietrza, transportu wojsk, sprzętu wojskowego, rannych i chorych oraz zaopatrzenia, desantowania taktycznych desantów powietrznych,

przewozu grup operacyjnych, przerzutu grup specjalnych, poczty polowej i wykonywania innych zadań łącznikowych, ratownictwa lotniczego i medycznego.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.20. Śmigłowiec uderzeniowy AH-1G Huey Cobra



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

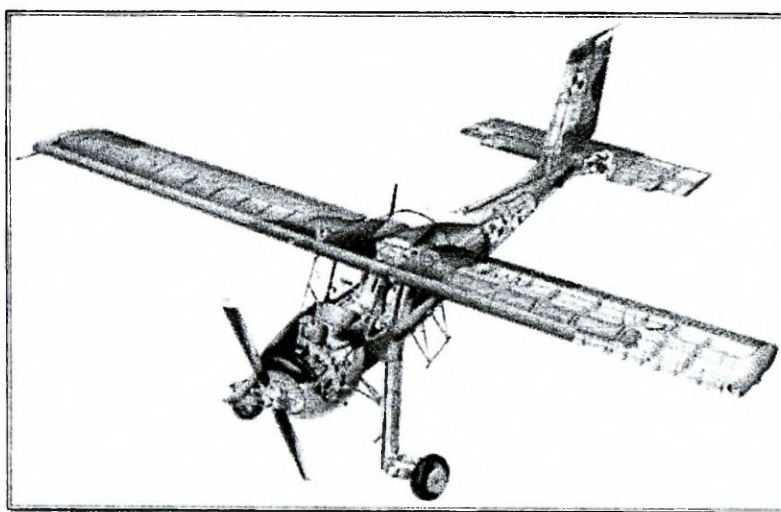
Rys. 2.21. Śmigłowiec wsparcia ogniowego Mi-24W

Lotnictwo wojsk lądowych najczęściej jest wyposażone w:

- śmigłowce bojowe (uderzeniowe i wsparcia ogniowego);
- śmigłowce wielozadaniowe i samoloty pomocnicze (łącznikowe, obserwacyjne, sanitarne);
- śmigłowce i samoloty transportowe;
- samoloty szturmowe;

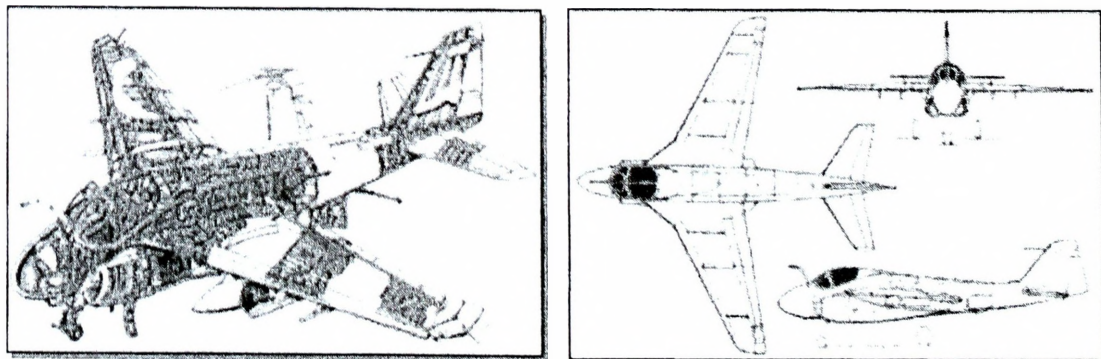
- bezałogowe aparaty latające (samoloty, śmigłowce i platformy).

Lotnictwo pomocnicze (zabezpieczające) – lotnictwo wyposażone w wyspecjalizowane samoloty i śmigłowce przeznaczone do wsparcia działań powietrznych w celu tworzenia korzystnych warunków do wykonania zadań bojowych przez samoloty i śmigłowce wszystkich rodzajów lotnictwa. W jego skład wchodzi lotnictwo transportowe, WRE, tankowania powietrznego, wczesnego wykrywania, dowodzenia i naprowadzania, CSAR, łącznikowe i specjalne.



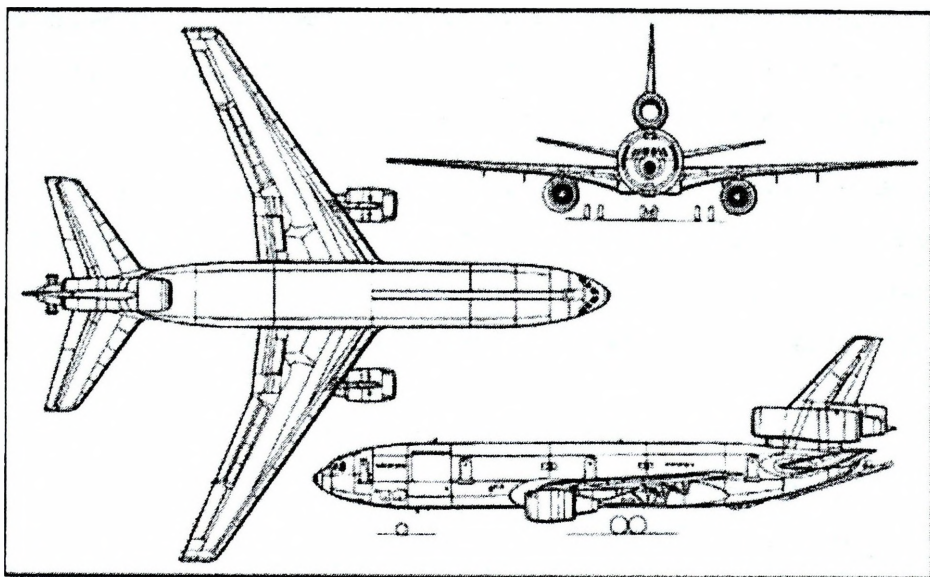
Rys. 2.22. Samolot łącznikowy PZL-104 Wilga

Lotnictwo walki radioelektronicznej – rodzaj lotnictwa pomocniczego przeznaczony do zakłócania z powietrza systemów dowodzenia radiowego i wykrywania radiolokacyjnego oraz urządzeń radioelektronicznych przeciwnika. Wyposażone jest w samoloty lub śmigłowce z aparaturą do zakłóceń systemów radiolokacyjnych, nadajników radiowych i telewizyjnych oraz środków łączności.



Rys. 2.23. Samolot walki elektronicznej A-6A Intruder

Lotnictwo tankowania powietrznego – lotnictwo przeznaczone do tankowania innych samolotów w powietrzu. Jest wyposażone w samoloty transportowe (samoloty – cysterny) przystosowane do gromadzenia dużych ilości paliwa i posiadające urządzenia do bezpiecznego łączenia instalacji pokładowych i przetaczania paliwa w locie.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.24. Samolot tankowania powietrznego KC-10A Extender

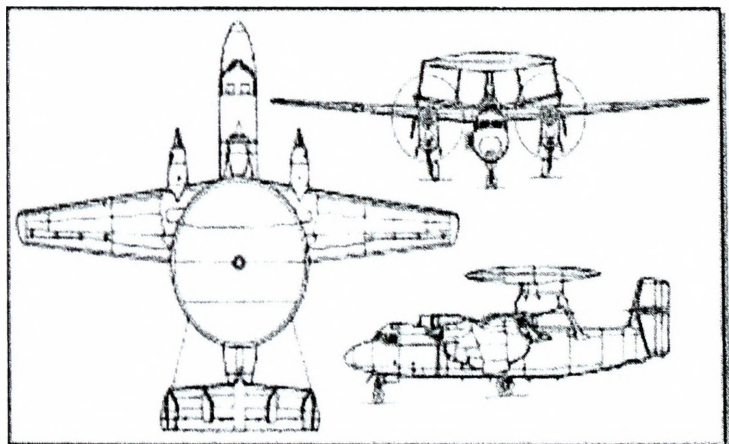
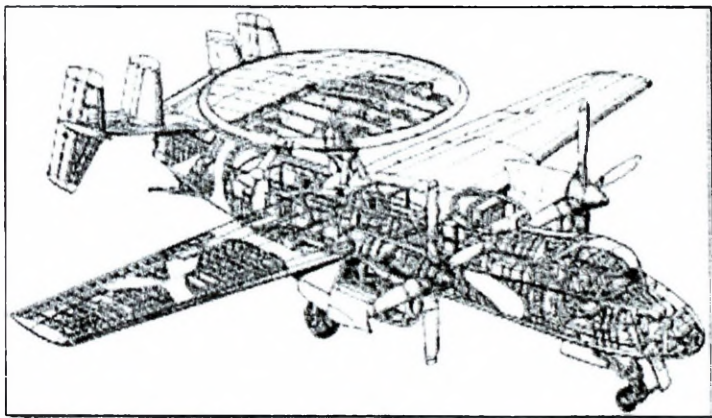
Lotnictwo wczesnego wykrywania, dowodzenia i naprowadzania – lotnictwo, którego samoloty stanowią powietrzny element systemu wykrywania obiektów powietrznych, identyfikowania i naprowadzania lotnictwa. Jest wyposażone w samoloty na pokładach których znajdują się stacje radiolokacyjne dalekiego zasięgu do wykrywania i rozpoznania celów powietrznych (morskich) oraz stanowiska i urządzenia łączności służące do dowodzenia i kierowania własnymi środkami bojowymi.

Lotnictwo strategiczne to termin używany w wielu armiach na oznaczenie lotnictwa przeznaczonego do samodzielnego działania na dalekim zapleczu nieprzyjaciela i niszczenia jego potencjału militarnego i ekonomicznego¹².

¹² Leksykon wiedzy wojskowej. MON, Warszawa 1979, s. 195.

Zachodniemu terminowi lotnictwo strategiczne odpowiada rosyjski termin lotnictwo dalekiego zasięgu, definiowane jako: lotnictwo podlegające bezpośrednio naczelnemu dowództwu sił zbrojnych. Przeznaczone jest do niszczenia (obezwładniania) środkami konwencjonalnymi i jądrowymi obiektów militarnych, gospodarczych i administracyjno-politycznych o znaczeniu strategicznym, rozmieszczonych na głębokim zapleczu przeciwnika. Może być również wykorzystywane do zwalczania obiektów naziemnych (morskich) o znaczeniu operacyjnym na korzyść walczących związków operacyjnych wojsk lądowych (marynarki wojennej).

W skład lotnictwa dalekiego zasięgu wchodzi ciężkie lotnictwo bombowe (o zasięgu międzykontynentalnym i kontynentalnym), lotnictwo rozpoznawcze (o analogicznym podziale), lotnictwo transportowe i tankowania powietrznego oraz lotnictwo pomocnicze wyposażone głównie w samoloty walki radioelektronicznej.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.25. Samolot rozpoznania elektronicznego E-2A Hawkeye

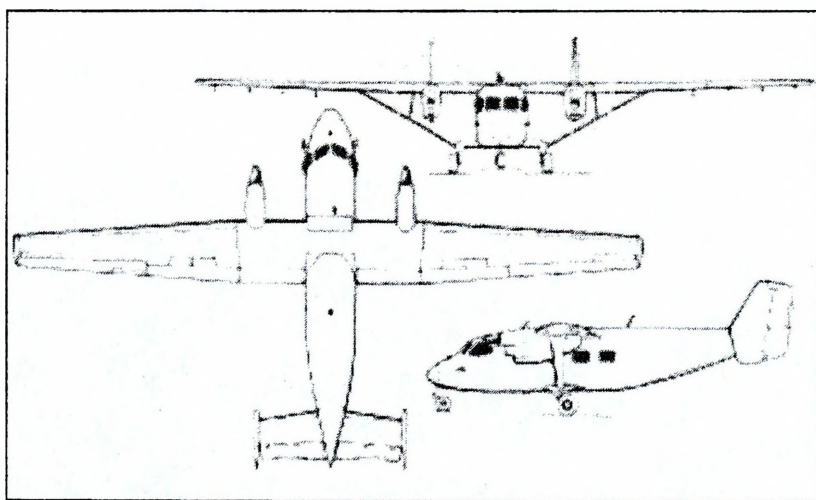
2.3. Klasyfikacja samolotów cywilnych

Przeznaczenie samolotu wywiera zasadniczy wpływ na jego osiągi, wymiary, masę, układ zewnętrzny i wyposażenie. Pod względem przeznaczenia samoloty dzielimy na wojskowe i cywilne.

Samoloty cywilne dzieli się na komunikacyjne (pasażerskie, transportowe) i szkolne, sportowe i specjalne (rolnicze, turystyczne, sanitarne, doświadczalne i inne).

Samoloty pasażerskie klasyfikuje się zależnie od długości obsługiwanych linii oraz liczby przewożonych pasażerów.

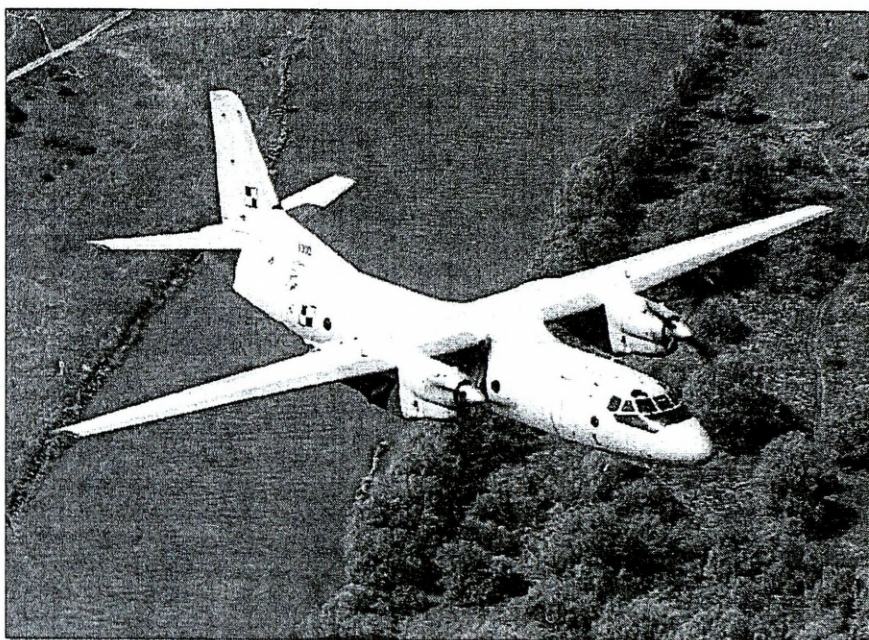
Samoloty bliskiego zasięgu (1000 - 1500 km) zabierają - od kilku do kilkudziesięciu pasażerów, wyposażone są zwykle w dwa turbinowe silniki śmigłowe i rozwijają prędkość 350-450 km/h. Ich masa startowa nie przekracza 7000 kg. Przedstawiciela tej grupy samolotów An-28 pokazano na rys. 2.26.



<http://aviation.pol.pl/photo/type/an28.htm>

Rys. 2.26. Samolot pasażerski bliskiego zasięgu M-28 Skytruck

Samoloty średniego zasięgu (1500-4000 km) zabierają od kilkunastu do kilkudziesięciu pasażerów. Napędzane są przeważnie dwoma lub czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi lub odrzutowymi. Masa samolotów tej klasy jest zróżnicowana i zawiera się w granicach 7000-70000 kg. Rozwijają one prędkości 450-950 km/h. Do tej grupy można zaliczyć samolot Jak-42, DC-10.



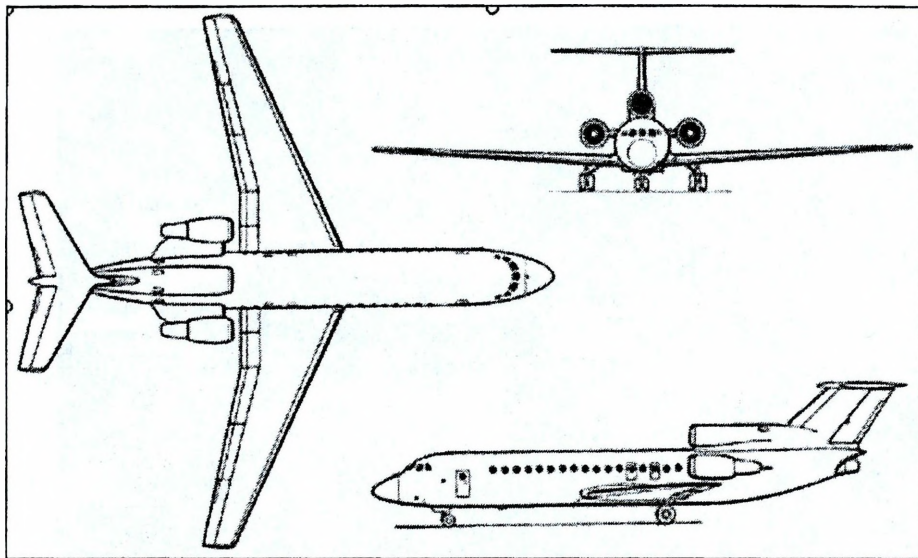
Źródło: <http://aviation.pol.pl/military/index.htm>

Rys. 2.27. Samolot pasażerski bliskiego zasięgu An-26



Źródło: <http://www.flug-revue.rotor.com/FRTypen/FRcivil.htm>

Rys. 2.28. Samolot pasażerski średniego zasięgu DC-10

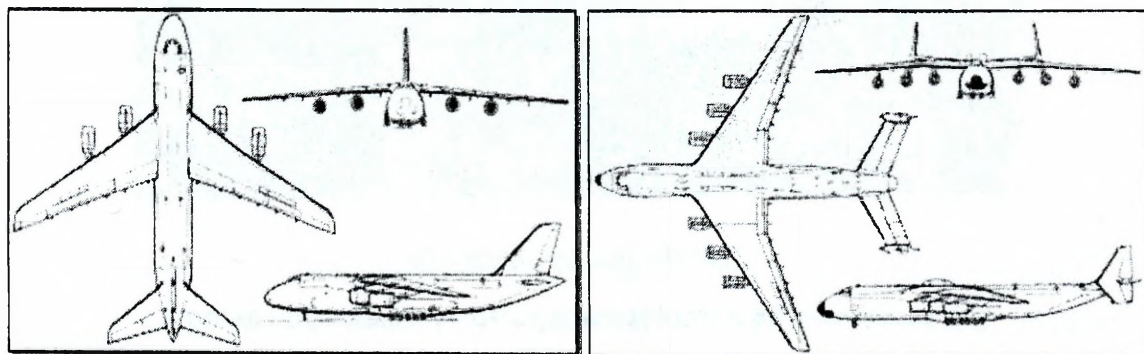


Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.29. Samolot średniego zasięgu Jak - 42

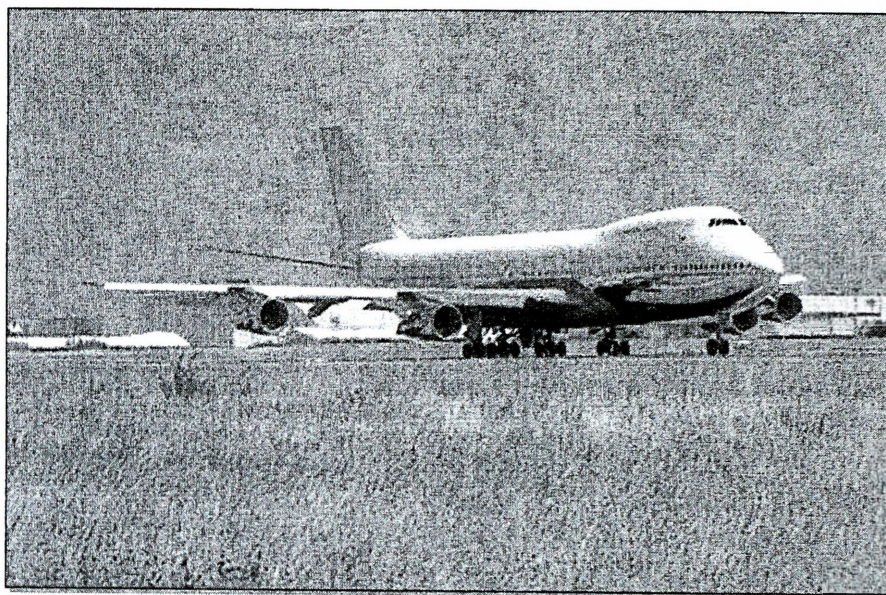
Samoloty dalekiego zasięgu (powyżej 4000 km) zabierają około 100, a w wersji turystycznej 350-450 i więcej pasażerów, napędzane są czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi lub odrzutowymi. Zastosowanie w latach sześćdziesiątych napędu odrzutowego umożliwiło zwiększanie liczby miejsc pasażerskich w tych samolotach o 50-80%. Wyposażone w kabiny ciśnieniowe latają na wysokościach 5000-12000 m i rozwijają prędkości 600-1000 km/h.

Masa ich przekracza często 200000 kg. Zbudowano również pierwsze nadźwiękowe samoloty komunikacyjne Concorde i Tu-144 o prędkości przelotowej ~ 2300 km/h na wysokości 18000-20000 m.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 2.30. Samoloty transportowe dalekiego zasięgu An-124 *Ruslan* i An-225 *Mrija*



Źródło: <http://www.avitop.com/pictures/default.htm>

Rys. 2.31. Samolot pasażerski dalekiego zasięgu Boeing 747 Jumbo Jet

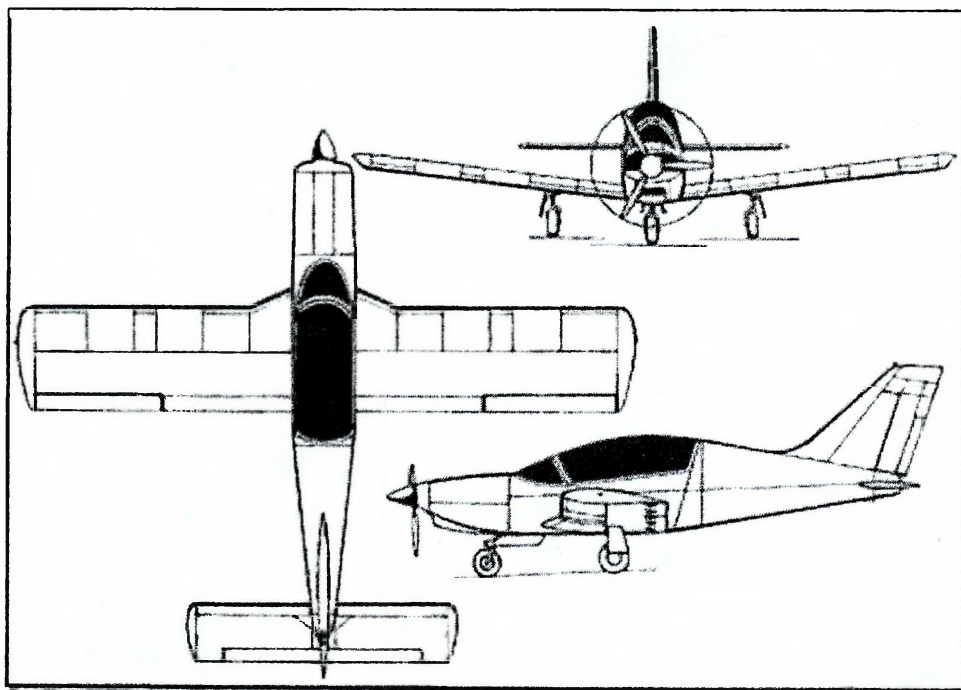


Źródło: <http://www.airwar.ru/>

Rys. 2.32. Il-96 samolot transportowy dalekiego zasięgu

Samoloty transportowe przeznaczone są do przewozu różnorodnych ładunków (towarów). Mają one z reguły znaczną prędkość i odznaczają się dużą ekonomicznością eksploatacji, pojemnością ładowni oraz dużym udźwigniem, łatwością załadunku i wyładunku. Samoloty te w razie potrzeby mogą być wykorzystane do celów wojskowych (przewóz desantu, rannych, sprzętu itp.). Klasyfikacja ich podobna jest do klasyfikacji samolotów pasażerskich, chociaż wymagania dotyczące prędkości są dla nich nieco obniżone.

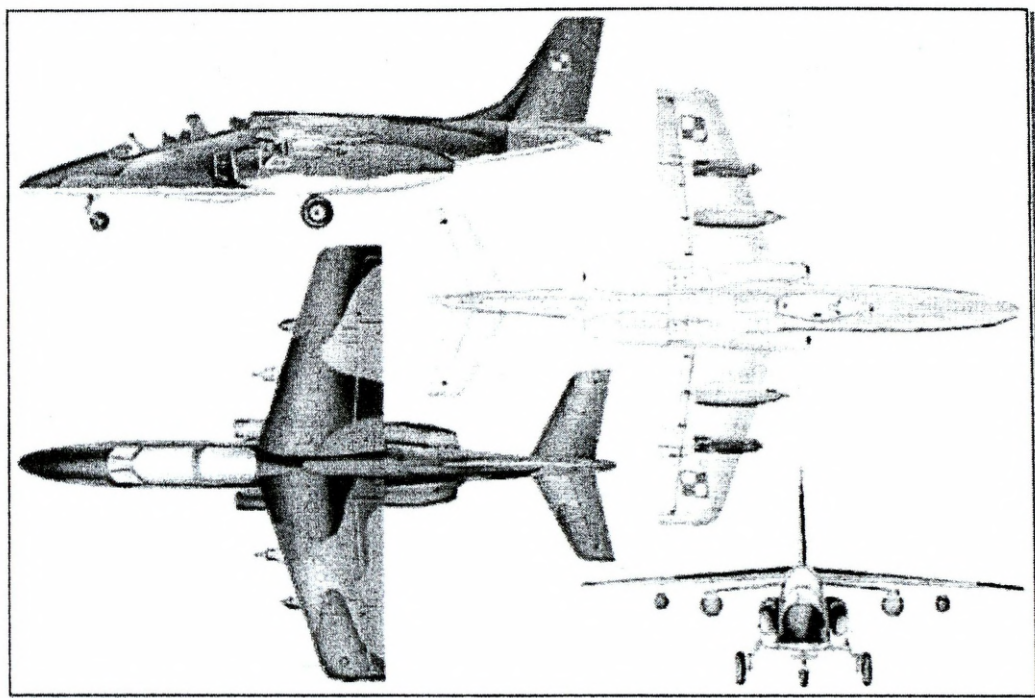
Samoloty szkolne przeznaczone są do szkolenia personelu latającego dla lotnictwa cywilnego i wojskowego. Do tej grupy zalicza się samoloty do szkolenia podstawowego oraz zaawansowanego (samoloty szkolno-treningowe) o cechach bardziej zbliżonych do samolotów wojskowych.



Źródło: <http://republika.pl/awiacja/pzl-mielec.htm>

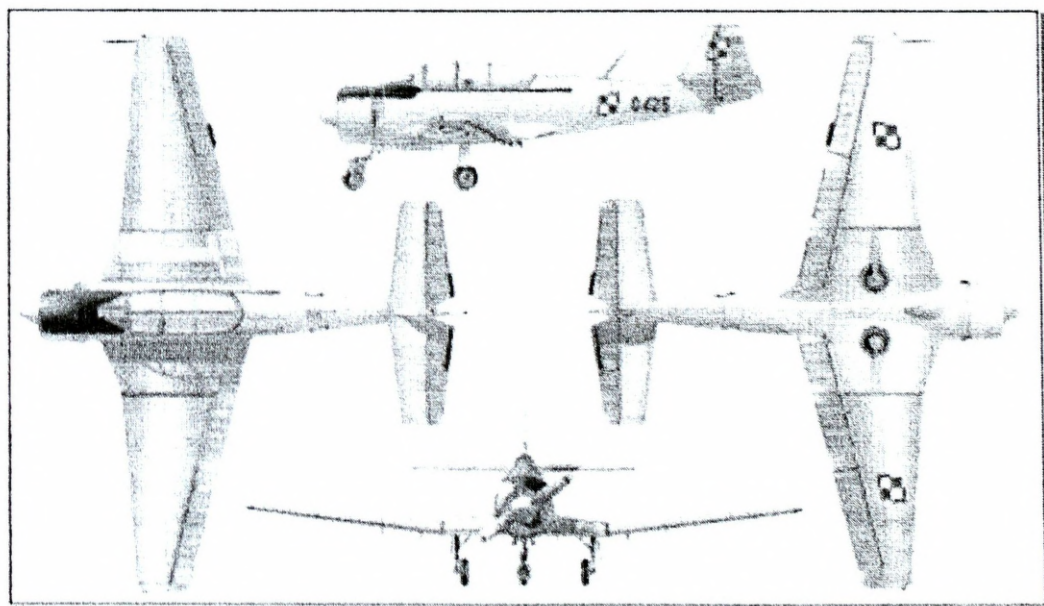
Rys. 2.33. Samolot szkolny PZL M-26 Iskierka

W szkoleniu pilotów wojskowych dąży się do zbudowania samolotu szkolno-treningowego i szkolno-bojowego o wyposażeniu oraz niektórych charakterystykach i osiągnięciach podobnych do właściwości samolotu bojowego. Takim samolotem miał być I-22 Iryda.



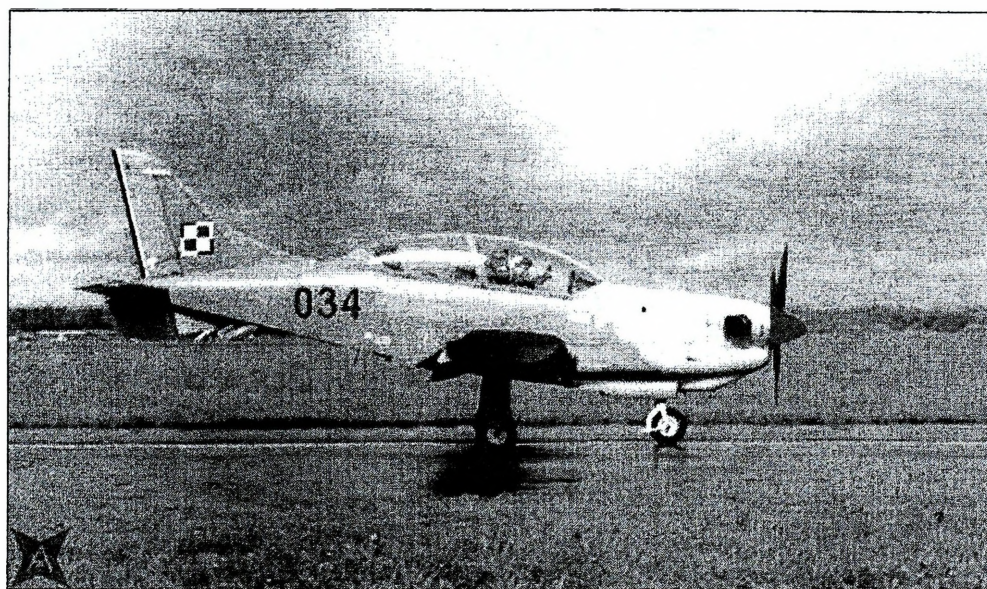
Źródło: <http://republika.pl/awiacja/index.html>

Rys. 2.34. Samolot szkolno-bojowy I-22 *Iryda*

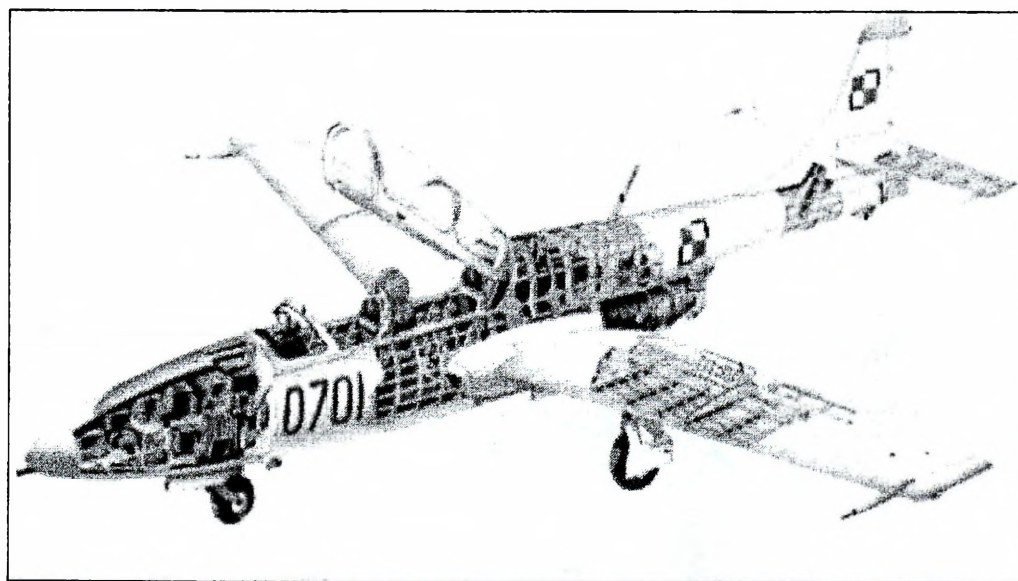


Źródło: <http://republika.pl/awiacja/index.html>

Rys. 2.35. Samolot szkolno-treningowy TS-8 *Bies*



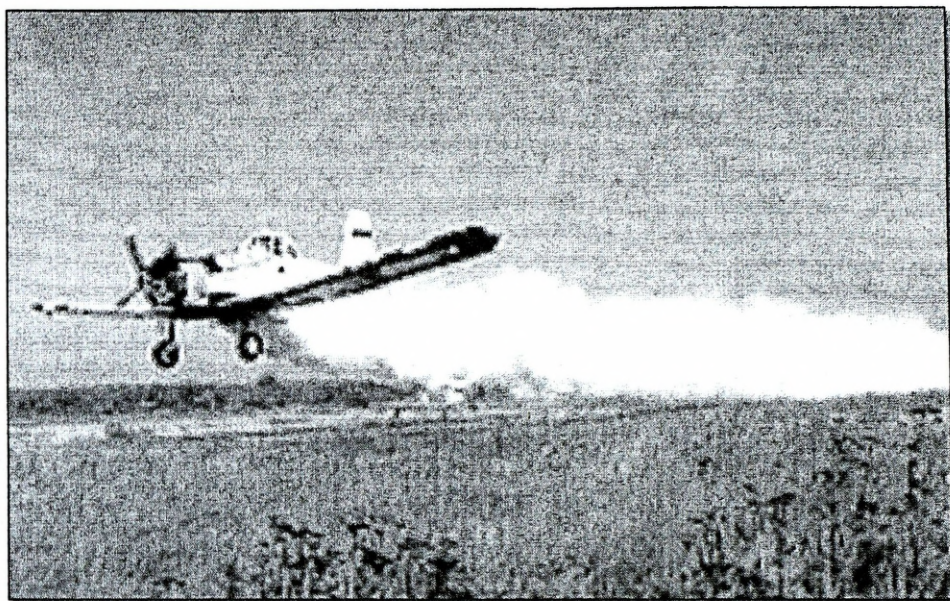
Rys. 2.36. Samolot szkolno-treningowy PZL-130 Orlik



Źródło: <http://republika.pl/awiacja/index.html>

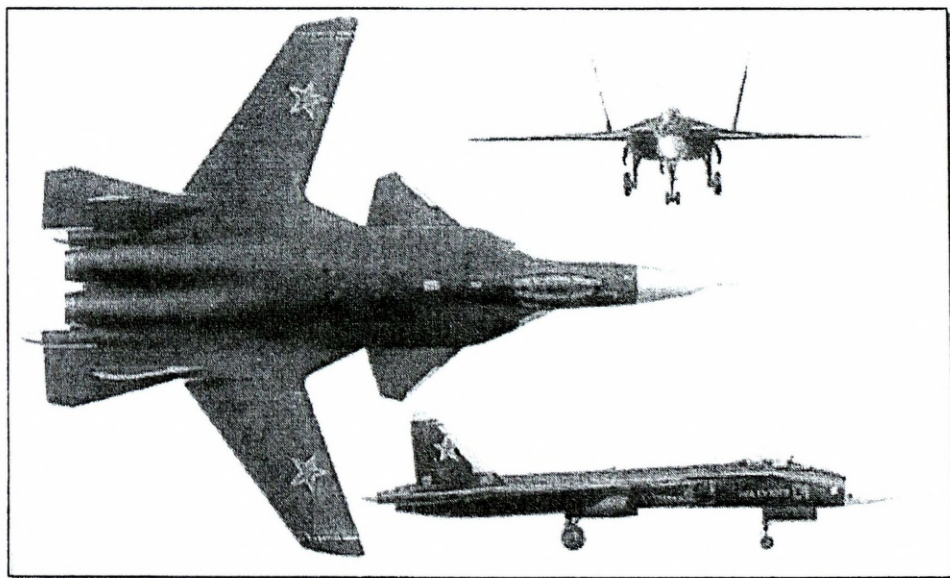
Rys. 2.37. Odrzutowy samolot szkolno-treningowy polskich sił powietrznych TS-11 Iskra

Samoloty specjalne to samoloty sanitarne, rolnicze, łącznikowe, sportowe i przeciwpożarowe. Do tej grupy należą również samoloty doświadczalne, przeznaczone do badań nowych rozwiązań konstrukcyjnych, pewnych zagadnień aerodynamicznych, wytrzymałościowych itp..



<http://www.pzl-okecie.com.pl/aircraft.htm>

Rys. 2.38. Samolot przeciwpożarowy PZL-106 *Dromader*



Źródło: <http://www.airforce-technology.com/projects/s37/index.html>

Rys. 2.39. Doświadczalna konstrukcja supermanewrowego myśliwca Su-47 *Berkut*

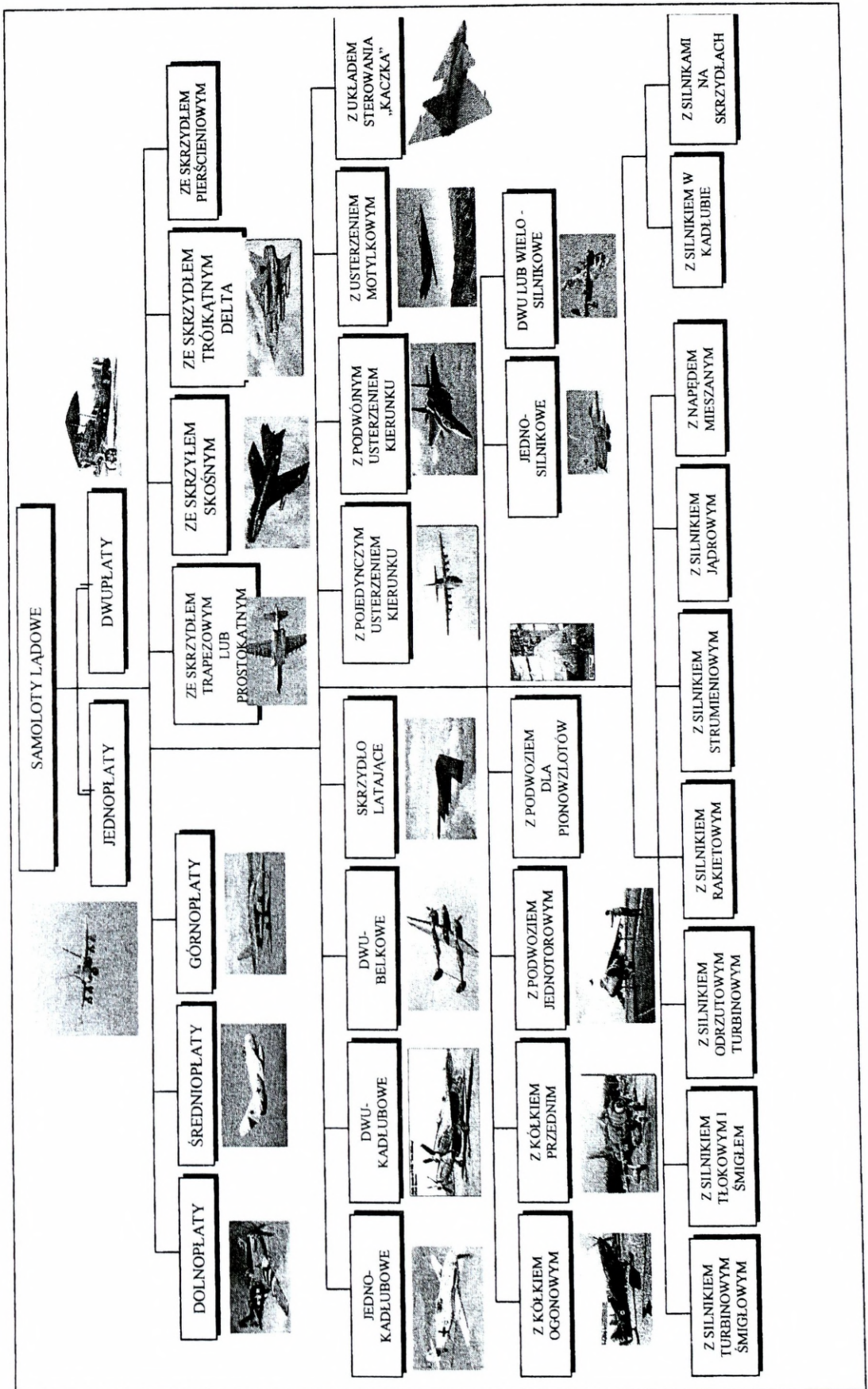
2.4. Klasyfikacja samolotów i śmigłowców według cech konstrukcyjnych

W zależności od liczby powierzchni nośnych samoloty dzieli się na jednołaty - o jednej powierzchni nośnej i dwupłaty - o dwóch powierzchniach nośnych. W pionierskich czasach rozwoju lotnictwa stosowano również trójłaty, czyli układy z trzema powierzchniami nośnymi,

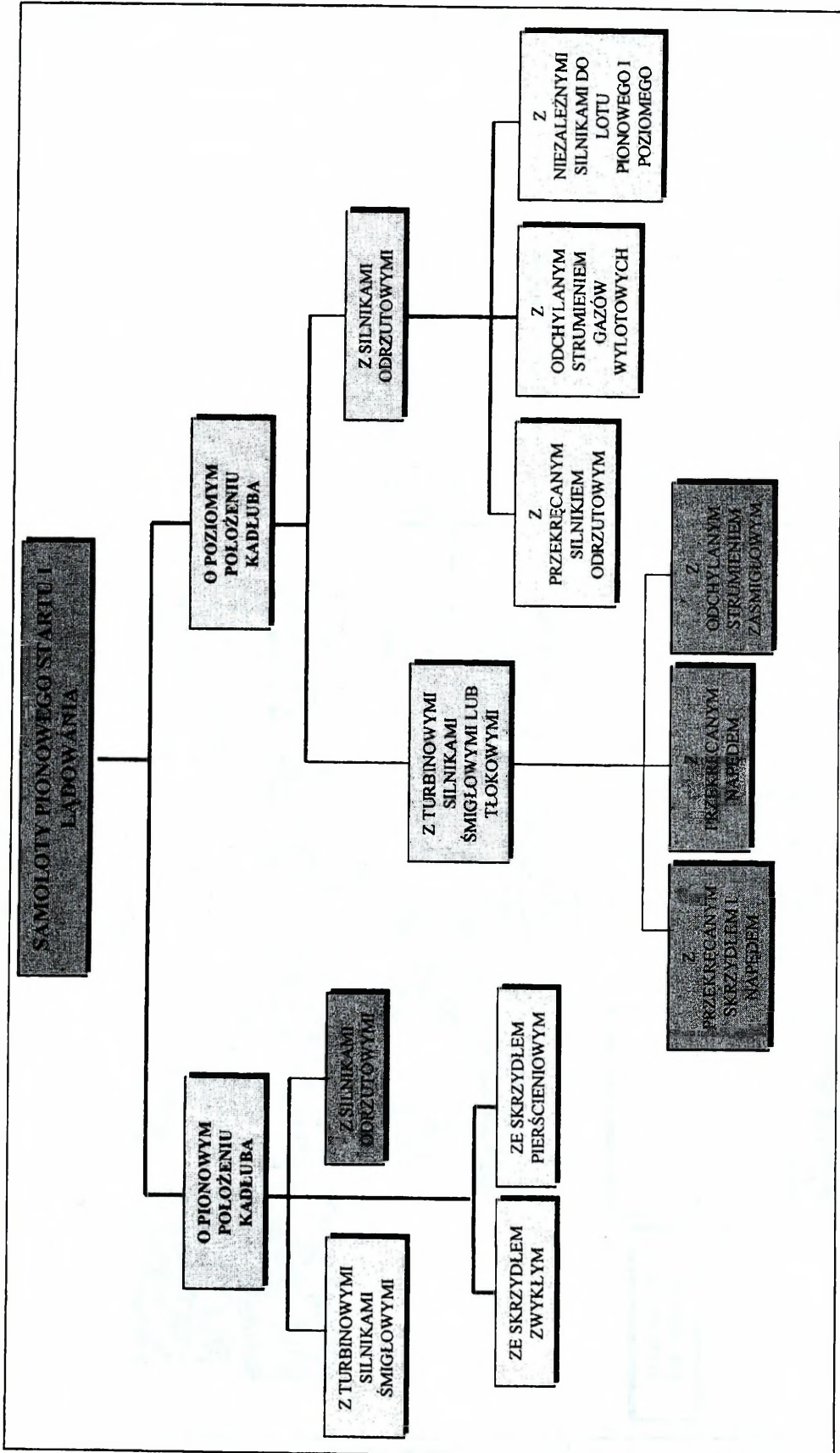
Jednołaty przez długi okres czasu ustępowały pod każdym względem dwupłatom. Jednak w miarę zwiększania się prędkości lotów samolotów, dzięki wprowadzeniu lepszych materiałów oraz doskonalszych rozwiązań aerodynamiczno-konstrukcyjnych, następowało systematyczne przechodzenie do układu jednołata, którego zalety aerodynamiczne stawały się coraz bardziej oczywiste. Obecnie układ ten jest powszechnie stosowany.

Podstawowe cechy konstrukcyjne, według których zwykle klasyfikuje się samoloty, są następujące:

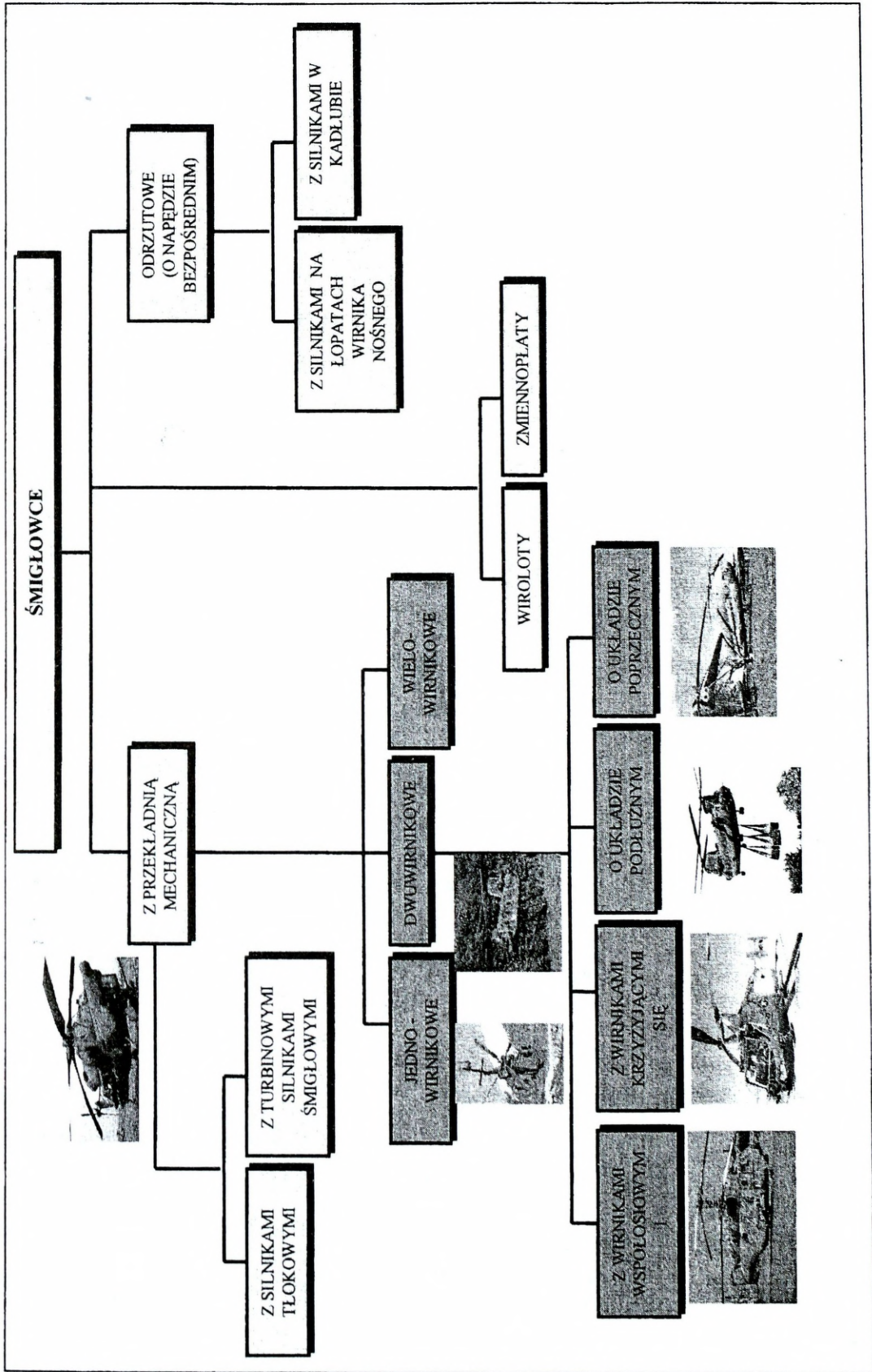
- ilość płatów i ich położenie względem kadłuba;
- układ konstrukcyjny oraz kształt płata;
- typ kadłuba i ich ilość;
- usytuowanie usterzeń względem płata;
- rodzaj zastosowanego napędu, jego rozmieszczenie i ilość;
- układ podwozia tj. wzajemne położenie i ilość punktów podparcia.



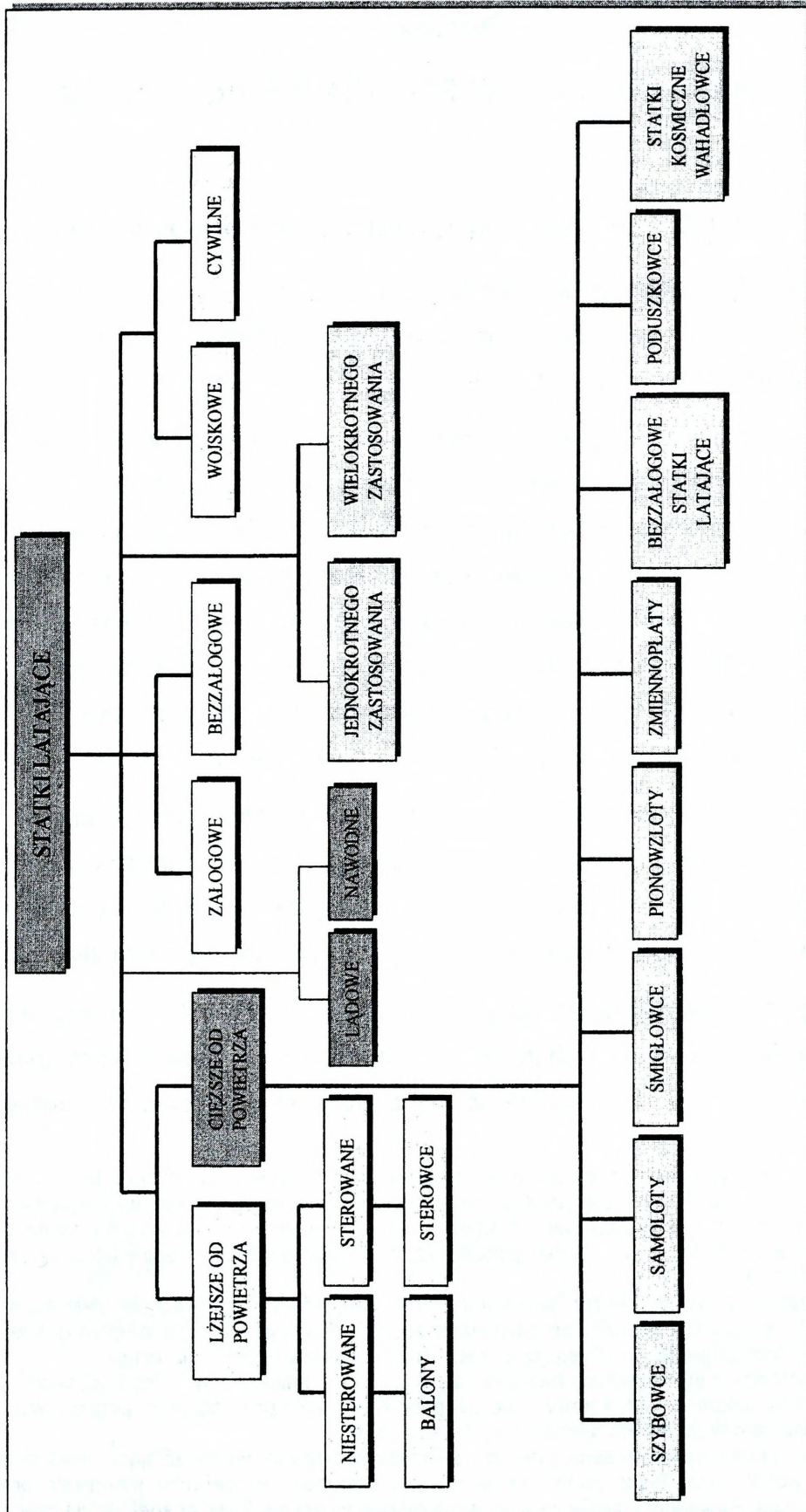
Rys. 2.40. Podział samolotów



Rys. 2.41. Podział samolotów pionowego startu



Rys. 2.42. Podział śmigłowców



Rys. 2.43. Ogólny podział statków powietrznych

Rozdział 3

KONSTRUKCJA I WYPOSAŻENIE PŁATOWCA

3.1. Podstawowe zespoły samolotu i ich przeznaczenie

Samolot składa się ze skrzydeł, kadłuba, usterzenia, podwozia, układu sterowania oraz zespołu napędowego i wyposażenia. Na płatowiec składają się wyżej wymienione elementy bez zespołu napędowego i wyposażenia.

Skrzydła są zasadniczym zespołem płatowca. Przeznaczone są do wytwarzania siły nośnej niezbędnej do zrealizowania lotu. Zapewniają odpowiednią stateczność i sterowność samolotu. Często umieszcza się w nich silniki, podwozie, elementy uzbrojenia, zbiorniki paliwa, wyposażenie itp. Skrzydła współczesnych samolotów wyposażane są w mechanizację (klapy, lotki, sloty, przerywacze i inne) służące do polepszania charakterystyk startu i lądowania oraz zwiększania manewrowości w czasie lotu¹³. Samoloty mające pojedyncze skrzydła tzn. jeden płat nośny nazywamy jednopłatami. Samoloty o podwójnych skrzydłach - dwupłatami.

Jednopłat, samolot lub szybowiec wyposażony w pojedynczy płat nośny, ze względu na dobre własności aerodynamiczne (lepsze niż u wielopłatów) układ dominujący obecnie w konstrukcjach lotniczych. Ze względu na lokalizację płata względem kadłuba wyróżnia się dolnopłaty, średniopłaty, grzbietopłaty i górnopłaty.

Dwupłat, pierwotny układ aerodynamiczny samolotu lub szybowca o dwóch płatach nośnych umieszczonych jeden nad drugim (zwykle z pewnym przesunięciem podłużnym). Zapewnia dużą zwrotność i małą prędkość lądowania. Dwupłatowy sa-

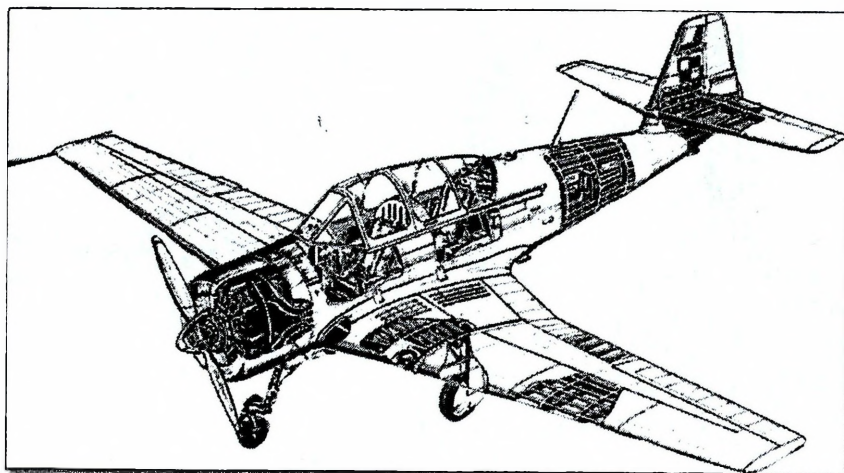
¹³ **Klapy**, elementy mechanizacji skrzydła samolotu, umieszczone zazwyczaj na krawędzi spływu lub (rzadko) natarcia. Zwiększają współczynnik siły nośnej poprzez wzrost wysklepienia profilu, a niektóre rodzaje klap zwiększają również powierzchnię nośną, co pozwala na zmniejszenie prędkości lądowania bez wzrostu kąta natarcia, umożliwiając lepszą widoczność z kabiny pilota i stosowanie niższego podwozia.

Slot, nieruchoma, ukośna szczelina wzdłuż zewnętrznego fragmentu krawędzi natarcia skrzydła samolotu oddzielająca nosek profilu aerodynamicznego od reszty płata. Polepsza opływ grzbietu płata przy dużych kątach natarcia, zapobiegając przeciągnięciu w wyniku oderwania strugi.

Lotki, w samolocie lub szybowcu ruchoma część skrzydła, umieszczona w jego spływowej krawędzi. Lotka steruje odchyleniami kątowymi od osi podłużnej statku powietrznego, poprzez wychylenie się w przeciwnie strony na dwóch symetrycznych skrzydłach.

Przerywacz, Interceptor, w aerodynamice naskrzydłowe urządzenie zmieniające układ sił aerodynamicznych wokół płata. Płyta ustawiana pionowo, prostopadle do kierunku strumienia powietrza opływającego płat. Powoduje oderwanie warstwy przyściennej i spadek siły nośnej, dzięki czemu przerywacz może wspomagać lub zastępować lotkę.

molot PO-2 (kukuźnik) stosowany był w czasie II wojny światowej jako samolot łącznikowy i do bombardowania nocnego.



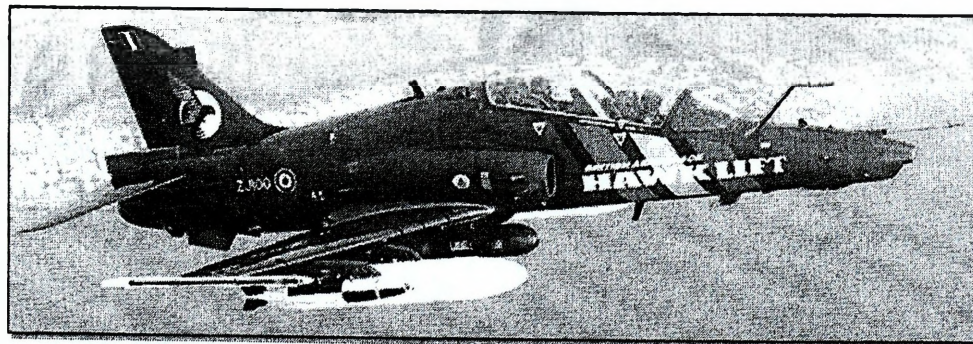
Źródło: <http://softland.com.pl/aerofac/bies/bies.html>

Rys. 3.1. Samolot szkolno-treningowy TS-8 Bies jako przykład dolnopłata z klasycznym usterzeniem ogonowym

Płat nośny, zasadniczy element aerodynamy, służący do wytwarzania siły nośnej podczas lotu. W samolocie i szybowcu występuje w postaci skrzydeł, w wiroplatach rolę płata spełnia obracający się wirnik nośny.

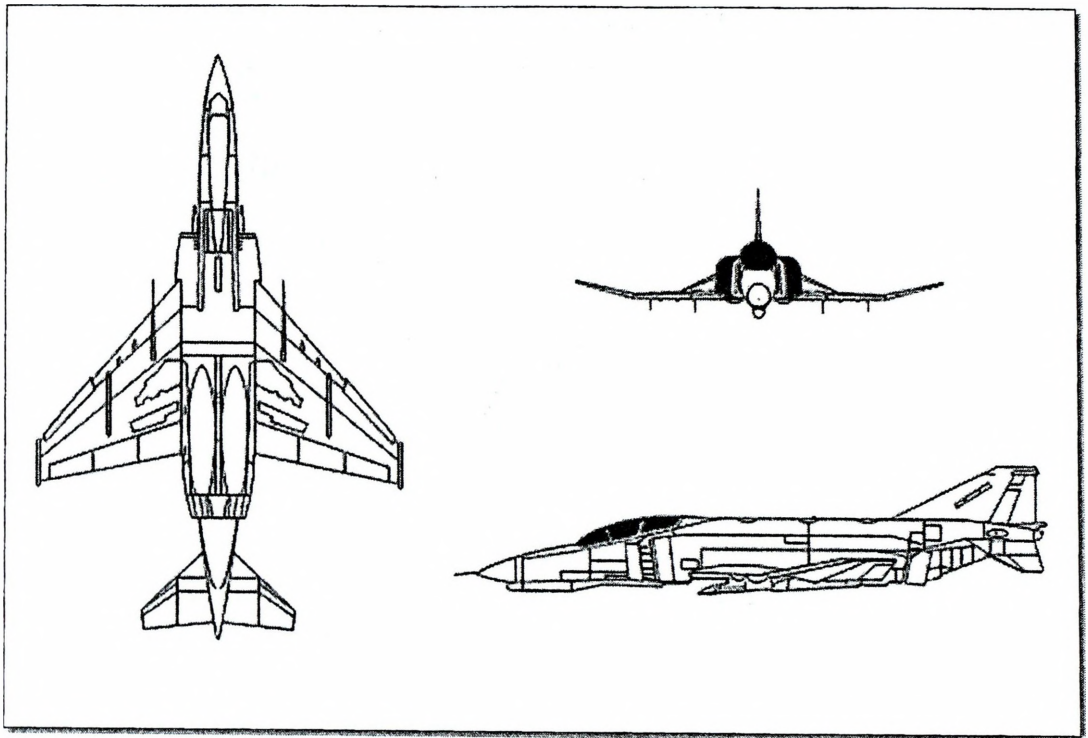
Dla uzyskania optymalnych efektów (duża siła nośna, małe opory) stosuje się różne profile aerodynamiczne płata.

Dolnopłat, jednopłatowy samolot lub szybowiec o skrzydłach umocowanych w dolnej części kadłuba lub pod nim. Upraszcza konstrukcję podwozia, ale pogarsza stateczność, stwarza duży opór interferencyjny i powoduje niestabilność (buffeting).



Źródło: <http://venus.ci.uw.edu.pl/~animal/military.pl/samoloty/bae-hawk/index.html>

Rys. 3.2. Samolot Hawk 100 dolnopłat z płytowym usterzeniem wysokości



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

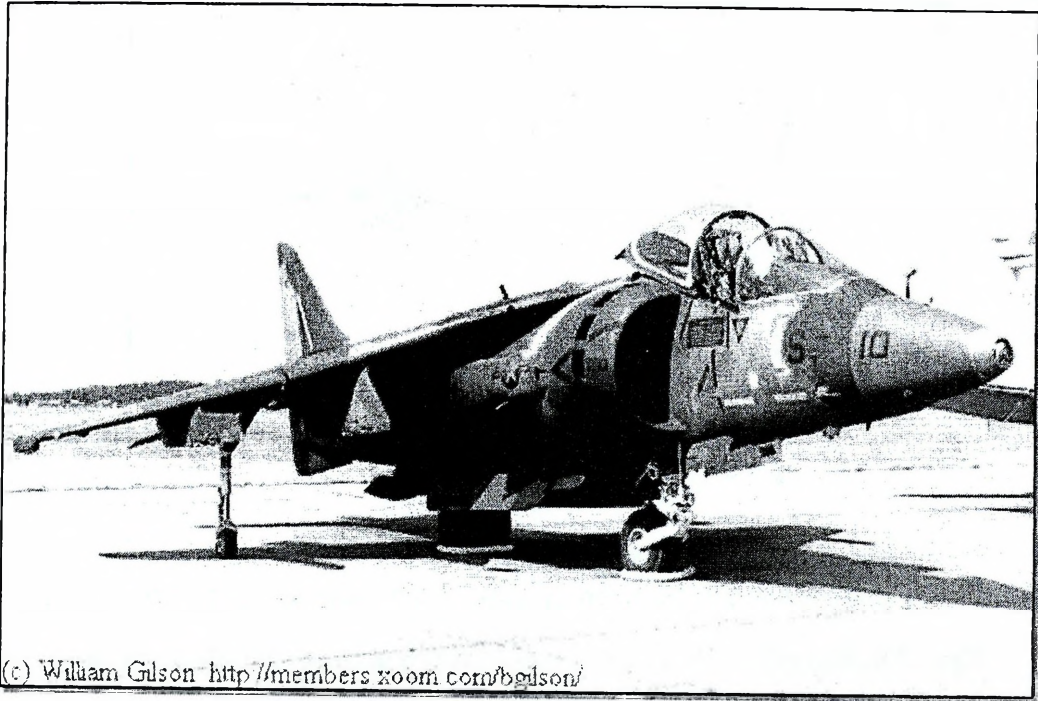
Rys. 3.3. F- 4 Phantom II – samolot uderzeniowy w układzie dolnopłata

Grzbietopłat, jednopłat o skrzydłach zamocowanych w górnej części kadłuba, ale nie wystających powyżej jego obrysu w rzucie bocznym.

Obecnie - ze względu na połączenie zalet górnopłata i średniopłata - najpopularniejszy układ aerodynamiczny wśród szybowców, awionetek turystycznych, samolotów transportowych i myśliwców ponadźwiękowych.

Górnopłat, jednopłat o skrzydłach umocowanych nad kadłubem, albo w górnej części kadłuba (ale wzniesionych ponad kadłub). Układ charakteryzujący się małym oporem interferencyjnym, dużą statecznością i odpornością na wstrząsy (wibracje)¹⁴.

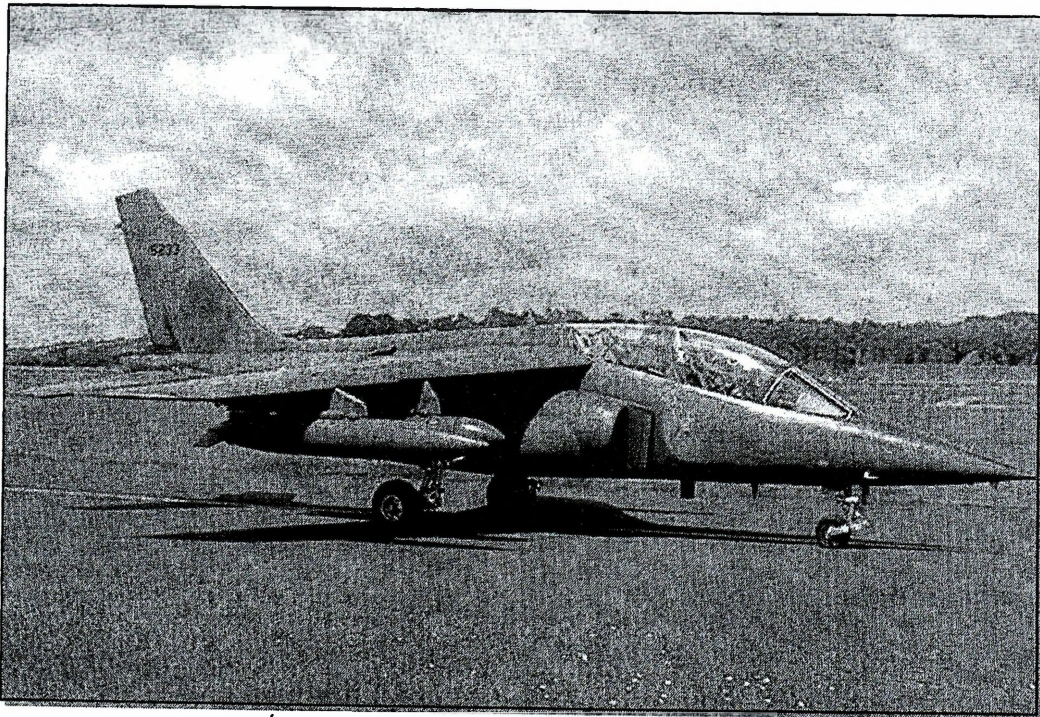
¹⁴ **Interferencyjny opór**, fragment składowy oporu aerodynamicznego. Efekt zaburzeń przepływu, wynikłych ze styku stref opływu kadłuba i skrzydła oraz kadłuba i usterzenia.



(c) William Gilson <http://members.xoom.com/bgilson/>

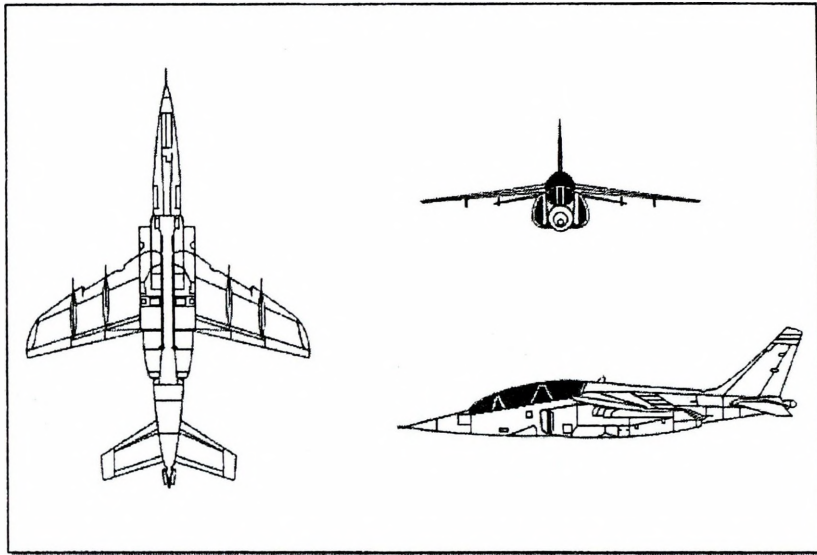
Źródło: <http://members.xoom.com/bgilson/>

Rys. 3.4. Samolot Gr. 1A Harrier ze skrzydłem w układzie grzbietopłata



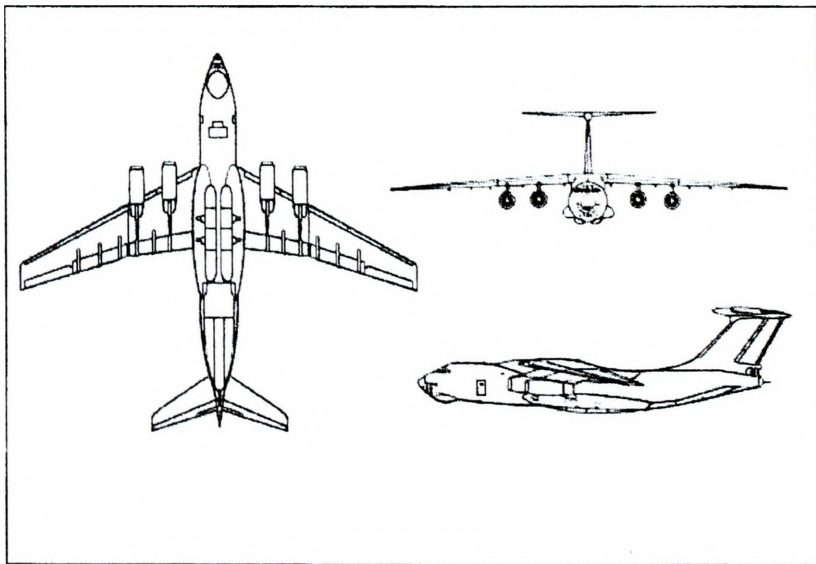
Źródło: <http://www.af.mil/photos/fighters.shtml>

Rys. 3.5. Samolot Alpha Jet



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.6. Samolot *Alpha Jet* ze skrzydłem w układzie górnopłata



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.7. Il – 76 *Candid* przykład skrzydła w układzie grzbietopłata

Usterzenie samolotu stanowi zespół nieruchomych (stateczniki) i ruchomych (stery) płaszczyzn umocowanych zwykle z tyłu kadłuba statku powietrznego celem nadania mu stateczności oraz sterowności¹⁵.

¹⁵ **Statecznik**, nieruchomy element usterzenia statku powietrznego pomagający utrzymać go w równowadze kierunkowej. Do statecznika pionowego zamocowany jest ster kierunku, do statecznika poziomego - ster wysokości.

Statecznik pionowy i ster kierunku tworzą usterzenie pionowe, umożliwiające zachowanie kierunku lotu oraz obracanie samolotu wokół osi pionowej, statecznik poziomy i ster wysokości - usterzenie poziome pozwalające na zachowanie żądanej wysokości oraz na obracanie samolotu wokół osi poziomej.



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

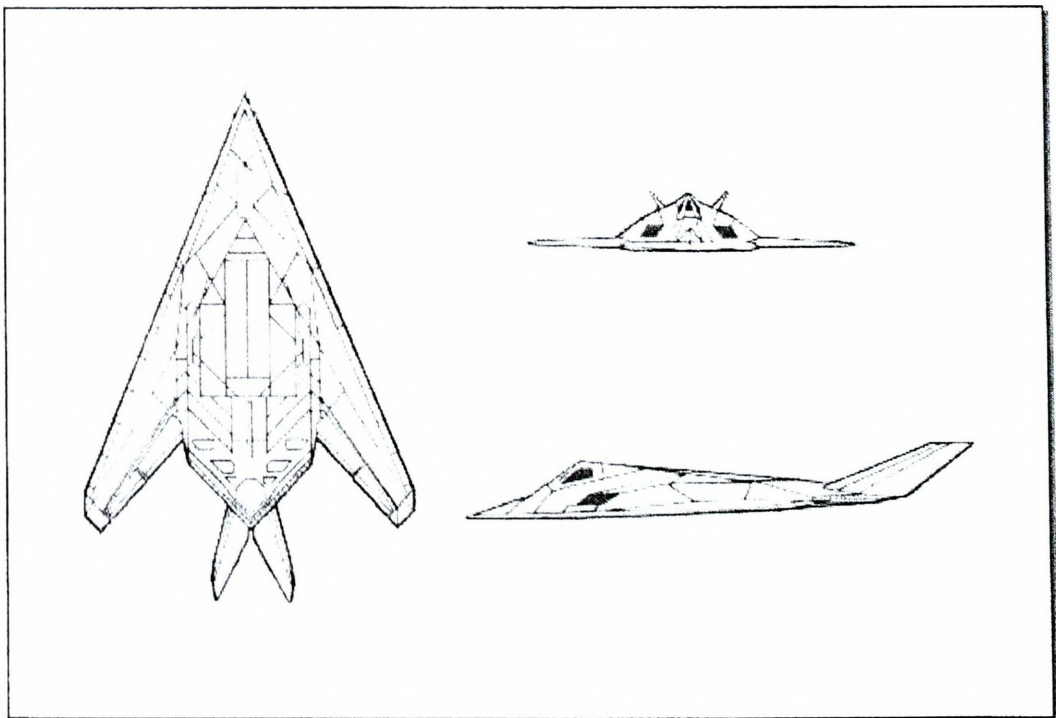
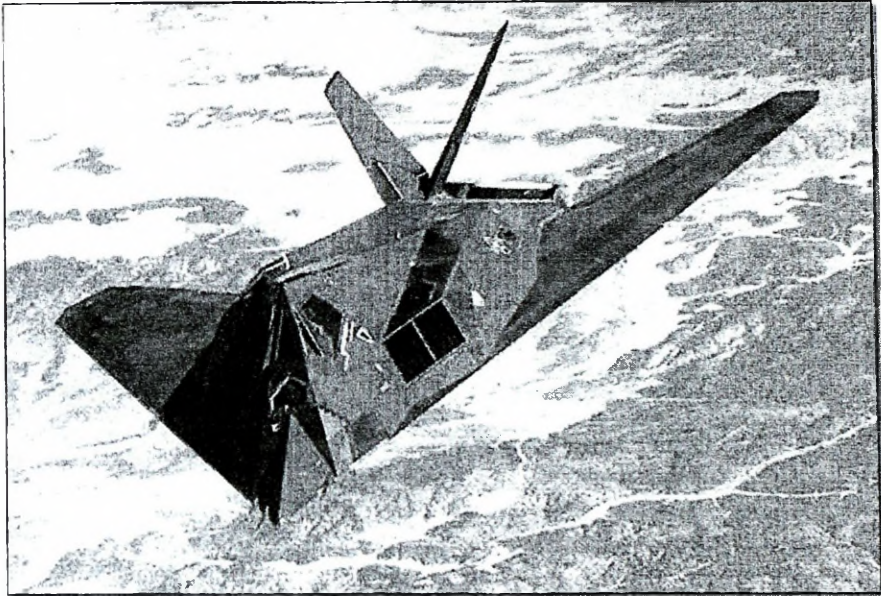
Rys. 3.8. Samolot wielozadaniowy F-18 Hornet

Usterzenie stanowią powierzchnie nośne zapewniające wymaganą stateczność podłużną i kierunkową oraz sterowność samolotu. Stateczność i sterowność podłużną zabezpiecza usterzenie wysokości (poziome), a usterzenie kierunku (pionowe) zapewnia stateczność i sterowność kierunkową. W procesie rozwoju samolotu stwierdzono, że wymienione zadania najprościej i skutecznie spełnia usterzenie składające się z dwóch nieruchomych powierzchni nośnych (statecznik poziomy i pionowy) i dwóch ruchomych (ster kierunku i wysokości). Usterzenie takie nazywane klasycznym stosowane jest na samolotach poddźwiękowych. Samoloty o prędkościach naddźwiękowych wyposaża się w usterzenia poziome bez steru wysokości, tzw. płytowe usterzenie wysokości.

Usterzenie motylkowe, opatentowany w 1929 przez J. Rudlickiego układ usterzenia pozbawiony stateczników pionowych.

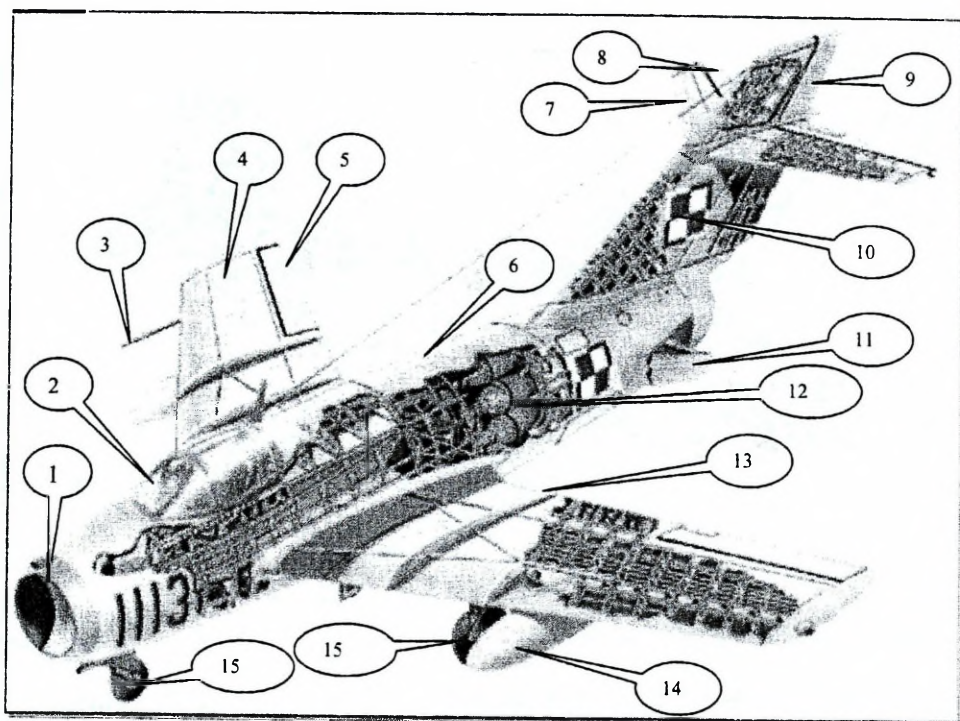
Stery zawieszane na parzystych statecznikach poziomych o silnym (35-60°) wzniosie na kształt litery V pełnią rolę steru wysokości (przy wychyleniu zgodnym) i steru kierunku (przy wychyleniu różnicowym).

Usterzenie motylkowe zmniejsza opór czołowy i masę konstrukcji, a w samolocie bojowym umożliwia prowadzenie ognia w górę do tyłu, bez niebezpieczeństwa uszkodzenia własnego statecznika pionowego. Współcześnie został zastosowany w samolocie typu stealth F – 117 ze względu na korzystne własności odbijania fal radarów.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.9. Samolot z usterzeniem motylkowym F-117 *Night Hawk*



Źródło: <http://republika.pl/awiacja/pzl-mielec.htm>

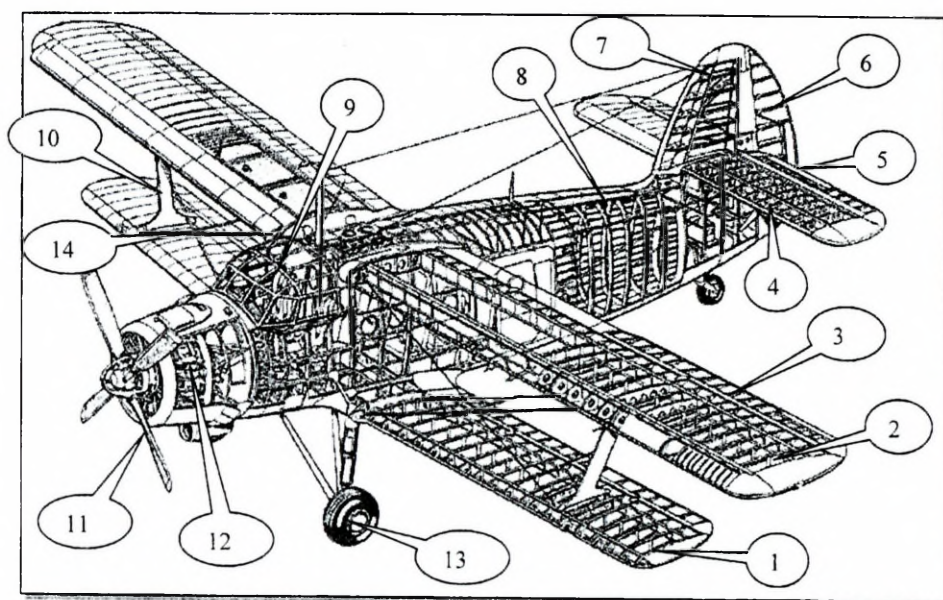
Rys. 3.10. Lim-5 Konstrukcja samolotu w układzie jednopłata

1- wlot, 2- kabina, 3- odbiornik ciśnienia powietrza, 4- skrzydło, 5- lotka, 6- kadłub, 7- statecznik poziomy, 8- ster wysokości, 9- ster kierunku, 10- statecznik pionowy, 11- hamulec aerodynamiczny, 12- silnik, 13- kłapa, 14- zbiornik podwieszany, 15- podwozie

Podwozie samolotu to odpowiedni układ podpór przeznaczonych do postoju i przemieszczania się samolotu po podłożu (ziemia, beton, woda) oraz do rozbiegu podczas startu i dobiegu w czasie lądowania.

Powinno być wyposażone w urządzenia pochłaniające energię uderzenia samolotu o podłoże. Samoloty wykorzystywane na lądzie mają podwozie kołowe lub pływowe. Samoloty wykonujące start, wodowania i wszelki ruch na powierzchni wody wyposażone są w pływaki.

Kadłub zabezpiecza połączenie w jedną całość poszczególnych zespołów płatowca: skrzydła, usterzenia, podwozia oraz łoża zespołu napędowego. Służy do umieszczenia załogi, wyposażenia, uzbrojenia, paliwa, ładunków i często zespołu napędowego. Przejmuje obciążenia od pozostałych zespołów w postaci sił skupionych w węzłach mocowania.



Rys. 3.11. An-2 Konstrukcja samolotu w układzie dwupłata

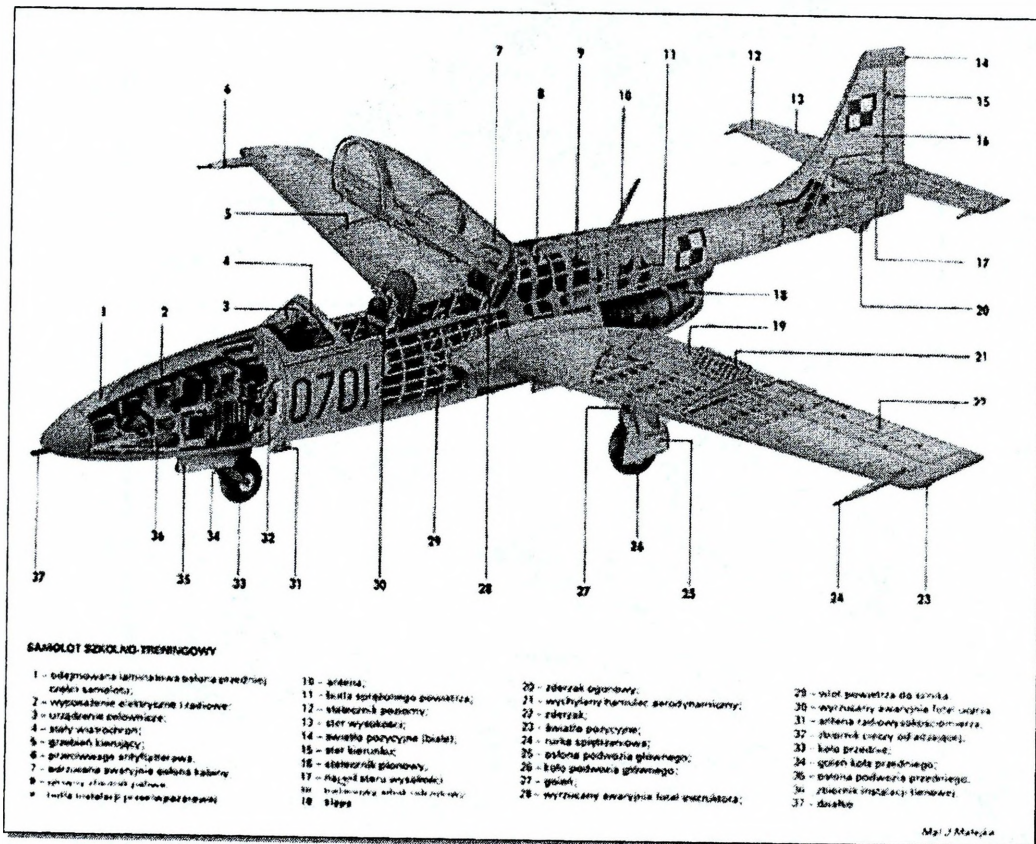
1 - płat dolny; 2 - płat górny; 3 - lotka; 4 - statecznik poziomy; 5 - ster wysokości; 6 - ster kierunku; 7 - statecznik pionowy; 8 - kadłub; 9 - kabina; 10 - zastrzały; 11 - śmigło; 12 - silnik; 13 - podwozie; 14 - cięgła.

Zespół napędowy samolotu przeznaczony jest do wytwarzania siły ciągu. Samolot wyposażony w silnik tłokowy ma śmigło, które przetwarza moment obrotowy wału silnika w siłę ciągu. W samolocie wyposażonym w turbinowy silnik odrzutowy ciąg powstaje w wyniku reakcji odrzutu gazów przepływających przez silnik. W przypadku turbinowego silnika śmigłowego ciąg wytwarzany jest głównie przez śmigło oraz częściowo przez reakcję odrzutu.

Układ sterowania samolotem składa się z linek, drążków i mechanizmów, za pomocą których pilot może bezpośrednio lub za pośrednictwem urządzeń automatycznych sterować lotem samolotu, wprowadzając w ruch powierzchnie sterowe (stery, lotki, słoty, klapki odciążające itd.) lub inne urządzenia i zespoły (hamulce aerodynamiczne, podwozie, sterowanie warstwą przyścienną i inne).

Oprócz wymienionych wyżej podstawowych zespołów, samoloty wyposażane są w różnorodne urządzenia, a wojskowe samoloty są ponadto uzbrajane. Należy tutaj wspomnieć (nie wdając się w szczegóły), że na przykład współczesny samolot wojskowy ma kilka tysięcy różnych urządzeń, ułatwiających załodze sterowanie ze-

społem napędowym i samolotem oraz zapewniających dokładną nawigację. Natomiast wyposażenie radiolokacyjne samolotu pozwala między innymi na wykrywanie celu ze znacznej odległości oraz określanie rzeźby terenu, nad którym samolot wykonuje lot.

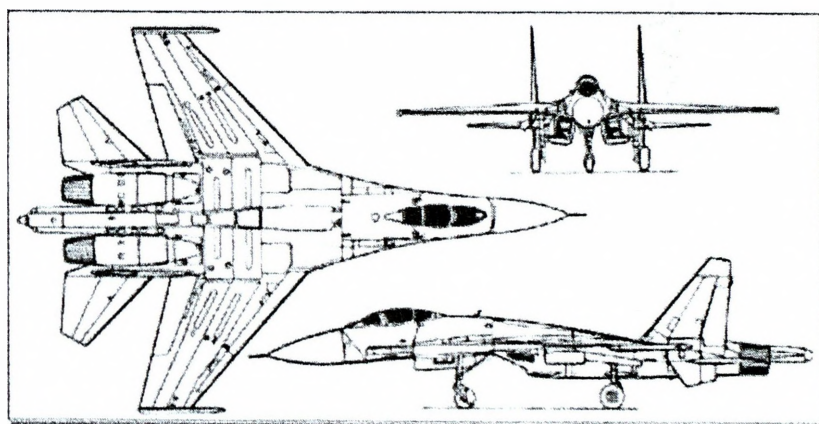
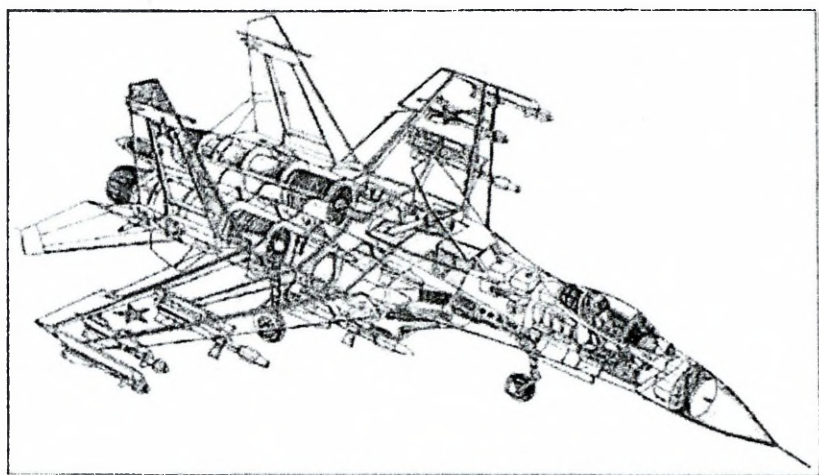


Źródło: Encyklopedia techniki wojskowej. MON. Warszawa 1978.

Rys. 3.12 Samolot szkolno-treningowy TS-11 *Iskra* – elementy budowy

3.2. Układ aerodynamiczny samolotu

Wzajemne położenie zespołów płatowca względem siebie oraz ich przeznaczenie określają układ aerodynamiczny samolotu. Dobór odpowiedniego układu oraz kształtów zespołów płatowca zapewnia określone właściwości aerodynamiczne, wytrzymałościowe, masowe itp., to znaczy określone własności użytkowe samolotu w procesie jego eksploatacji.

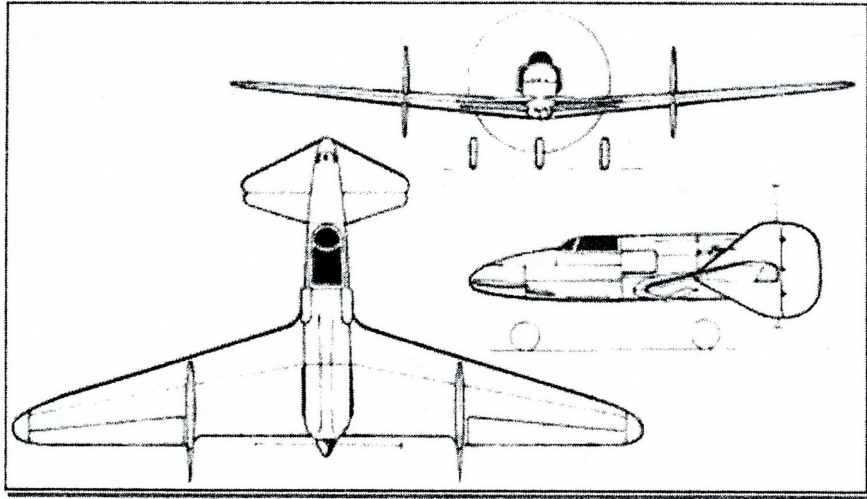


Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

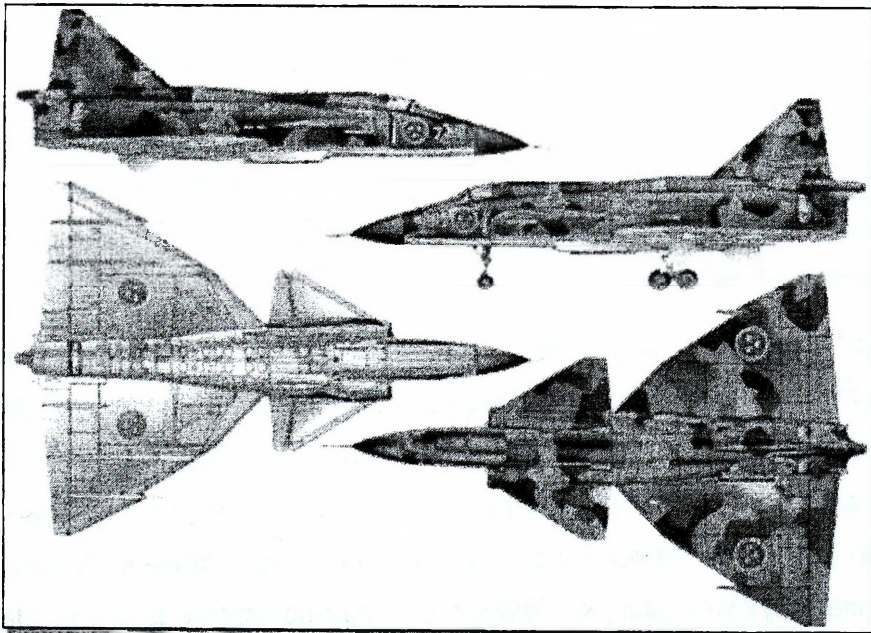
Rys. 3.13. Samolot wielozadaniowy Su-27 – przykład konstrukcji o doskonałych parametrach aerodynamicznych

Gdy pierwsi konstruktorzy szybowców, a później samolotów, zrozumieli olbrzymie znaczenie usterzenia poziomego, zaczęli zastanawiać się, z której strony środka masy samolotu ma ono zostać umieszczone, z przodu czy z tyłu? Ci którzy wybrali położenie tylne zbudowali samolot o układzie klasycznym, a ci którzy wybrali położenie przednie zbudowali tzw. *kaczkę*. Tymi ostatnimi byli bracia Wright. Ich pierwszy samolot (jak i późniejsze) był dwupłatem ze sterem wysokości umieszczonym przed płacami. Tak więc *kaczka* jest najstarszym ze znanych obecnie układów konstrukcyjnych samolotu. W okresie rozwoju lotnictwa o układzie tym zapomniano bardzo często na korzyść układu z tylnym położeniem usterzenia.

Kaczka, układ aerodynamiczny samolotu lub szybowca, w którym usterzenie poziome umieszczone jest w przedniej części kadłuba, przed skrzydłami. Zaletą układu jest mała wrażliwość na zmiany położenia środka ciężkości, odporność na wpadanie w korkociąg i duża nośność (siła nośna usterzenia jest sumowana z siłą nośną skrzydeł, a nie odejmowana od niej), wadą zaś - mała stateczność boczna i sterowność kierunkowa.



Rys. 3.14. Przykład układu konstrukcyjnego *kaczka* – samolot SS-4 Ambrosini

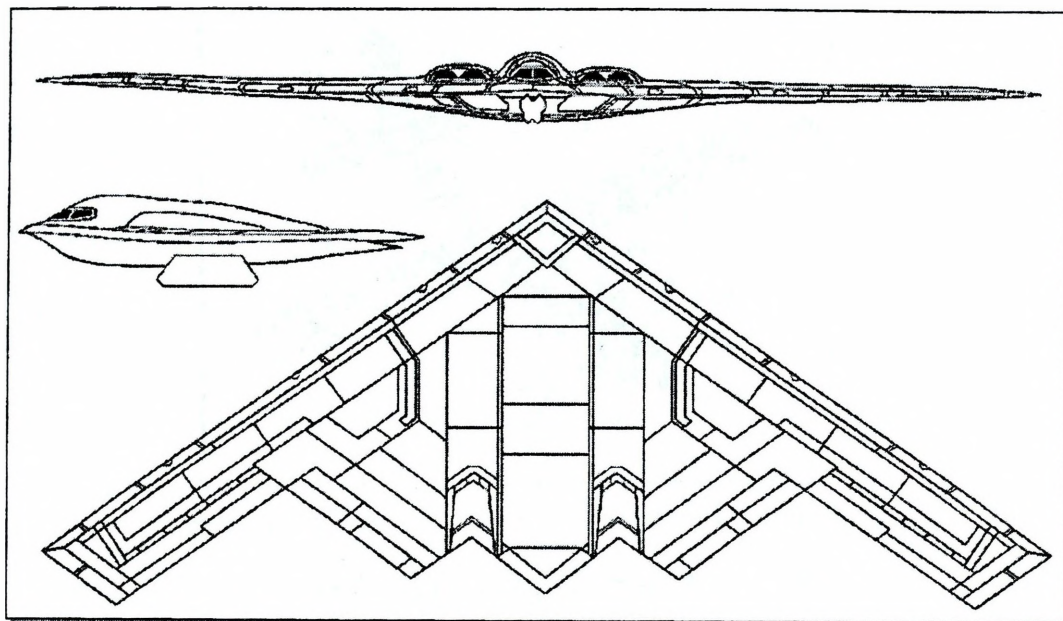


Źródło: <http://www.au.af.mil/au/awc/awcgate/awc-dvic.htm#a2g>

Rys. 3.15. J-37 Viggen – dwupłat w układzie bez usterzenia poziomego

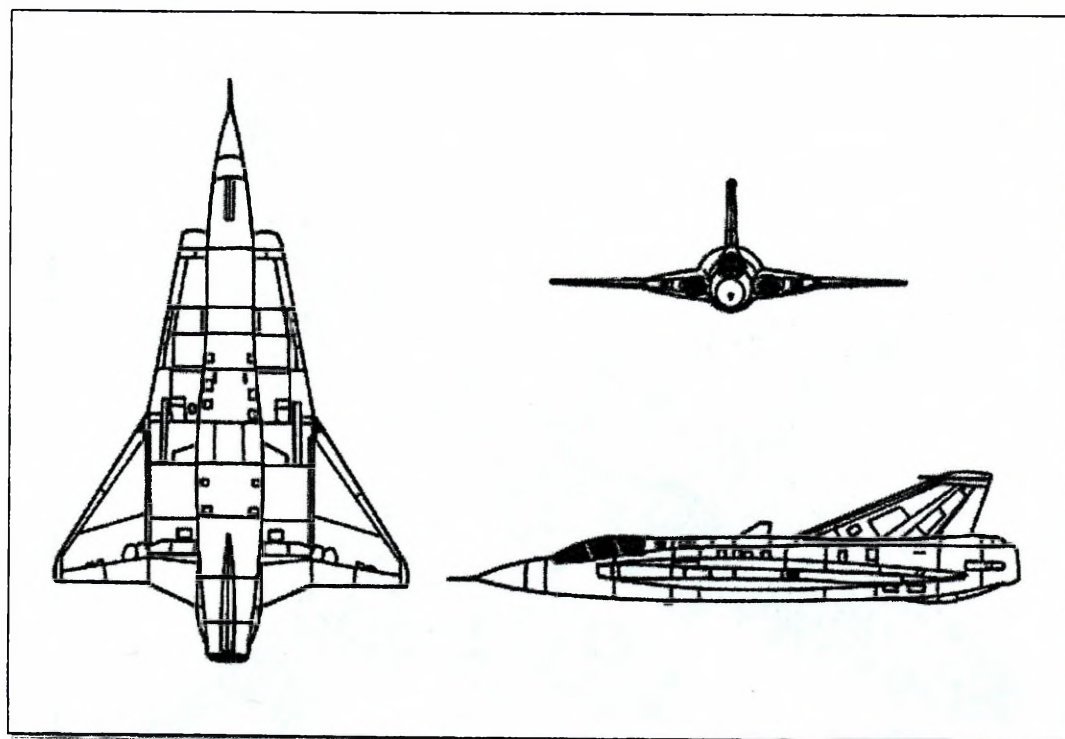
Biorąc pod uwagę przeznaczenie aerodynamiczne poszczególnych zespołów płatowca, aktualnie wyróżnić można pięć układów aerodynamicznych:

- klasyczny (zwany normalnym, ortodoksyjnym bądź konwencjonalnym - rys.). Samolot o tym układzie ma skrzydła umieszczone na kadłubie (dolno-, średnio- lub górnopłat) przed usterzeniem (poziomym i pionowym);
- bez usterzenia poziomego (zwany potocznie - bez uzasadnienia - bezogonowcem). W samolotach o tym układzie powierzchnie nośne zapewniające sterowność podłużną (ster wysokości) są częścią skrzydła. Znalazł szerokie zastosowanie w konstrukcji samolotów ze skrzydłami trójkątnymi i jest szczególnie korzystny w samolotach naddźwiękowych. Związane jest to z dobrą skutecznością sterowania przy prędkościach odpowiadających $Ma > Ma_{kr}$, ponieważ ruchome powierzchnie sterowe zabudowane są w skrzydle;
- latające skrzydło - w samolocie o tym układzie brak jest kadłuba i usterzeń (poziomego i pionowego) rozumianych w sensie klasycznym. Pierwszych analiz nad tym układem dokonano już w 1910 r. (patent H. Junkersa). Stwierdzono, że w porównaniu z układem klasycznym ma on bardzo dobre własności aerodynamiczne i małą względną masę płatowca. Ponadto własności te zwiększają się proporcjonalnie do wymiarów samolotu. Układ ten ma jednak także poważne wady, które sprawiły, że zbudowane dotychczas "latające skrzydła" mają ograniczone własności manewrowe.
- latający kadłub - samolot o tym układzie może mieć skrzydło w postaci szczątkowej lub tylko kadłub (nośny) wraz z usterzeniem. Do tej grupy zalicza się wahadłowce kosmiczne.
- kaczką - podstawowe zalety tego układu wynikają z umieszczenia usterzenia poziomego w przedniej części kadłuba, przed płatem nośnym. Usterzenie takie praktycznie w każdych warunkach lotu wytwarza dodatnią siłę nośną. Ma dużą skuteczność, ponieważ praktycznie zawsze pracuje w niezaburzonym strumieniu powietrza. Samolot o tym układzie nie osiąga łatwo krytycznych kątów natarcia, gdyż wcześniej kąt krytyczny osiąga usterzenie poziome. Najistotniejszymi wadami układu są trudności w zapewnieniu dostatecznej sterowności i stateczności kierunkowej. Układ ten znalazł zastosowanie w nielicznych samolotach dyspozycyjnych i myśliwskich.



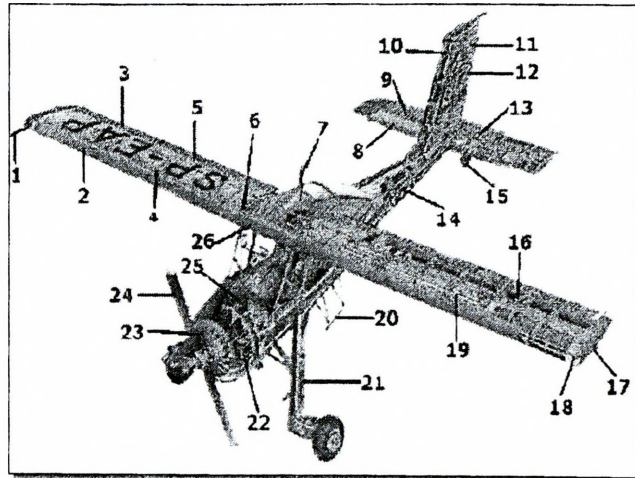
Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.16. B-2 - bombowiec w technologii *stealth* – latające skrzydło



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

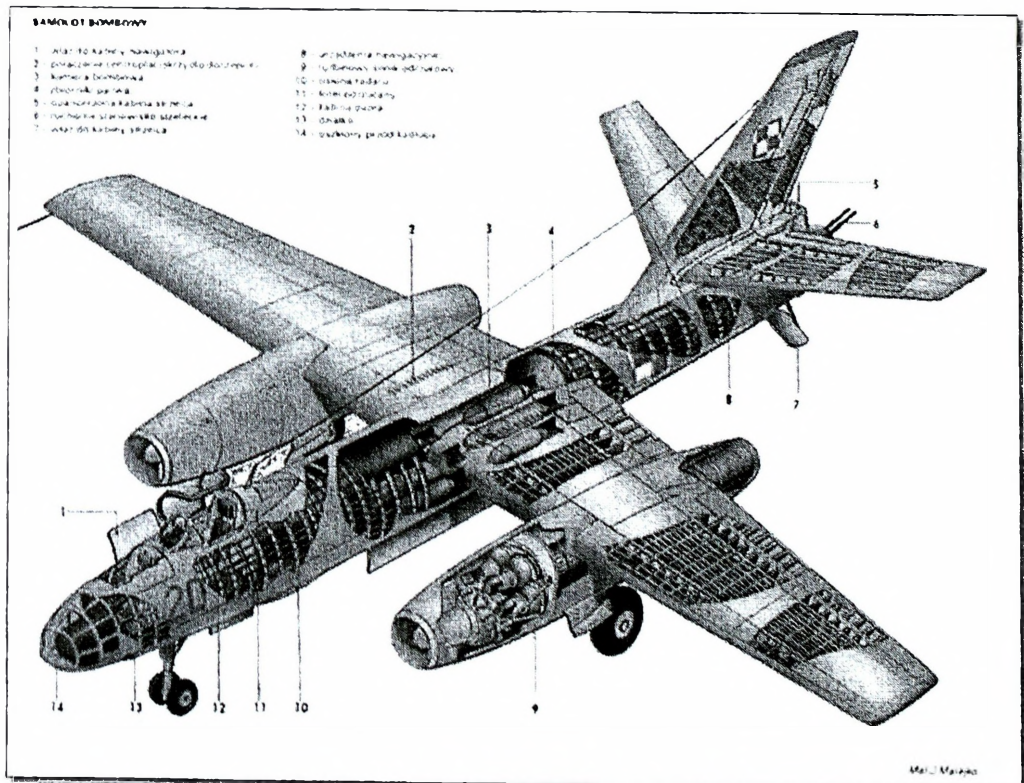
Rys. 3.17. Samolot J-35 *Draken* – przykład skrzydła szczątkowego i kadłuba nośnego, samolot bez usterzenia poziomego



Źródło: http://planes.w.interia.pl/samolot_gornoplat_wilga35.htm

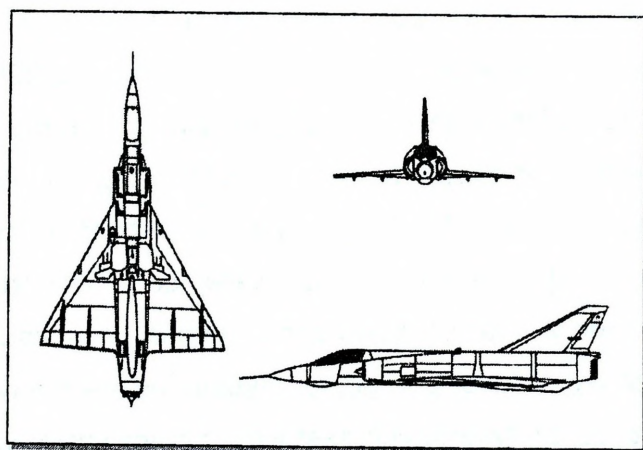
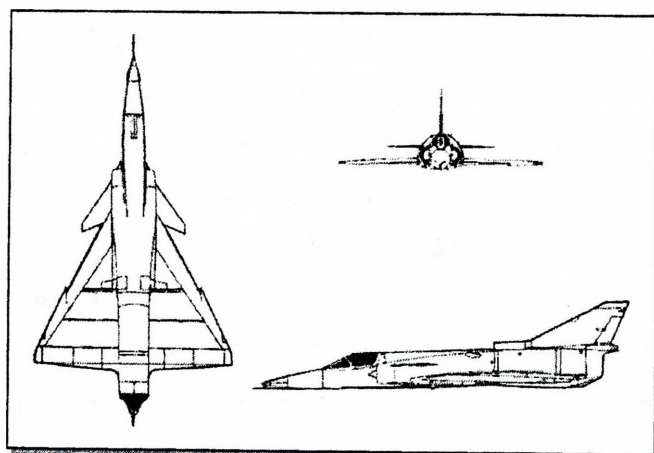
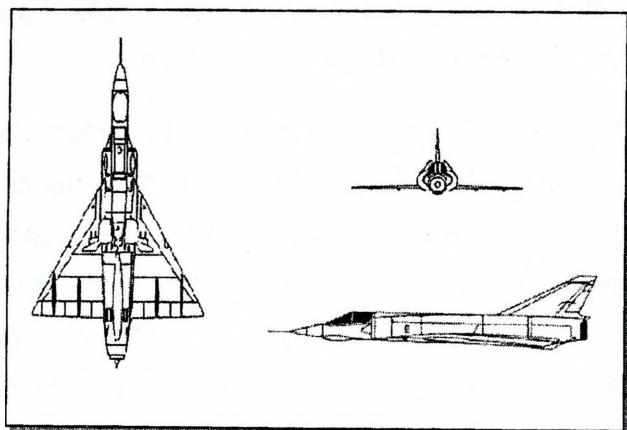
Rys. 3.18. Samolot górnopłat Wilga-35

1- rurka Pitota, 2- skrzydełko, 3- lotka, 4- skrzydło, 5- kłapa, 6- wlew paliwa, 7- antena, 8- statecznik poziomy, 9- ster wysokości, 10- statecznik pionowy, 11- światło pozycyjne białe, 12- ster kierunku, 13- kłapa wyważająca, 14- popychacze napędu sterów, 15- kółko ogonowe, 16- układy sterowania lotkami, 17- światło pozycyjne czerwone, 18- reflektor, 19- zbiornik paliwa, 20- stopień, 21- podwozie główne, 22- silnik, 23- załuzja wlotu powietrza, 24- śmigło, 25- zbiornik oleju, 26- skrzydełko kadłubowe.



Źródło: <http://strony.wp.pl/wp/il-28/konstrukcja.html>

Rys. 3.19. Konstrukcja samolotu bombowego Il-28



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.20. Samoloty ze skrzydłem trójkątnym zbudowane w układzie bez usterzenia poziomego *Mirage III C*, *Kfir*, *Mirage 2000*

Niżej zaprezentowano opis podstawowych elementów i rozwiązań konstrukcyjnych jednego z najnowocześniejszych samolotów myśliwskich F-22 *Raptor*.

Projektując F-22 dążono do uzyskania możliwie najmniejszej masy. Okazało się jednak, że przy podobnych rozmiarach jak F-15, nowy samolot jest tylko niewiele lżejszy. Przewaga F-22 polega na większej masie przenoszonego paliwa i ładunku użytkowego. Przy podobnej masie jego struktura jest bardziej wytrzymała. Aby to osiągnąć należało opracować zupełnie nowe metody wytwarzania i znaleźć nowe materiały. Ok. 10-15% wszystkich części F-22 jest wykonanych za pomocą technologii nigdy dotąd nie stosowanych.

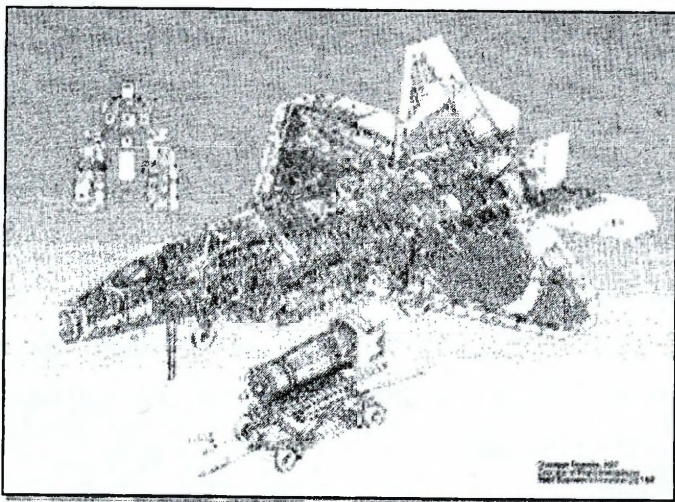
Początkowo planowano użycie do budowy struktury F-22 aż 35% materiałów kompozytowych. Całkowicie kompozytowe miały być m. in. skrzydła, ale po próbach żywotności okazało się, że powinny one mieć strukturę mieszaną. Skrzydła metalowo-kompozytowe okazały się lżejsze, bardziej odporne na uszkodzenia i łatwiejsze do obsługi. W efekcie materiały kompozytowe stanowią tylko 26% masy F-22. Kompozyty użyte w F-22 wytwarzane są dwiema metodami. Jedną z nich, RTM (*resin transfer molding*) opracowaną specjalnie przez Dow-United Technologies, pozwala na łatwe uzyskiwanie integralnych elementów o dowolnych kształtach, lżejszych o 1/3 od konwencjonalnych struktur metalowych. W tej metodzie zbrojenie i przygotowane wcześniej okucia umieszczane są w formie, do której wtryskiwana jest pod dużym ciśnieniem żywica o temperaturze ok. 230°C. Dzięki jednoetapowemu kształtowaniu i utwardzaniu, RTM pozwala na znaczne oszczędności w kosztach ponoszonych na oprzyrządowanie. Mimo to, mniej skomplikowane, płaskie części kompozytowe struktury F-22 wykonywane są bardziej konwencjonalną metodą z użyciem normalnych foremników. Najwięcej, bo aż 41% struktury F-22 stanowi tytan. Z niego przede wszystkim wykonano centralną część kadłuba, w której znalazły się największe wyprodukowane dotąd z tytanu, odkuwane wręgi o rozpiętości 5,4 m. Do łączenia części tytanowych zastosowano spawanie wiązką elektronów w komorze próżniowej. Opracowana przez firmę Aerojet metoda spawania automatycznego pozwala na wyeliminowanie prawie 75% połączeń nitowanych i eliminuje problemy ze szczelnością integralnych zbiorników paliwa. Części tytanowe użyte w F-22 wytwarzane są także jako odlewy. Metoda HIP (*hot isostatic press*) dzięki zastosowaniu wysokiego ciśnienia pozwala na uzyskanie odlewów bez wad strukturalnych, w tym m. in. pęcherzyków powietrza. Dokładność metody jest tak duża, że można aż o 80%

zmniejszyć końcową obróbkę mechaniczną. W skali całego samolotu pozwala to na zaoszczędzenie ok. 280 tysięcy dolarów.

Dla porównania warto przypomnieć, że wręgi przedprototypów YF-22, wykonywane tradycyjnymi metodami, wymagały obróbki skrawaniem usuwającej aż 90% wyjściowej ilości materiału. Wówczas jednak, dla kilku potrzebnych do prób egzemplarzy nie opłacało się opracowywać specjalnych metod wytwarzania poszczególnych części. Aby zmontować każde ze skrzydeł F-22 trzeba wykonać aż 14 tysięcy otworów pod śruby i nity. W częściach kompozytowych są one drażnione wodą, a w tytanowych i aluminiowych - konwencjonalnymi wiertarkami sterowanymi laserowo.

Szczególny sukces osiągnęli konstruktorzy F-22 przy opracowywaniu powierzchni sterowych skrzydeł. Powstały one jako integralne struktury z kompozytów, bez użycia nitów, są więc całkowicie gładkie. Po ostatecznym montażu, każdy F-22 trafia do zautomatyzowanej lakierni w Marietta. Tam przez prawie miesiąc nakładane są przez roboty liczne warstwy różnego rodzaju pokryć. Po zakończeniu prac lakierowniczych gotowe samoloty badane są w specjalnej komorze pomiarowej, w której weryfikowane jest odbijanie przez nie promieni radiolokacyjnych w różnych konfiguracjach.

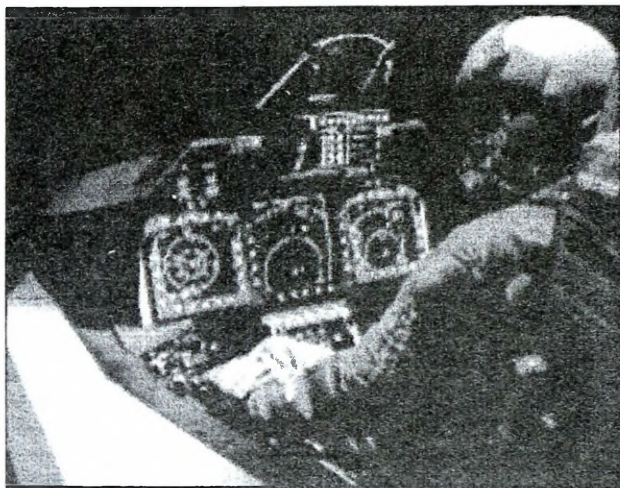
Płat i kadłub: Płat jest 2-częściową konstrukcją wielodźwigarową z sześcioma dźwigarami głównymi. Szkielet stanowią dźwigary i żebra ze stopu tytanowego i



kompozytów. Skos krawędzi natarcia wynosi 42° . Kłapy noskowe (konstrukcja kompozytowa przekładkowa) o maksymalnym kącie wychylenia 35° zajmują całą rozpiętość krawędzi natarcia skrzydła. Lotki (wychylenie 25° w górę i w dół) oraz klaplotki (20° w górę i 35° w dół) o konstrukcji kompozytowej i częściowo przekładkowej są napędzane siłownikami hydraulicznymi. Kadłub o kształcie zaprojektowanym specjalnie dla zmniejszenia wielkości przekroju radarowego. Konstrukcja o przekroju trapezowym jest niejednorodna. Szkielet jest metalowy, pokrycia z kompozytów, a wręgi siłowe ze stopu tytanowego. W części dolnej

kompozytowej i częściowo przekładkowej są napędzane siłownikami hydraulicznymi. Kadłub o kształcie zaprojektowanym specjalnie dla zmniejszenia wielkości przekroju radarowego. Konstrukcja o przekroju trapezowym jest niejednorodna. Szkielet jest metalowy, pokrycia z kompozytów, a wręgi siłowe ze stopu tytanowego. W części dolnej

i po bokach kanałów wlotu powietrza znajdują się zamykane komory uzbrojenia. Na grzbiecie kadłuba po prawej stronie zabudowane jest wielolufowe działko, a u nasady lewego skrzydła umiejscowiony jest pomocniczy zespół napędowy. Za kabiną znajduje się system energetyczny.



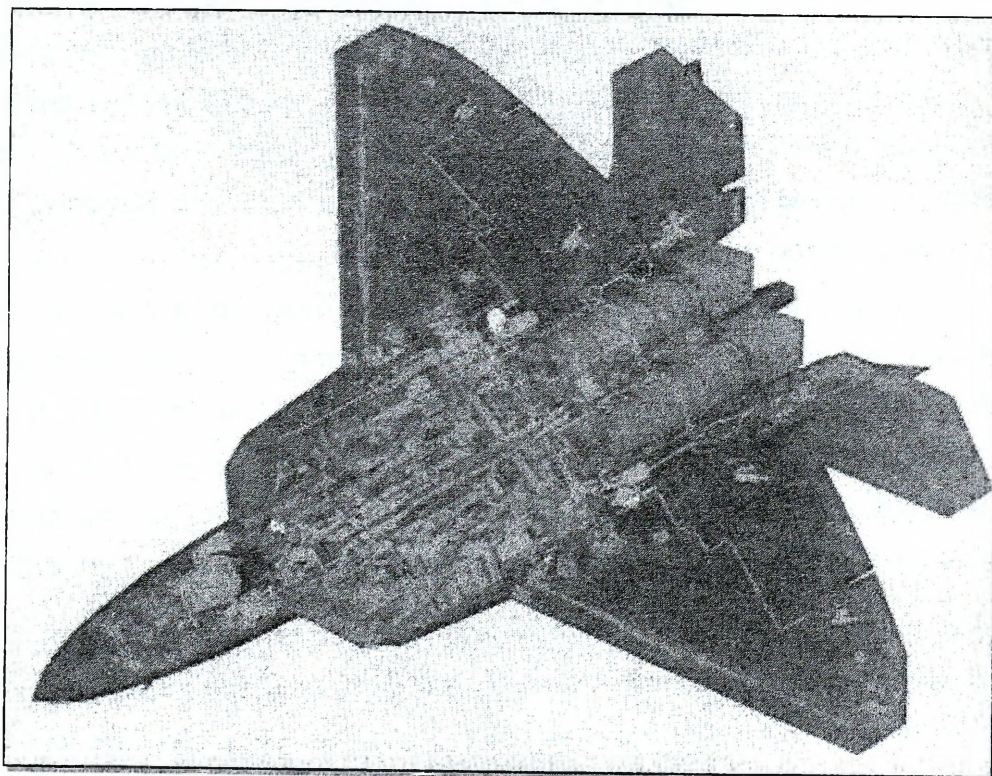
Rys. 3.21. Kabina i tablica przyrządów samolotu F-22 Raptor

Kabina ciśnieniowa, klimatyzowana jest przykrywana jednoczęściową osłoną wykonanej z poliwęglanu. Umieszczona jest w metalowej (stopy tytanu i glinu) ramie. Otwierana jest do tyłu w górę siłownikiem elektrycznym. Oszklenie kabiny jest osuszone specjalnym układem. Fotel pilota typu McDonnell-Douglas ACES II klasy 0-0 umożliwia katapultowanie przy prędkości do 1100 km/h. Wyposażenie elektroniczne rozmieszczone zostało na tablicy przyrządów oraz na bocznych pulpitych. Nad tablicą przyrządów umieszczono szerokokątny wskaźnik przezierny (HUD). Na prawym pulpicie znajduje się drążek sterowy, a na lewym - dźwignia sterowania ciągiem. Drążek, dźwignię sterowania ciągiem wykonano w układzie HOTAS (Hands On Throttle And Stick czyli ręce na przepustnicy i drążku), tzn. umieszczono na nich wszelkie niezbędne przełączniki sterujące potrzebne do wykonywania zasadniczych elementów lotu bojowego, tak aby pilot nie musiał odrywać rąk od przepustnicy i drążka - głównych elementów sterowania samolotu.

Podwozie trójpunktowe, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie teleskopowe z kołem pojedynczym na widelcu sterowane elektro-mechanicznie. Koło o wymiarze 23,5 x 7,5 R 10. Amortyzacja olejowo-gazowa. Podwozie główne teleskopowe, wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe z tarczami wykonanymi z kompozytu

węglowego z systemem ABS. Koła pojedyncze o wymiarach 37 x 11,5 cm. W tylnej części podwozia znajduje się hak do chwytania lin hamujących, wysuwany hydraulicznie.

Usterzenie poziome płytowe o obrysie pięciokątnym. Konstrukcja płyt usterzenia mieszana - kompozytowa i częściowo przekładkowa. Płyty mają wychylenie 30° w górę i 25° w dół. Usterzenie pionowe podwójne, rozchylone (kął rozwarcia 28°), wielodźwigarowe (trzy dźwigary główne). Konstrukcja mieszana - szkielet metalowy, pokrycia z kompozytu węglowo-epoksydowego. Stery kierunku o konstrukcji kompozytowej, częściowo przekładkowej mają wychylenie do 30° w obie strony. Przy wychyleniu przeciwnym i odpowiednio zgranym z wychyleniem płyt usterzenia poziomego mogą pełnić rolę hamulca aerodynamicznego.



Źródło: <http://artemida.amu.edu.pl/~andy/>

Rys. 3.22. Urządzenia i instalacje wewnętrzne samolotu F-22

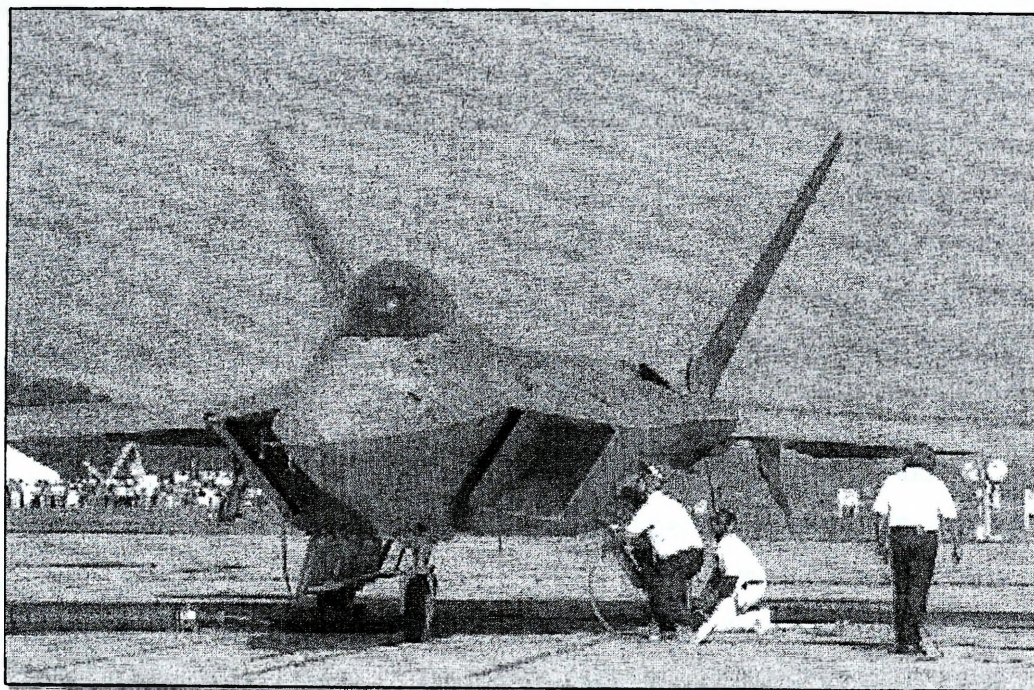
Wyposażenie i instalacje pokładowe: Sterowanie odbywa się poprzez cyfrowy układ typu fly-by-wire z potrójną siecią światłowodową i trzema niezależnymi od siebie komputerami sterującymi. Powierzchnie sterujące wychylane są za pomocą siłowników hydraulicznych (ster wysokości, stery kierunku, lotki i klapolotki) oraz za

pomocą silników hydraulicznych poprzez odpowiednie przekładnie mechaniczne (kłapy noskowe skrzydeł). Instalacja hydrauliczna sterowania jest zdwojona dla każdej powierzchni sterowej. Instalacja paliwowa składa się z integralnych zbiorników w kadłubie i skrzydłach. Istnieje możliwość podwieszenia pod skrzydłami czterech dodatkowych zbiorników o pojemności 2309 litrów każdy, które można w razie potrzeby odrzucić.

Samolot posiada urządzenie do tankowania w locie. Instalacja tlenowa zawiera maskę i inhalator dla pilota. Powietrze jest pozyskiwane z zewnątrz za pomocą układu OBOGS. Klimatyzacja kabiny zasilana wprost z upustów sprężarek silników. Instalacja elektryczna zasilą większość systemów samolotu, w tym przede wszystkim awionikę i wyposażenie pokładowe prądem stałym o napięciu 28 V lub przemiennym, trójfazowym 270 V. Prąd wytwarzany jest przez dwie prądnice o mocy 65 kW oraz ewentualnie przez prądnicę awaryjną o mocy 27 kW. W razie potrzeby instalacja może być zasilana z akumulatora. W skład wyposażenia elektrycznego wchodzi także instalacja oświetleniowa. Instalacja hydrauliczna służy do sterowania za pomocą siłowników wychyleniem powierzchni sterowych, sterowania kołem przednim, chowania podwozia, sterowania silnikiem, regulacji położenia fotela pilota i innych czynności regulacyjnych. Jej napęd stanowią cztery pompy hydrauliczne o wydatku 270 litrów/s i ciśnieniu roboczym 27,6 MPa - napędzane przez silniki. Pompa awaryjna o wydatku 100 litrów/s napędzana przez APU. Płyn roboczy niepalny, instalacja jest 2-obwodowa. Instalację przeciwpożarową stanowią gaśnice umiejscowione w tych rejonach silnika, gdzie występują bardzo wysokie temperatury. Do gaszenia stosowany jest azot - gaz obojętny pozyskiwany z zewnątrz za pomocą systemu OBIGGS.

Od nowego myśliwca od początku wymagano znacznego zmniejszenia liczby godzin potrzebnych do obsługi w stosunku do współczesnych samolotów. W F-22 udało się osiągnąć zmniejszenie czasu obsługi potrzebnego na godzinę lotu o połowę, a czas przygotowania do kolejnego lotu o ok. 1/3. Jednostka uzbrojona w 24 F-22 będzie potrzebowała tylko 8 transportowych C-141B z wyposażeniem i częściami zamiennymi do prowadzenia operacji przez 30 dni. Podobna liczba F-15 wymaga dziś do działania aż 18 takich transportowców (C-17 będzie potrzebna, odpowiednio, 5 lub 14). Ogólne roczne koszty operacyjne i utrzymania jednostki latającej na F-15 wynoszą (w cenach 1990) ponad 70 mln dolarów, a w przypadku F-22 mają być zredukowane do ok. 40 mln. F-22 zaprojektowano do funkcjonowania w dwustopniowym

systemie obsługi stosowanym przez USAF, w którym większość napraw jest dokonywana w głównych ośrodkach remontowych.



Źródło: <http://republika.pl/alderaan/f22.html>

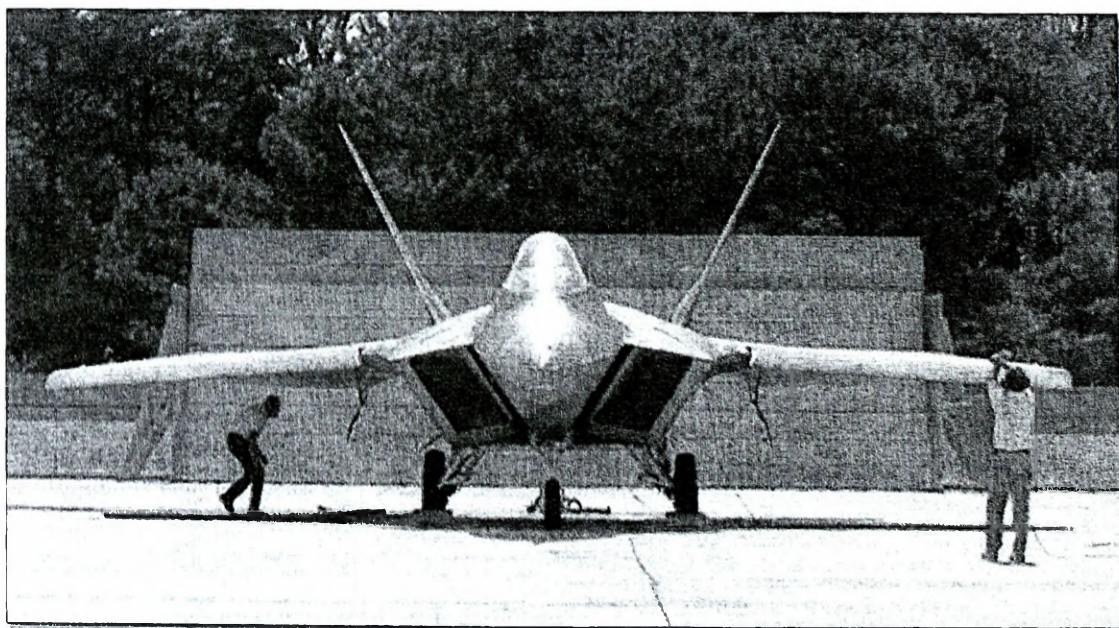
Rys. 3.23. Samolot F-22 Raptor podczas prac obsługowych

Personel techniczny w bazach operacyjnych dokonuje jedynie rutynowych przeglądów i wymiany uszkodzonych podzespołów. W przypadku F-22 niektóre części mogą być jednak dodatkowo wymieniane w warunkach polowych. Tolerancje wykonawcze przy produkcji samolotu *stealth* są wyjątkowo wąskie, więc można uzyskać ich zamiennność, ale tylko duże podzespoły są zamienne w pełni. F-22 jest przewidziany do eksploatacji przez 8 tysięcy godzin, więc na pewno będzie w tym czasie modernizowany. Został zatem specjalnie przystosowany do łatwej wymiany podzespołów na nowocześniejsze, o ile tylko będzie to niezbędne.

Obsługa F-22 jest w pełni skomputeryzowana, a personel techniczny przeprowadza analizę stanu technicznego samolotu za pomocą specjalnego przenośnego komputera PMA (*Portable Maintenance Aid*). Stan ten jest stale monitorowany przez system DHMS (*Diagnostic Health Management System*), automatycznie wskazujący podzespoły kwalifikujące się do wymiany. Dla przekazania wszelkich informacji o problemach technicznych wystarczy podłączenie PMA. Dane o każdym samolocie

gromadzone są w integrowanym informacyjnym systemie obsługowym (IMIS - *Integrated Maintenance Information System*). Również przez PMA mogą być przekazywane informacje z IMIS do systemu pokładowego samolotu. W celu przyspieszenia prac obsługowych dane o problemach z poszczególnymi podzespołami mogą być przekazywane do systemu naziemnego także w czasie lotu. O poważniejszych problemach system obligatoryjnie informuje pilota, który może podejmować wówczas decyzje stosowne do zakresu ewentualnego zagrożenia. Nowy, elektroniczny system redukuje nie tylko potrzebny czas obsługi i liczbę członków personelu technicznego, ale także wymagania dotyczące poziomu ich wykształcenia. W większości przypadków wystarcza umiejętność obsługi automatycznych urządzeń i wymiany wskazanych uszkodzonych podzespołów.

Podobnie jak w wypadku innych niewidzialnych samolotów, naprawa pokrycia F-22 wymaga specjalistycznego wyposażenia. W warunkach polowych można do tego użyć specjalnych lakierów w aerozolu, ale aby osiągnąć właściwy rezultat konieczne jest zastosowanie specjalnych materiałów i przeprowadzenie naprawy w warunkach odpowiednio wyposażonego warsztatu.



Źródło: <http://republika.pl/alderaan/f22.html>

Rys. 3.24. Samolot F- 22A Raptor

3.3. Elementy przepisów budowy samolotów

W czasie projektowania struktury nośnej płatowca niezbędna jest znajomość obciążeń, które będą działać na elementy samolotu w trakcie użytkowania. Obciążenia samolotu w przybliżeniu można określić na drodze numerycznej lub podczas badań modelu w tunelu aerodynamicznym, a dokładnie - w czasie prób samolotu w locie, czyli w rzeczywistych warunkach jego eksploatacji¹⁷.

Ponieważ obliczenia wytrzymałościowe przeprowadza się na etapie projektowania, tzn. w czasie gdy obciążenia rzeczywiste nie są znane, zachodzi konieczność ustalenia obciążeń prawdopodobnych. Obciążenia to ustala się na podstawie analizy statystycznej pomiarów dokonywanych w czasie rozwoju lotnictwa. Następnie określa je w odpowiednich przepisach budowy samolotów (np. rosyjskie NLSG, brytyjskie BCAR, AP-970, amerykańskie FAR i in.), a następnie ustala jako obowiązujące dla danej klasy samolotów.

W przepisach tych określa się odpowiednie przypadki obciążenia, przez które rozumie się najbardziej niebezpieczne położenia samolotu ze względów wytrzymałościowych. W jednych przypadkach działają maksymalne obciążenia, a w innych mniejsze. Każdy przypadek stanowi określone niebezpieczeństwo dla konkretnej części płatowca.

Zgodnie z przepisami podstawą klasyfikacji samolotów jest ich manewrowość (zwrotność), a nie ich przeznaczenie. Wszystkie samoloty dzieli się na trzy klasy:

- **klasa A** – samoloty akrobacyjne ($n_e = 8-9$)¹⁸. Charakteryzują się najcięższymi warunkami obciążenia. W skład tej klasy wchodzi następujące samoloty: sportowe, treningowe, myśliwskie i inne. Wielkość n_e jest ograniczona względami fizjologicznymi organizmu ludzkiego;
- **klasa B** – samoloty o ograniczonej zdolności do akrobacji ($n_e = 3.5 - 5.5$). Charakteryzują się średnimi warunkami obciążenia (samoloty lotnictwa rozpoznawczego, taktycznego lotnictwa bombowego i in.);
- **klasa C** – samoloty nieakrobacyjne ($n_e = 2.5 - 4$). W tym przypadku wielkości

¹⁷ Rozdział opracowany w oparciu o wydawnictwo: J. Błaszczuk. Wprowadzenie w technikę lotniczą, WAT, 1988, rozdz. 3.3.5

¹⁸ Jest to tzw. przeciążenie eksploatacyjne, maksymalnie dopuszczalne w czasie użytkowania. Jeżeli n_e pomnożymy przez współczynnik bezpieczeństwa f otrzymamy przeciążenie obliczeniowe n_o (niszczące konstrukcję).

maksymalne n_e są określane warunkami lotu w burzliwej atmosferze. Do tej grupy zaliczamy samoloty komunikacyjne, transportowe, dyspozycyjne, bombowe).

Przepisy budowy samolotów określają dla każdej klasy samolotów zależność współczynnika przeciążenia od prędkości lotu $n = f(v)$. Otrzymujemy w ten sposób tzw. obwiednię obciążeń dopuszczalnych samolotu. Obwiednia ta obrazuje i łączy wielkość obciążeń od sterowani i od podmuchów powietrza w burzliwej atmosferze. Traktuje te obciążenia oddzielnie i pozwala na zobrazowanie ich na jednym wykresie. Krzywa obciążeń dopuszczalnych wywołanych przez pilota ogranicza obszar, wewnątrz którego znajdują się wszystkie możliwe w czasie eksploatacji stany lotu i towarzyszące im obciążenia.

3.3.1 Właściwości pracy konstrukcji cienkościennych

Współczesne samoloty posiadają struktury półskorupowe (złożone z wręg, podłużnic i pokrycia), konstruowane według koncepcji *fail safe* (dosł. bezpieczne uszkodzenie). Oznacza to, że widoczne uszkodzenie, np. pęknięcie pokrycia, nie powoduje natychmiastowego zniszczenia struktury. Dopuszczalne jest powstanie uszkodzeń w trakcie okresu użytkowania samolotu pod warunkiem, że zostaną one wykryte i usunięte podczas specjalnie w tym celu wykonywanego przeglądu (uszkodzone elementy podlegają wówczas wymianie)¹⁹.

Kadłub samolotu pasażerskiego jest cienkościenną rurą o przekroju kołowym lub owalnym. Większą część jego wnętrza zajmuje kabina pasażerska, zaś pod nią znajduje się przestrzeń wykorzystywana do umieszczania urządzeń instalacji pokładowych i przedziałów bagażowych.

Skorupowa konstrukcja, szeroko stosowana w przemyśle motoryzacyjnym i lotnictwie konstrukcja z pracującym pokryciem cienkościennym. Zamknięta powłoka bez usztywnień wykonana z metalu, laminatu lub (rzadko) sklejk drewnianej (sklejka).

Półskorupowa konstrukcja, cienkościenna konstrukcja z pracującym pokryciem, popularna w przemyśle motoryzacyjnym i lotniczym.

¹⁹ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT, 1988, rozdz. 3.4

Od konstrukcji skorupowej różni się obecnością usztywnień w postaci wręg lub podłużnic, co pozwala na zmniejszenie grubości pokrycia.

Przekładkowa konstrukcja, "sandwicz", rodzaj powłoki konstrukcji skorupowej, złożonej z dwóch cienkich okładek blaszanych, sklejkowych lub plastikowych, rozdzielonych warstwą piankowego lub ulowego wypełniacza, połączonych w jedną całość w warunkach wysokiego ciśnienia i temperatury w specjalnym autoklawie. Popularna w lotnictwie i konstrukcji lekkich łodzi.

3.3.2. Określenie, charakterystyczne cechy konstrukcji cienkościennej

Każda konstrukcja mechaniczna ma trzy wymiary: długość - l , szerokość - b i wysokość - h . Jeżeli wymiary te są porównywalne, tzn. $l \approx h \approx b$, wówczas mamy do czynienia z konstrukcją przestrzenną typu bryły. W przypadku gdy jeden z wymiarów jest o wiele mniejszy od pozostałych, mówimy o konstrukcji płaskiej, jeżeli zaś dwa wymiary są zbliżone wielkością, a jeden znacznie odbiega parametrami od pozostałych, mamy do czynienia z układem pręta.

Dla wymienionych struktur istotne znaczenie ma grubość ścianki, którą oznaczamy przez δ , jeżeli największa grubość ścianki δ_{\max} jest mała w odniesieniu do najmniejszego z trzech wymiarów konstrukcji, to mówimy, że konstrukcja ta jest cienkościenna. W praktyce, dowolną strukturę przestrzenną lub płaską traktuje się jako cienkościenną, jeżeli spełnione są warunki:

$$\delta_{\max} \approx 0.1 c \quad \text{gdzie} \quad c = \min(l, h, b)$$

Z konstrukcjami takimi mamy do czynienia głównie w nadwoziach samochodów, w okrętach, wagonach i samolotach.

Jedną ze szczególnych cech konstrukcji cienkościennej jest jej mała sztywność na zginanie w kierunku prostopadłym do płaszczyzny pokrycia. Dlatego zewnętrzne siły i momenty, działające w dowolnym przekroju, mogą być równoważone naprężeniami działającymi w jej powierzchni środkowej. Ponieważ siły zewnętrzne zazwyczaj nie działają w tej płaszczyźnie, powstaje problem przekazania ich na pokrycie.

3.3.3. Przejmowania obciążeń przez powłokę

Cienkościenne rury cylindryczna nazywamy powłokami. Zastanówmy się, jak zachowuje się taka konstrukcja pod obciążeniem. Przypuśćmy, że mamy skrzydło samolotu będące powłoką, którego grubość pokrycia $\delta = 1.5 - 3.0$ mm. Pod działaniem obciążenia aerodynamicznego (ciągłego), powłoka taka traci swój pierwotny kształt na skutek małej sztywności. Zatem przejęcie obciążenia jest niemożliwe. Możliwość pracy powłoki, można wydatnie zwiększyć przez ustawienie cienkiej ścianki (przepony, diafragmy) w płaszczyźnie obciążenia. Ścianka ta stanowi podparcie dla powłoki.

Największe trudności, wynikają przy przejmowaniu sił skupionych przez powłokę. Bezpośrednie przeniesienie takich sił jest niemożliwe z powodu małej lokalnej sztywności i wytrzymałości. Załóżmy, że do powłoki przyłożymy bezpośrednio siłę skupioną, normalną do jej powierzchni. Wystąpi wówczas miejscowe spłaszczenie powłoki, tj. praktycznie jej zniszczenie. Jeżeli skupiona skierowana jest wzdłuż tworzącej to nastąpi wyrwanie pokrycia w obszarze działania siły. Aby uchronić powłokę od lokalnego zniszczenia, należy zastosować takie rozwiązania, które miałyby na celu włączenie do pracy większych obszarów powłoki. W przypadku pierwszym (siły normalnej) wystarczy włączyć do pracy cały przekrój powłoki w płaszczyźnie obciążenia przez wstawienie ścianki. Aby obciążenie tej ścianki było korzystne, należy przewidzieć na niej belkę, która przejmie siłę skupioną, a następnie przekaże na ściankę w postaci obciążenia ciągłego. W przypadku drugim, można to urzeczywistnić za pomocą dodatkowego elementu (pręta), który przejmie siłę skupioną, a następnie przekaże na powłokę w postaci obciążenia ciągłego.

Jeżeli siła skupiona jest pod dowolnym kątem do powłoki, wówczas można ją rozłożyć na składowe, odpowiadające omówionym wyżej przypadkom prostym. Wymieniony zabieg konstrukcyjny dla takiego obciążenia jest dość często stosowany w praktyce.

3.3.4. Charakterystyka i praca konstrukcji lotniczych

Przed konstrukcjami lotniczymi stawiane są różnorodne wymagania aerodynamiczne, wytrzymałościowe, sztywnościowe, masowe, technologiczno, bojowe, remontowe i in. Oznacza to, że należy przeznaczyć odpowiednią część masy płatowca na spełnienie tych wymagań. Możemy to ująć w postaci sumy mas względnych.

$$M = \xi_{aer} + \xi_{wytrz} + \xi_{szt} + \xi_{mas} + \xi_{tech} + \xi_{boj} + \dots$$

Spełnienie tych wymagań związane jest z poważnymi trudnościami wynikającymi z wzajemnej sprzeczności niektórych z nich, Sprzecznością, której nie można uniknąć przy projektowaniu płatowca, jest sprzeczność wynikająca z konieczności uzyskania, z jednej strony - minimalnego oporu aerodynamicznego i jak najmniejszej masy konstrukcji, z drugiej zaś wymaganej wytrzymałości i sztywności.

Wytrzymałość konstrukcji jest jednym z zasadniczych czynników decydujących o bezpieczeństwie lotu. Dlatego w czasie projektowania samolotu, jak również w czasie użytkowania poświęca się jej dużo uwagi. Okazuje się również, że największa część masy płatowca tracona jest na zabezpieczenie odpowiedniej wytrzymałości ($\xi_{wytrz} = 0.8 - 0.85$).

Spełnienie podstawowych wymagań, stawianych strukturze płatowca, przy narzuconych kształtach przekrojów poprzecznych ("aerodynamika" i przeznaczeniem samolotu) może być zrealizowane przez zastosowanie konstrukcji cienkościennych.

W konstrukcji takiej materiał rozłożony jest zasadniczo na obwodzie, co jest racjonalne z punktu widzenia wytrzymałości (na skracania i zginanie) oraz sztywności. Ponadto konstrukcja taka wygodna jest z uwagi na dużą żywotność bojową (wielokrotnie hiperstatyczna), zachowuje bowiem zdolność do pracy przy uszkodzeniach w czasie działań bojowych.

Typowa konstrukcja cienkościenna płaska lub przestrzenna, jest zespołem złożonym ze szkieletu i pokrycia. Szkielet składa się z elementów podłużnych i elementów poprzecznych tworzących szkielet płaski lub przestrzenny. Całość może przenosić naprężenia normalne i styczne,

Charakterystyczną cechą współczesnych konstrukcji lotniczych jest stosowanie cienkościennych struktur z pokryciem pracującym na skręcania i zginanie. Natomiast w początkach rozwoju budowy płatowców (jak również w obecnie eksploatowanych

niektórych samolotach słabo silnikowych), rolę zewnętrznej powłoki (skrzydła, kadłuba, usterzeń) spełniało pokrycie płócienne naciągnięte na drewniany szkielet. Pokrycie takie przenosiło lokalne obciążenie aerodynamiczne na szkielet samolotu, który podlegał zginaniu i skręcaniu²⁰.

Określenie "praca konstrukcji pod obciążeniem" rozumie jako odpowiedź układu konstrukcyjnego (skrzydła, kadłuba, samolotu jako całości) na przyłożone siły zewnętrzne lub jako zmiany, które zachodzą (lub powinny zachodzić) w tym układzie pod wpływem przyłożonych sił. Zmiany te są następujące:

- układ zmienia kształt, tzn, odkształca się, a jego elementy ulegają skracaniu lub wydłużeniu, zmieniają się kąty zawarte między nimi oraz ma miejsce ich wzajemne przemieszczenie;

- w materiale elementów oraz połączeniach między nimi powstają siły wewnętrzne, siły wzajemnego oddziaływania (między elementami lub częściami materiału wewnątrz elementu). Siły wewnętrzne są reakcjami konstrukcji na działanie obciążenia zewnętrznego i są z nim w ścisłym związku;

- konstrukcja układu lub jego elementu może ulec zniszczeniu.

Wyjaśnienie pracy konstrukcji pod obciążeniem sprowadza się do określania sił wewnętrznych, a następnie wywołanych przez nie odkształceń oraz warunków grożących zniszczeniu konstrukcji. Podstawową metodą określania sił działających w elementach struktury jest metoda równoważenia (równowagi sił).

3.3.5. Konstrukcja i praca skrzydła

Typowe skrzydło samolotu ma konstrukcje półskorupową, przeważnie wielodźwigarową. W jego wnętrzu najczęściej znajdują się integralne zbiorniki paliwa. Ponieważ wielkość siły nośnej powstającej na skrzydle jest wprost proporcjonalna do kwadratu prędkości lotu, najważniejszym zadaniem jest nie dopuszczenie do jej utraty, zwłaszcza w trakcie lotu z małą prędkością (np. podczas startu czy lądowania). W tym celu stosuje się szereg rozwiązań kompensujących spadek siły nośnej na skutek zmniejszenia prędkości. Jest to tzw. mechanizacja płata w skład, której wchodzi kła-

²⁰ Pokrycie przenoszące obciążenie lokalne (aerodynamiczne) nazywamy niepracującym, przenoszące obciążenie lokalne i skręcające – częściowo pracującym, przenoszące obciążenie lokalne, skręcające i zginające – pracującym.

py skrzydłowe i sloty. Od lat 80-tych coraz częściej stosuje się urządzenia rozpraszające wiry brzegowe (ponieważ ciśnienie na górnej powierzchni skrzydła jest mniejsze niż na dolnej, w pobliżu końcówki skrzydła powstaje wir, który jest powodem powstania tzw. oporu indukowanego; istnieją różne metody zmniejszania tego oporu: odpowiednie ukształtowanie końcówki skrzydła lub zwiększenie wydłużenia płata). Po licznych badaniach aerodynamicznych dominującym rozwiązaniem stały się winglety, czyli niewielkie elementy, zbliżone kształtem do stateczników, montowane na końcówkach skrzydeł.

3.3.6. Układy wytrzymałościowe skrzydła

Skrzydło jest podstawowym zespołem płatowca. Wysokie wymagania stawiane konstrukcji skrzydła związane są z tym, że przypada na nią 7 – 20% całkowitej masy samolotu, 30 - 50% stawianego oporu oraz koniecznością zapewnienia odpowiedniej sztywności zginania i skręcania.

Obciążenia działające na skrzydło są parametrem wyjściowym w projektowaniu jego struktury nośnej. Do wymiarujących obciążeń skrzydła zalicza się:

- siły aerodynamiczne q_a (obciążenie ciągłe);
- siły masowe, określane masą własną konstrukcji skrzydła q_m (obciążenie ciągłe);
- siły, które można traktować jako skupione; pochodzące od mas agregatów i ładunków umieszczonych w skrzydle (paliwo, silniki, podwozie itp.), siły ciągu zespołów napędowych, siły reakcji podłoża, odrzut ruchomych części broni i in.

Wymienione obciążenia można w każdym przekroju sprowadzić do obciążeń wypadkowych i momentu zginającego M_g , momentu skręcającego M_s i siły poprzecznej T . Obciążenia te przenoszone są przez elementy siłowe skrzydła (dźwigary, podłużniczki, pokrycie, żeberka wzmocnione) i tworzą podstawowy jego układ wytrzymałościowy, zwany niekiedy strukturą. Elementy skrzydła tworzące układ wytrzymałościowy wraz z pozostałymi (żeberka zwykłe, przegrody, owiewki, osłony itp.) tworzą układ konstrukcyjny.

Z trzech wymienionych tu podstawowych obciążeń M_g , M_s i T , moment zginający można określić jako obciążenie wymiarujące, ponieważ na jego przejęcie koniecz-

na jest największa masa materiału, do 50% całkowitej masy skrzydła. Dlatego też w zależności od sposobu przejścia momentu M_g , układy wytrzymałościowe wszystkich skrzydeł dzieli się na 3 typy:

- dźwigarowe,
- półskorupowe,
- skorupowe.

Związane to jest również i z tym, że siła T przejmowana jest (niezależnie od układu wytrzymałościowego) przez ścianki dźwigarów lub ścianki podłużne, a moment M_s przez pokrycie i ścianki.

Jeżeli moment M_g przejmowany jest głównie przez pasy dźwigarów, z uwagi na małą liczbę i małą powierzchnię przekroju poprzecznego podłużniczek oraz cienkie pokrycie, to skrzydło takie nazywamy dźwigarowym.

Jeżeli siły osiowe (w stosunku do osi podłużnej skrzydła) powstające pod wpływem zginania, przejmowane są głównie przez podłużniczki oraz wzmocnione nimi pokrycie i w małym stopniu przez pasy dźwigarów, to skrzydło takie nazywamy półskorupowym.

Jeżeli jedynym elementem przejmującym siły osiowe jest górna i dolna powłoka skrzydła tzn. brak jest dźwigarów, a belki podłużne wykonano w postaci ścianek nie przejmujących M_g , to takie skrzydło nazywamy skorupowym.

Reasumując, grubość pokrycia wynosi od części milimetra w skrzydle dźwigarowym nawet do kilkunastu milimetrów w skrzydle skorupowym. Odwrotnie jest z przekrojami pasów dźwigarów.

Wymieniono wyżej układy wytrzymałościowe: dźwigarowy, półskorupowy i skorupowy stosowane są we wszystkich zespołach płatowca. W przypadku skrzydeł mają zastosowanie niezależnie od kształtu obrysu tego zespołu tj. czy będą to skrzydła proste, skośne czy trójkątne.

Skrzydło samolotu z punktu widzenia wytrzymałości można traktować jako belkę (dla $\lambda > 3$) lub płytę o zmiennych rozkładach mas i sztywności.

W samolotach słabosilnikowych rozwijających małe prędkości, często stosowano (i stosuje się nadal) skrzydła podparta zastrzałami (np. PZL-106 *Kruk*, PZL-104 *Wilga*). Układ z zastrzałem zewnętrznym stosuje się niekiedy dla usterzenia wysoko-

ści (np, Zlin Z-50L). W wyniku zastosowania podparcia zastrzałem w strukturze nośnej na miejsce korzystny rozkład M_g , co prowadzi do zmniejszenia masy tej części płatowca. Praktyczne wnioski z przestudiowania wytrzymałości skrzydła podpartego zastrzałem wyciągnął jako pierwszy Z. Puławski, który opatentował płat przypominający skrzydła mewy i zastosował go już w 1928 r. w samolocie PZL P-I. W samolotach rozwijających duże prędkości stosowanie zastrzałów zewnętrznych jest nieracjonalne z uwagi na duże opory aerodynamiczne.

3.3.7. Elementy konstrukcyjne

Konstrukcja skrzydła składa się ze szkieletu wykonanego z elementów podłużnych (dźwigary, podłużniczki, ścianki) i poprzecznych (żeberka) oraz pokrycia.

Dźwigary mają za zadanie przejęcie momentu zginającego i siły poprzecznej. Przy tym pasy dźwigarów są obciążone siłami osiowymi, a ścianka siłami poprzecznymi pochodzącymi od zginania i skręcania. Pasy dźwigarów wykonuje się ze specjalnych profili o różnym kształcie przekroju poprzecznego. Profile te zwykle wykonuje się metodą walcowania ze stali stopowej, stopów aluminium lub tytanu.

Ścianki podłużne (dźwigary pomocnicze, szczątkowe) wykonuje się w postaci belek cienkościennych.

Spełniają rolę identyczną jak ścianki dźwigarów. Z kadłubem łączone są przegubowo. Wykonuje się je jako konstrukcje lite lub składające się z kilku elementów.

Podłużniczki są najprostszym elementem siłowym. W zależności od układu wytrzymałościowego masa podłużniczek stanowi 4+30% masy skrzydła. Dla zabezpieczenia stateczności ogólnej niezbędne jest dobranie podłużniczek o dużej powierzchni przekroju poprzecznego. Stateczność lokalne zabezpiecza się przez stosowanie ścianek o dużej grubości oraz naddatków na krawędziach. Zgrubienie krawędzi zwiększa jednocześnie moment bezwładności. Jako podłużniczki stosuje się zwykle profile prasowane lub walcowane.

Żeberka zabezpieczają kształt profilu, przejmują z pokrycia i podłużniczek obciążenie aerodynamiczne i przekazują je na ścianki dźwigarów (taką funkcję spełnia tzw. żeberko zwykłe). Żeberko jest również podporą dla podłużniczek i pokrycia oraz elementem wzmacniającym lokalnie konstrukcję skrzydła w miejscach zawieszenia

podwozia, z zespołu napędowego, z biorników paliwa, u zbrojenia itp. Oznacza to, że zadaniem żeberka jest również przejmowanie (w płaszczyźnie własnej) sił skupionych i rozprowadzenie ich na pozostałe elementy skrzydła. Żeberka takie nazywamy wzmocnionymi. Żeberka stanowią 8-12% masy skrzydła i 5-12% masy usterzenia.

Pokrycie wykonane jest z wysokowytrzymałych stopów aluminium (durali), stopów tytanu lub stali nierdzewnej.

Masa pokrycia w zależności od układu wytrzymałościowego wynosi 20-40% masy skrzydła i 25-30% masy usterzenia. Grubość pokrycia zmienia się wzdłuż rozpiętości i cięciwy. Pokrycie łączy się z podłużniczkami i żeberkami za pomocą nitowania, klejenia, lutowania lub zgrzewania. Coraz częściej stosuje się tzw. pokrycie przekładkowe, składające się z dwóch warstw nośnych i wypełniacza. Wypełniaczem mogą być tworzywa spienione lub rdzeń komórkowy z folii metalowej. Zastosowanie takich konstrukcji wpływa szczególnie dodatnio na charakterystyki masowe i sztywnościowe.

Część skrzydła składająca się z dwóch powłok (pokrycie wzmocnione podłużniczkami) górnej i dolnej oraz dwóch ścianek nazywany kesonem.

Keson bardzo dobrze pracuje pod obciążeniem skręcającym i zginającym. Ponieważ jest lekki i sztywny, dlatego skrzydła kesonowe znalazły szerokie zastosowanie. Keson w konstrukcjach lotniczych jako pierwszy zastosowali polscy szybownicy A. Kocjan i Sz. Grzeszczyk. Zbudowali skrzydło jednodźwigarowe z noskiem pokrytym dostatecznie grubą sklejką, tworzącą keson sztywny na skręcanie.

Istotnym wkładem w rozwój myśli konstruktorskiej był keson zaproponowany przez F. Misztal²¹, w którym jako pracujące pokrycie wykorzystano blachę falistą.

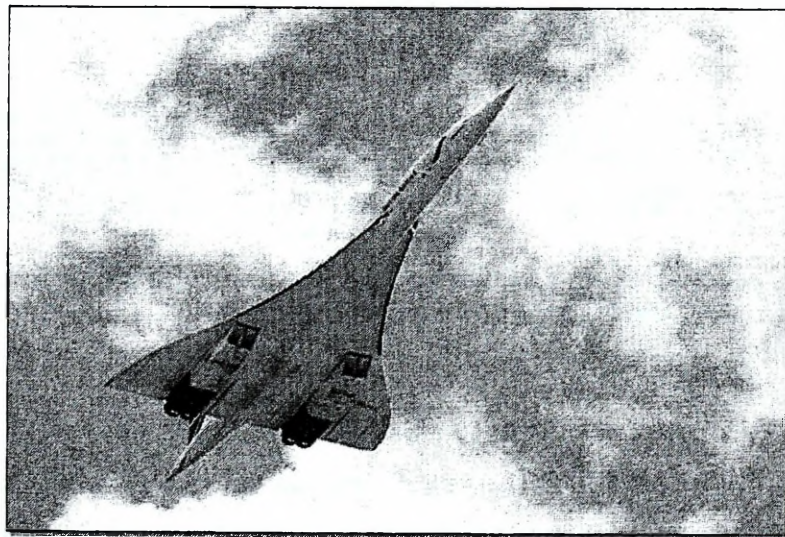
²¹ Franciszek Misztal (1901-1981) prof. dr inż., konstruktor lotniczy, badacz w dziedzinie mechaniki i teorii konstrukcji, profesor Politechniki Warszawskiej. W okresie międzywojennym skonstruował samoloty PZL-38 Wilk i PZL-48 Lampart oraz brał udział w opracowaniu samolotów PZL-4, PZL-19, PZL-23 Karaś, PZL-25, PZL-37 Łoś, PWS-33 Wyżeł. Opatentował konstrukcję skrzydeł z blachy falistej (nr patentu 16585) przyczyniając się do wprowadzenia konstrukcji skorupowych. W 1945 r. zorganizował CSS, w którym pod jego kierownictwem powstały samoloty sportowe CSS-10, CSS-11 oraz samolot komunikacyjny CSS-12. W latach 1954-1961 razem z prof. L. Dulębą skonstruował samolot pasażerski MO-12. Opublikował wiele prac naukowych.

3.3.8. Skrzydło skośne i trójkątne

Delta, trójkątny obrys skrzydeł samolotu, podobny do greckiej litery D. Dobra stateczność i sterowność, duża sztywność i korzystny układ wytrzymałościowy. Stosowane głównie w samolotach ponaddźwiękowych (np. Mig-21M, Dassault Mirage-IIIING, Saab JA-37 Viggen, Concorde).

Oprócz klasycznej delty o kącie skosu krawędzi natarcia ok. 60° istnieją zbliżone układy półdelty (z osobnym usterzeniem poziomym), delty-kaczki (z usterzeniem przed skrzydłem) i delty podwójnej (o skosie krawędzi natarcia zmiennym wzdłuż rozpiętości).

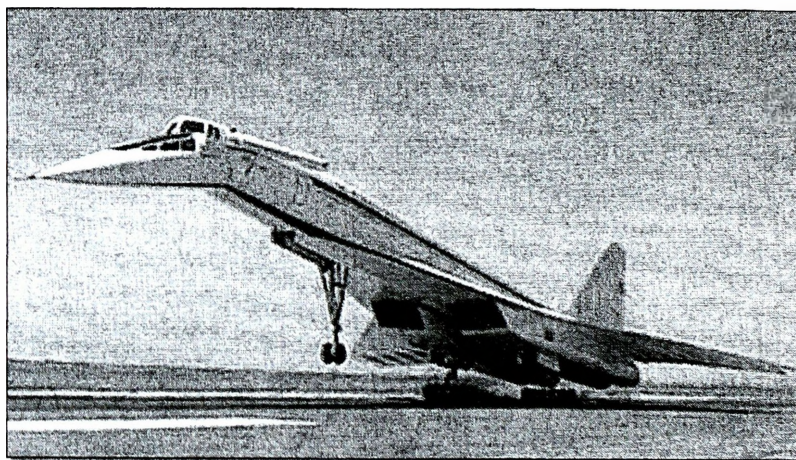
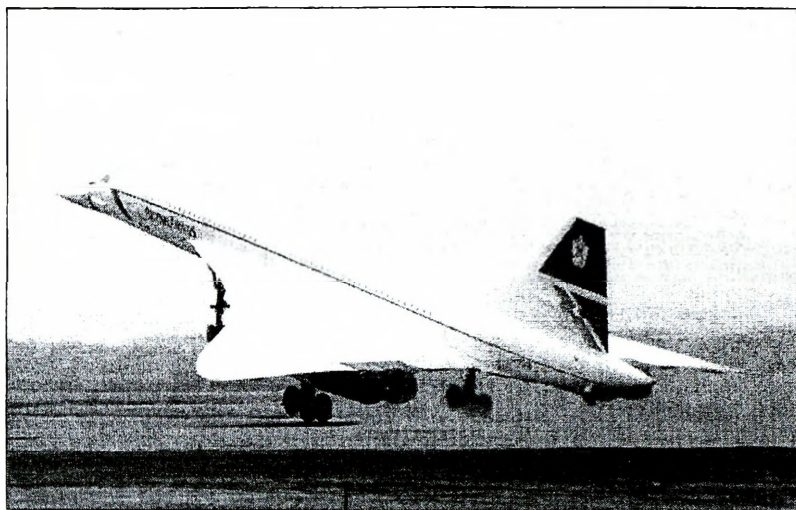
Skrzydło ostrołukowe, wyrefinowana aerodynamicznie odmiana skrzydła delta o wklęsłej (w rzucie z góry) krawędzi natarcia. Zmienny wzdłuż rozpiętości skos skrzydła zapobiega nadmiernej wędrowce środka parcia przy przejściu do prędkości naddźwiękowej. Zastosowane w naddźwiękowym samolocie pasażerskim Sud/BAC Concorde i prototypach Tu-144.



Źródło: <http://aerophoto.crosswinds.net/cal5.htm>

Rys. 3.25. Concorde – przykład skrzydła ostrołukowego

Skrzydło pasmowe, modyfikacja układu delty stabilizowanej celem zapewnienia lepszej manewrowości i sterowności przy dużych kątach natarcia. Składa się z przykadłubowego odcinka skrzydła ostrołukowego (o skosie ponad 75°), przechodzącego w klasyczne skrzydło trapezowe o małym wydłużeniu. Wykazuje mały opór falowy i indukowany, wysoki współczynnik siły nośnej i dużą krytyczną liczbę Macha. Szeroko stosowane w myśliwcach nowej generacji (F-18, F-16, MiG-29).



Źródło: <http://www.airwar.ru/>

Rys. 3.26. Samoloty pasażerskie z ostrołukowym skrzydłem „delta” bez usterzenia poziomego Concorde i Tu-144

Dźwigar lotniczy, podstawowy element wytrzymałościowy w postaci belki, stosowany w konstrukcji skrzydeł i usterzeń. Spotyka się dźwigary ceownikowe, dwuteownikowe, skrzynkowe, kratownicowe i rurowe - metalowe, drewniane lub kompozytowe.

Centropląt, przylegająca do kadłuba i integralnie z nim związana środkowa część płata samolotu, do której mocuje się lewe i prawe skrzydło. Rozwiązanie stosowane niekiedy celem ułatwienia transportu i napraw samolotu.

Skrzydła skośne w stosunku do prostych, mają dość istotną osobliwość konstrukcyjną związaną z istnieniem części przy kadłubowej. Oba skrzydła (lewe i prawe) nie stanowią przedłużenia jedno dla drugiego, jak to z reguły ma miejsce w

skrzydle prostym. Skrzydła skośnego nie można traktować jako belki prostej, lecz jako belkę z jednym lub dwoma załamaniami. Przyjmuje się, że konsola skrzydła (część skrzydła leżąca na zewnątrz przekroju) pracuje w taki sam sposób jak skrzydło proste. Dlatego dalej omówiona będzie struktura części przykadłubowej.

Najczęściej spotykanymi strukturami części przykadłubowej są układy: jedno- lub dwudźwigarowe:

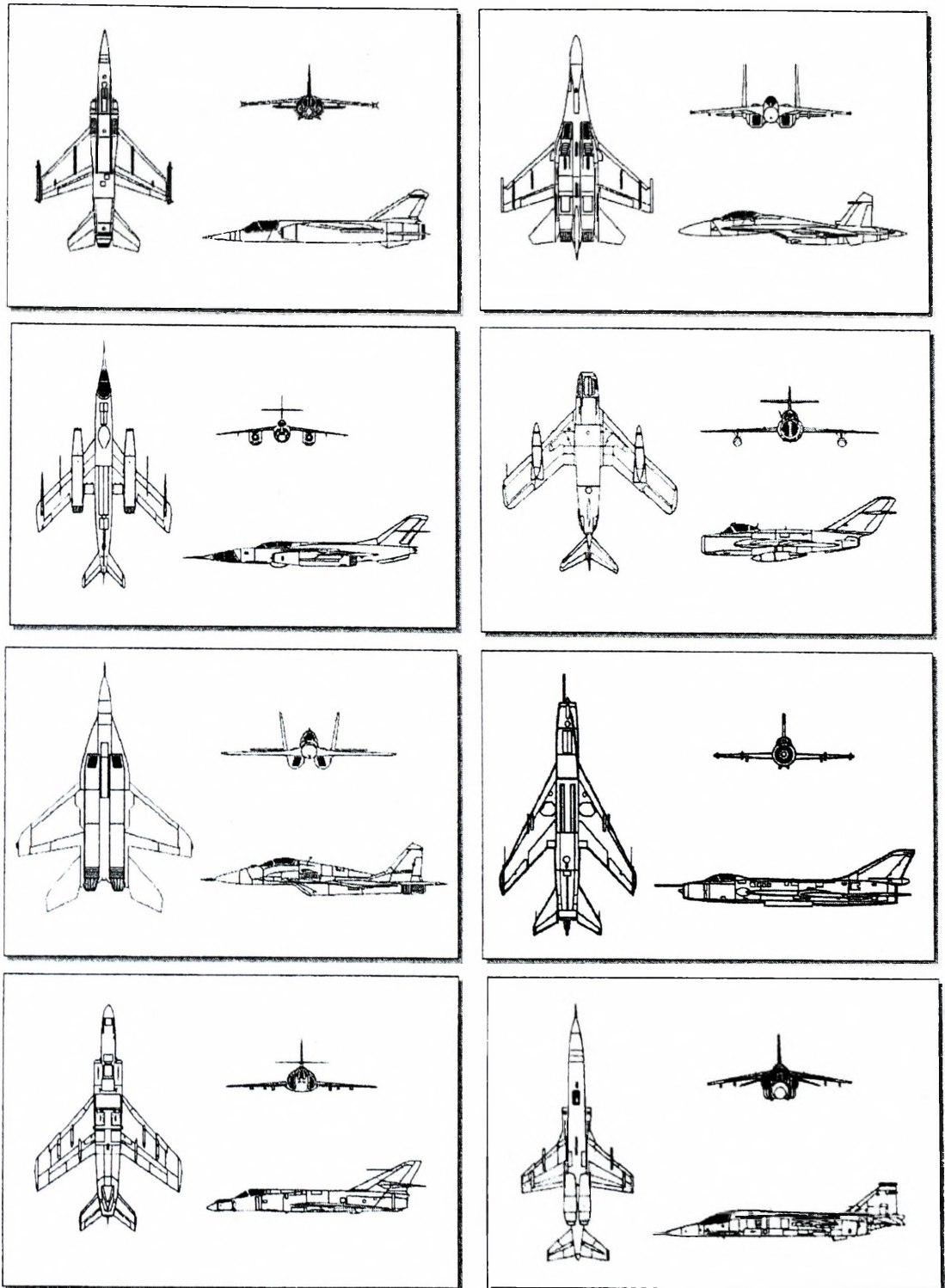
- z załamaniem osi siłowych elementów podłużnych w płaszczyźnie ścianki, kadłuba;
- z załamaniem osi elementów podłużnych w płaszczyźnie symetrii samolotu;
- z zastrzałem wewnętrznym, zwanym belką-zastrzałem.

W skrzydłach skośnych naprężenia normalne w elementach podłużnych i pokryciu (od momentu zginającego) rozkładają się w przekroju przykadłubowym nierównomiernie, a więc inaczej niż w skrzydle prostym. Wyjaśnić to można różnymi długościami siłowych elementów podłużnych. Dźwigar tylny oraz przylegające do niego podłużniczki i części pokrycia jako krótsze, a więc i bardziej sztywne, będą przenosić większe naprężenia. Ta specyfika pracy części przykadłubowej, związana z koncentracją naprężeń w pobliżu tylnego dźwigara, pociąga za sobą konieczność wykonania tego ostatniego jako elementu wzmocnionego.

Większość współczesnych samolotów przydźwiękowych wyposażona jest w skrzydła skośne o starej geometrii. Przyczyną tak szerokiego zastosowania są niewątpliwie ich zalety aerodynamiczne w obszarze tych prędkości. Jeżeli chodzi o lotnictwo naddźwiękowe, to około 30% samolotów zbudowano ze skrzydłom skośnym.

Skrzydła trójkątne są przykładem właściwego pogodzenia wzajemnie sprzecznych wymagań aerodynamiki z jednej strony, wytrzymałości i masy z drugiej. Ich układy wytrzymałościowe można podzielić na dwie grupy:

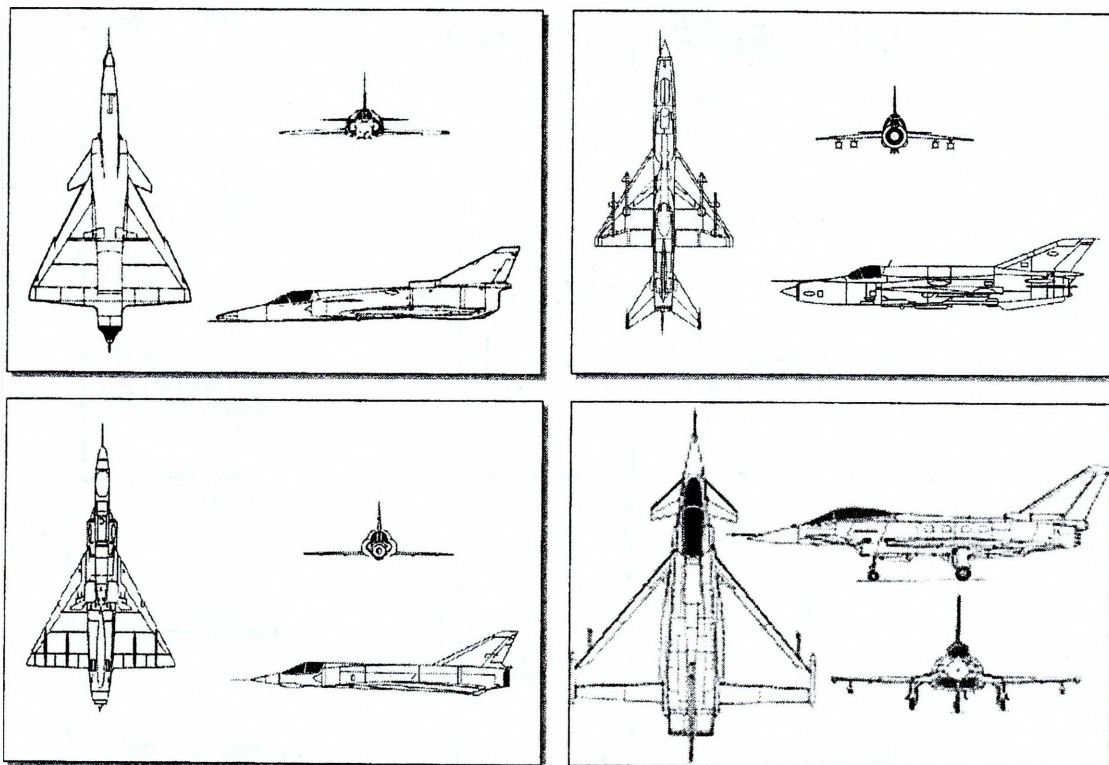
- układy stosowane w skrzydłach skośnych, lecz wpisane w obrys trójkąta;
- układy specjalnie zaprojektowane dla skrzydeł trójkątnych.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

**Rys. 3.27. Kształty skrzydeł skośnych zastosowanych w samolotach nad-
dźwiękowych *Mirage F.1, Su-27, Jak-28, MiG-15, MiG-29, Su-7, Ethendard, Mit-
subishi F-1***

W przypadku układów zaliczanych do pierwszej grupy, przeznaczenie i praca elementów skrzydła są takie same jak i skrzydła skośnego. Układy grupy drugiej charakteryzują się w zasadzie brakiem załamania elementów podłużnych lub specyficznym ich położeniem wzdłuż rozpiętości. Stosowane kształty w skrzydłach trójkątnych przedstawiono na rysunkach niżej.

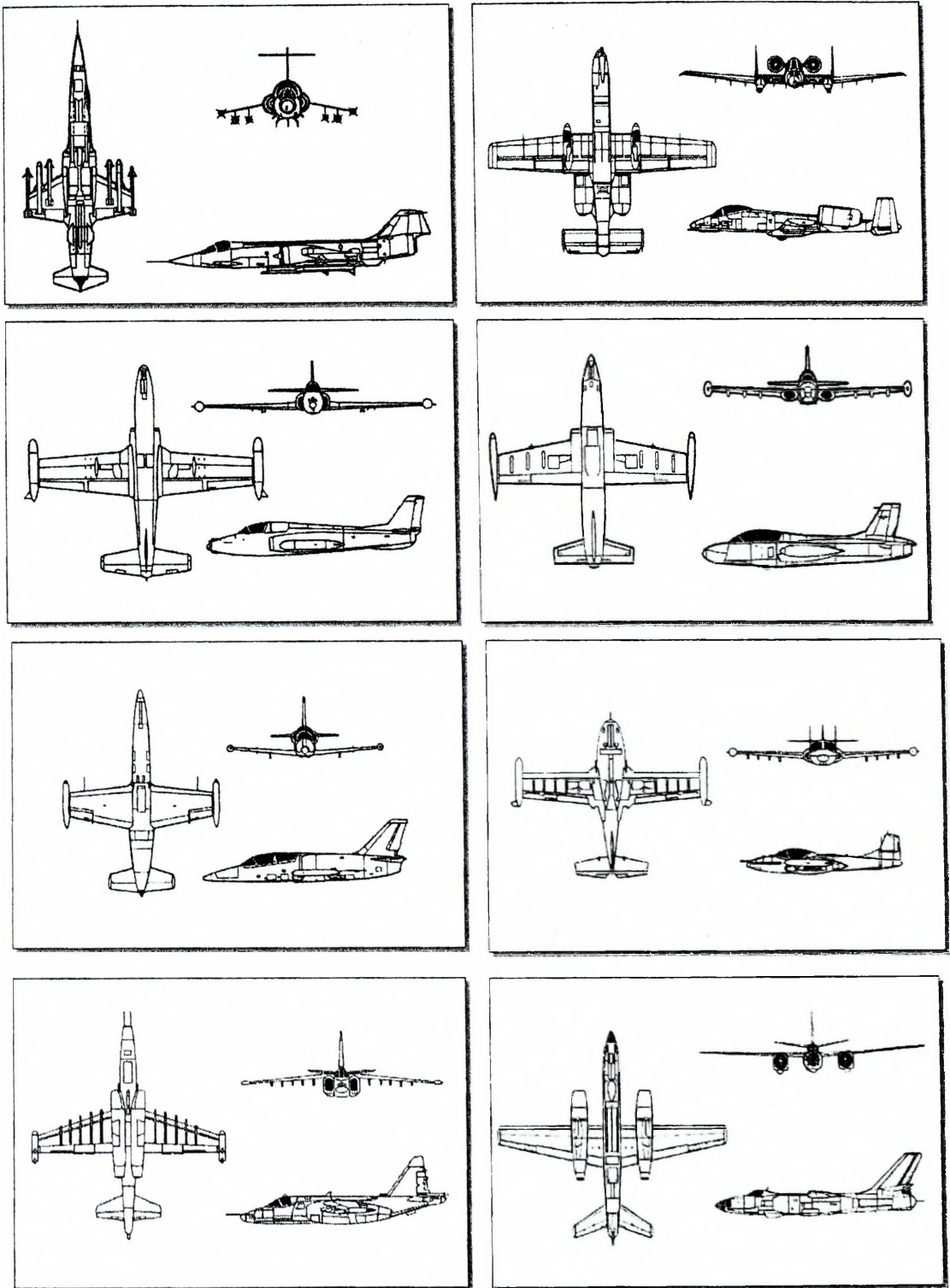


Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.28. Kształty skrzydeł trójkątnych samolotów naddźwiękowych *Kfir*, *MiG-21*, *Mirage III C*, *Eurofighter*

Skrzydła trójkątne w porównaniu z prostymi lub skośnymi nie wymagają specjalnych przeglądów w czasie eksploatacji. Pierwszoplanowym zadaniem w przeglądzie skrzydła jest obserwacja stanu pokrycia i jego połączeń. Wynika to z dużego obciążenia powierzchniowego pokrycia oraz wpływu na jego wytrzymałość zjawiska nagrzewania aerodynamicznego, towarzyszącego lotom z dużymi prędkościami.

Skrzydła trójkątne znalazły szerokie zastosowanie w samolotach latających z prędkościami naddźwiękowymi. Z danych statystycznych wynika, że około 40% wszystkich samolotów naddźwiękowych różnego przeznaczenia, wyposażono w skrzydła tego rodzaju.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.29. Przykłady samolotów ze skrzydłami prostymi F-104, A-10, Galeb Jaстреb, MB-326, L-39 Albatros, A-37 Dragonfly, Su-25, Il-28

3.3.9. Skrzydło o zmiennej geometrii

Zmienna geometria skrzydła, to wprowadzone w latach 1960-1990 rozwiązania konstrukcyjne skrzydła, pozwalające na uzyskanie optymalnej charakterystyki aerodynamicznej bojowego samolotu naddźwiękowego w pełnym zakresie prędkości.

Realizowane poprzez obrót skrzydła w płaszczyźnie poziomej z położenia prostopadłego do kierunku lotu (start, lądowanie, lot na maksymalny zasięg z prędkością ekonomiczną), przez skos rzędu 40° (walka) aż po pełny skos rzędu 70° , przy którym krawędź spływu skrzydła styka się niemal z usterzeniem poziomym (pościg, przekraczanie bariery dźwięku, hangarowanie).

Ponieważ podobne możliwości ma obecnie znacznie tańsze skrzydło pasmowe, wielkoseryjne samoloty ze zmienną geometrią skrzydła nie są liczne (F-111, MiG-23/27, Su-17/22, Su-24, Tornado).

Skrzydłem o zmiennej geometrii nazywany skrzydło mające możliwość zmiany kąta skosu krawędzi natarcia (a więc rozpiętości, wydłużenia oraz grubości względnej i związanych z nimi charakterystyk aerodynamicznych) w czasie lotu samolotu²². Skrzydło takie w konfiguracji „rozłożone” jest skrzydłem prostym. Ma ono zastosowanie w lotach poddźwiękowych, zapewnia samolotowi duży promień działania oraz krótki start i lądowanie. Skrzydło w położeniu „złożone” jest skrzydłem skośnym lub rombownym, wykorzystywane jest w lotach naddźwiękowych. Stwarza samolotowi optymalne warunki do przechwytywania i atakowania celów na małych i dużych wysokościach.

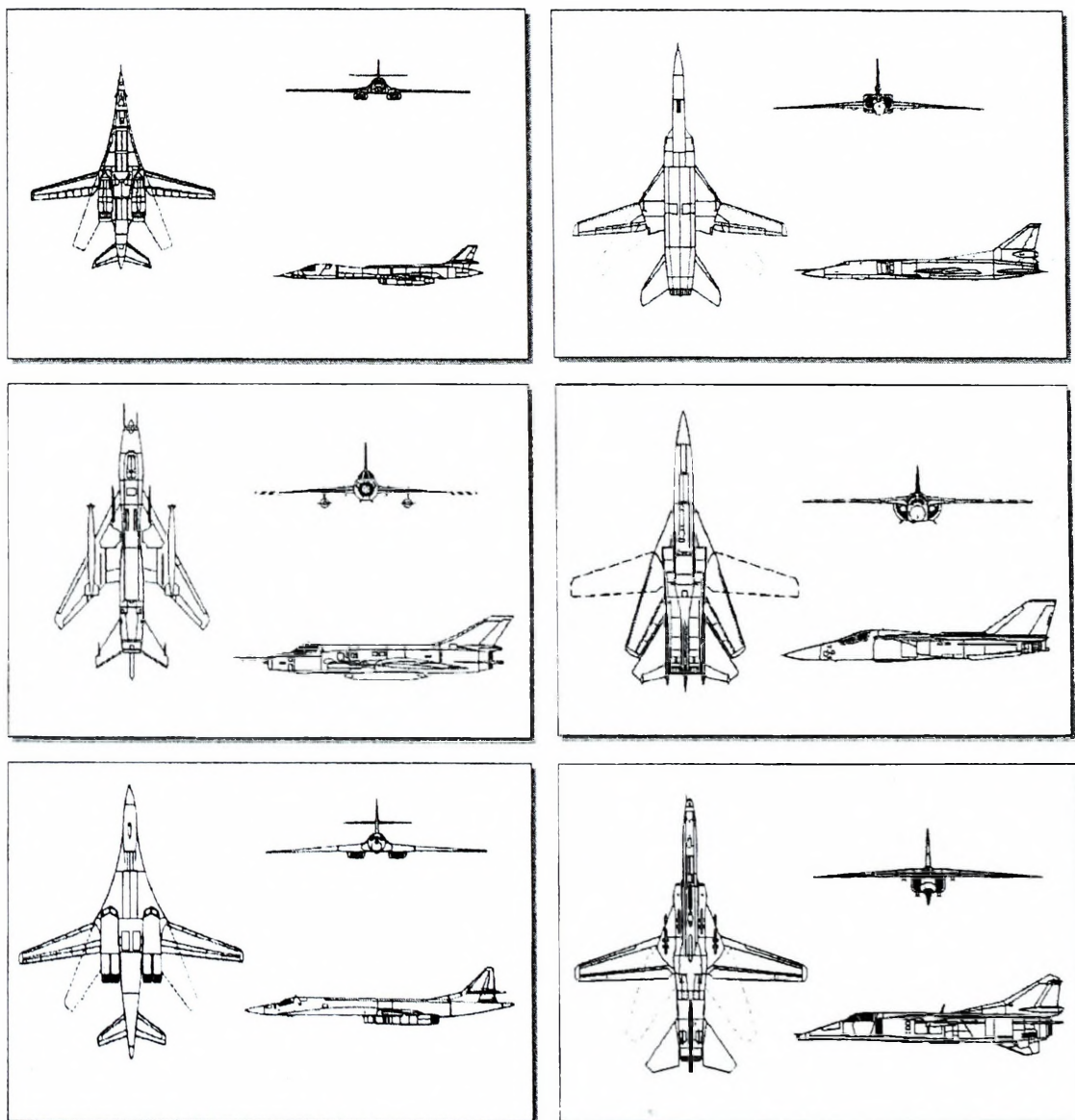
Zmiana skosu powoduje odpowiednią zmianę wydłużenia λ , grubości względnej profilu $\check{g} = g/b$ i doskonałości samolotu D .

Ważnym problemem skrzydła o zmiennej geometrii jest wędrówka środka parcia SP, wynikająca z różnych jego konfiguracji. Skrzydło mające oś obrotu w płaszczyźnie ścianki kadłuba, w dwóch położeniach (mały i duży skos) charakteryzuje się zmiennym rozkładem ciśnienia oraz dużym przesunięciem SP do tyłu (duży wzrost stateczności, spadek manewrowości samolotu). Przeciwdziała się temu przez

²² Pierwsze konkretne rozwiązania w dziedzinie zmiany geometrii według współczesnych wymagań, zaczęto wprowadzać w okresie II wojny światowej opracowaniem prototypu samolotu Messerschmitt P-1101 ze skrzydłami skośnymi, których krawędzie natarcia mogły być ustawione pod kątem 35° lub 45° . Oblotu prototypu nie dokonano, ponieważ w 1945 r. samolot został zdobyty przez wojska USA. Pierwszym samolotem produkowanym seryjnie był wielozadaniowy samolot myśliwski F-111 oblatany w 1964 r.

umieszczanie punktu obrotu skrzydła na zewnątrz obrysu kadłuba, czyli zmniejszenie powierzchni ruchomej części skrzydła przy zachowaniu tej samej rozpiętości.

Przedsięwzięcie to zmniejsza przesunięcie SP. Część nieruchoma skrzydła zwana centropłatem wytwarza siłę nośną, która wzrasta wraz ze wzrostem kąta skosu części ruchomej (konsoli), przeciwdziałając przesunięciu SP do tyłu.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.30. Kształty centropłatów i ruchomych części skrzydeł zastosowane w samolotach o zmiennej geometrii – B-1, Tu-26, Su-20, F-111, Tu-160, MiG-27

Masa konstrukcji samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii rośnie w przedziale 3-6%, głównie z uwagi na wprowadzenie węzła obrotowego (przegubu) i wzmocnienia środkowej części profilu skrzydła, dla rozprowadzenia sił skupionych.

Powierzchnia ruchomych konsoli wynosi od 40÷70% całkowitej powierzchni skrzydła. Kąt skosu krawędzi natarcia konsoli, w położeniu ustalonym, zwykle zawiera się w przedziale 15-75°. Czas przejścia konsoli z jednego skrajnego położenia w drugie wynosi 15÷20 s dla samolotów myśliwskich i 1÷2 min - dla samolotów ciężkich (transportowe, bombowa). Czas ten pozwala na płynną zmianę charakterystyk aerodynamicznych samolotu związanych ze zmianą konfiguracji skrzydła. Dotychczas zbudowano wiele samolotów w tym układzie.

3.4. Sterowanie samolotem, powierzchnie ruchome

Dotychczas został opisany podstawowy zespół płatowca – skrzydło. Oprócz skrzydła samolot wyposażony jest w zespół mechanizmów i urządzeń zapewniających wykorzystanie go zgodnie z wolą pilota lub założonym programem. Zabezpiecza to układ sterowania samolotem.

Układ ten zapewnia wytworzenie odpowiednich momentów sił względem określonych osi samolotu i jego pochylenie, przechylenie lub odchylenie od położenia początkowego. Zależnie od rodzaju wytwarzanych sił układ sterowania może być aerodynamiczny lub strumieniowy.

Układ sterowania strumieniowy polega na wykorzystaniu reakcji gazów wypływających z odpowiednio rozmieszczonych dysz. Stosuje się go, gdy prędkość lotu względem otaczającego powietrza jest mała, tzn., gdy stery aerodynamiczne są nieskuteczne lub mało skuteczne, jak to ma miejsce w samolotach pionowego startu i lądowania w fazie startu, zawisu, rozpędzania i lądowania. Układ ten stosowany jest równoległe z aerodynamicznym układem sterowania.

Układ sterowania aerodynamiczny obejmuje sterowanie lotkami (sterolotkami, klapolotkami lub przerywaczami) oraz sterami kierunku i wysokości.

Usterzenie, to zespół nieruchomych (stateczniki) i ruchomych (stery) płaszczyzn umocowanych zwykle z tyłu kadłuba statku powietrznego celem nadania mu stateczności oraz sterowności.

Statecznik pionowy i ster kierunku tworzą usterzenie pionowe, umożliwiające zachowanie kierunku lotu oraz obracanie samolotu wokół osi pionowej, statecznik poziomy i ster wysokości - usterzenie poziome pozwalające na zachowanie żądanej wysokości oraz na obracanie samolotu wokół osi poziomej.

W zależności od sposobu połączenia powierzchni sterowych z odpowiednimi sterownicami w kabinie załogi rozróżnia się układ sterowania mechaniczny i elektryczny. Układ mechaniczny zapewnia tylko sterowanie bierne, w którym jedynie pilot (pilot automatyczny) może oddziaływać na powierzchnia sterowe. Częścią składową mechanicznego układu sterowania jest mechanizm sterowania, który może być elastyczny, wykonany z linek stalowych prowadzonych na kratkach i sztywny składający się z zwykła z cienkościennych rur wykonanych ze stopu aluminium, ułożonych w prowadnicach i zawieszanych na wahaczach, albo mieszany.

W samolotach rozwijających małe prędkości lub o małej masie startowej wystarcza jedynie mechaniczne połączenie z powierzchniami sterowymi. W samolotach ciężkich lub rozwijających prędkości przy- i naddźwiękowe siły występujące na sterownicach są tak znaczne, że w układach sterowania stosuje się wspomaganie mocy (z reguły hydrauliczne).

Układ sterowania elektryczny, w ogólnym przypadku pracuje jak mechaniczny. Zapewnia jednocześnie sterowanie czynne polegające na samoczynnym (automatycznym) wychylaniu się powierzchni sterowych w odpowiedzi na zaistniałe odchylenia parametrów zadanego toru lotu. Bez ingerencji pilota przy jednoczesnym zachowaniu jego priorytetu w czasie lotu sterowanego. W porównaniu z układem mechanicznym nie ma mechanizmu sterowania, lecz układ elektrycznego przekazywania sygnałów od sterownic do powierzchni sterowych oraz szybko działające urządzenia wykonawcze (zwykle silniki hydrauliczne), mierniki: prędkości kątowej przyspieszenia, kąta natarcia oraz komputer pokładowy.

Najnowsze samoloty myśliwskie (np. Super Mirage 4000, F-16A i in.) są wyposażone w takie układy sterowania traktowane jako zasadnicze, a dublujące je układy mechaniczne jako awaryjne. Ponadto w płatowcu zabudowane są liczne powierzchnie ruchome, na skrzydłach i kadłubie.

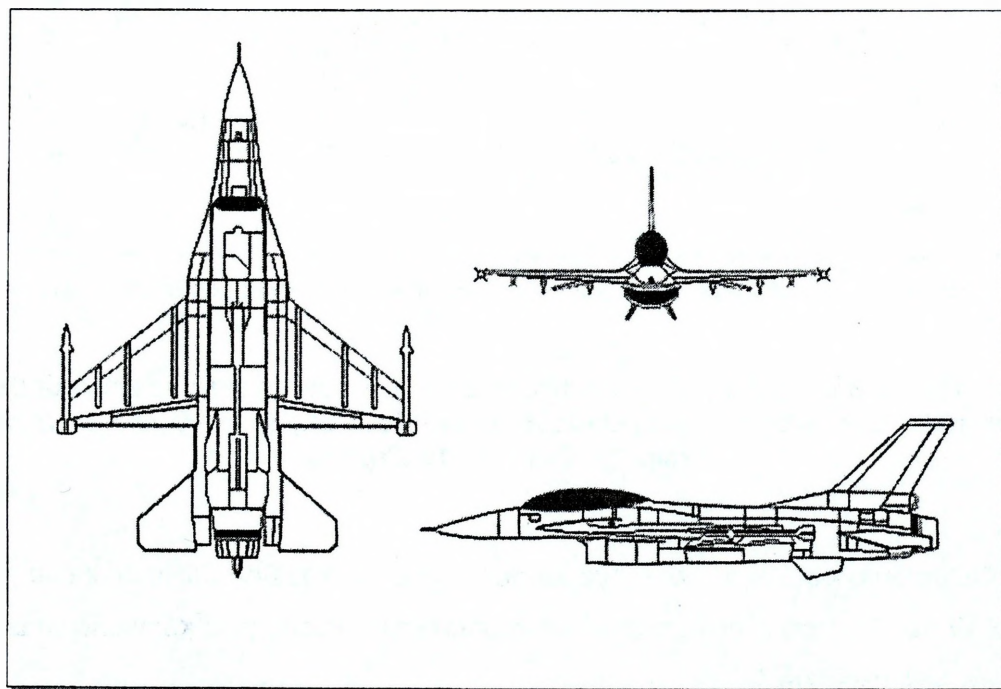
W dalszej części zostaną opisane podstawowe powierzchnie sterowe stosowane w samolotach o układzie klasycznym.

W procesie rozwoju samolotu stwierdzono, że zadanie jakie ma do wykonania usterzenie (wyrównoważenie, stateczność i sterowność) najprościej i skutecznie spełnia układ składający się z dwóch powierzchni nośnych nieruchomych (statecznik poziomy i pionowy) i dwóch ruchomych (ster kierunku i wysokości), Usterzenie takie nazywamy klasycznym.

W pierwszym okresie rozwoju lotnictwa stosowane było klasyczne usterzenie poziome zwane nośnym, które wytwarzało znaczny część siły nośnej samolotu.

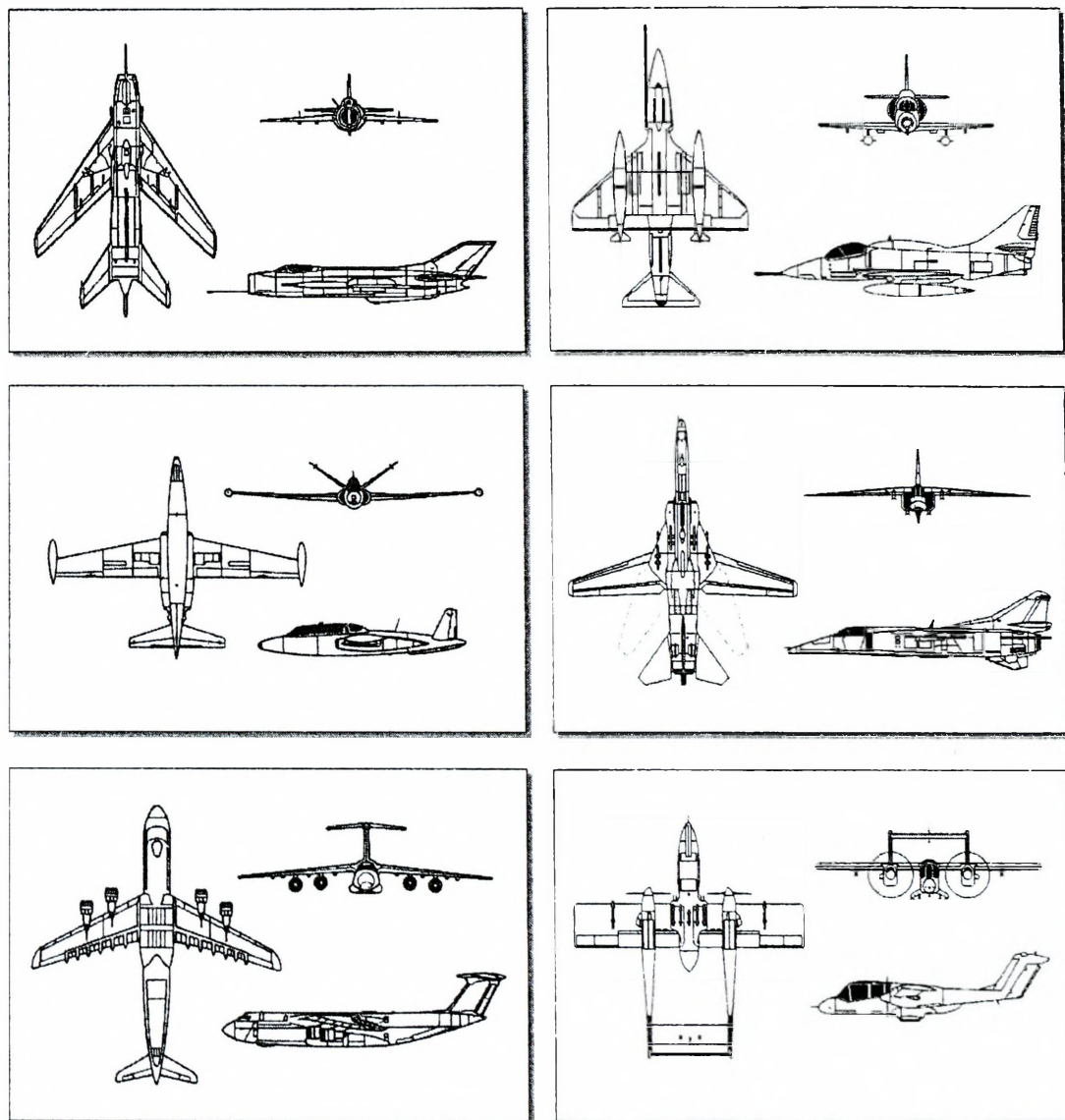
Siła nośna usterzenia była zawsze skierowana zgodnie z siłą nośną skrzydła. Przy wychylaniu steru zmieniała się jej wielkość, a nie kierunek działania siły. Zmiana wielkości siły zabezpieczała tylko ograniczoną sterowność w płaszczyźnie pionowej, ponieważ samolot miał cechy nadstateczności, z tego względu obecnie stosowane jest usterzenie poziome, którego siła nośna jest mała w porównaniu z siłą nośną skrzydła i w zależności od wychylenia steru, może być skierowana do góry lub do dołu. Przy neutralnym położeniu steru siła skierowana jest do dołu dzięki odpowiedniemu wyważeniu samolotu (SP skrzydła znajduje się za SM samolotu).

Usterzenie takie nazywamy nienośnym. Układ taki zapewnia dużą czułość sterowania tzn. szybką i energiczną reakcję samolotu na wychylenie steru.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

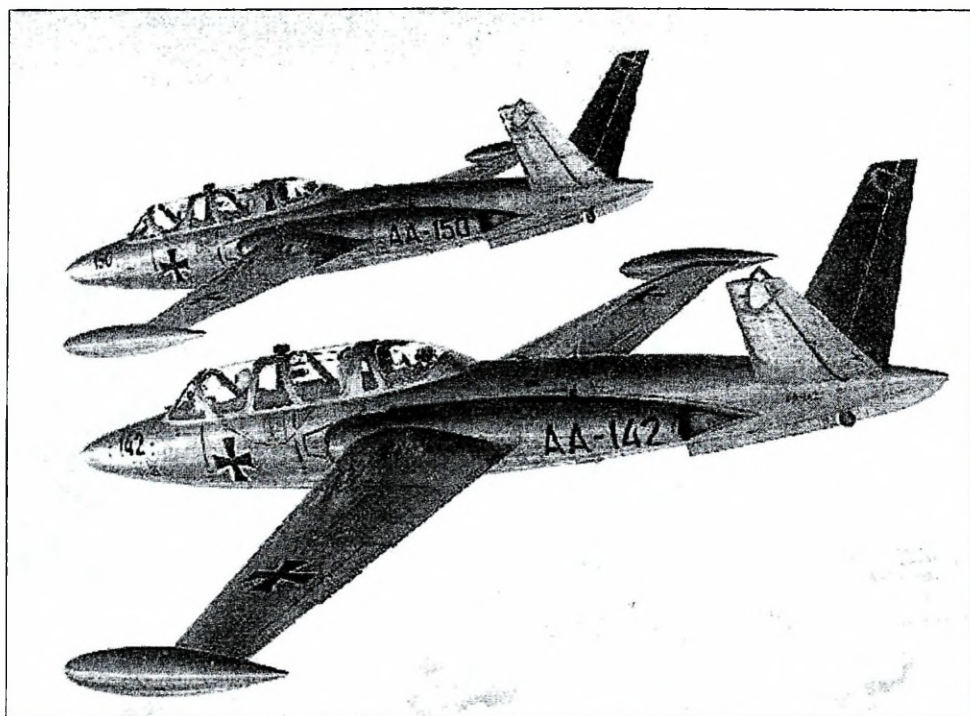
Rys. 3.31. Usterzenie klasyczne na przykładzie samoloty F-16



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 3.32. Różne położenia usterzenia poziomego względem kadłuba i usterzenia pionowego na przykładach samolotów Mig-19, A-4, F-4, F-4 Phantom II, Mig-27, C-5 i OV-10 Bronco

Usterzenie poziome może być zamocowane do kadłuba lub usterzenia pionowego. W ostatnim przypadku może być to położenie uznane jako konwencjonalne lub górne w tzw. układzie T.



Źródło: <http://www.bmlv.gv.at/abfangjaeger/abjaeger.shtml>

Rys. 3.33. Usterzenie motylkowe (Rudlickiego) w samolocie *Fouga Magister*

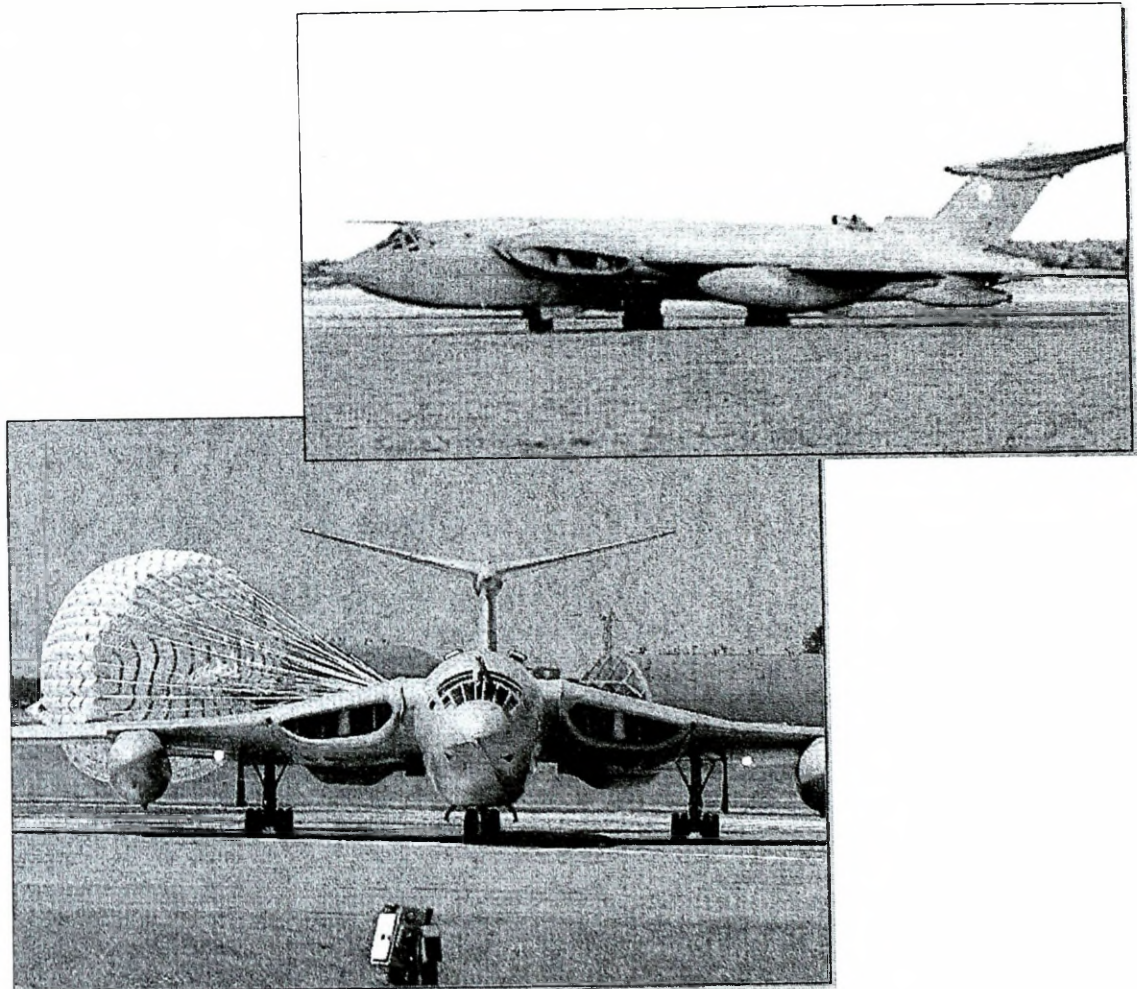
Usterzenie w kształcie litery T (np. Ił-62, F-104 Starfighter) ma małą sztywność i skomplikowane węzły mocowania oraz stosunkowo dużo masę. Charakteryzuje się jednak polepszeniem warunków pracy steru kierunku.

W samolotach poddźwiękowych stosowany jest niekiedy układ bez wyraźnego zaznaczenia usterzenia poziomego i pionowego, czyli tzw. usterzenie motylkowe (w kształcie litery V²³).

Niekiedy stosuje się usterzenie pływające, które podobnie jak usterzenie klasyczne składa się ze statecznika i steru. Różnica (poza charakterystykami aerodynamicznymi) polega na możliwości zmiany kąta zaklinowania statecznika w locie. Pozwala to na wyeliminowanie sił na drążku sterowniczym, bowiem siła niezbędna

²³ Po raz pierwszy zastosował i opatentował to usterzenie inż. Jerzy Rudlicki w 1930 r. Było ono wypróbowane na samolotach Hanriot H-28 i R-XIX. Później znalazło zastosowanie na całym świecie. Opór aerodynamiczny takiego usterzenia może być mniejszy niż usterzenia konwencjonalnego, ale jest to okupione komplikacjami konstrukcyjnymi. Aktualnie takie usterzenia mają m.in. francuskie szkolno-treningowe samoloty Fouga C.M.170 Magister (oblot 1951 r.), Fouga 90 (oblot 1978 r.) i Microjet 2008 (oblot 1980 r.).

do zrównoważenia samolotu wytworzona zostaje w wyniku zmiany kąta natarcia statecznika, a ster wysokości zajmuje położenie odpowiadające zerowej sile na drążku sterowniczym.



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

Rys. 3.34. Usterzenie wysokości w kształcie litery T samolotu bombowego *Victor*

Zabezpieczenie wymaganej skuteczności usterzenia poziomego przy nadźwiękowych prędkościach lotu osiąga się na drodze zmiany steru na ruchomy statecznik tzn. przez zastosowanie tzw. usterzenia płytowego. Znajduje zastosowanie również płytowe usterzenie kierunku.

Brak steru wysokości upraszcza konstrukcję usterzenia, ponieważ eliminuje podział statecznik-ster (zwiększając powierzchnię kesonu) oraz konieczność stosowania węzłów zawieszenia i wyważenia. Pewne skomplikowanie konstrukcji wynika z

istnienia osi wokół której obraca się usterzenie oraz konieczność odpowiedniego jej zamocowania. Obrót każdej połówki usterzenia realizowany jest za pomocą osi zamocowanej sztywno w kadłubie albo osi zamocowanej sztywno w usterzeniu.

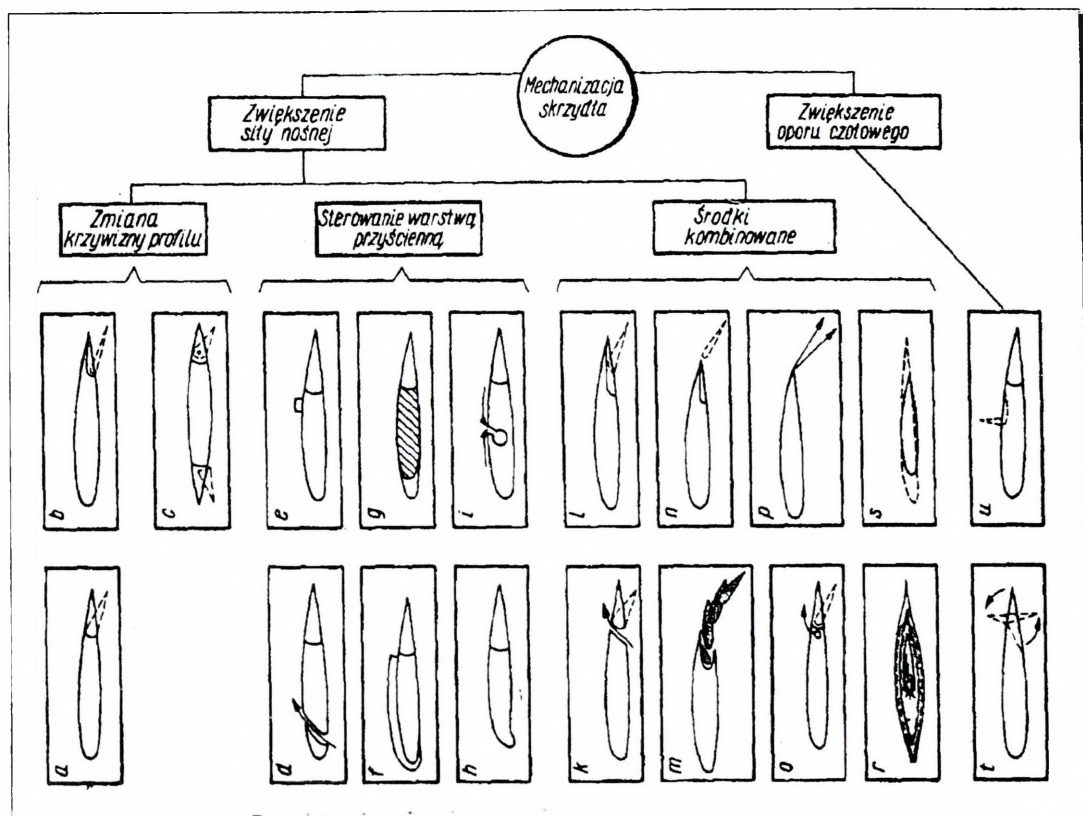
Zadania usterzenia realizowane są przez siłę nośną, w rzeczywistości więc bezpośrednim przeznaczeniem usterzenia jest wytwarzanie tej siły. Analogicznie jak skrzydło, usterzenie jest płatem nośnym i dlatego konstrukcja usterzenia podobna jest do konstrukcji skrzydła. Charakter obciążenia, układy wytrzymałościowe oraz elementy konstrukcji i sposób zamocowania stateczników do kadłuba w zasadzie są takie same jak skrzydła. Występujące różnice wynikają z różnic gabarytowych, wzajemnego położenia oraz układu aerodynamicznego, nie mają one jednak istotnego wpływu na stosowane układy wytrzymałościowo-konstrukcyjne. Przykłady zastosowanego rozwiązania konstrukcyjnego usterzenia płytowego (poziomego) pokazano na rysunku niżej.

Do sterowania poprzecznego samolotu (czyli do przechylenia go względem osi podłużnej) służą zwykle lotki umieszczone w tylnej części profilu skrzydła. Zasada działania lotek jest identyczna jak steru. W locie z prędkościami około dźwiękowymi może wystąpić zjawisko analogiczne do tzw. aerodynamicznego zablokowania sterów, dlatego sterowanie poprzeczne samolotem jest utrudnione. Dodatkowe zaburzenia pracy lotek wynikają ze skosu skrzydła.

Dlatego w samolotach ze skrzydłem skośnym lotki można zastąpić tzw. przerywaczami (zwanymi również spoilerami lub interceptorami) umieszczonymi na górnej powierzchni skrzydła w pobliżu krawędzi spływu²⁴.

Samoloty ze skrzydłem trójkątnym budowane są często bez usterzenia poziomego, ze sterem wysokości zabudowanym na krawędzi spływu skrzydła. Ponieważ krawędź spływu w skrzydle trójkątnym jest zwykle dość krótka, celowe jest połączenie funkcji lotki i steru wysokości w jednej powierzchni sterowej zwanej sterolotką. Sterolotki służą więc do sterowania zarówno podłużnego jak i poprzecznego.

²⁴ **Przerywacz, interceptor**, w aerodynamice naskrzydłowe urządzenie zmieniające układ sił aerodynamicznych wokół płata. Płyta ustawiana pionowo, prostopadle do kierunku strumienia powietrza opływającego płat. Powoduje oderwanie warstwy przyściennej i spadek siły nośnej, dzięki czemu przerywacz może wspomagać lub zastępować lotkę.



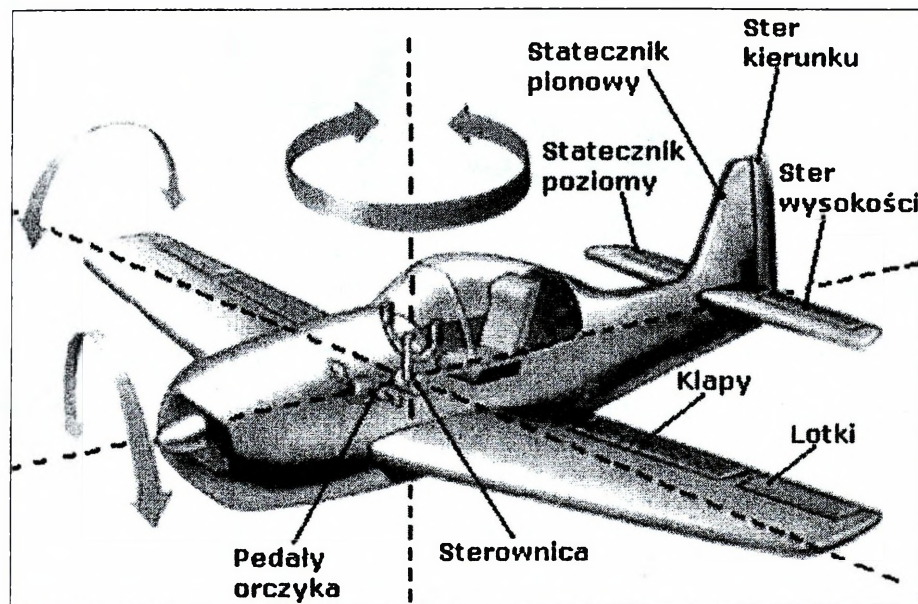
Rys. 3.35. Powierzchnie ruchome na skrzydle – klasyfikacja zasadniczych rodzajów mechanizacji ²⁵

Sterolotka, elewon, to ruchoma część krawędzi spływu skrzydła w samolocie bezogonowym spełniająca jednocześnie funkcję lotki (przy wychyleniu różnicowym) i steru wysokości (przy wychyleniu zgodnym). Również płytowe usterzenie poziome samolotu o zmiennej geometrii płata, umożliwiające różnicowanie wychyleń.

Usterzenie płytowe, stosowane w szybkich samolotach (przydźwiękowych i naddźwiękowych); rodzaj usterzenia poziomego bez podziału na statecznik i ster. Poruszane w całości lub różnicowo (sterolotki) wokół osi poprzecznej.

²⁵ E. Cichosz. Sekrety prędkości samolotów. WKiŁ, Warszawa 1972, s. 274.

3.4.1. Stery i ich działanie



Źródło: <http://planes.w.interia.pl/technika.htm>

Rys. 3.36. Układ i elementy sterowania samolotem

Przeznaczenie podstawowych elementów układu sterowania samolotem jest następujące:

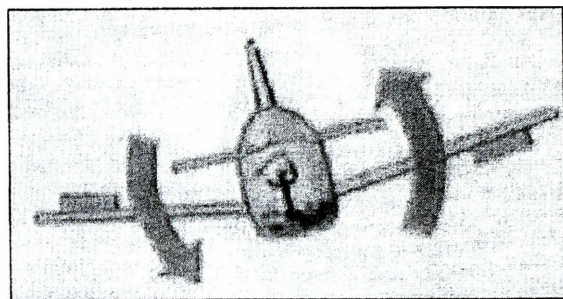
- **ster kierunku** – sprawia, że nos maszyny skręca na boki. Sterem kierunku operujemy za pomocą nóg.

- **ster wysokości** – poruszając drążkiem do tyłu albo do przodu wprawiamy go w ruch. Wówczas samolot podnosi albo opuszcza nos.

- **lotki** – poruszając drążkiem w prawo lub w lewo przechylamy samolot na boki. Jeżeli drążek przesuniemy w lewo, lewa lotka uniesie się - a prawa opuści i samolot zacznie przechylać się w lewo.

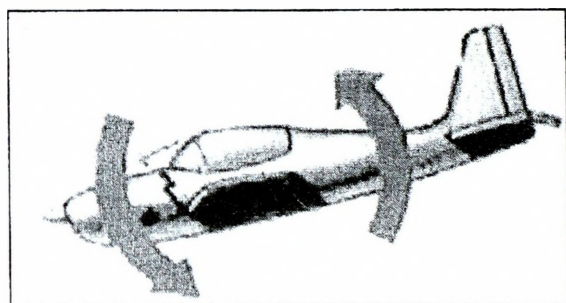
Umieszczone na lewym i prawym skrzydle lotki wychylane są w przeciwnych kierunkach poprzez skręcenie koła sterownicy lub pochylenie drążka sterowego. To powoduje obrót samolotu wokół jego osi podłużnej²⁶.

²⁶ Opracowano na podstawie: Technika stosowana w lotnictwie. Technika pilotażu. <http://planes.w.interia.pl/index.html>



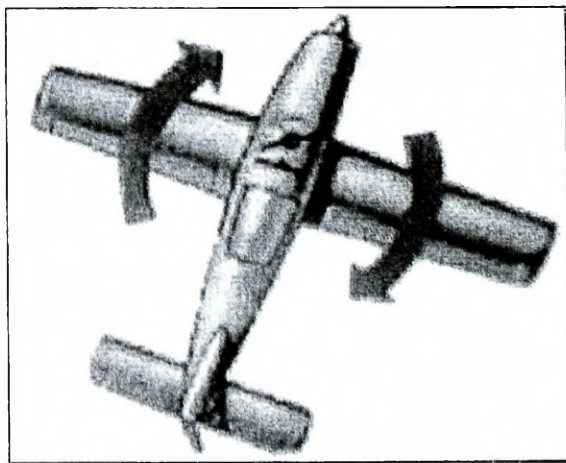
Rys. 3.37. Działanie lotek

Poruszanie sterownicą (drażkiem) do przodu i do tyłu zmienia ustawienie steru wysokości na stateczniku poziomym, powodując w ten sposób obrót samolotu wokół poziomej osi, prostopadłej do kierunku lotu.



Rys. 3.38. Działanie steru wysokości

Użycie pedałów orczyka powoduje skręcenie steru kierunku i wejście samolotu w zakręt. Prawidłowe wykonanie tego manewru wymaga także odpowiedniego bocz- nego pochylenia maszyny.



Źródło: <http://planes.w.interia.pl/technika.htm>

Rys. 3.39. Działanie steru kierunku

Ruchem samolotu w powietrzu steruje się za pomocą ruchomych fragmentów krawędzi płatów nośnych oraz stateczników: poziomego i pionowego. Powierzchnie sterujące służą do obracania maszyny wokół każdej z trzech osi obrotu, pilot ustawia je z kokpitu maszyny za pomocą sterownicy (drażka sterowego) i orczyka. Ster kierunku, wysokości i lotki, góra i dół, prawo i lewo, z boku na bok – połączmy to w najróżniejsze kombinacje a samolot zrobi w zasadzie wszystko z wyjątkiem lotu do tyłu.

Samolot lata dzięki zachodzącym równocześnie wielu zjawiskom. Najważniejszym z nich jest siła nośna. Siła nośna utrzymuje samolot w powietrzu, im szybciej przemieszcza się powietrze tym mniejsze jego ciśnienie statyczne. Strumień powietrza opływający górną część skrzydła porusza się szybciej niż powietrze pod spodem. Nad skrzydłem powstaje strefa niskiego ciśnienia dosłownie ciągnąca samolot do góry. Im większy kąt względem nacierającego powietrza tym większa siła nośna. Na skrzydle o powierzchni rzędu kilkuset metrów kwadratowych siła ta osiąga wartość setek ton.

Skrzydła samolotu zazwyczaj uniesione są końcówkami do góry, kąt tego odchylenia jest stały i nazywamy go wzniosem. Natomiast kąt natarcia kontrolowany przez pilota to kąt pod jakim powietrze naciera na skrzydło. Szybkość również jest istotna – im mniejsza prędkość tym mniejsza siła nośna. Dlatego w czasie podejścia do lądowania samolot musi zwiększyć kąt natarcia. Ciśnienie nad skrzydłami spada, a pod spodem wzrasta utrzymując maszynę w powietrzu mimo niewielkiej szybkości. Tuż nad ziemią prędkość spada do tego stopnia, że samolot traci siłę nośną i opada na pas.

Obrys skrzydeł także się liczy, ponieważ wpływa na prędkość. Powolne samoloty transportowe i szkolne mają skrzydła proste, wytwarzające dużą siłę nośną, ale i duży opór. W szybszych maszynach konstruktorzy zmniejszają opór stosując skrzydła skośne. Jednak skośnym skrzydłom trudniej zapewnić dużą wytrzymałość. Konstruktorzy maszyn naddźwiękowych uporali się z tym problemem wymyślając płat typu delta.



Źródło: <http://planes.w.interia.pl/technika.htm>

Rys. 3.40. Zasada powstawania siły nośnej na profilu aerodynamicznym

Trójkątne skrzydło łączono także ze statecznikiem poziomym i wzmacniano wieloma dźwigarami nośnymi. Płat delta umożliwiał łatwe pokonanie bariery dźwięku, ale przy starcie i lądowaniu wytwarzał zbyt małą siłę nośną. Doprowadziło to do powstania skrzydeł o zmiennej geometrii – do tyłu szubko, do przodu powoli. W samolotach pasażerskich i transportowych stosuje się inne metody zwiększania siły nośnej. Na przedniej krawędzi płata znajdują się sloty (skrzela), na tylnej – klapy. W czasie podejścia do lądowania skrzela i klapy wsuwają się ze skrzydła zmieniając jego profil, zwiększając powierzchnię o 25%, a siłę nośną niemal o połowę. Dzięki temu maszyna osiągająca prędkość niemal 1000 km/h ląduje z prędkością 160 km/h. Idea lotnictwa opiera się na skutecznych układach sterowania.

3.5. Podwozie samolotu

Podwozie przeznaczone jest do poruszania się samolotu po podłożu, rozbiegu w czasie startu i dobiegu w czasie lądowania. Przyjmuje ono znaczne obciążenia działające na samolot podczas lądowania i w czasie kołowania. W związku z tym podwozie wyposaża się w urządzenia, które pochłaniają energię kinetyczną opadania, występującą w czasie lądowania oraz podczas rozbiegu i dobiegu po nierównej powierzchni. Do urządzeń tych należą **pneumatyki** (coraz częściej bezdętkowe) i **amortyzatory** zwiększające czas wytracania pionowej prędkości lądowania, a więc zmniejszające przyspieszenia, a tym samym siły działające na podwozie.

Energia uderzenia w czasie lądowania jest sumą energii kinetycznej $0,5 m V_z^2$ (m - masa samolotu, V - pionowa składowa prędkości lądowania) i energii potencjalnej ($Q - P_z$) tzn. pracy jaką wykonuje siła ciężkości Q i siła nośna P_z na przemieszczeniu środka masy samolotu h_{SM} , w wyniku ugięcia amortyzatora przy kontakcie z podłożem. Zwykle przyjmuje się, że w momencie uderzenia o podłoże $P_z = 0.75 Q$. Wobec tego energia uderzenia wyniesie

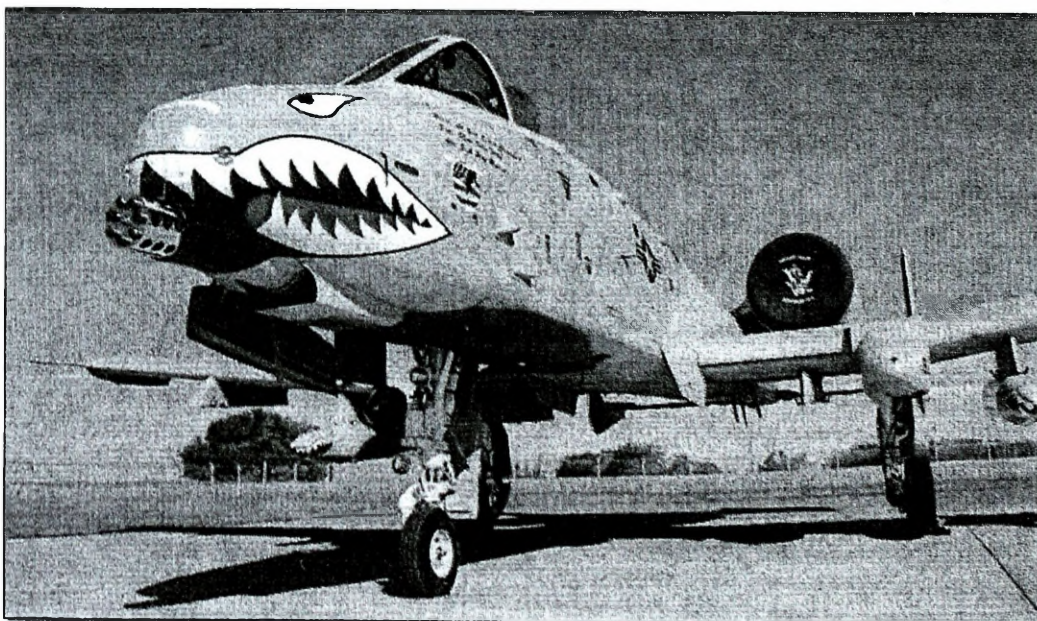
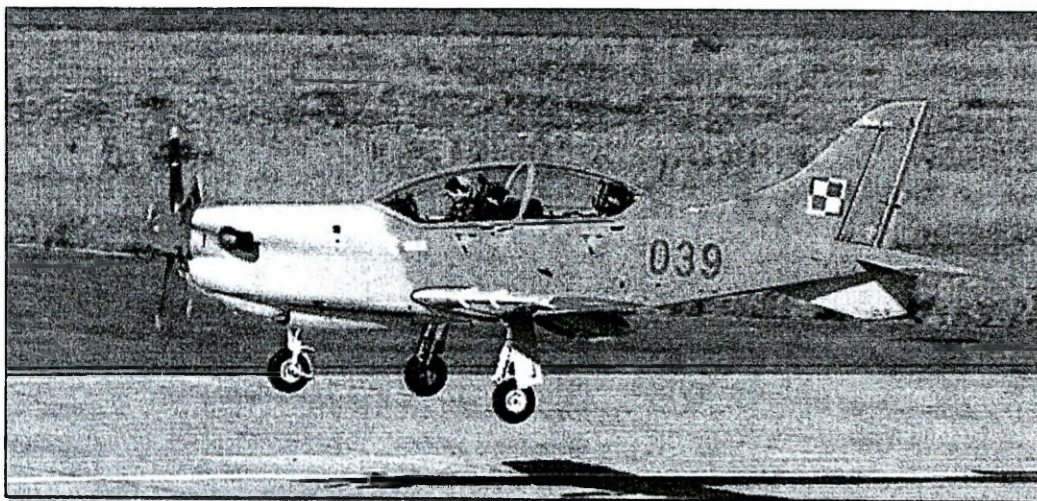
$$E = \frac{1}{2}m (V_z + \frac{1}{2} g h_{SM})$$

Zwykle drugi składnik stanowi około 10% pierwszego.

Układ podwozia określa liczba punktów podparcia i ich rozmieszczenie na samolocie. Współcześnie największe zastosowanie mają następujące układy podwozia:

- podwozie wielośladowe (trójkołowe) z punktem podparcia przednim lub tylnym. W obydwu przypadkach zasadnicze obciążenie przejmują koła główne, które w przypadku pierwszym mocowane są za SM samolotu, w drugim przed SM samolotu. Podwozia z kółkiem tylnym, obecnie stosowane są bardzo rzadko, natomiast znajdują zastosowanie w samolotach słabosilnikowych, szkolno-treningowych. Nazwa podwozia trójkołowego pochodzi z czasów, kiedy niewielkie masy samolotów pozwalały na stosowanie pojedynczych kół. Współczesne ciężkie samoloty transportowe lub pasażerskie, składające się z kilku wózków liczących 4-8 kół, a podwozie przednie może składać się z 4 kół.
- podwozie jednośladowe (tzw. rowerowe) ma koła (lub wózki) umieszczone jedno za drugim (układ tandem) w płaszczyźnie podłużnej samolotu. W

podwoziu tego typu gros obciążenia przejmują koła główne umieszczone pod kadłubem, za i przed SM samolotu. W układzie tym stosuje się koła dodatkowe zapobiegające zetknięciu się końcówek skrzydeł z podłożem, przy lądowaniu lub kołowaniu.



Źródło: <http://republika.pl/iceextreme/>

Rys. 3.41. Podwozie trójkołowe (wielośladowe) z przednim kołem podparcia samolotów PZL-130 *Orlik* i A-10 *Thunderbolt*



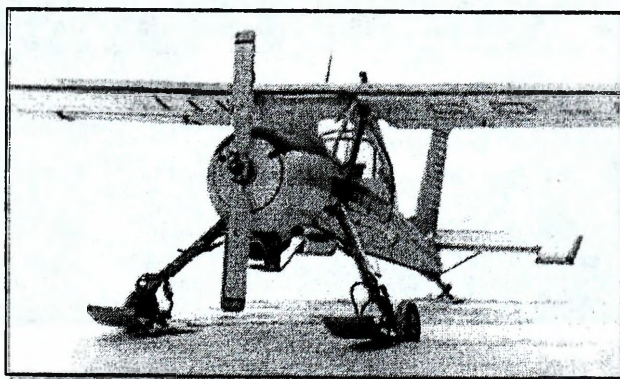
Źródło: <http://aviation.pol.pl/photo/type/pzl104.htm>



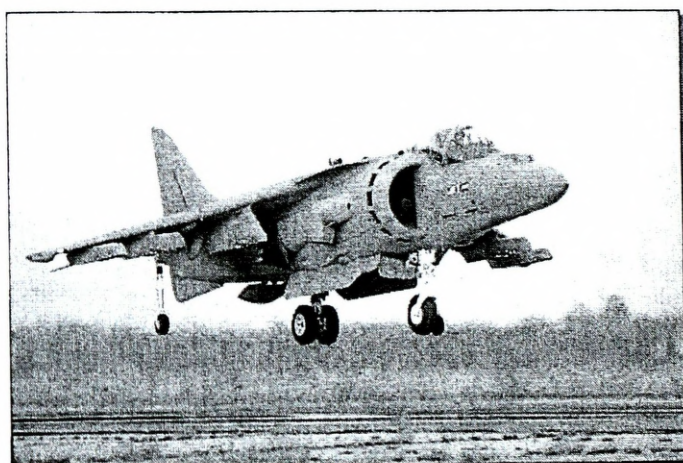
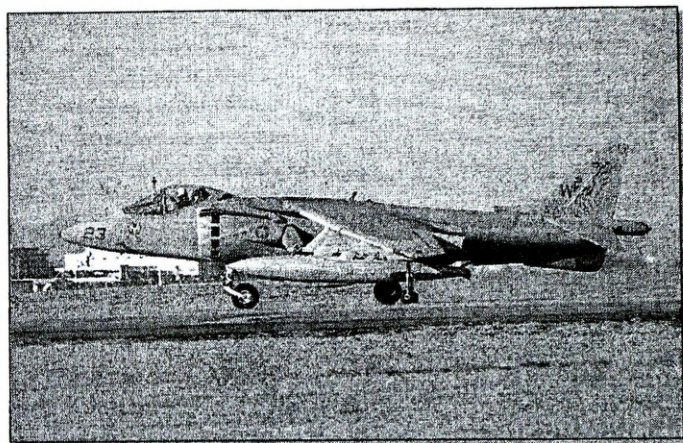
Źródło: <http://republika.pl/awiacja/pzl-okecie.htm>

Rys. 3.42. Przykłady trójkołowego podwozia z tylnym punktem podparcia PZL-104 Wilga i M-18 Dromader

Poruszanie się samolotu po śniegu, może być umożliwione przez zastąpienie kół podwozia nartami, a po miękkim terenie wózkami gaśnicowymi, po wodzie - pływakami.

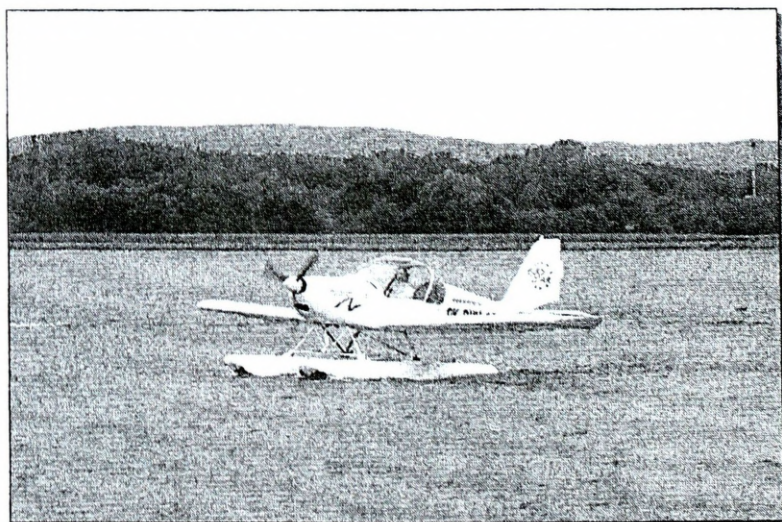


Rys. 3.43. Samolot PZL-104 Wiga z płozami do lądowania na śniegu



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

Rys. 3.44. Podwozie jednośladowe samolotu *Harrier*



Źródło: <http://aerophoto.crosswinds.net/cal5.htm>

Rys. 3.45. Przykład zastosowania podwozia w formie pływaków

W celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego podwozia samolotów latających z dużymi prędkościami (wojskowe, pasażerskiej) chowane są w locie. Natomiast w lekkich samolotach i w małych prędkościach lotu celowe jest stosowanie podwozi stałych.

We współczesnych samolotach komunikacyjnych stosuje się podwozie wciągane, najczęściej przy pomocy siłowników hydraulicznych (w celu zwiększenia bezpieczeństwa układy zasilające siłowniki są na ogół zdwojone). W przypadku uszkodzenia (braku zasilania) instalacji hydraulicznej podwozie wysuwa się pod wpływem siły ciężkości lub sił aerodynamicznych.

Dominującym układem jest podwozie trójpodporowe z golenią przednią. W samolotach z napędem odrzutowym, zbudowanych w układzie dolnopłata wózki podwozia chowane są w kadłubie; golenie podwozia głównego mieszczą się w skrzydłach.

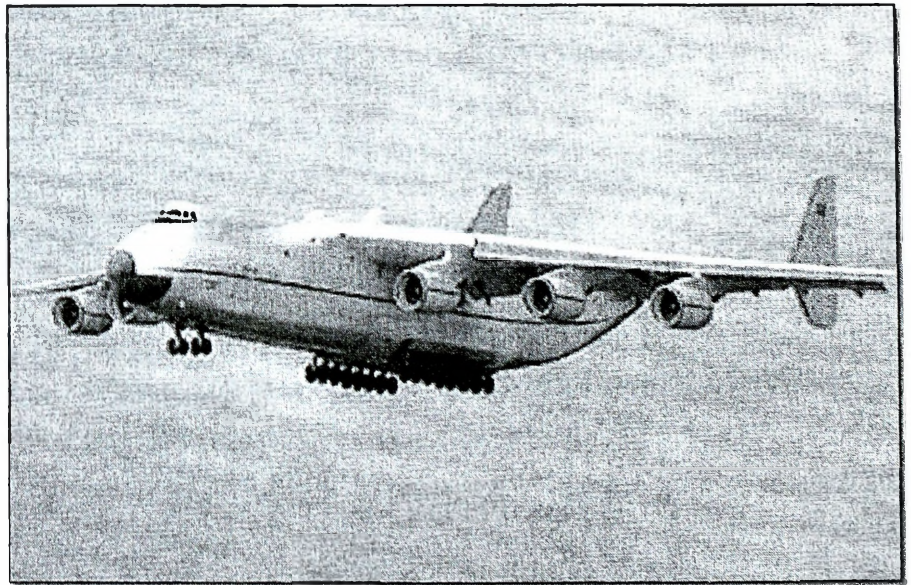
Maszyny o dużej i średniej masie najczęściej posiadają podwozie główne z wózkami czterokołowymi. Samoloty, których masa jest bardzo duża posiadają bardziej rozbudowane podwozie (np. A-340, B-747).

W samolotach turbośmigłowych, skonstruowanych w układzie dolnopłata, jak i górnopłata, optymalnym rozwiązaniem jest chowanie podwozia głównego do wnętrza gondoli silnikowych, jednak w przypadku górnopłata wymusza to zastosowanie goleni o dużej długości (np. An-24). Nowsze samoloty turbośmigłowe zbudowane w układzie górnopłata posiadają podwozie zamontowane w dolnej części kadłuba (np. ATR-42, ATR-72). Wadami takiego rozwiązania są: mniejszy rozstaw podwozia oraz konieczność stosowania specjalnych owiewek, które pogarszają nieco aerodynamikę samolotu. Jednak podwozie chowane w kadłubie charakteryzuje się mniejszą masą, co zdecydowało o popularności tego rozwiązania.

W celu skrócenia dobiegu samolotu koła podwozia są hamowane. Zwykle stosuje się hamulce jedno lub wielotarczowe, których tarcze najczęściej wykonane są ze stali; w ostatnich latach pojawiły się również hamulce wykonane z kompozytu węglowego.



Źródło: <http://www.airwar.ru/>



Źródło: <http://www.airwar.ru/>

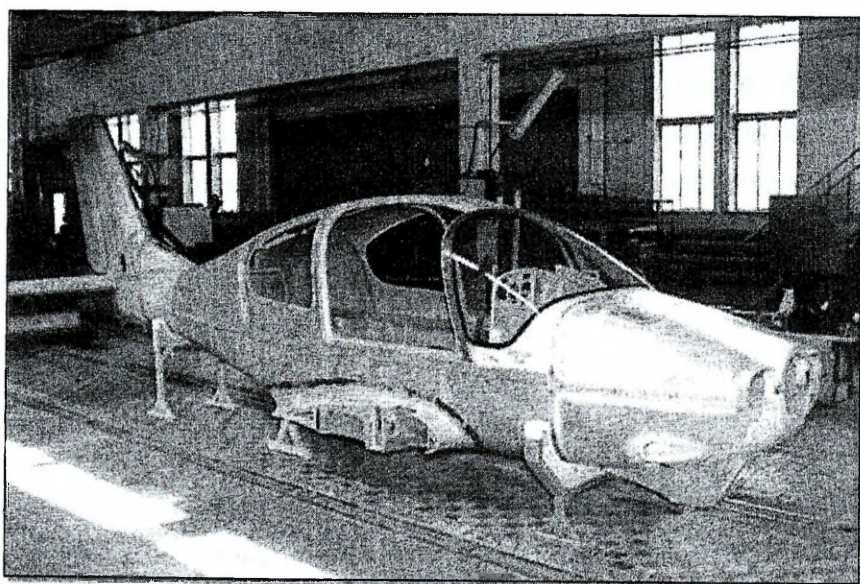
Rys. 3.46. Wielokołowe podwozie samolotu transportowego C-5 Galaxy i An-225 Mrija

3.6. Konstrukcja i praca kadłuba

3.6.1. Charakterystyka ogólna

Kadłub łączy w jedną całość pozostałe zespoły płatowca: skrzydła, usterzenie i podwozie. Charakteryzuje je kształt przekroju poprzecznego oraz widok (obrys) z boku, które zależą od przeznaczenia samolotu²⁷.

W kadłubie umieszcza się wyposażenie, uzbrojenie, paliwo, często wspólny napędowy, ładunki oraz kabinę załogi. Prowadzi to do wzrostu wymiarów (średnicy d i długości l) kadłuba, a więc i pogorszenia charakterystyk aerodynamicznych, głównie współczynnika oporu. Na kadłub przypada 20~40% całkowitego oporu samolotu.



Rys. 3.47. Kadłub samolotu

We współczesnych myśliwskich samolotach naddźwiękowych 50+60% objętości kadłuba przeznaczona jest na paliwo. Należy dodać, że długość kadłuba zależy nie tylko od przestrzeni użytkowej, ale także minimalnie dopuszczalnej (ze względu na stateczność i sterowność) odległości usterzenia (głównie poziomego) od SM samolotu.

Przy wymaganej objętości kadłuba zastosowanie przekroju kołowego daje najmniejszą powierzchnię, a więc i minimalny opór tarcia. Przekrój taki ma również

²⁷ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, rozdz. 3.8

optymalne warunki pod względem wytrzymałościowym. Z punktu widzenia rozmieszczenia ładunku, racjonalnego wykorzystania objętości wewnętrznej kadłuba bardziej korzystne są przekroje owalne. Czysto stosuje się je w kadłubach samolotów transportowych lub pasażerskich.

Osobliwością samolotów naddźwiękowych oblatanych w ostatnich kilkunastu jest zmiana kształtu kadłuba, mająca na celu jego włączenie do wytwarzania siły nośnej. Modyfikacja ta polegała na zastąpieniu kadłuba o kształcie brył obrotowych (stożkowo-walcowych), kadłubem o kształcie prostopadłościanu. Oznacza to zastąpienie okrągłego lub owalnego przekroju poprzecznego kadłuba, przekrojem w przybliżeniu prostokątnym, przy czym jeden z dłuższych boków prostokąta wyznacza płaszczyznę dolnej części (spodu) kadłuba.

Zmianie uległ również kształt w rzucie z boku. Stosowany dotychczas kształt spodu o krzywiznie określonej w przybliżeniu jednym łukiem, zastąpiony został kształtem trzcina krzywiznach określanych trzema łukami, wyznaczającymi wypukłość części przedniej i tylnej oraz wklęsłość środkowej. Tak ukształtowany kadłub nazywamy nośnym. Znalazł on zastosowanie w samolotach F-4 *Phantom*, F-111, *Jaguar* i innych.

3.6.2. Konstrukcja kadłuba

Struktura nośna kadłuba wynika z obciążeń działających na ten zespół. Podstawowym obciążeniem są siły (reakcja) od części zamocowanych do kadłuba (skrzydła, usterzenia, podwozia, zespołu napędowego). Ponadto działają siły masowe, aerodynamiczne i ciśnienia (zbiorniki paliwa, kanały powietrzne, kabina uszczelniona). Z tego wynika, że kadłub można traktować jak belkę o zmiennych parametrach masowych i sztywnościowych, na której zamykają się siły (skupione bądź rozłożone) od pozostałych zespołów płatowca. Dla układu jednobelkowego kadłub oparty jest na skrzydłach w węzłach mocowania. Kadłuby dwubelkowe stanowią ramę zamocowane w skrzydle.

Każdy przekrój kadłuba obciążony jest siłami wewnętrznymi: pionową T_z , poziomą T_y i osiową N , momentami zginającymi w płaszczyźnie pionowej M_y i poziomej M_z oraz momentem skręcającym M_s .

Podobne obciążenia występują w każdym przekroju skrzydła. Różnica polega

na tym, że przy rozpatrywaniu skrzydła pomija się wpływ obciążeń poziomych ($T_x M_z$) tzn. działających w płaszczyźnie skrzydła i siły osiowej N . Założenie takie jest uzasadnione, bowiem obciążenia te są małe, a sztywność skrzydła w tej płaszczyźnie duża. Tymczasem wielkość obciążeń kadłuba w płaszczyźnie poziomej i pionowej są tego samego rzędu.

Poprzez analogię do skrzydła wyróżnia się kadłuby dźwigarowe, półskorupowe i skorupowe. Podstawowymi elementami struktury nośnej tych kadłubów są dźwigary, podłużniczki, wręgi i pokrycie²⁸. Ich przeznaczenie podano przy omawianiu konstrukcji skrzydła. Nieznany element są wręgi które tutaj przejmują zadanie żeberek skrzydła tzn. Zabezpieczają wymagany kształt przekroju poprzecznego kadłuba oraz podnoszą nośność podłużniczek i pokrycia. Stosowane są również tzw. wręgi wzmocnione, głównie w tych przekrojach kadłuba, gdzie wprowadzane są siły skupione od zamocowania części płatowca, uzbrojenia, podwozia, podwieszonych wewnętrznych itp.

W samolotach starszych typów i słabosilnikowych powszechne zastosowanie znalazły układy kratowe. Niekiedy stosuje się połączenie różnych układów wytrzymałościowych w jednym kadłubie, np. kratowo-półskorupowy.

²⁸ **Wręga, żebro**, płaski element szkieletu kadłuba statku wodnego lub powietrznego nadający mu sztywność poprzeczną. Ma postać drewnianej lub metalowej ramy o zamkniętym obwodzie, umieszczonej pionowo (lub niemal pionowo), prostopadle do osi podłużnej statku.

3.7. Urządzenia ochrony wysokościowej

Człowiekowi niezbędny do życia jest tlen. W warunkach normalnych organizm ludzki pobiera tlen z powietrza wchodzącego do płuc podczas wdechu. Powietrze atmosferyczne zawiera 21% tlenu, 78% azotu oraz 1% innych gazów. Aby tlen mógł przeniknąć do organizmu człowieka, tj., aby w płucach i krwi zachodziła wymiana gazów, ciśnienie cząsteczkowe tlenu musi mieć dostatecznie dużą wartość.

Badanie fizjologiczne wykazują, że minimalna wartość ciśnienia cząsteczkowego tlenu w pęcherzykach płucnych, przy których nasycenie krwi tlenem przebiega jeszcze normalnie jest równa około 50 mmHg. Ze wzrostem wysokości zmienia się ciśnienie powietrza, a więc i ciśnienie cząsteczkowe tlenu w powietrzu atmosferycznym oraz w pęcherzykach płucnych. Minimalnemu ciśnieniu cząsteczkowemu tlenu w pęcherzykach płucnych, to jest 50 mmHg, odpowiada wysokość około 4,5 km. Wysokość ta jest fizjologiczną wysokością graniczną, na której jest jeszcze możliwe przebywanie człowieka bez urządzeń tlenowych. Loty odbywające się na wysokościach powyżej 4 km zwane są lotami wysokościowymi.

W czasie lotów wysokościowych głównymi czynnikami ujemnie wpływającymi na organizm człowieka są:

- niskie ciśnienie atmosferyczne;
- brak dostatecznej ilości tlenu;
- zmienna temperatura;
- występowanie przeciążeń.

Utrzymywanie załogi statku latającego podczas lotów wysokościowych w stanie zdolności do pracy wymaga stosowania we współczesnych samolotach wojskowych i cywilnych różnego rodzaju układów i urządzeń wspomagających. Do technicznych środków umożliwiających stworzenie warunków do życia, ratowania i indywidualnej ochrony załóg statków latających zalicza się:

- układy klimatyzacji kabin szczelnych, których zadaniem jest wytworzenie i utrzymanie w kabinie "sztucznej atmosfery" na poziomie zbliżonym do warunków ziemskich;

- układy zasilania tlenem, przeznaczone są do utrzymania niezbędnej wartości ciśnienia cząsteczkowego tlenu w powietrzu wdychanym przy zmianach wysokości lotu.
- wysokościowe ubiory wyrównawcze (kompensacyjne), które używa się w celu wytworzenia ucisku zewnętrznego na ciało pilota, gdy w jego drogach oddechowych znajduje się powietrze pod nadciśnieniem. Jest to warunek, którego spełnienie chroni człowieka w przypadku rozszczelnienia się kabiny na wysokościach przekraczających 12 km;
- ubiory przeciwprzeciążeniowe chroniące pilota przed działaniem przeciążeń wzdluznych (głowa-nogi). Działanie takich ubiorów polega na wytworzeniu ucisku na dolne partie ciała dla wyrównania obiegu krwi w organizmie podczas działania przeciążeń;
- ubiory wentylacyjne przeznaczone do wytworzenia normalnego samopoczucia podczas przebywania pilota w różnych warunkach temperaturowych;
- skafandry wysokościowe służące do utrzymywania normalnych warunków życia pilota i spełniające rolę "miniaturowej kabiny szczelnej". Spełniają funkcje wszystkich, wymienionych tu środków technicznych i umożliwiają długotrwałe loty na bardzo dużych wysokościach;
- morskie ubiory ratunkowe stosowane jako indywidualne środki ochrony załóg latających nad morzem, W połączeniu z wyposażeniem specjalnym (kamizelka ratunkowa, łódź ratunkowa, zasobnik awaryjny) umożliwiają uratowanie pilota w sytuacjach awaryjnych;
- urządzenia do katapultowania, zapewniające awaryjne opuszczenie statku latającego i chroniące człowieka przed działaniem ciśnienia dynamicznego (fotele wyrzucane, kapsuły ratownicze, kabiny oddzielane);
- układy spadochronowe przeznaczone do bezpiecznego zniżenia się i lądowania pilota po opuszczeniu statku powietrznego²⁹.

²⁹ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, rozdz. 3.9

3.7.1. Opuszczania samolotu w przypadku awarii

Sytuacje awaryjne we współczesnym lotnictwie zdarzają się stosunkowo rzadko. Przede wszystkim z uwagi na wysoką niezawodność sprzętu, dobre wyszkolenie załóg oraz skrupulatną pracę naziemnych służb technicznych. Występujące awarie są spowodowane na przykład uszkodzeniem zespołu napędowego, wyczerpaniem paliwa, pożarem na samolocie, uszkodzeniem układu sterowania, utratą przez pilota orientacji w powietrzu itp. Niezależnie od tego w warunkach wojennych samoloty w każdej chwili narażone są na sytuacje awaryjne wskutek działania przeciwnika.

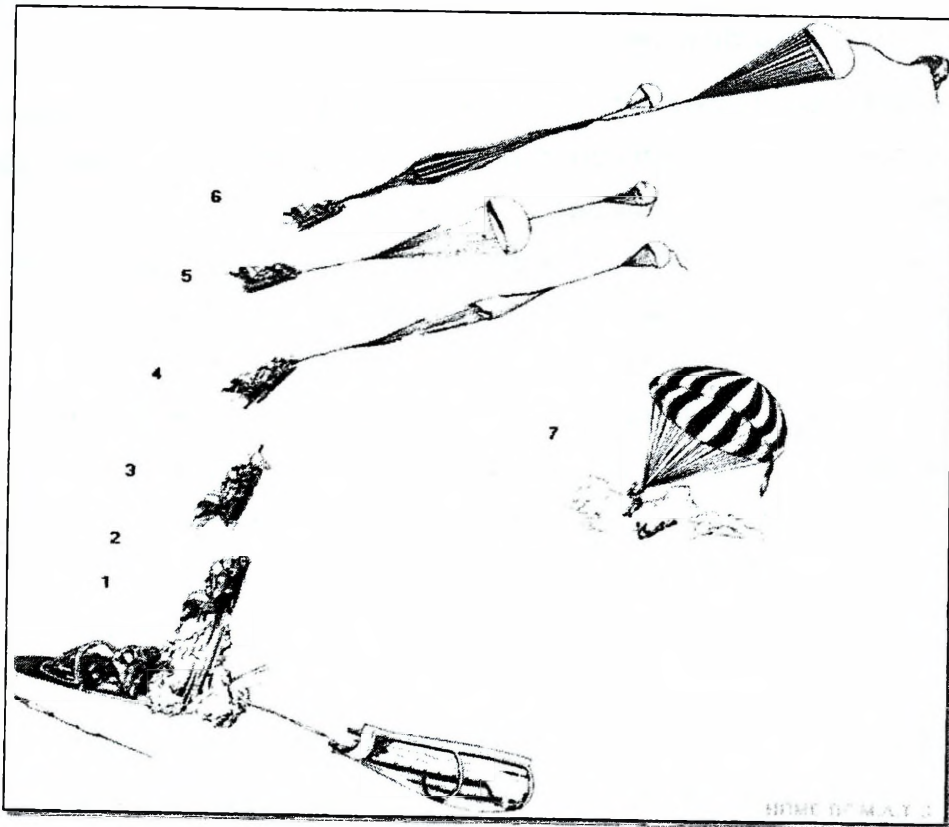
U zarania lotnictwa załoga praktycznie nie dysponowała jakimkolwiek środkiem umożliwiającym opuszczenie samolotu w locie. Później jedynym środkiem był spadochron (drugie dwudziestolecie). W przypadku awarii członek załogi opuszczał samolot w ten sposób, że po odpięciu pasów fotela oraz otwarciu osłony kabiny wychodził z niej i skakał ze skrzydła. Po krótkim opadaniu swobodnym rozwijał spadochron.

Ze wzrostem prędkości i wysokości lotu taki sposób opuszczania samolotu jest nieprzydatny, bowiem:

- ze wzrostem prędkości lotu znacznie rosną siły oporu aerodynamicznego działającego na człowieka podczas opuszczania kabiny (np. przy prędkości rzędu 600 km/h na ciało człowieka wysuniętego z kabiny tylko do połowy, działa siła około 440 daN). Siła ta jest funkcją prędkości w drugiej potęgze, dlatego wyjście z kabiny samolotu przekroczy fizyczne możliwości człowieka;
- istnieje niebezpieczeństwo zderzenia z usterzeniem lub innymi częściami samolotu wskutek gwałtownego spadku prędkości człowieka względem samolotu;
- szkodliwy wpływ strumienia powietrza o dużej prędkości na nieosłonięte części ciała;
- inne niebezpieczeństwa wynikają z konieczności opuszczania samolotu na zbyt dużej lub małej wysokości. W pierwszym przypadku istnieje niebezpieczeństwo oddziaływania na człowieka zbyt niskiego ciśnienia atmosferycznego i niskiej temperatury prowadzące do niedotlenienia i naruszania równowagi cieplnej organizmu. Na małych wysokościach, zwłaszcza w czasie ruchu samolotu po podłożu ma miejsce brak różnicy wysokości i czasu niezbędnego do otwarcia, rozwinięcia i wypełnienia czaszy spadochronu oraz wyhamowania

prędkości opadania do dopuszczalnej wartości.

Praktycznie ustalono, że opuszczanie samolotu w locie przy $V > 600$ km/wysokościach i na wysokościach $h < 300$ m, w sposób naturalny jest niedopuszczalne z uwagi na fizyczne cechy człowieka.



Rys. 3.48. Kolejne etapy procesu katapultowania

1 - odpalenie ładunku prochowego; 2 – stabilizujące działanie konstrukcji fotela; 3-4 - otwarcie pierwszego spadochronu stabilizującego; 5 – hamowanie; 6 - odrzucenie spadochronu hamującego i otwarcie spadochronu głównego, automatyczne zwolnienie uchwytów rąk i nóg, oddzielenie od fotela; 7 - swobodne opadanie pilota na spadochronie głównym

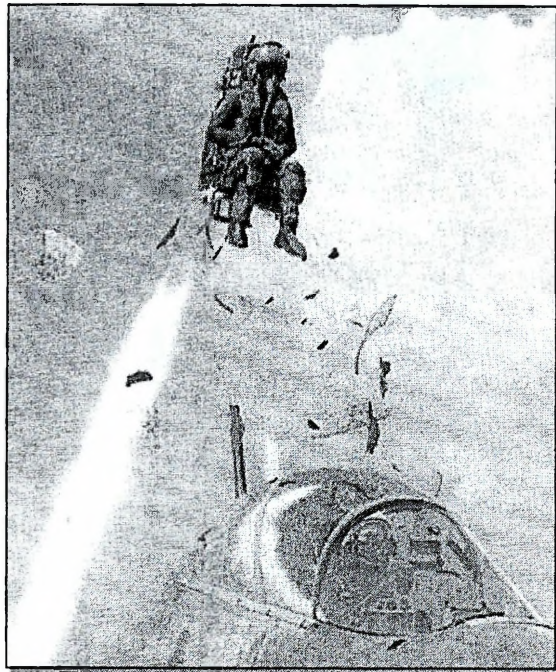
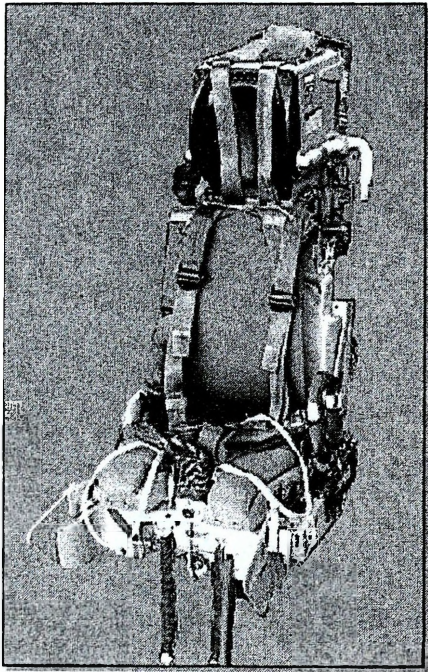
Podane tu przyczyny zmusiły konstruktorów do opracowania specjalnych urządzeń technicznych umożliwiających opuszczenie samolotu w całym zakresie prędkości i wysokości użytkowych.

Pierwszym tego rodzaju urządzeniem był fotel wyrzucany umożliwiający opuszczanie samolotu za pomocą katapultowania. W porównaniu z fotelem zwykłym mocowanym na stałe do płatu, charakteryzuje go zastosowanie prowadnic oraz napędu umożliwiających wyrzucenie siedzącego człowieka (wraz z fotelem), na okre-

śloną wysokość ponad tor lotu samolotu. Po katapultowaniu fotel wraz z człowiekiem porusza się po torze, którego kształt zależy od prędkości lotu samolotu w chwili katapultowania, prędkości początkowej układu (człowiek + fotel) oraz jego masy i charakterystyk aerodynamicznych. Parametry zależne od konstrukcji i napędu fotela powinny być takie, aby przy określonej prędkości lotu fotel z pilotem po katapultowaniu ominął tylną część samolotu w bezpiecznej odległości.

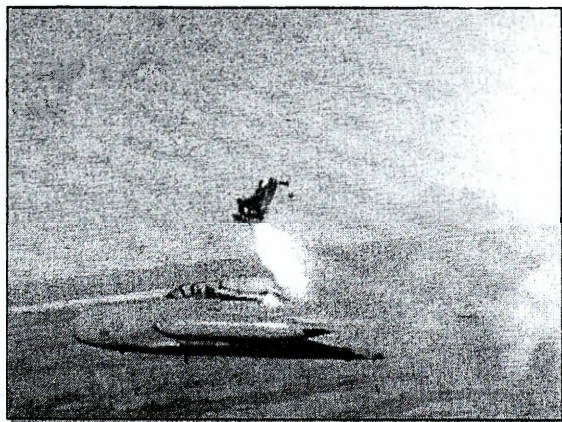
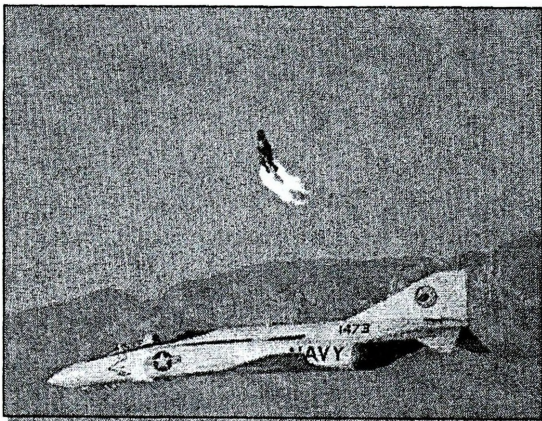
W początkowym okresie rozwoju, fotele wyrzucane zapewniały bezpieczne opuszczanie samolotu przy ograniczonej prędkości i wysokości lotu. W celu opuszczenia samolotu będącego w ruchu na lotnisku zastosowano fotele z napędem rakiętowym. Zalicza się je do tzw. klasy 0-0 (wysokość i prędkość równe zeru). Na użytek kilku typów samolotów naddźwiękowych zbudowano urządzenia bardziej skomplikowane. Należą do nich kapsuły ratownicze, czyli zakryte fotele wyrzucane. W przypadku awarii samolotu, urządzenie to na sygnał katapultowania, osłania samoczynnie człowieka wraz z fotelem specjalnymi pokrywami oraz umożliwia zastosowanie bardziej różnorodnego wyposażenia, zwiększającego bezpieczeństwo opuszczenia samolotu i przetrwania już po przyziemieniu. Praktyczne zastosowanie znalazły kapsuły ciśnieniowe, budowane w wersji niezatapialnej, zapewniającej bezpieczne wodowanie.

Dążenia do jeszcze większego wzrostu stopnia bezpieczeństwa lotów było podstawą opracowania kabiny oddzielanej. Uznano bowiem, że oddzielenie kabiny od samolotu w dowolnych warunkach lotu będzie dla załogi łatwiejsze i będzie mogło przebiegać znacznie szybciej niż przy użyciu foteli wyrzucanych lub kapsuł.

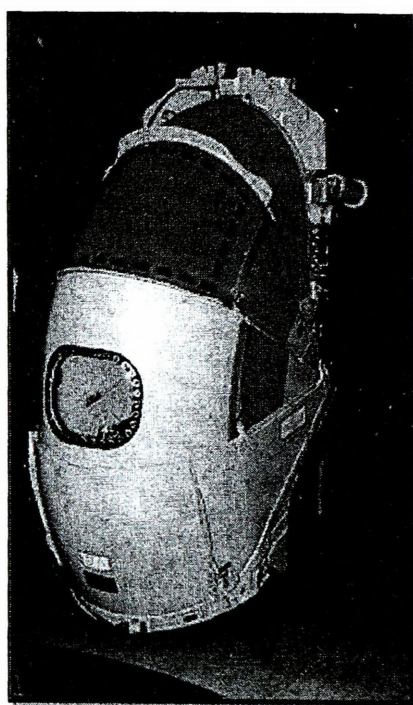
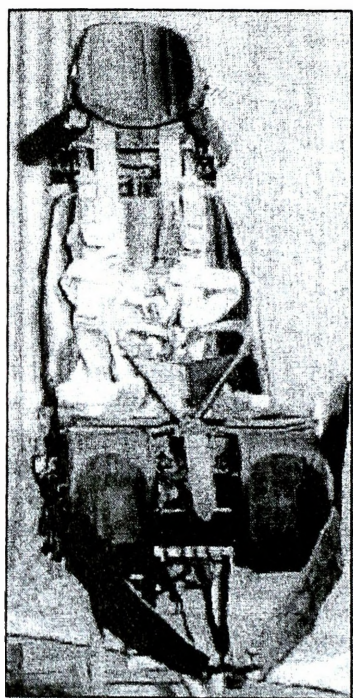


Źródło: http://www.martin-baker.com/eject_mk10i.html

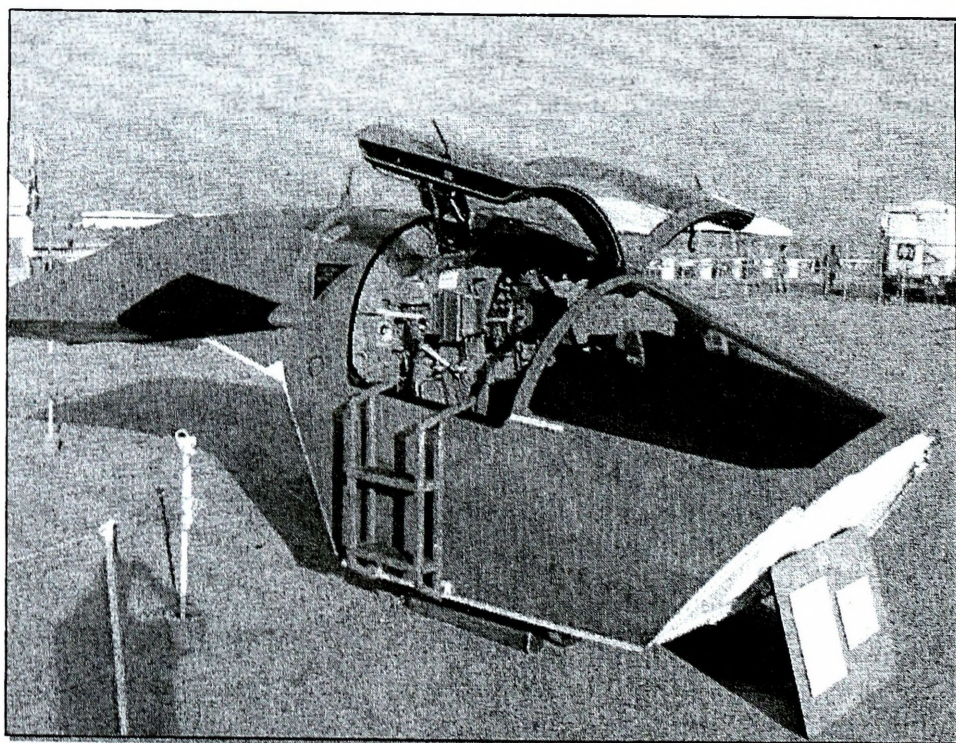
Rys. 3.49. Fotel katapultowy Martin Baker MK-10A



Rys. 3.50. Przykłady katapultowań z samolotów odrzutowych odrzutowych

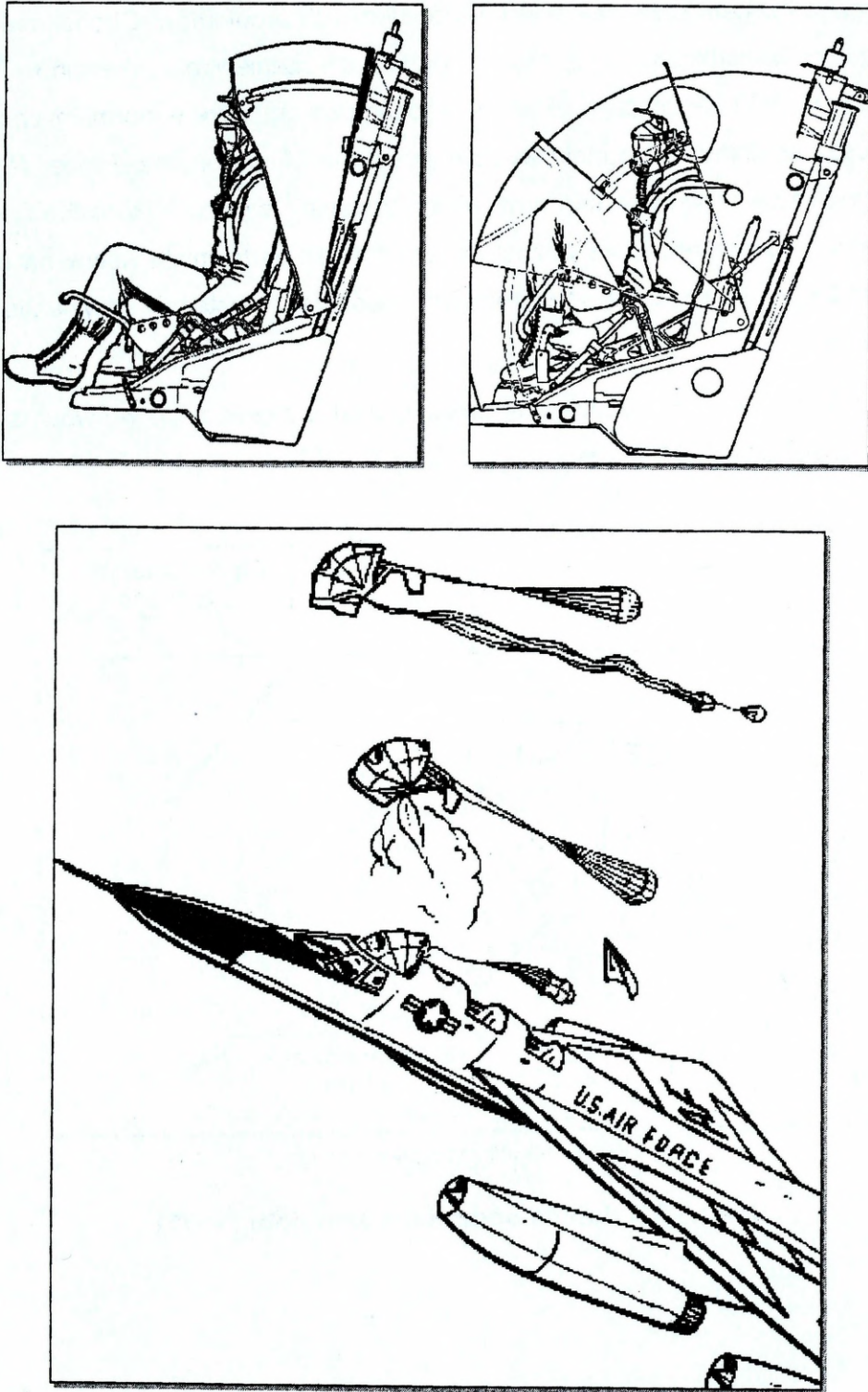


Źródło: <http://users.bestweb.net/~kcoyne/b58capsule.htm>



Rys. 3.51. Środki awaryjnego opuszczania samolotu

a) fotel z napędem rakietowym samolotu Su-27 K-36D; b) kapsuła ratownicza samolotu B-58; c) kabina oddzielana samolotu FB-111

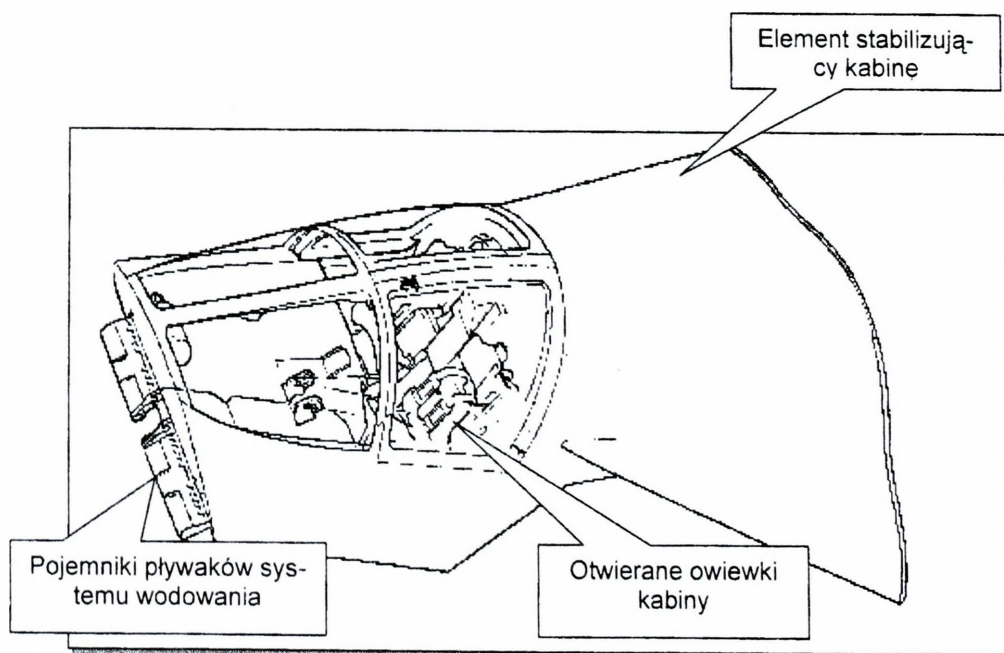


Źródło: <http://users.bestweb.net/~kcoyne/b58capsule.htm>

Rys. 3.52. Kapsuła ratownicza samolotu B-58 (fazy zamykania osłony kapsuły i etapy procesu katapultowania)

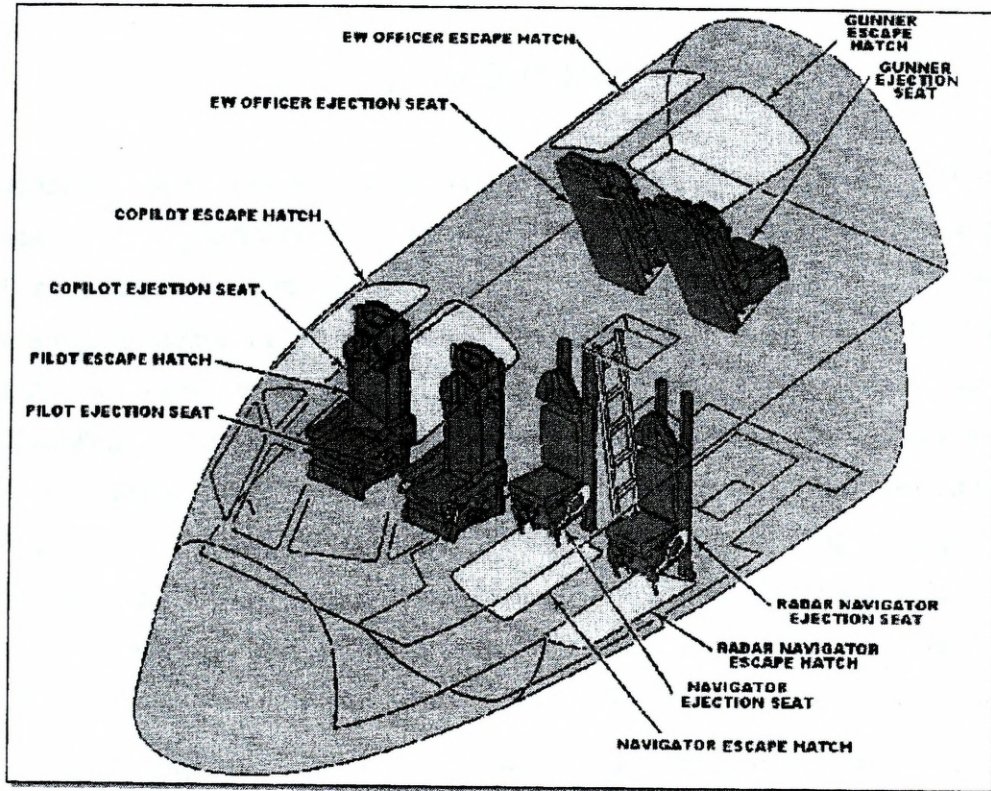
Praktyczne zrealizowanie tego układu jest bardziej złożone od omówionych wyżej, wymaga bowiem rozwiązania wielu dodatkowych problemów. Chodzi między innymi o to, że w ułamku sekundy musi nastąpić rozłączenie wielu przewodów instalacji pokładowych oraz połączeń układów mechanicznych, które w normalnych warunkach muszą spełniać wymagania wytrzymałościowe i funkcjonalne. Proces ten musi przebiegać szybko, niezawodnie oraz winien zapewnić właściwe działanie tych części instalacji i urządzeń, które pozostaną w kabinie i będą miały wpływ na bezpieczeństwo życia załogi w czasie swobodnego opadania, a następnie przyziemienia lub wodowania.

Współczesne kabiny oddzielone znalazły zastosowanie tylko w dwóch samolotach naddźwiękowych F-111 i B-1.



Źródło: <http://f-111.net/ejection.htm>

Rys. 3.53. Kabina oddzielana samolotu FB-111



Źródło: <http://users.bestweb.net/~kcoyne/b-52.htm>

Rys. 3.54. Układ foteli i kierunki katapultowania członków załogi samolotu B-52

Rozdział 4

ŚMIGŁOWCE

Koncepcja klasycznego śmigłowca polega na tym, że moc zespołu napędowego jest kierowana na wirnik nośny, który jednocześnie wytwarza siłę nośną i ciągnącą oraz jest narzędziem sterowania³⁰. Koncepcja ta może być realizowana na wiele sposobów. Różnica między nimi polega przede wszystkim na zastosowanej metodzie eliminacji momentu reakcyjnego, oddziaływującego na kadłub śmigłowca. W myśl trzeciego prawa dynamiki każdej akcji towarzyszy reakcja równa co do wielkości, lecz przeciwnie skierowana, stąd przyłożenie do wału wirnika nośnego śmigłowca momentu napędowego wytwarzanego przez silnik powoduje powstania momentu reakcyjnego, starającego się obrócić kadłub w kierunku przeciwnym do obrotów wirnika. Moment ten musi być w jakiś sposób zrównoważony lub też śmigłowiec musi mieć taki układ konstrukcyjny, który wykluczy wystąpienie momentu obracającego kadłub.

Najprostszym i jednocześnie najbardziej rozpowszechnionym układem konstrukcyjnym śmigłowca jest układ jednowirnikowy³¹. Ponad 90% wszystkich latających śmigłowców jest zbudowanych w tym układzie. Zastosowany tu sposób zrównoważenia momentu reakcyjnego polega na tym, że na końcu belki śmigłowca umieszczone jest niewielkie śmigło wytwarzające ciąg w bok. Powstały w ten sposób moment służy zarówno zrównoważeniu momentu reakcyjnego, jak i sterowaniu śmigłowca wokół osi pionowej.

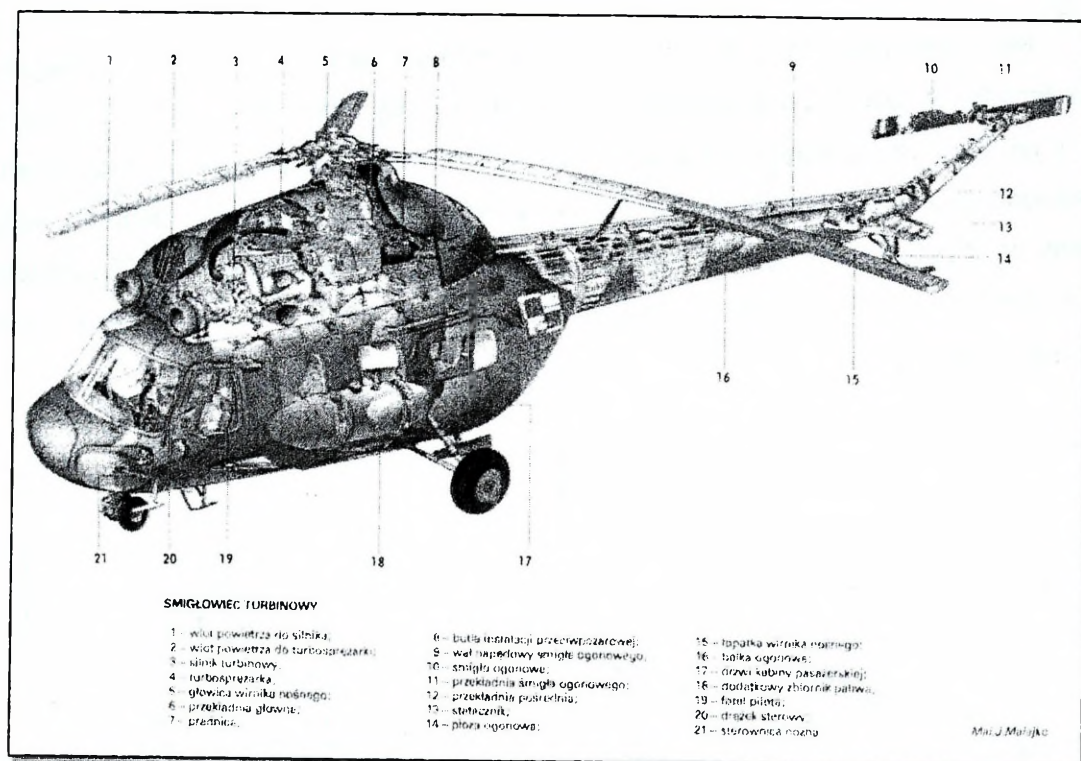
Istnieją układy konstrukcyjne, w których moment reakcyjny na kadłubie nie występuje z założenia. Najważniejsze spośród nich to trzy układy dwuwirnikowe: układ

³⁰ **Wirnik nośny**, rodzaj kilkułopatowego śmigła pracującego w płaszczyźnie poziomej i wytwarzającego siłę nośną wiroplatu lub wirołotu. Łopaty wirnika osadzone są przegubowo w piaście, zwanej głowicą wirnika, dzięki czemu w danym momencie każda z nich może mieć inny kąt natarcia, co różni wirnik od dużego śmigła.

³¹ **Głowica wirnika śmigłowca**, piasta wirnika nośnego śmigłowca z tarczą sterującą, zwykle zaopatrzona w przeguby zapewniające każdej z łopat wirnika pewną swobodę ruchu względem osi pionowej, poprzecznej i podłużnej, co z kolei umożliwia zmianę toru lotu helikoptera.

Wprowadzone w latach 60. przeguby półsztywne (elastomerowe) pozwoliły na wykonywanie przez śmigłowiec figur wyższego pilotażu.

podłużny, układ współosiowy i układ poprzeczny³².



Źródło: Encyklopedia Techniki Wojskowej. WMON. Warszawa 1978.

Rys. 4.1. Polski śmigłowiec Mi-2 - szczegóły budowy i wyposażenia

Moment reakcyjny na kadłubie śmigłowców zbudowanych, w tych układach eliminowany jest dzięki dwu czynnikom:

- równemu rozdziałowi mocy między obydwa wirniki nośne;
- przeciwnemu kierunkowi obrotów obu wirników.

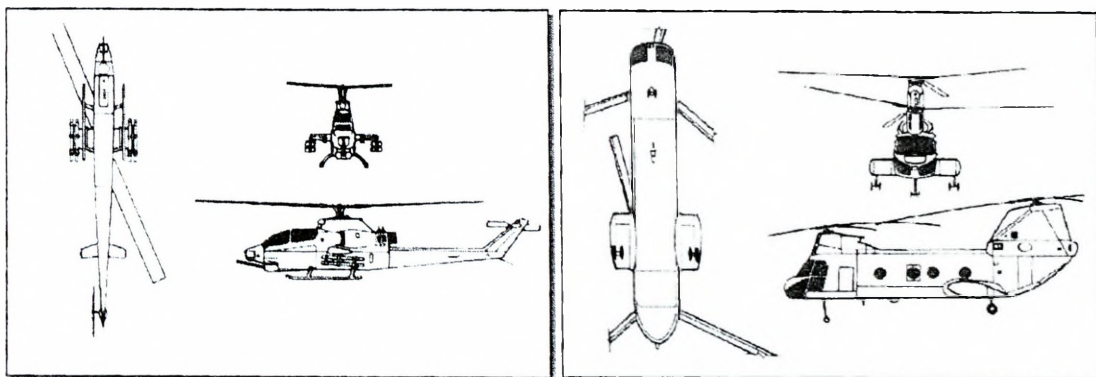
Wymienione układy dwuwirnikowe są stosowane w praktyce i stanowią uzupełnienie dominującego układu jednowirnikowego.

Źródłem mocy dla ogromnej, większości śmigłowców są turbinowe silniki odrzutowe. W tanich, lekkich śmigłowcach nadal bywają stosowane silniki tłokowe, choć ich rola w technice śmigłowcowej jest ograniczona. Obydwa rodzaje silników turbi-

³² **Wirnik przeciwbieżny**, zespół dwóch wirników nośnych umieszczonych jeden nad drugim na wspólnej osi i obracających się w przeciwnych kierunkach. Wirnik przeciwbieżny znosi moment oporowy i czyni zbędną instalację śmigła ogonowego.

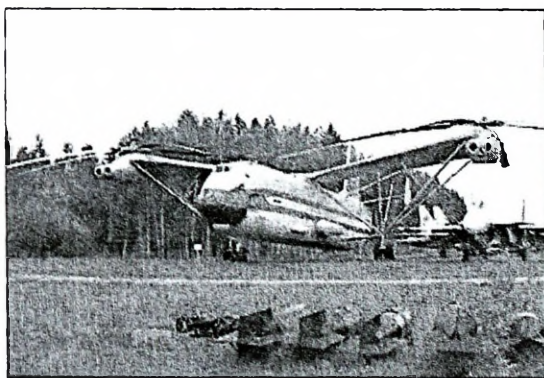
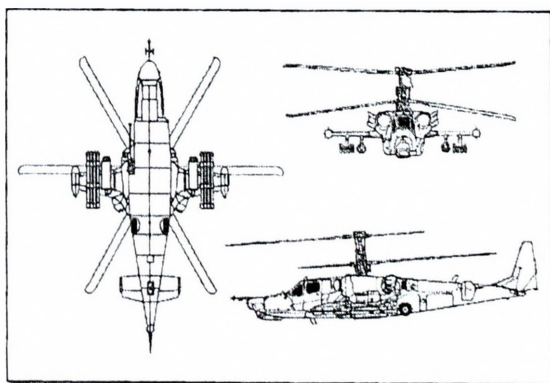
nowe i tłokowe, są stosowane na śmigłowcach jako pojedyncze jednostki, napędowe lub w zespołach, dwu, a nawet trzech silników.

Moc rozwijana przez zespół napędowy zostaje rozdysponowana z wymaganą prędkością obrotową do urządzeń nośnych (wirników) i sterujących (śmigła ogonowe), jak również do innych urządzeń napędzanych mechanicznie za pomocą układu zwanego układem przenoszenia mocy. Na układ ten składają się: przekładnie, wały, podpory (łożyska), sprzęgła, przeguby i hamulce. Rozmieszczenie ich w śmigłowcu jest zależne od układu konstrukcyjnego śmigłowca i sposobu równoważenia w nim momentu reakcyjnego.



AH-1S COBRA

CH-46 SEA KNIGHT



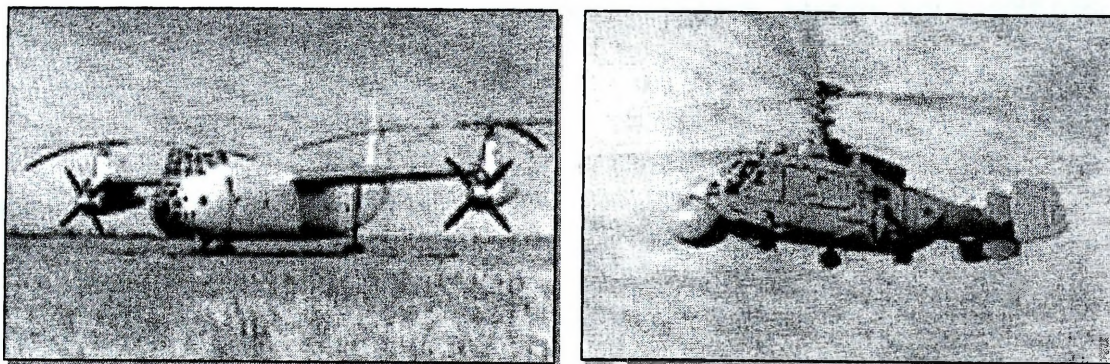
Ka-50 HOKUM / BLACK SMARK

Mi-12

Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

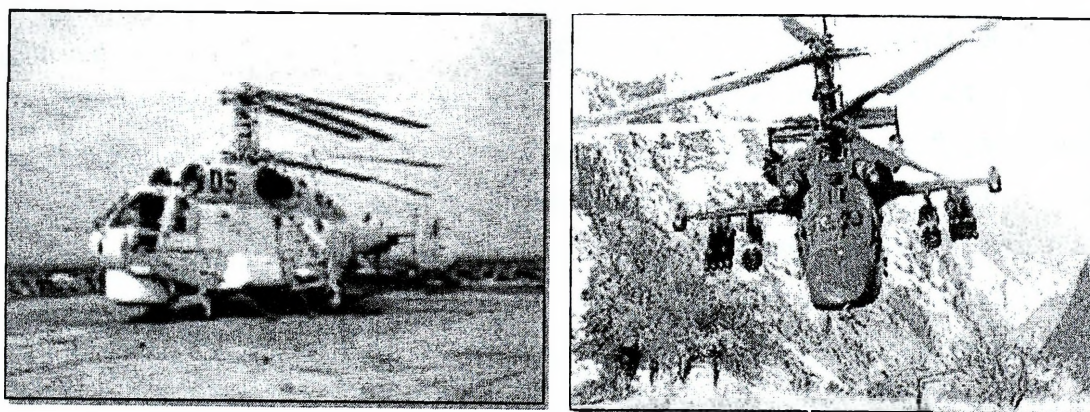
Rys. 4.2. Podstawowe układy konstrukcyjne śmigłowców

a) jeduwirnikowy ze śmigłem ogonowym – AH-1S; b) dwuwirnikowy podłużny – CH-46; c) dwuwirnikowy współosiowy – K-50; d) dwuwirnikowy poprzeczny – Mi-12



Źródło: <http://www.airforce-technology.com/projects/ka50/index.html>

Rys. 4.3. Śmigłowce dwuwirnikowe Kamow K-22 i K-25



Źródło: <http://www.airforce-technology.com/projects/ka50/index.html>

Rys. 4.4. Kamow K-27 wersja pokładowa ze składanymi łopatkami wirnika nośnego, obok K-50 dwuwirnikowy śmigłowiec uderzeniowy

Łopaty wirnika nośnego są najbardziej odpowiedzialnym elementem śmigłowca, zależą bowiem od nich właściwości lotne oraz bezpieczeństwo i komfort lotu³³. Konstrukcja łopat przechodziła w okresie rozwoju śmigłowców istotne zmiany. Początkowo wzorowana na skrzydłach samolotów i łopatach śmigieł przekształcała się stopniowo w strukturę specyficzną, nie mającą odpowiednika w innych wytworach techniki. Współczesne łopaty nośne śmigłowców składają się zwykle z następujących głównych części:

- dźwigara, będącego kształtownikiem z wysokowytrzymałego stopu lekkiego

³³ **Łopata wirnika**, element wirnika nośnego śmigłowca, stanowiący płat aerodynamiczny zamocowany przegubowo do głowicy wirnika i obracający się wokół jej osi w celu wytworzenia siły nośnej.

jako głównego elementu siłowego łopaty;

- okucia u nasady służącego do mocowania łopaty i przenoszenia obciążeń na głowicę wirnika;
- części spływowej z lekkiego pokrycia i wypełniacza, której zadaniem jest ukształtowanie profilu w tylnej części łopaty;
- elementów wyważających i regulacyjnych oraz instalacji, np. przeciwblo-dzeniowej i innych.

Klasycznym przykładem konstrukcji łopaty nośnej z lat sześćdziesiątych jest łopata śmigłowca Mi-2.

Prócz łopat uważanych za klasyczne, jak opisano wyżej, stosowane są w coraz szerszym zakresie łopaty z kompozytów, na przykład laminatów z włókien szklanych przesyconych żywicą. W porównaniu z łopatami metalowymi mają one dłuższe okresy użytkowania, wolniejszą propagację pęknięć zmęczeniowych i niższe koszty wytwarzania. W najnowocześniejszych śmigłowcach wojskowych stosuje się łopaty wielodźwigarowe (np. w śmigłowcu szturmowym Hughes AH-64 łopata ma aż 5 dźwigarów). Ma to zapewnić zdolność śmigłowca do lotu, nawet po bezpośrednim trafieniu w wirnik pociskiem kalibru 23 mm.

Jednym z centralnych zespołów wirnika nośnego śmigłowca jest głowica, skupiająca w sobie następujące części: piastę, tłumiki, urządzenia sterujące i inne mechanizmy pomocnicze np. eliminujące drgania, zmniejszające siły sterujące. Jest to zespół skomplikowany, odpowiedzialny i spełniający w locie śmigłowca rolę kluczową. Wyróżnia się głowice przegubowe i bezprzegubowe.

Przegubowe zamocowanie łopat w głowicy wirnika współcześnie realizowane jest w dwu odmianach:

- klasycznym, w którym łopaty połączone są z piastą za pomocy trzech przegubów: poziomego, pionowego i osiowego;
- wahliwym, w którym brak jest przegubu pionowego, a łopaty mocowane są w sztywnym jarzmie, osadzonym przegubowo na wale napędowym.

Wirniki bezprzegubowe, mające coraz większe zastosowanie, występują również w dwu odmianach:

- sztywnej, w której łopaty mają możliwość wykonywania tylko jednego ruchu tj. przekręcenia wokół przegubu osiowego;
- giętkiej, w której sprężyste elementy piasty lub sama elastyczność łopat spełniają funkcję przegubów poziomych.

Przy dominującym obecnie w technice śmigłowcowej sposobie mechanicznego napędu wirnika przez wał, na piastę działają siły aerodynamiczne i masowe. Obraz obciążeń piasty jest stosunkowo złożony. Zmusza to do starannego zaprojektowania tej części śmigłowca, tak od strony konstrukcji, jak i stosowanych materiałów. Aby głowica wykazała odpowiednią trwałość, stosuje się w niej najbardziej wytrzymałe materiały, stale i stopy tytanu.

Ważną częścią głowicy każdego śmigłowca są urządzenia służące do sterowania wirnikiem nośnym. Sterowanie odbywa się przez zmianę skoku łopat nośnych, okresową i stałą. Aby zmianę tę wywołać, stosowane są w śmigłowcach urządzenia zwane tarczami sterującymi.

Wypadkowe obciążenia z łopat są transponowana poprzez piastę na kadłub, śmigłowca, który spełnia podobną funkcję jak w samolocie³⁴. Szczególne znaczenie ma tu integracja zespołu napędowego, układu nośnego, przenoszenia mocy i sterowniczego. W czasie dominacji napędu tłokowego, kadłuby śmigłowców były konstrukcji kratownicowej później mieszanej (np. kadłub kratownicowy, belka ogonowa półskorupowa). Obecnie najczęściej projektuje się kadłuby półskorupowe o budowie modułowej, łatwo rozłączalnej np. do celów remontowych.

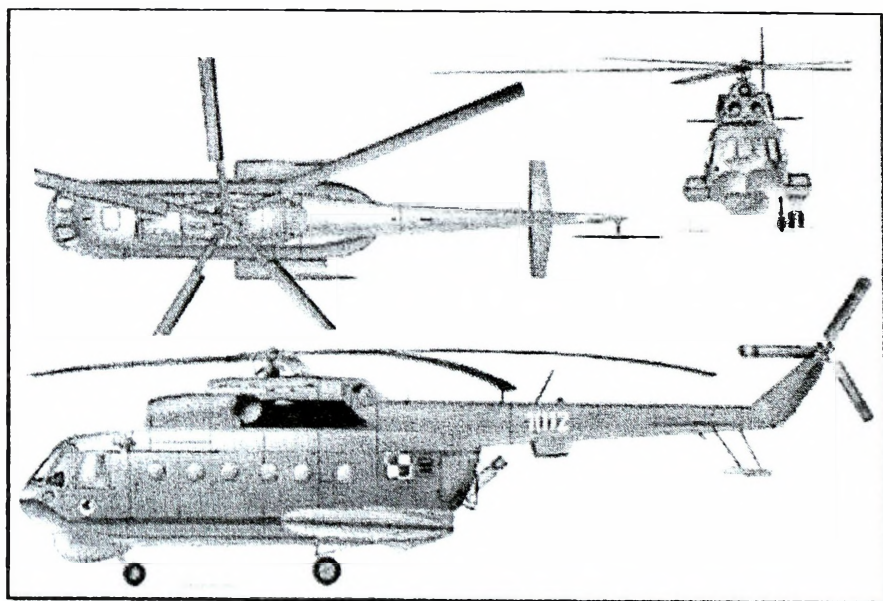
Przy określaniu obciążeń zewnętrznych śmigłowca posługujemy się podobnie jak w przypadku samolotów, współczynnikiem przeciążenia. Dla określenia wytrzymałości struktury układu główne znaczenie ma przeciążenie w kierunku osi z.

Współczynnik przeciążenia określa się stosunkiem wielkości ciągu wirnika nośnego – T , do siły ciężkości śmigłowca – $Q = mg$. Normy wytrzymałości śmigłowców rozpatrują obciążenia śmigłowca w locie, podczas lądowania a także współczynnik przeciążenia eksploatacyjnego n_e , współczynnik bezpieczeństwa f , obroty wirnika nośnego i prędkości lotu w danym przypadku obliczeniowe.

³⁴ **Piasta wirnika**, część wirnika śmigłowca, do której zamocowane są łopaty. Rozróżnia się piasty przegubowe (3 stopnie swobody łopaty), półsztywne (2 stopnie swobody) i sztywne (możliwa tylko zmiana kąta natarcia).

Podobnie jak dla samolotu, jednym z najcięższych przypadków obliczeniowych jest wyprowadzenie śmigłowca z lotu szybowego. Przyjmuje się tutaj $n_{e\max} = 3$; $f = 1.5$; ciąg wirnika nośnego $k_e = n_{e\max}$; liczba obrotów wirnika nośnego $n = 1.2 n_{\max}$; prędkość lotu $V = 1.15 V_{\max}$.

Dla śmigłowców maksymalne przeciążenie eksploatacyjne określone możliwościami aerodynamicznymi wirnika nośnego są stosunkowo niewielkie. Przy dużych przeciążeniach następuje zerwanie strumienia na wirniku. Obliczeniowe przeciążenie zazwyczaj nie przekraczają wartości $n = 4-6$.



Źródło: http://www.aviation.pol.pl/photo/military/poland_navy.htm

Rys. 4.5. Śmigłowiec lotnictwa marynarki wojennej Mi-17

4.1. Osobliwości konstrukcji śmigłowców

Wśród kilkuset zbudowanych dotychczas śmigłowców dają się łatwo wyodrębnić grupy, których wspólną cechą jest układ konstrukcyjny, wyrażający się jednakową ilością wirników nośnych, jednakowym ich wzajemnym ułożeniem i podobnym podstawowym kształtem kadłuba. Układ konstrukcyjny najczęściej wiąże się z typem napędu zastosowanego na śmigłowcu i ze sposobem zrównoważenia momentu oporowego, jaki działa na kadłub. Napęd wirnika nośnego śmigłowca może być rozwiązany w rozmaity sposób.

Najczęściej spotykany jest "napęd przez wał" od silnika tłokowego lub turbino-

wego. Przy takim rozwiązaniu napędu silnik przenosi na wirnik ściśle określony moment obrotowy. Gdyby do kadłuba nie został przyłożony moment równoważący, śmigłowiec nie mógłby wykonywać normalnego lotu. Istnieje wiele metod równoważenia momentu oporowego. Dokonuje się tego np. przez stosowanie parzystej liczby wirników nośnych z przeciwnymi kierunkami obrotów, w śmigłowcach z jednym wirnikiem nośnym stosuje się śmigło ogonowe itd. Poniżej wyliczone są układy konstrukcyjne, które obejmują wszystkie możliwe metody równoważenia momentu oporowego w śmigłowcach napędzanych przez wał.

Śmigłowce trzy i czterowirnikowe:

- cztery wirniki zgrupowane po dwa z boku kadłuba - o dwóch zespołach przeciwbieżnych; rozwiązanie historyczne, obecnie nie jest stosowane ze względu na duże skomplikowanie;
- cztery wirniki umieszczone po dwa z obu stron kadłuba, jeden za drugim; w tym rozwiązaniu sterowanie poprzeczne i podłużne jest stosunkowo łatwe do zrealizowania przez zmianę ciągów odpowiednich par wirników; dla zrównoważenia momentu oporowego kierunki obrotów poszczególnych par wirników są różne;
- trzy wirniki rozmieszczono wokół kadłuba; układ ten był stosowany dotychczas w jednym zaledwie śmigłowcu angielskim *Air Horse*, kierunek obrotów we wszystkich wirnikach jednakowy; zrównoważenie momentu przez pochYLENIE osi wszystkich wirników dla wywołania składowej ciągu, skierowanej przeciw momentowi oporowemu; konstrukcja dość skomplikowana.

Śmigłowce dwuwirnikowe:

- wirniki współosiowe, przeciwbieżne; układ dość popularny, stosowany np. w radzieckich konstrukcjach Kamowa; wadą tego układu jest wzajemne oddziaływanie wirników na siebie, wywołujące drgania;
- wirnik w układzie poprzecznym na wysięgnikach po bokach kadłuba; stosowany w szeregu śmigłowców prototypowych, dotychczas jednak nie był użyty w żadnym ze śmigłowców seryjnych; korzystne właściwości energetyczne; wady: znaczna bezwładność przy sterowaniu poprzecznym, duży szkodliwy opór wysięgników, konstrukcja dość skomplikowana;

- wirniki przecinające się, między wirnikami istnieje oczywiście sprzężenie zapobiegające zetknięciu się ze sobą łopat obu wirników; układ stosowany w śmigłowcach amerykańskich wytwórni KAMAN; zaletą jest duża zwartość konstrukcji, wadą - jej duża złożoność;
- wirnik w tandem, jeden za drugim; kierunki obrotów wirników przeciwnie; układ konstrukcyjny bardzo popularny, stosowany m. in. we wszystkich śmigłowcach Piaseckiego i w znanym śmigłowcu Jakowlewa Latający Wagon Jak-24; zapewnia dobre wykorzystanie kadłuba przy dużej tolerancji położenia środka ciężkości; wadą układu jest niekorzystne oddziaływanie wirnika przedniego na tylny i złożoność konstrukcji;
- wirnik w tandem ze zgodnymi kierunkami obrotów obu wirników; układ obecnie nie stosowany; równoważenie momentu przez pochylanie osi wirników.

Śmigłowce jednowirnikowe:

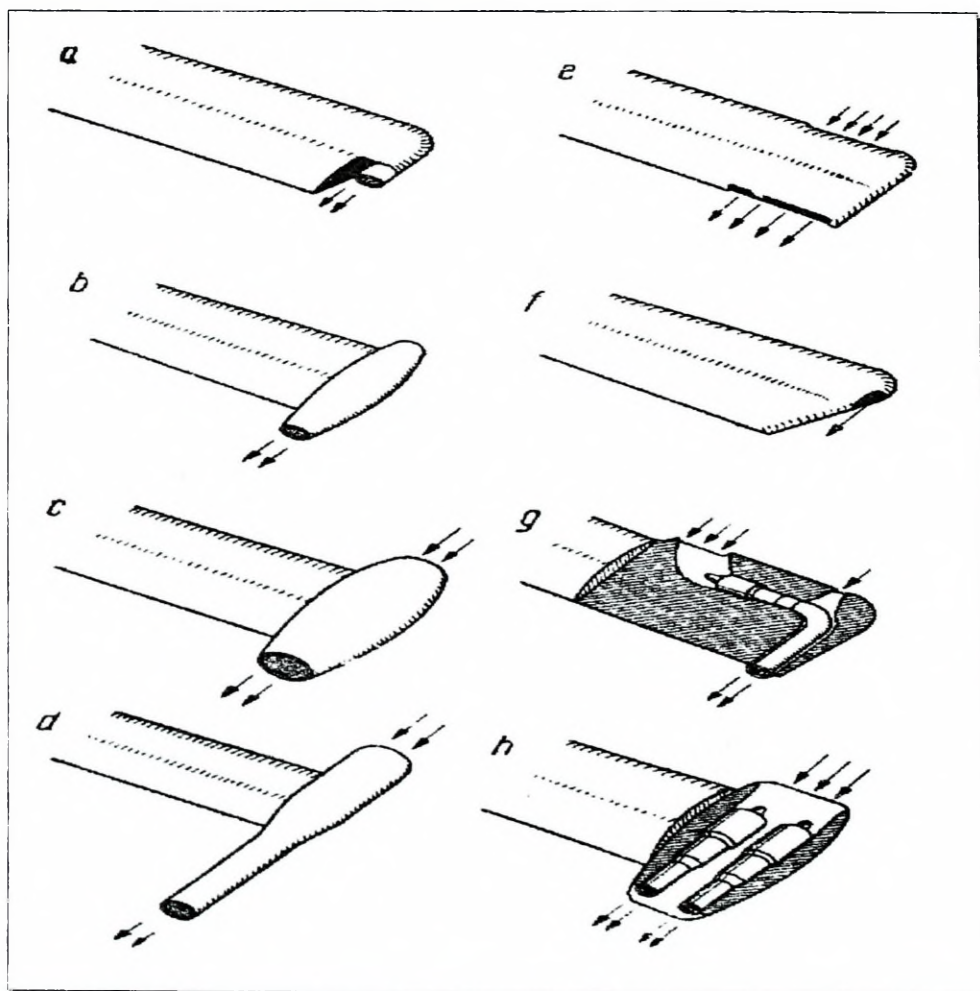
- śmigło ogonowe; najpopularniejszy układ spotykany w ogromnej większości śmigłowców; skierowany w bok ciąg śmigła ogonowego wywołuje moment względem środka ciężkości, równoważący moment oporowy; wadą tego układu jest konieczność przeznaczenia części mocy silnika na napęd śmigła ogonowego (7 - 10% mocy całkowitej) i możliwość jego uszkodzenia przy lądowaniu autorotacyjnym; wadą jest również mała tolerancja położenia środka ciężkości śmigłowca; zaletą jest prostota konstrukcji i jej taniaść;
- śmigło ciągnące jednostronnie; układ korzystniejszy niż ze śmigłem ogonowym, gdyż moc napęd nie jest tracona, lecz wywołuje lot śmigłowca do przodu; mimo tej zalety układ zastosowany dotychczas w kilku zaledwie śmigłowcach, m. in. w angielskim Fairey-Gyrodyne;
- skośny ster kierunkowy obdmuchiwany przez strumień pomocniczego śmigła; układ rzadko spotykany, zastosowany jedynie w paru prototypach;
- skośny ster kierunkowy obdmuchiwany strumieniem zawirnikowym; układ mało skuteczny w locie wiszącym, wymaga bardzo dużej powierzchni steru; układ nie stosowany zupełnie w śmigłowcach seryjnych;

- wydmuch w bok strumienia gazów spalinowych; dotychczas zastosowany w kilku prototypach i śmigłowcach seryjnych; układ ten jest stosowany w śmigłowcach turbinowych, gdzie strumień spalin jest silny.

Napęd od wirnika nośnego może być doprowadzony, oprócz rozwiązania "przez wał", również w sposób bezpośredni do łopat. Zaletą takiego napędu jest brak momentu oporowego obracającego kadłub. Wszystkie układy konstrukcyjne śmigłowców o napędzie bezpośrednim mają pojedyncze wirniki nośne, a różnią się jedynie sposobem, w jaki moc przekazywana jest na wirnik. Oto te układy:

1. Wirnik ze śmigłami na łopatach; śmigła poruszane są silnikami zabudowanymi w łopatach; układ bardzo skomplikowany, niekorzystny dynamicznie i energetycznie, stosowany tylko w pojedynczych prototypach;
2. Wirnik odrzutowy; w tym układzie na końcach łopat znajdują się bądź dysze wylotowe, bądź silniki odrzutowe; możliwe są następujące odmiany tego układu:
 - na końcu łopat dysze, przez które wdmuchiwane jest powietrze sprężone przez sprężarkę w kadłubie; dysza ewentualnie wyposażona dodatkowo we wtryskiwacz paliwa i urządzenie zapłonowe; sprężarka w kadłubie napędzana jest przez silnik tłokowy lub turbinowy; napęd stosowany w śmigłowcach seryjnych DJINN, Ultra Light;
 - na końcach łopat silniki strumieniowe, które nie posiadają żadnych części ruchomych; ze względu na to, że silniki te przy małych prędkościach nie dają ciągu, istnieje konieczność rozruchu wirnika z obcego źródła; niezbyt dobre właściwości w autorotacji; napęd stosowany w śmigłowcach seryjnych Hornet, Kolibrie;
 - na końcach łopat silniki pulsacyjne zaworowe; łatwy rozruch - ze względu na to, że silniki dają ciąg nawet w bezruchu; cenna zaleta - taniość; wady: krótka żywotność, zawodność w pracy i złe oddziaływanie na autorotację; napęd stosowany wyłącznie w prototypach;
 - na końcach łopat silniki turboodrzutowe; układ przyszłości, dotychczas nigdzie nie zastosowany; pomyślany teoretycznie dla wielkich śmigłowców transportowych o znacznym udźwigu; praktyczna realizacja wymagać będzie

opracowania silników turbodrzutowych, które będą zdolne do pracy w polu sił odśrodkowych i pod działaniem momentów groskopowych;



Rys. 4.6. Różne sposoby bezpośredniego napędu za pomocą ciągu na końcach łopat

a - wydmuch sprężonego powietrza, b - wydmuch powietrza z dopalaniem, c - silnik strumieniowy, d - silnik pulsacyjny, e - silnik strumieniowy spłaszczony, f - silnik raketowy na paliwo płynne, g - silnik turbodrzutowy zabudowany promieniowo (projekt) h - silnik turbodrzutowy zabudowany stycznie (projekt)

- na końcach łopat silniki raketowe, pracujące na paliwie stałym lub ciekłym; ze względu na małe wymiary silników nie pogarszają one specjalnie właściwości śmigłowca w autorotacji; napęd raketowy łączy się z wyjątkowo wielkim zużyciem paliwa; stosowany w pojedynczych prototypach lekkich śmigłowców jednomiejscowych.

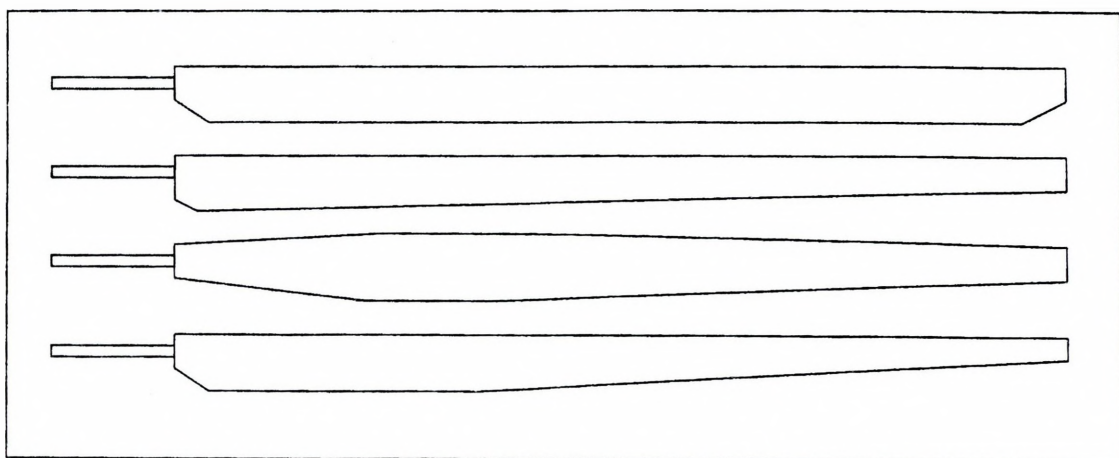
Istnieje możliwość skomplikowania podanego powyżej prostego obrazu jako wyniku zastosowania w śmigłowcu kilku napędów jednocześnie oraz ewentualnego wyposażenia "czystego" śmigłowca w stały płat nośny i śmigło ciągnące. Wyposażenie śmigłowca w dodatkowy napęd raketowy, zrealizowane praktycznie w doświadczalnych prototypach śmigłowców, ma na celu krótkotrwałe poprawienie ich prędkości wznoszenia lub zapewnienie możliwości krótkotrwałego lotu nawet przy unieruchomionym silniku głównym. Wyposażenie śmigłowców w płat nośny i śmigło lub jedno z nich, ma na celu poprawienie wskaźników ekonomicznych śmigłowców - m. in. przez podniesienie maksymalnej prędkości lotu i zmniejszenie zapotrzebowania mocy do lotu z prędkością postępową.

4.2. Główne zespoły śmigłowca

Kadłuby śmigłowców mają kształty jak najbardziej różne - od kanciastych, zaprojektowanych bez dbałości o „czystość” aerodynamiczną, do bardzo opływowych. Ponieważ kształt kadłuba wywiera dość duży wpływ na osiągi śmigłowca, istnieje ostatnio tendencja do bardzo starannego projektowania kształtów brył kadłuba tak, aby dawały one minimalny opór - zarówno przy opływie pionowym od góry (co ma miejsce w zawisie), jak i przy opływie od przodu. W związku z tym stosowane dawniej powszechnie kadłuby i belki ogonowe konstrukcji kratowej, spawane z rur stalowych, ażurowe, kryte płótnem lub cienką blachą, ustąpiły ostatnio zdecydowanie miejsca kadłubom i belkom skorupowym.

Cechą wspólną dla wszystkich kabin współczesnych śmigłowców jest zapewnienie załodze jak najlepszych warunków do wykonywania jej pracy.

Łopaty nośne wirników śmigłowcowych różnią się pomiędzy sobą obrysem, zastosowanymi profilami i rozwiązaniem konstrukcyjno-technologicznymi. Istnieją cztery typowe obrysy łopat nośnych: prostokątny, trapezowy, podwójnie trapezowy i prostokątno-trapezowy.



Rys. 4.7. Rodzaje łopat stosowanych w śmigłowcach

Z punktu widzenia aerodynamicznego najkorzystniejsza jest łopata trapezowa, a najmniej korzystna - łopata prostokątna. Korzyść z zastosowania łopaty trapezowej polega przy tym na osiągnięciu wyższego tzw. współczynnika jakości wirnika nośnego - co oznacza, że wirnik z łopatami trapezowymi udźwignie przy określonej mocy silnika więcej niż wirnik z łopatami prostokątnymi. Dla poprawienia współczynnika jakości łopat nośnych są one (zwłaszcza prostokątne) zwichrzone geometrycznie wzdłuż rozpiętości o 4 do 6 stopni w ten sposób, że na końcach kąt nastawienia profilu jest mniejszy niż u nasady.

Głowice wirnika nośnego są niezmiernie ważnymi elementami konstrukcyjnymi. Łopaty nośne przymocowane są do osi obrotowej (piasty) wirnika w najróżnorodniejszy sposób. Najstarsze historycznie zamocowanie łopat "na sztywno" jest dziś zupełnie nie stosowane ze względu na liczne wady. Zamocowanie takie zapewnia położenie wypadkowego ciągu wirnika ściśle w osi obrotu - tylko dla przypadku lotu wiszącego lub pionowego w nieruchomym powietrzu. Gdy jednak pojawia się jakakolwiek prędkość w płaszczyźnie wirnika dodaje się ona do prędkości obwodowej, z drugiej zaś odejmuje. W ostatecznym efekcie z obu stron wirnika powstają różne siły nośne i na wirnik działa moment przechylający tarczę. Każda łopata nośna u nasady poddana jest w czasie pracy zmiennemu momentowi zginającemu pokaźnej wielkości, który może doprowadzić nawet do złamania zmęczeniowego.

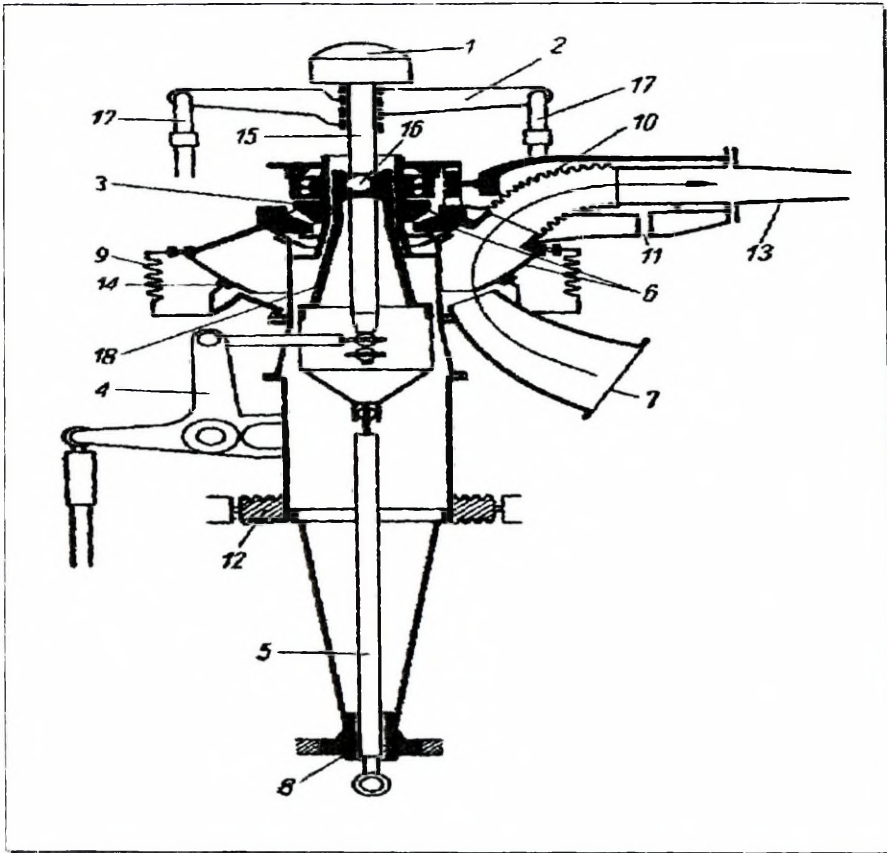
Wady wynikające ze sztywnego zamocowania łopat śmigłowca usunięte zostały

przez zastosowanie zamocowania przegubowego, wynalezione i użytego po raz pierwszy w wiatrakowcach przez de la Ciervę. Zamocowanie przegubowe polega na tym, że łopata w głowicy zawieszona jest obrotowo i może wykonywać wahania wokół dwóch osi: poziomej i pionowej. Dzięki temu nie jest możliwe przeniesienie na piastę żadnych momentów gnących ani w płaszczyźnie wirowania, ani w płaszczyźnie do niej prostopadłej.

Głowica przegubowa jest stosowana w wirnikach nośnych przyłaczającej większości istniejących na świecie śmigłowców. Przegub pionowy jest zawsze zaopatrzony w tłumik obrotu, zapobiegający wystąpieniu na śmigłowcu niebezpiecznych drgań. Dotyczy to zwłaszcza pracy na ziemi, gdzie może nastąpić zjawisko tzw. rezonansu ziemnego, związanego z elastycznymi właściwościami podwozia. W czasie bezruchu łopaty nośne zwisają oczywiście w głowicy przegubowej pod własnym ciężarem i opierają się na specjalnych zderzakach. Podczas rozruchu narastająca siła odśrodkowa unosi łopaty coraz bardziej do położenia poziomego. Gdyby na łopatach nie występowała siła nośna, tworzyłyby one płaską tarczę poziomą. Ponieważ jednak na łopatach powstaje siła nośna, przeto ustawiają się one nie poziomi, lecz skośnie ku górze - zataczając powierzchnię stożkową. Kąt uniesienia łopat wynika z wzajemnego stosunku sił aerodynamicznych i odśrodkowych.

Łopata ustawia się na przegubie zgodnie z kierunkiem działania wypadkowej z tych obu sił składowych. W czasie lotu do przodu łopata przegubowa wykonuje okresowo (jeden cykl na jeden obrót wirnika) wahania w górę i w dół. Dzieje się to wskutek tego, że okresowej zmianie podlega wielkość siły nośnej - przy zachowaniu stałej wielkości siły odśrodkowej. Podobnie wykonuje łopata wahanie wokół przegubu pionowego. Obydwa ruchy komplikowane są ze względu na pojawienie się na łopatach - obok sił aerodynamicznych i odśrodkowych - również sił masowych od przyspieszeń.

Oprócz przegubowego istnieją również jeszcze inne sposoby zamocowania łopat do głowicy. Bywają więc głowice, w których łopaty zamiast na przegubie wahają się na specjalnym zamocowaniu sprężystym. W innym rozwiązaniu łopaty są pomiędzy sobą sztywno sprzężone, a na przegubie Cardana na wale napędowym waha się tylko jarzmo, które łączy łopaty.



Rys. 4.8. Przekrój głowicy śmigłowca

1 - obrotomierz, 2 - ramię "pająka", 3 - łożysko oporowe, 4 - dźwignia sterowania okresowego, 5 - popychacz sterowania skokiem ogólnym, 6 - uszczelnienie kuliste, 7 - kanał sprężonego powietrza, 8 - połączenie kuliste, 9 - ochrona przeciwpylowa, 10 - rura elastyczna, 11 - zderzak ograniczający zwis łopaty, 12 - tłumiki, 13 - łopata nośna, 14 - uszczelnienie olejowe, 15 - oś "pająka", 16 - kulowe zawieszenie "pająka", 17 - popychacze, 18 - tłok sterowania skokiem ogólnym

Dla poprawienia dynamicznej stateczności i sterowności w locie do przodu wiele śmigłowców wyposażonych jest w usterzenie ogonowe, które składa się ze statecznika poziomego oraz - jeśli śmigłowiec nie ma śmigła ogonowego - statecznika i steru kierunku. Wielkość stateczników śmigłowcowych waha się od 2% do 5% powierzchni tarczy wirnika nośnego. Zadaniem usterzenia kierunku jest zapewnienie śmigłowcowi dodatkowej stateczności kierunkowej. Wielkość usterzenia kierunku związana jest wielkością i kształtem kadłuba oraz układem konstrukcyjnym. W układzie ze śmigłem ogonowym usterzenie to jest zwykle niepotrzebne, gdyż funkcję usterzenia kierunkowego spełnia w zadowalającym stopniu tarcza śmigła. W układzie dwu-

wirnikowym podłużnym (tandem) statecznik kierunkowy uformowany jest zazwyczaj przez tylną część bryły kadłuba.

Śmigła ogonowe to podstawa sterowności śmigłowca. W jednowirnikowych śmigłowcach z napędem "przez wał" śmigło ogonowe spełnia dwa zadania:

- równoważenie momentu oporowego działającego na kadłub, oraz
- sterowanie obrotów śmigłowca wokół osi pionowej.

Aby zadania te były wykonalne, śmigło posiada zmienny skok. Zmienność skoku, a przez to i zmienność ciągu śmigła, wywołuje pilot ruchami pedałów. Napęd śmigła ogonowego odbywa się za pomocą przegubowego wałka skrętnego, wyprowadzonego z przekładni głównej i poprowadzonego wewnątrz lub po wierzchu belki ogonowej. Dzięki wyprowadzeniu napędu z przekładni głównej, śmigło ogonowe obraca się razem z wirnikiem nośnym - niezależnie od tego, czy lot jest silnikowy czy autorotacyjny. W tym ostatnim stanie lotu śmigło ogonowe służy tylko do sterowania, gdyż wobec braku na kadłubie momentu oporowego funkcja jego równoważenia przez śmigło zanika. W śmigłowcach jednowirnikowych odrzutowych nie stosowano początkowo śmigieł ogonowych, starając się sterowanie wokół osi pionowej zapewnić przez stery kierunku ze skośną osią obrotu - umieszczone w polu działania strumienia zawirnikowego. Gdy jednakże okazało się, że efekt takiego steru jest niewystarczający, śmigła ogonowe znalazły zastosowanie w śmigłowcach odrzutowych, choć tylko dla celów sterowniczych.

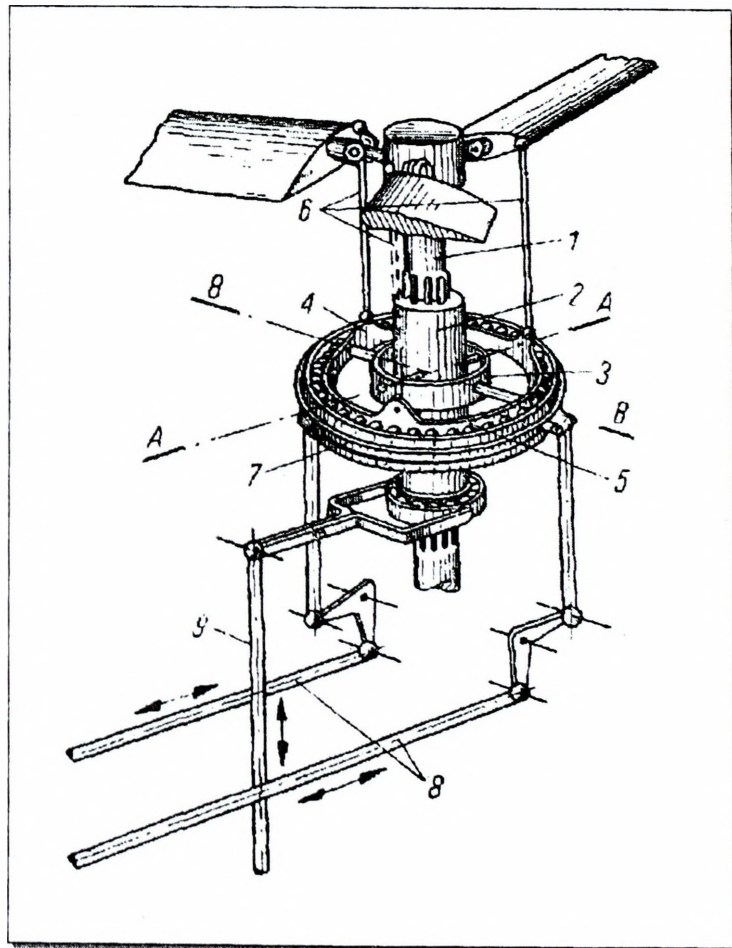
Podwozia charakteryzują się różnorodnością rozwiązań. We współczesnych śmigłowcach spotyka się wielką ilość konstrukcji podwozi. Najpopularniejszymi są podwozia: czterokołowe, trzykołowe z kołem dziobowym i saniowe z dwoma płozami. Rzadziej spotykane są podwozia: trzykołowe z kołem ogonowym, saniowe z jedną płozą, pontonowe i trójnożne. Każdy typ podwozia śmigłowcowego zaopatrzone jest w amortyzatory, które pochłaniają przy lądowaniu kinetyczną energię opadania.

Układy sterowania. W śmigłowcu istnieje możliwość następujących sterowań:

- podłużnego dla lotów do przodu i tyłu,
- poprzecznego dla lotów w bok,
- wokół osi pionowej,
- pionowego dla lotów w górę i w dół.

Zarówno sterowanie podłużne jak i poprzeczne polega na spowodowaniu pochylenia w odpowiednią stronę wektora ciągu wirnika nośnego. Wektor ciągu jest zawsze prostopadły do tarczy wirnika - sterowanie polega zatem na pochyleniu tej tarczy. Może to zostać zrealizowane w dwojaki sposób: przez pochylenie głowicy wirnika i przez sterowanie okresowe łopat.

Pochylenie głowicy wirnika nośnego praktykowane było szeroko w wiatrakowcach. W śmigłowcach jest obecnie stosowane rzadko, bowiem pochylenie głowicy w śmigłowcach, w których do wirnika dostarczana jest moc przez wał, następuje dużo trudności natury technicznej.



Rys. 4.9. Schemat tarczy sterującej

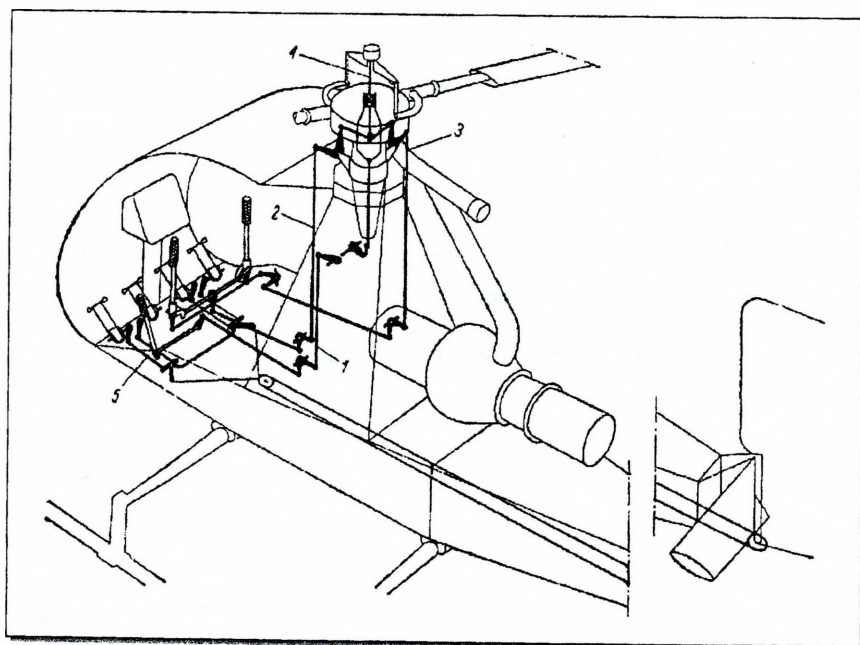
1-wał, 2-tuleja przesuwana, 3-przegubowe zawieszenie tarczy na wale, 4-obrotowa część wewnątrz tarczy, 5-kulki łożyskowe, 6-popychacze łopat, 7-nieobrotowa część zewnętrzna tarczy, 8-ciągła do drążka sterowego, 9-ciągła do dźwigni skoku ogólnego, A,B-osie przegubowego zawieszenia

Sterowanie okresowe łopat powoduje pochylenie wektora ciągu wirnika bez zmiany położenia głowicy wirnika względem kadłuba. Dzieje się to jedynie dzięki temu, że w czasie każdego obrotu wymuszane są okresowe, powtarzalne co obrót, wahania kąta nastawienia wszystkich łopat nośnych.

Wahania te mają charakter sinusoidalny. Dzięki zmienności kąta nastawienia łopat dla różnych azymutów, tj. dla różnych kątowych położań na tarczy wirnika nośnego, zmieniają się na łopacie kąty natarcia - a tym samym i siły aerodynamiczne. Pod wpływem niesymetrycznego rozkładu sił aerodynamicznych tarcza wirnika odchyła się i zachodzi to zjawisko, które było celem sterowania.

Okresowe sterowanie łopat wywołane bywa w ogromnej większości śmigłowców za pomocą tarczy sterującej.

Tarcza ta składa się z części stałej i części obrotowej. Z częścią stałą połączone są popychacze od drążka sterowego, za pomocą których tarcza zawieszona na wale na przegubie Cardana, może być przechylana w dowolną stronę. Przechylenie części stałej przenosi się na część obrotową, z którą połączone są popychacze łopat nośnych. Ruchy tych popychaczy wywołują przekręcanie łopat wzdłuż ich osi podłużnej (zmiana kąta nastawienia).



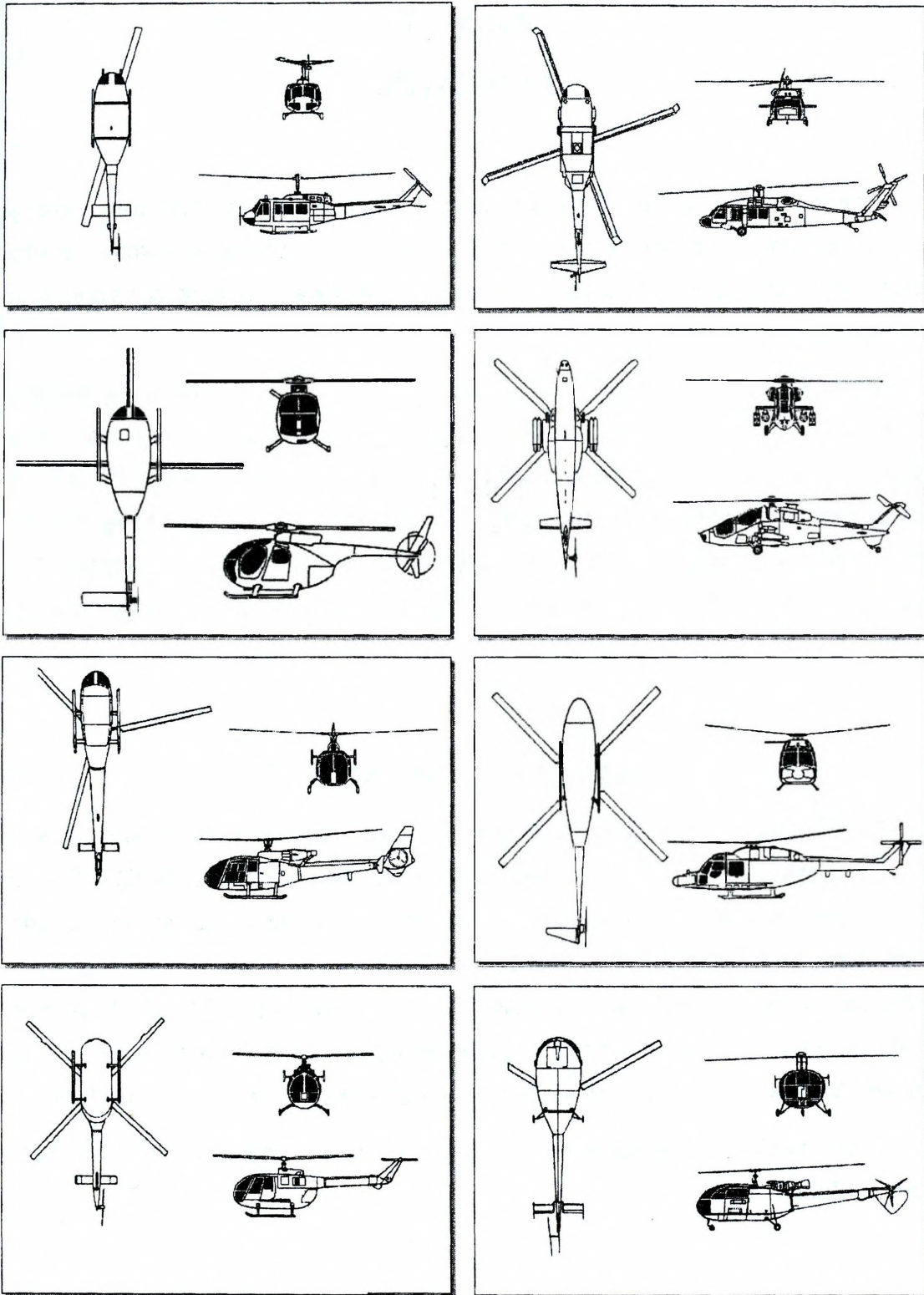
Rys. 4.10. Układ sterownic w lekkim śmigłowcu

1-sterowanie skokiem ogólnym, 2-sterowanie podłużne, 3-sterowanie poprzeczne, 4-"pająk", 5-sterowanie kierunkowe

Zakres okresowej zmienności kątów nastawienia łopat zależy od stopnia pochylenia tarczy sterującej. Jeśli pochylenie to jest równe zeru, tzn. tarcza zajmuje położenie prostopadłe do osi obrotu wirnika, wówczas żadnej okresowej zmienności kątów nastawienia łopat nie ma. Na zamieszczonej ilustracji głowicy wirnika śmigłowca można łatwo odróżnić część sterowania okresowego, a zwłaszcza tarczę sterującą i popychacze łopat.

Tarcza sterująca w licznych śmigłowcach jest również stosowana do realizacji sterowania pionowego. Przesunięcie jej pionowo w górę lub w dół, bez zmiany pochylenia względem wału, wywołuje jednakowy przyrost lub zmniejszenie kąta nastawienia we wszystkich łopatach równocześnie, a zatem wywołuje powiększenie lub zmniejszenie ciągu wirnika. Opuszczona zupełnie w dół tarcza sterująca ustawia łopaty wirnika nośnego na kąt nastawienia odpowiadający autorotacji.

Urządzeniem pokrewnym do tarczy sterującej jest tzw. "pająk". Tarcza sterująca w śmigłowcach, które posiadają w układzie sterowania pręt ustateczniający albo wirnik sterujący, jest z nimi ściśle połączona. Pręt ustateczniający Younga-Bella umieszczony jest przegubowo na wale prostopadłe do dwupłatowego wirnika nośnego. Na końcach pręta znajdują się ciężarki. Jeśli wskutek jakiegoś zakłócenia wirnik zostanie wytrącony z położenia równowagi, to nie wpłynie to na zmianę położenia pręta ustateczniającego, gdyż ten dzięki efektowi giroskopowemu zachowa niezmienną swą płaszczyznę wirowania. Powstała rozbieżność między płaszczyzną wirowania pręta i wirnika nośnego spowoduje automatyczne okresowe sterowanie łopat zmuszając wirnik do powrotu w położenie zajmowane poprzednio. W ten sposób poprawiona zostaje w śmigłowcu stateczność dynamiczna. Podobne działanie ustateczniające ma wirnik sterujący. Ten spełnia jednak i drugie zadanie - mianowicie zmniejsza siły potrzebne do okresowego sterowania łopat nośnych.



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W

Rys. 4.11. Rozwiązania konstrukcyjne śmigłowców UH-1, UH-60, OH-6A, Mangusta A129, Gazelle, Lynx, Bo-105, Alouette III

Rozdział 5

SZYBOWCE

Szybowiec, jest to aerodyna bezsilnikowa latająca dzięki wyzyskiwaniu energii potencjalnej położenia (wyholowanie przez samolot na określoną wysokość) i energii kinetycznej wznoszących prądów powietrznych. Stosowany w lotnictwie sportowym i transporcie wojskowym.

Aerodyną jest statek powietrzny cięższy od powietrza, które sobą wypiera. Unosi się i manewruje, pokonując siłę ciężkości w wyniku aerodynamicznego oddziaływania powietrza (aerodynamiczna siła) na jego płyty nośne poruszające się (śmigłowce, zmiennopłaty) lub nie (stałopłaty). Rozróżnia się aerodyny z napędem własnym (np. wiatrakowiec, helikopter, mięśniolot, samolot) oraz bez napędu (np. latawiec, lotnia, szybowiec, spadochron). Konstruowane są również układy mieszane.

5.1. Szybowce – przeszłość³⁶

Niemal wszystkie powojenne polskie szybowce zaprojektowano i wykonano w zespole konstrukcyjnym Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego (SZD) w Bielsku Białej. Tu w roku 1945 kilkunastu pilotów i konstruktorów stworzyło ośrodek odbudowy naszego szybownictwa. Podczas II wojny światowej straciliśmy niemal wszystkie szybowce; wszystkie szybowiska zostały zniszczone. Wielu pilotów zginęło walcząc w lotnictwie wojskowym, wśród nich najwybitniejszy z naszych konstruktorów - Antoni Kocjan - który wykrył i rozszyfrował tajemnice niemieckich rakiet balistycznych V-2.

Z przedwojennych szybowców zachowały się cztery egzemplarze: Orlik, Salamandra, Żaba i Wrona.

³⁶ Podrozdział opracowany z wykorzystaniem materiałów zamieszczonych na stronie internetowej Michała Setlaka – Szybowce SZD <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Instytut Szybownictwa (IS), zawiązany w Bielsku w 1946 r., na jedno z pierwszych miejsc wysunął prace Biura Konstrukcyjnego, kierowanego przez inż. J. Nieśpała. Plan Biura Konstrukcyjnego przewidywał zbudowanie czterech podstawowych typów szybowców: szybowca wyczynowego (IS-1 Sęp), szybowca treningowo-wyczynowego (IS-2 Mucha), szybowca przejściowego (do tego celu wykorzystano Salamandrę) oraz szybowca szkolnego (IS-3 ABC).

Salamandrę łatwo było zrekonstruować, gdyż jeden egzemplarz z czasów przedwojennych zachował się ukryty przed okupantem. Trochę później IS uzyskał dokumentację przedwojennego Komara, co pozwoliło na budowę (po wzmocnieniu konstrukcji) treningowych Komarów.

Pilna stała się również potrzeba doskonalenia umiejętności pilotażowych młodych adeptów szybowcowych, co spowodowało przystąpienie zakładu do opracowania szybowców wyczynowych Sęp i Mucha.

Sęp - pierwsza powojenna, ówczesnie nowoczesna konstrukcja - pozwolił polskiemu szybownictwu wejść na arenę światową przez udział w zawodach szybowcowych w Semadan w 1947 r. Szybowiec ten był wyposażony w szczelinowe klapolotki wychylane w czasie krążenia i do lądowania. Skrzydła miały hamulce aerodynamiczne typu IAW (Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie). Sęp dopuszczony był do lotów chmurowych i halnych oraz do akrobacji podstawowej. Osiągami swoimi dorównywał ówczesnym szybowcom zagranicznym tej klasy.

Opierając się na założeniach aerodynamicznych Sępa dostosowanych do warunków ISTUS dla szybowca zawodniczego, opracowano treningowo-wyczynową Muchę. Na tym szybowcu większość naszych pilotów w latach 1950-1955 wykonywała loty wyczynowe, przez co Mucha ogromnie przyczyniła się do podniesienia poziomu szybownictwa w Polsce. Szybowiec przeszedł kilka wersji rozwojowych.

Dla szkolenia podstawowego opracowano jednomiejscowy szybowiec szkolny IS-3 ABC.

Po ukończeniu prac nad zaplanowaną serią czterech typów szybowców (Sęp, Mucha, Salamandra i ABC) przystąpiono do prac trudniejszych. Coraz wyższy poziom umiejętności naszych pilotów stworzył zapotrzebowanie na szybowiec akrobacyjny. W latach 1948-1949 powstał IS-4 Jastrząb. Charakteryzował się on wysoką

wytrzymałością konstrukcji i wysoką (w zasadzie nieograniczoną) dopuszczalną prędkością maksymalną.

W miarę zbierania doświadczeń Biuro Konstrukcyjne przystępowało do prac eksperymentalnych. Na bazie Muchy powstaje pierwszy w Polsce szybowiec ze skrzydłem o profilu laminarnym IS-7 Osa.

W celu zbadania własności układu z usterzeniem przednim skonstruowano IS-5 Kaczkę, a studium nad bezogonowcami doprowadziło do projektu i realizacji szybowca (SZD-6X) Nietoperz.

W roku 1948 Instytut Szybownictwa został przemianowany na Szybowcowy Zakład Doświadczalny SZD, którego projekty tworzą drugie pokolenie polskich szybowców powojennych. Powstają prototypy jednomiejscowej Jaskółki i dwumiejscowego Bociana. Niewątpliwie obie maszyny były w swoim czasie szczytowym osiągnięciem, wprowadzając nas do czołówki światowej techniki szybowcowej.

Oblatana w 1951 roku Jaskółka była jednomiejscowym szybowcem wyczynowym i zawodniczym, dopuszczonym do akrobacji z wyjątkiem figur odwróconych. Rodzina Jaskółek przeszła szereg modyfikacji. Na szczególną uwagę zasługują modyfikacje wnoszące nowe elementy w charakterystykę aerodynamiczną i taktyczną. Dla zmiany obciążenia powierzchni nośnej wprowadzono na SZD-8 bis W zbiorniki na balast wodny. W wyniku dalszych prac powstaje Jaskółka zawodnicza SZD-8 bis Z i jej odmiana SZD-8 bis O.

Opierając się na konstrukcji Jaskółki zbudowano szybowiec doświadczalny SZD-14 M z usterzeniem motylkowym Rudlickiego. Szybowiec ten oblatano w lipcu 1954 r. Drugą konstrukcją wywodzącą się od Jaskółki był wyczynowy SZD-11 Albatros. Miał on większą od niej powierzchnię skrzydła i większe wydłużenie. W 1956 roku również na bazie Jaskółki zbudowano specjalnie na Szybowcowe Mistrzostwa Świata zawodniczy szybowiec SZD-17 Jaskółka L z usterzeniem Rudlickiego i skrzydłem laminarnym oraz dużymi zbiornikami wody.

Drugim projektem Biura Konstrukcyjnego SZD był szybowiec dwumiejscowy wyczynowy i szkolny SZD-9 Bocian, oblatany w 1952 r., który produkowany jest przez 23 lata bez przerwy i ma wiele wersji. Na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w St. Yan we Francji powstała przeróbka SZD-9 bis na wersję zawodniczą Bocian Z, w której dodano klapy krokodylowe oraz zbiorniki wodne.

Drugi prototyp Bociana wykorzystał Instytut Lotnictwa do doświadczalnej zabudowy silników pulsacyjnych - i w ten sposób powstał Bocian-Puls. Szybowiec Bocian początkowo służył jako wyczynowy, a obecnie jako szkolno-treningowy, dopuszczony do akrobacji podstawowej.

W związku ze zmianą programu szkolenia pilotów szybowcowych i przejściem na bardziej efektywną metodę szkolenia na dwusterze powstał w SZD w roku 1953 dwumiejscowy szybowiec szkolny SZD-10 bis Czapla.

W tym samym czasie oblatano także szybowiec treningowo-wyczynowy SZD-12 Mucha 100, będący wersją rozwojową Muchy-ter. Mucha 100 była produkowana w dużej serii, eksportowana do wielu krajów, produkowana na licencji w Chinach.

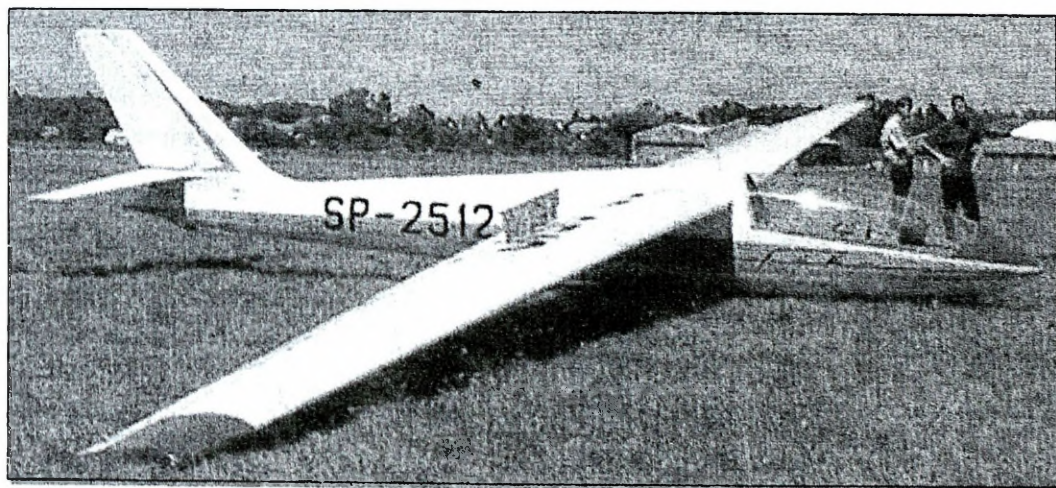
Dalsze konstrukcje tego okresu, to szybowce treningowe Sroka i Gil oraz szybowiec szkolny Czajka. Tylko pierwszy z nich wszedł do produkcji seryjnej. We wrześniu 1959 r. został zbudowany bezogonowy szybowiec doświadczalny SZD-20 Wampir 2.

Następnym z rodziny Much był szybowiec wyczynowy i zawodniczy SZD-22 Mucha Standard oblatany w 1958 r. Na nim A. Witek zdobył tytuł mistrza świata w klasie standard, a OSTIV przyznał Musze Standard drugie miejsce w konkursie na najlepszy szybowiec klasy standard.

Okres trzeci, począwszy od roku 1957 do chwili obecnej, można śmiało nazwać renesansem myśli twórczej w szybownictwie. Powstaje szereg oryginalnych projektów wnoszących elementy nowatorskie w dziedzinie aerodynamiki, konstrukcji i technologii. Rozpoczyna się era profili laminarnych. Zostaje zwrócona szczególna uwaga na charakterystyki krążenia i przeskoku międzykominowego. Konstrukcja zrywa z tradycyjnymi układami dźwigarówymi, zwracając się w kierunku rozwiązań wielopodłużnicowych i skorupowych. Tworzywa sztuczne stają się powszechnie używanym materiałem konstrukcyjnym, pozwalającym na szerokie stosowanie elementów przekładkowych. Do produkcji wprowadzone zostają kleje syntetyczne, które wypierają stosowaną dotychczas kazeinę. Olbrzymi skok w dziedzinie technologii pozwolił na projektowanie konstrukcji wykonywanych metodą klejenia podciśnieniowego, w formach zapewniających wysoką dokładność geometrii.

Duży wpływ na rozbudzenie myśli twórczych miały Szybowcowe Mistrzostwa Świata, rozegrane w Lesznie w 1958 roku. Były one okazją do bezpośrednich kon-

taktów konstruktorów SZD ze światowym poziomem techniki szybowcowej i z jej twórcami z innych krajów. Owocem tego był szybowiec SZD-19 Zefir 1 oblatany w 1958 r., mający wiele cech nowatorskich. Laminarny profil, staranna aerodynamika kadłuba z leżącą pozycją pilota i chowane podwozie pozwoliły na uzyskanie bardzo dobrej charakterystyki aerodynamicznej. W drugim prototypie (Zefir 2) skośne usterzenie kierunku nadało sylwetce tzw. "polską" elegancję linii. Dla uzyskania maksymalnej gładkości skrzydła zaprojektowano hamulec aerodynamiczny w postaci spadochronika. Nowum była tablica przyrządów umieszczona na kolumnie. Jako następcą Zefira 2 powstał w roku 1965 szybowiec zawodniczy SZD-29 Zefir 3. Po próbach Zefira 3 postanowiono zbudować szybowiec SZD-31 Zefir 4, przeznaczony na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w 1968 r. Szybowce Zefir 3 i Zefir 4 należały do światowej czołówki zawodniczych szybowców wysokowyczynowych klasy otwartej.



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

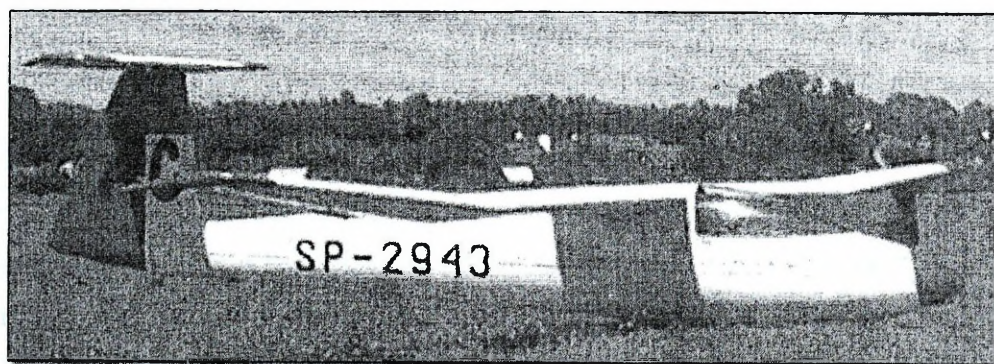
Rys. 5.1. Szybowiec SZD -24 Foka

Aby spełnić wymagania klasy standard, SZD zbudował szybowiec SZD-24 Foka. Pierwszy jego prototyp oblatano w maju 1960 r. Dzięki korzystnemu doborowi profili i poprawności aerodynamicznej kadłuba Foka stała się od razu najlepszym szybowcem świata w swej klasie. Półleżąca lecz bardzo wygodna pozycja pilota, łatwość pilotażu i piękna sylwetka zaskarbiły Focę mnóstwo sympatyków. W konstrukcji zastosowano wiele najnowocześniejszych rozwiązań. Skrzydło i usterzenie pokryto elementami przekładowymi ze sklejk i pianki PCW. Wiele powierzchni nierozwijal-

nych wykonano z laminatu szklano-epoksydowego. Foka przeszła szereg modyfikacji, w wyniku czego powstały wersje Foka C i Foka 4, w których zastąpiono skrzydło dźwigarowe wielopodłużnicowym i zmieniono układ profili aerodynamicznych. Wersja SZD-32 Foka 5 miała przestronniejszą kabinę i usterzenie w kształcie litery T.

W 1961 r. w SZD powstał szybowiec akrobacyjny SZD-21 Kobuz. W 1964 r. w wersji Kobuz 3 szybowiec wszedł do produkcji. Bardzo dobre własności pilotażowe stawiają go w rzędzie najlepszych maszyn akrobacyjnych.

W roku 1963 na zamówienie Aeroklubu PRL powstał dwumiejscowy szybowiec metalowy szkolno-treningowy SZD-27 Kormoran. Nie wszedł on jednak do produkcji.

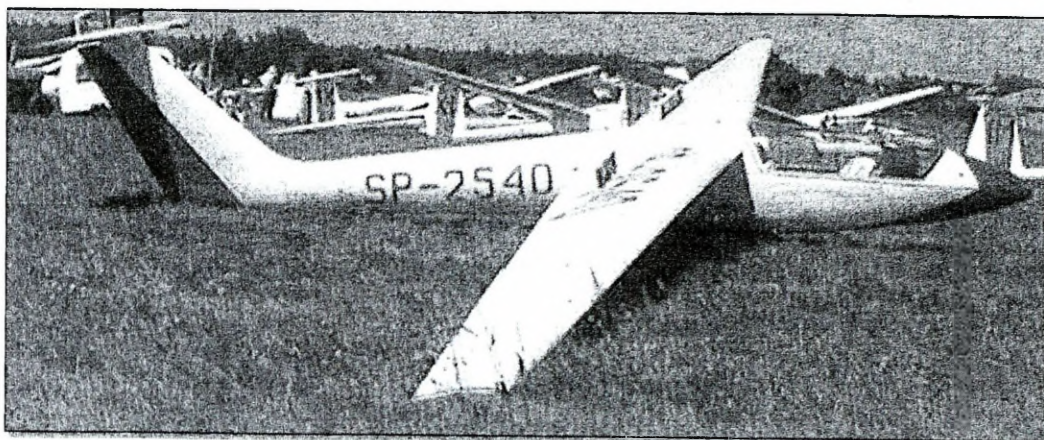


Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 5.2. Szybowiec SZD-30 Pirat

Duże zapotrzebowanie na szybowiec treningowo-wyczynowy spowodowało, że powstał w 1966 r. SZD-30 Pirat. Płat szybowca, w celu zmniejszenia rozmiarów podczas transportu lub w hangarze, jest trójdzielny. Szybowiec dopuszczony jest do akrobacji.

W roku 1969 powstały w SZD rozwojowe wersje Foki 5: w klasie standard SZD-36 Cobra 15 i otwartej SZD-39 Cobra 17. Na Cobre zastosowano nowy pomysł - koło podwozia chowane poziomo w kadłub.



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 5.3. Szybowiec SZD-39 Cobra 17

Aby utrzymać swoją przodującą pozycję na świecie SZD na początku lat siedemdziesiątych przystępuje do opanowania technologii produkcji szybowców laminatowych, gdyż przy pomocy tradycyjnego drewna trudno jest uzyskać doskonałości powyżej 40. Oblatany w lutym 1972 r. nowy polski szybowiec SZD-37 Jantar 19 otwiera czwarte pokolenie szybowców laminatowych. Próby w locie wykazały, że osiągi Jantara są równorzędne z osiągnięciami szybowców laminatowych tej samej klasy na świecie. Dalszym rozwinięciem Jantara 19 są seryjnie produkowane szybowce SZD-38 Jantar 1 klasy otwartej i SZD-41 Jantar Standard.

W trakcie prac nad Jantarem w końcu 1970 roku powstała koncepcja wykonania szybowca klasy standard, w którym w celu skrócenia czasu opracowania wykorzystano by rozwiązania konstrukcyjne Cobry 15, Foki 5 i Jantara. Szybowiec ten, o mieszanej konstrukcji: metal, drewno, laminat, nazwano SZD-43 Orion. Duża doskonałość i bardzo dobre własności pilotażowe przyniosły mu sukces na Mistrzostwach Świata w 1970 r.

W 1972 roku oblatano prototyp dwumiejscowego, wysokowyczynowego szybowca SZD-40 Halny, do którego wykorzystano niektóre zespoły szybowca SZD-31 Zefir 4. Konstrukcja i kształt jego kadłuba są bardzo zbliżone do kadłuba Jantara.

W roku 1973 oblatano w Bielsku dwumiejscowy motoszybowiec SZD-45 Ogar, wyposażony w silnik Limbach 65 KM, chłodzony powietrzem, z pchającym śmigłem. SZD-45 ma miejsca obok siebie. Duże zainteresowanie naszym motoszybowcem

przejawiają odbiorcy zagraniczni, co jest wyrazem zarysowującej się ostatnio na świecie tendencji szkolenia pilotów na motoszybowcach dwumiejscowych.

Omówione wyżej etapy rozwoju działalności SZD zamykają listę tematów zrealizowanych. Nie sposób jednak nie wspomnieć o pracach teoretycznych o różnym stopniu zaawansowania.

Opracowano zagadnienie samodzielnego startu szybowców, zespołów napędowych z chowanym śmigłem uruchamianych w locie itd. Oddzielnym tematem było zagadnienie kabiny ciśnieniowej do lotów wysokościowych. Analizowano problematykę budowy szybowca wysokowyczynowego całkowicie metalowego. Ponadto zajmowano się problematyką skrzydeł o zmiennym w locie wydłużeniu i profilu, szybowcami o wahliwych skrzydłach, mięśniolotami, skrzydłami bezlotkowymi o uginającej się partii spływowej itp. Przeprowadzono badania z zakresu skuteczności hamulców kadłubowych interferencyjnych, wpływu odkształceń konstrukcji na stateczność i sterowność. Wszystkie te tematy zostały zebrane bądź to w formie publikacji, bądź w postaci wewnętrznych opracowań SZD.

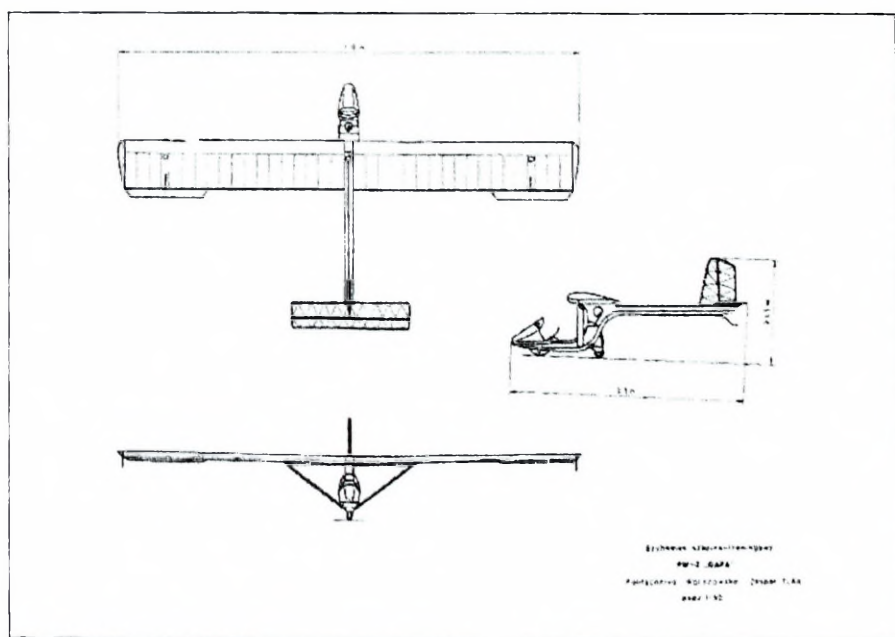
Dorobek Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego jest zasługą konstruktorów, spośród których przede wszystkim należy wymienić inż. Józefa Niespała (Sęp, Jastrząb, Kormoran), mgr inż. Władysława Nowakowskiego (Sęp, Nietoperz, Mucha Std), mgr inż. Irenę Kaniowską (Mucha, Kaczka, Czapla), mgr inż. Justyna Sandausera (Nietoperz, Bocian, Albatros), mgr inż. Romana Zatwarnickiego (ABC, Bocian, Czapla), mgr inż. Zbigniewa Badurę (Mucha 100, Sroka, Gil, Lis), mgr inż. Bogusława Szubę (Zefir 1, 2, 3, 4), mgr inż. Władysława Okarmusa (Czajka, Foka A, B, C, 2, 4, 5, Cobra), mgr inż. Jerzego Śmielkiewicza (Pirat, Orion), mgr inż. Adama Kurbiela (Jantar).

Wysoka jakość szybowców SZD jest także zasługą pilotów doświadczalnych, gdyż dzięki prowadzonym przez nich żmudnym badaniom w locie szybowce są stale ulepszane i uzyskują coraz lepsze osiągi i własności pilotażowe. Najwięcej lotów doświadczalnych wykonali w SZD mgr inż. Piotr Mynarski, mgr inż. Stanisław Skrzydlewski oraz Adam Zientek. Łącznie w okresie ostatniego 30-lecia SZD w Bielsku Białej opracował ponad 40 typów szybowców w blisko 90 wersjach.

5.2. Współczesne szybowce polskiej konstrukcji

Przegląd najbardziej znanych współczesnych konstrukcji szybowcowych należy rozpocząć od szybowców zaprojektowanych przez zespół konstruktorów Politechniki Warszawskiej³⁷.

PW-2 Gapa to jednomiejscowy szybowiec szkolno-treningowy. Posiada płat o profilu NACA 4415, wznios 1° , konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, zastrzałowa. Żeberka kratownicowe, keson skorupowy laminarny szklano-epoksydowy, część sphywowa pokryta tkaniną. Płaskie kątowe lotki poza obrysem skrzydeł. Zastrzały osłonięte kropłowymi owiewkami, które obracając się stanowią hamulce aerodynamiczne. Kadłub skorupowy z kompozytu szklano-epoksydowego. Kabina otwarta osłonięta od przodu owiewką i wiatrochronem. Usterzenie klasyczne kompozytowe. Stery o konstrukcji kratownicowej pokryte tkaniną. Sterowanie lotkami i sterem wysokości popychaczowe, a steru kierunku - linkowe. Podwozie stałe jednokołowe. Koło na wahaczu z amortyzatorem olejowo gazowym. Pod noskiem kadłuba kompozytowa płoza. Awionika: podstawowe przyrządy VFR; możliwy montaż radiostacji.

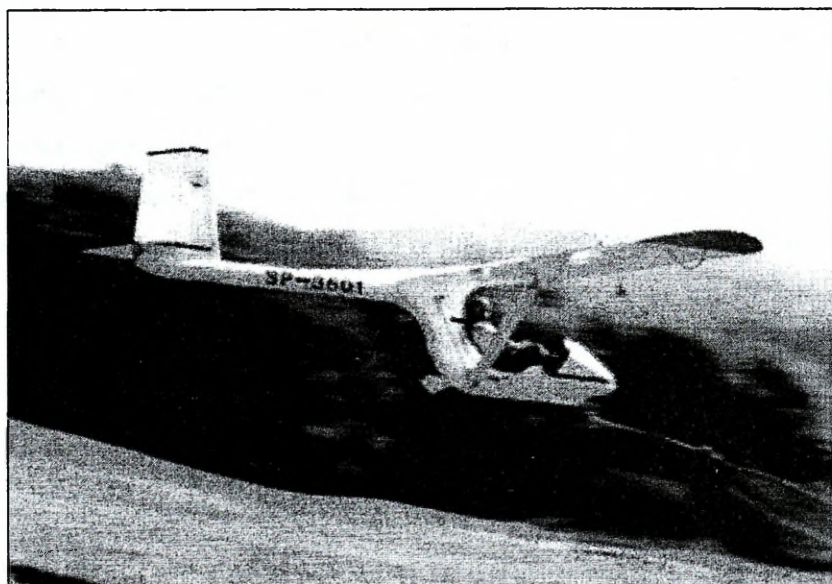


Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.4. Szybowiec PW-2

³⁷ Podrozdział opracowany na podstawie materiałów zamieszczonych na stronie internetowej Konstrukcje Lotnicze Politechniki Warszawskiej - <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Dane geometryczne		Dane masowe	
Rozpiętość	11 m		
Powierzchnia nośna	12,7 m ²	Masa startowa max.:	220 kg
Wydłużenie płata	9,52	Masa płatowca pustego:	110 kg
Wysokość	2,45 m		
Długość	5,50 m		
Profil płata	NACA 4415		



Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.5. Szybowiec PW-2 w locie

Osiągi

Prędkość dopuszczalna V_{NE} :	150 km/h
Prędkość optymalna:	61 km/h
Prędkość minimalna:	50 km/h
Opadanie min.:	1 m/s
Doskonałość przy 61 km/h:	12.5

PW-5 Smyk to polski szybowiec jednomiejscowy - zwycięzca konkursu na szybowiec klasy światowej ogłoszonego przez Międzynarodową Federację Lotniczą (FAI). Szybowiec PW-5 *Smyk* wykonany jest całkowicie z kompozytów szklano-epoksydowych. Jest szybowcem tanim, lekkim i prostym w konstrukcji, a jednocześnie bezpiecznym w użytkowaniu i posiadającym dobre właściwości lotne. Szybowiec PW-5 *Smyk* daje się łatwo montować i demontować przez dwie osoby, a po złożeniu mieści się nawet w garażu.

PW-5 *Smyk* to jednomiejscowy szybowiec o układzie wolnonośnego średniopłata. Kadłub o konstrukcji skorupowej z kompozytu szklano-epoksydowego. Płat kompozytowy, jednodźwigarowy o profilu NN18-17. Profil ten zaprojektował profesor Jerzy Ostrowski w Zakładzie Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej. Jego zaletą jest niewrażliwość na zanieczyszczenie muszkami. Wznios płata $2^{\circ}24'$. Hamulce aerodynamiczne płytowe, wysuwane z górnych powierzchni skrzydeł. Usterzenie klasyczne kompozytowe o profilu Wortman FX-71-L-150/30. Podwozie stałe dwukołowe w układzie tandem. Szybowiec wyposażony jest w dwa zaczepy startowe: przedni (do startów za samolotem) i dolny (do startów przy użyciu wyciągarki).

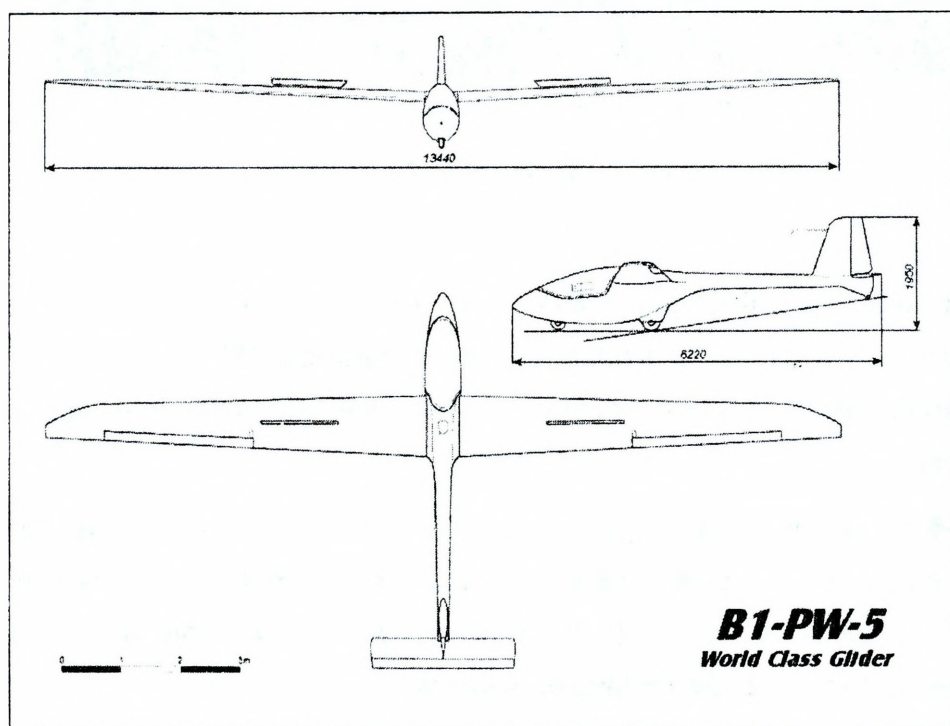
OSIĄGI

(zmierzone) dla masy w locie 250 kg

Prędkość minimalna	62 km/h
Maksymalna doskonałość (przy prędkości 80 km/h)	33
Minimalne opadanie (przy prędkości 73 km/h)	0.64 m/s
Opadanie przy prędkości 100 km/h	1.0 m/s
Prędkość maksymalna	220 km/h
Prędkość minimalna	62 km/h
Prędkość optymalna	80 km/h
Prędkość manewrowa V_A	150 km/h
Opadanie przy 140 km/h	2,2 m/s
Współczynniki obciążeń	+5,3 - 2,6

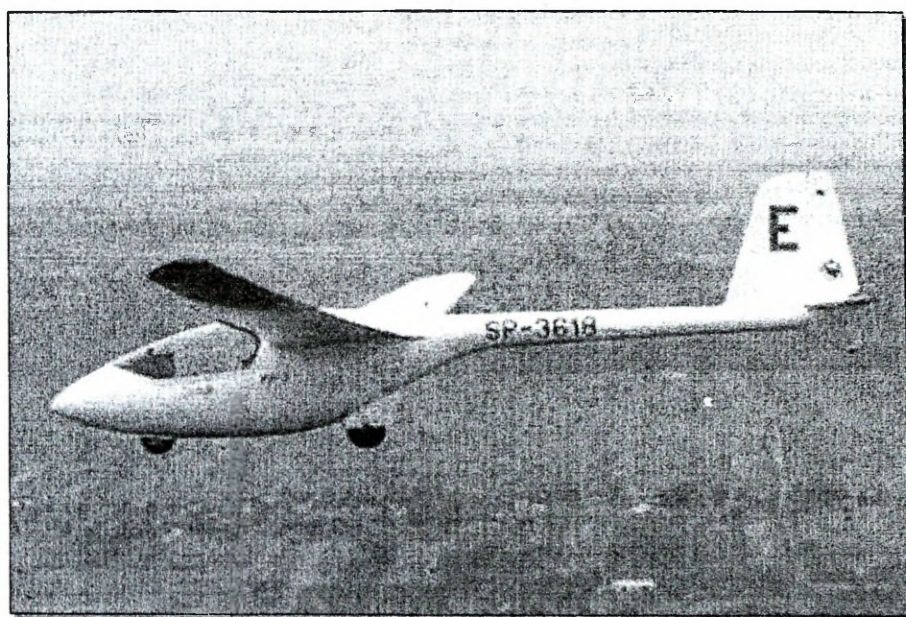
Podstawowe dane geometryczne i masowe

Rozpiętość skrzydeł	13.44 m
Długość szybowca	6.22 m
Wysokość	1.95 m
Powierzchnia nośna	10.16 m ²
Wydłużenie płata	17.8
Masa własna szybowca	185 kg
Dopuszczalna masa całkowita w locie	300 kg
Profil płata	NN 18-17



Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.6. Szybowiec PW-5 Smyk



Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.7. Szybowiec PW-5 w locie

Szybowiec dwumiejscowy PW-6 jest kontynuacją koncepcji szybowca PW-5 Smyk. Został zaprojektowany według wymagań przepisów JAR-22 na Politechnice Warszawskiej. Budowę prototypu rozpoczęto w połowie 1995 roku. Prototyp oblatano w 1998 roku.

PW-6 to dwumiejscowy szybowiec szkolno - treningowy o układzie wolnonośnego średniopłata z miejscami w kabine w układzie tandem (jedno za drugim) i klasycznym usterzeniem poziomym (położonym u dołu). Struktura szybowca wykonana jest całkowicie z kompozytów szklano-epoksydowych.

Skrzydła o obrysie trapezowym z łukowymi końcówkami. Konstrukcja skrzydeł jednodźwigarowa z przekładkowymi powłokami. Hamulce aerodynamiczne płytowe, wysuwane z górnych powierzchni skrzydeł. Płat kompozytowy, jednodźwigarowy o profilu NN18-17. Wznios płata $2^{\circ}24'$. Hamulce aerodynamiczne płytowe, wysuwane z górnych powierzchni skrzydeł. Usterzenie klasyczne kompozytowe o profilu Wortman FX-71-L-150/30.

Kadłub ma powłoki o strukturze laminarnej, wielowarstwowej, usztywnione wręgami. W centralnej części kadłuba znajdują się dwie wręgi główne przejmujące obciążenia od skrzydeł i podwozia.

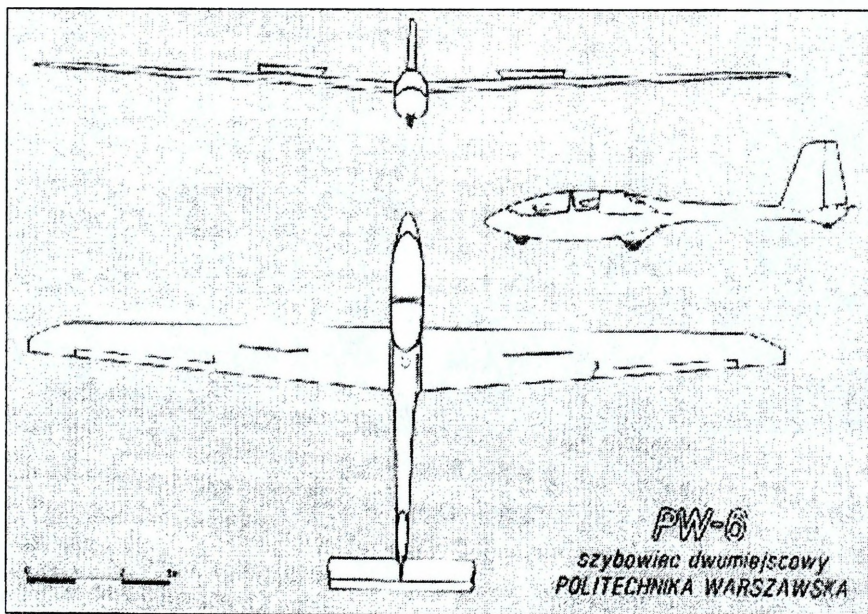
Ergonomia przedniej kabiny szybowca PW-6 (w której lata uczeń lub pasażer) jest analogiczna jak w jednomiejscowym szybowcu PW-5 *Smyk*. Kabina ta jest wyposażona w przestawialne pedały i regulowane oparcie; limuzyna otwierana jest do przodu.

Tylna kabina (kabina instruktora) wyposażona jest w stałe pedały i regulowane oparcie; limuzyna otwierana jest do tyłu.

Podwozie szybowca składa się z amortyzowanego koła głównego wyposażonego w hamulec bębnowy, koła przedniego oraz pomocniczego kółka ogonowego.

Szybowiec jest wyposażony w dwa zaczepy startowe: przedni (do lotów za samolotem) i dolny (do startów przy użyciu wyciągarki).

PW-6 nawiązuje do charakterystycznych kształtów PW-5, z podcięciem kadłuba u dołu za skrzydłem, stanowiąc jego geometryczne powiększenie.

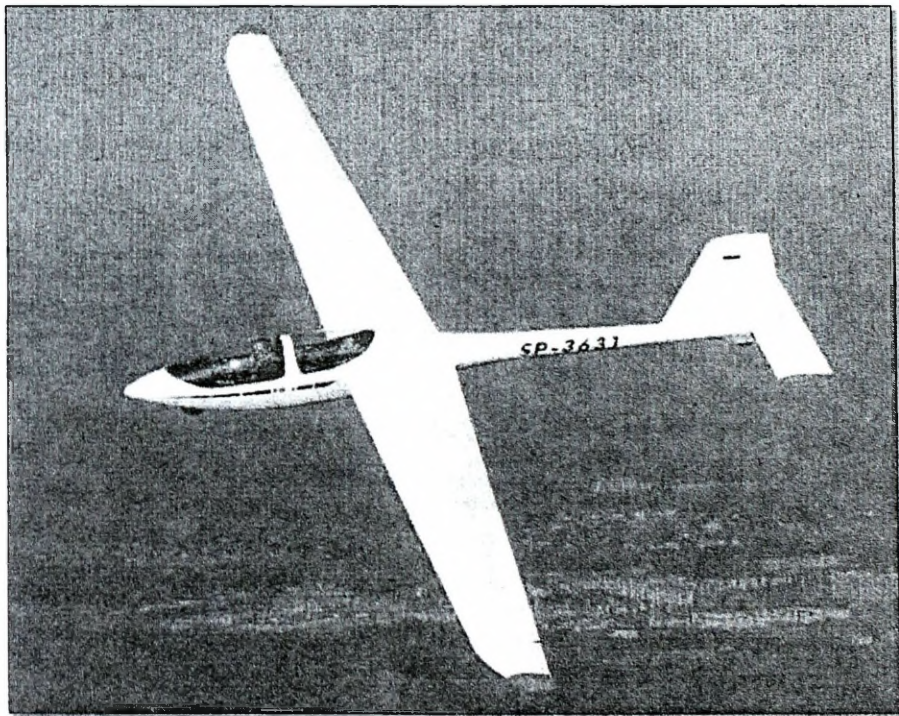


Rys. 5.8. Szybowiec PW-6

Dane techniczne szybowca: rozpiętość skrzydeł: 16,0 m, powierzchnia nośna: 15,25 m kwadratowych, długość szybowca: 7,85 m, wysokość kadłuba: 2.40 m, wy-

długość płata: 16,8, masa własna: 340 kg, masa maksymalna w locie: 550 kg, maksymalna masa załogi: 200 kg, masa płatowca pustego: 340 kg.

Płat: Profil NN 18-17 odporny na zanieczyszczenia, wznios $2^{\circ} 24'$, konstrukcja dwudzielna, skorupowa, jednodźwigarowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Lotki przekładkowe, hamulce wysuwane z górnej powierzchni. Klap brak. **Kadłub:** Skorupowy, z kompozytu szklano-epoksydowego. **Kabina:** Pojedyncza tablica przyrządów, osłona otwierana na prawą stronę; kabina ucznia (pasażera) otwierana na lewą stronę. **Usterzenie:** Klasyczne, konstrukcja kompozytowa. **Sterowanie:** Lotki i ster wysokości sterowane popychaczowo, ster kierunku - linkowo. **Podwozie:** Stałe jednotorowe, z małym kółkiem przednim i amortyzowanym kołem głównym. **Awionika:** Podstawowe przyrządy pilotażowe, radiostacja UHF.



Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.9. Szybowiec PW-6 w locie

Osiągi szybowca:

Prędkość minimalna: 75 km/h,

Prędkość maksymalna V_{NE} : 260 km/h,

Prędkość manewrowa V_A : 163 km/h,

Opadanie minimalne przy prędkości 90 km/h: 0,8 m/s,

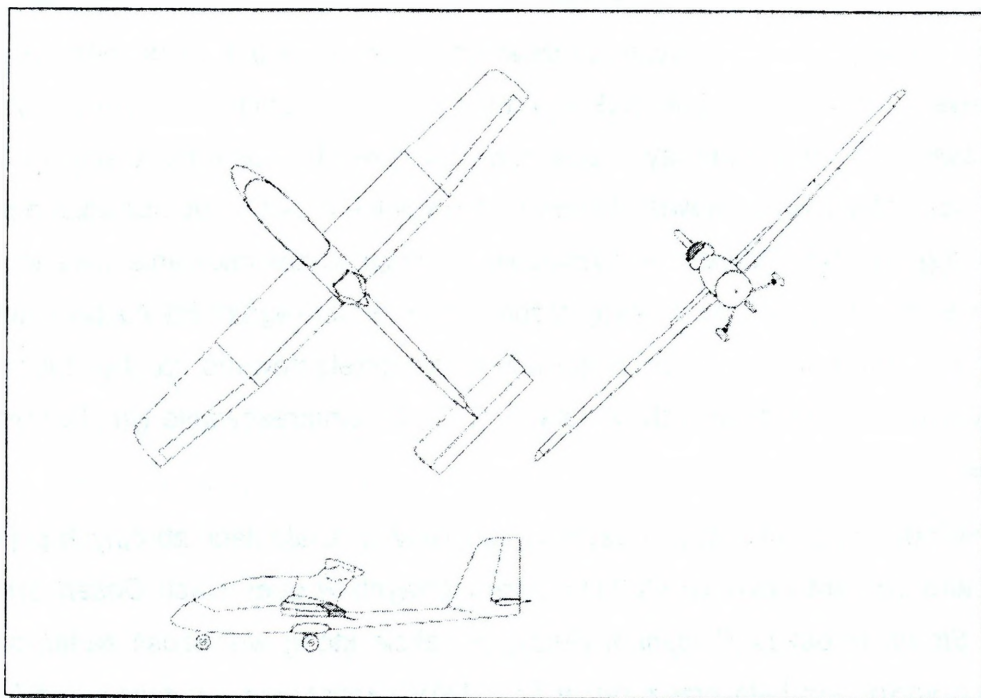
Maksymalna doskonałość lotu ślizgowego przy prędkości 105 km/h: 34,

Doskonałość przy prędkości 160 km/h: 20,

Współczynniki obciążeń: + 5,3 - 2,65.

Dozwolone figury akrobacji:

- zwrot bojowy, pętla, przewrót, korkociąg, spirala, wyrwót szybki.



Źródło: <http://jarek24.w.interia.pl/index2.htm>

Rys. 5.10. Motoszybowiec PW-8

Rozdział 6

Bezzałogowe aparaty latające

Bezzałogowe aparaty latające nie są nowością. Mają długą historię w lotnictwie. Bezzałogowe aparaty latające służące jako cele lub mające bardziej wyrafinowane zdania, mają historię rozpoczynającą się już w czasach Pierwszej Wojny Światowej. Roczniki *Jane`s All the World`s Aircraft* opisują UAV - Unmanned Aerial Vehicles od lat 20. Poczynając od zastosowań jako cele latające i zdalnie sterowane maszyny, Stany Zjednoczone wykorzystywały UAV do zadań rekonesansowych w czasie wojny w Korei, a następnie, jako „wyspecjalizowane maszyny” w trakcie konfliktu w południowo-wschodniej Azji³⁸. Misje wykonywane przez UAV obejmowały głównie obszary niepewne dla rozpoznawczych aparatów załogowych. Ponadto, koszty i ryzyko takich zadań stanowiły zaledwie ułamek kosztów, jakie musiały być poniesione przez statki załogowe. Siły Powietrzne rozważały potencjalne zastosowanie UAV w dziedzinach wykraczających poza sferę rozpoznania, w szczególności na polu obrony powietrznej i misji szturmowych, nigdy jednak nie przetestowano na UAV takich zadań w działaniach operacyjnych. W latach 70. i 80. zainteresowanie tymi koncepcjami mało.

Świadomość i akceptacja użyteczności UAV w działaniach zbrojnych pojawiły się dopiero po zastosowaniu statków bezzałogowych w operacjach *Desert Shield* i *Desert Storm*. Podczas *Pustynnej Burzy*, w trakcie której większość zadań szpiegowskich wykonana była przez załogi floty, UAV okazały się ostatecznym źródłem rozpoznania na poziomie taktycznym. Również ostatnie działania ONZ i NATO w byłej Jugosławii przyniosły rozgłos UAV i skupiły międzynarodową uwagę na zaletach tych metod wywiadowczych. Zgodnie z danymi *Jane`s Unmanned Vehicles and Targets*, przynajmniej czternaście państw używa lub rozwija 76 różnych typów bezzałogowych statków służących obserwacji, ocenie celów, walce elektronicznej i innym zastosowaniom.

³⁸ Rozdział opracowany w oparciu o wydawnictwo: *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) An Assessment Of Historical Operations And Future Possibilities*. The Research Department Air Command and Staff College. Maj. Christopher A. Jones, USAF. March 1997.

Dziś, gdy setki satelitów szpiegowskich są w stanie podglądać i podsłuchiwać każdy zakątek globu, pomysł, by robić to za pomocą samolotów, wydaje się niedorzeczny. Pozornie. By dostrzec istotne szczegóły na zdjęciu satelitarnym, musi być ono zrobione ze stosunkowo małej odległości i przy dobrej pogodzie. Dlatego satelity szpiegowskie krążą po niskich orbitach – do kilkuset kilometrów, co sprawia, że swoim polem widzenia obejmują dość wąski i za każdym przelotem inny wycinek powierzchni Ziemi.

Owszem, istnieją satelity geostacjonarne sprawiające wrażenie, że wiszą nieruchomo nad wybranym punktem globu, ale w rzeczywistości są one nieustannie w ruchu: krążą wokół Ziemi po orbicie leżącej w płaszczyźnie równika na wysokości prawie 30 tys. km. Z tej odległości można obserwować start dużej rakiety lub jak zmienia się układ chmur, ale nie rozmieszczenie obozów terrorystów. Dlatego satelity geostacjonarne są wykorzystywane głównie jako przekazniki telekomunikacyjne lub nadajniki sygnału radiowego i telewizyjnego, choć mają też zastosowanie wojskowe.

Co prawda kamery zainstalowane na pokładach satelitów szpiegowskich potrafią dziś dostrzec pojedynczego człowieka, ale mają tę wspomnianą wadę, że nie są w stanie śledzić dłużej niż przez kilka minut interesującego nas obszaru i to raz na dobę, a ich użyteczność w dużej mierze zależy od pogody. Poza tym, co nie jest bez znaczenia, przeciwnik znając parametry orbity może dziś bez trudu przewidzieć, który satelita i kiedy dokładnie pojawi się nad jego głową. Może łatwo się zamaskować albo nawet upozorować sytuację, która zmyli strategów korzystających z takich narzędzi inwigilacji. Co innego, gdy nad obszarem przeciwnika pojawi się znienacka samolot szpiegowski.

6.1. Przegląd konstrukcji bezzałogowych

Z lotniczego rozpoznania korzystały i korzystają nadal wszystkie nowoczesne armie świata. Dziś coraz częściej robią to za pomocą bezzałogowych wyspecjalizowanych maszyn. Po zestrzeleniu w maju 1960 r. nad ZSRR amerykańskiego samolotu szpiegowskiego U-2 z jego pilotem Garym Powersem i skandalu międzynarodowym z tym związanym, w USA podjęto prace nad skonstruowaniem maszyny bezzałogowej. Strata kolejnego samolotu nad Kubą w dwa lata później przyspieszyła te prace. W efekcie już w czasie wojny

w Wietnamie Amerykanie wykorzystywali taki samolot. Bezzałogowy *Firebee* był podczepiany pod skrzydło transportowego *Herculesa* i w ten sposób podwożony na linię frontu. Dopiero tam zaczynał swój samodzielny lot po zaprogramowanej trasie fotografując teren. Po wykonaniu misji wracał o własnych siłach do bazy.

Także armia izraelska w konflikcie na Bliskim Wschodzie w 1982 r. wykorzystywała bezzałogowe maszyny. Zdalnie sterowane *Scout* i *Mastiff* przekazywały do stanowisk dowodzenia obrazy, na podstawie których wyznaczano dokładne współrzędne atakowanych obiektów. Innym zadaniem bezzałogowych samolotów było mylenie przeciwnika. *Mastiff* rozsiewał w powietrzu kawałki metalowej folii, co na radarze sprawiało wrażenie grupowego nalotu i podrywało w powietrze lotnictwo syryjskie. Gdy znużeni piloci wracali na lotniska, Izrael przypuszczał prawdziwy atak.

Szczególnie ważną rolę bezzałogowe samoloty rozpoznawcze odegrały w operacji Pustynna Burza w Zatoce Perskiej. W sumie wykonały one 533 loty przyczyniając się do wykrycia i skutecznego niszczenia wyrzutni rakiet Scud. Po raz pierwszy Amerykanie użyli wtedy małych elektrycznie napędzanych samolotów *Pointer*, które startowały z ręki żołnierza wyrzucane jak oszczep. Taki mini samolot utrzymywał się w powietrzu nawet godzinę przekazując obraz bezpośrednio dowódcy nacierających czołgów. Swoich bezzałogowych samolotów rozpoznawczych używali wtedy także Francuzi i Brytyjczycy.

Podczas ostatniej wojny na Bałkanach alianci NATO mieli już do dyspozycji całą gamę takich maszyn. W górzystym terenie i przy panującej tam często złej pogodzie ich przydatność była mniejsza. Poza tym, co warto podkreślić, w trzy miesiące utracono wtedy 19 bezzałogowych samolotów rozpoznawczych, ale nie utracono pilotów. Podobnymi maszynami dysponują także Rosjanie, którzy wykorzystywali je w Czeczenii.

Do tej pory skonstruowano na świecie wiele typów bezzałogowych samolotów rozpoznawczych, ale tylko nieliczne stanowią wyposażenie armii. Największymi producentami są: USA, Izrael, Francja, Niemcy, Wielka Brytania i Rosja. Liderem w tej dziedzinie są Stany Zjednoczone, gdzie na badania, konstruowanie i produkcję takich maszyn wydaje się jedną trzecią światowych nakładów na ten cel.

Doświadczenia zdobyte na polu walki zachęciły Amerykanów do uruchomienia programu budowy bezzałogowych samolotów rozpoznawczych dalekiego zasięgu, opatrzonego kryptonimem TIER. Jego celem jest opracowanie takich maszyn, które pozwolą Stanom Zjednoczonym monitorować dowolny, nawet najbardziej odległy od terytorium USA, obszar na naszym globie. *Global Hawk* o masie 11,6 t ma zasięg 20 tys. km. Niedawno samolot ten o własnych siłach poleciał z USA do Australii, by uczestniczyć w tamtejszych manewrach. Jego seryjna produkcja ma się zacząć w tym roku.

Dark Star – najbardziej niekonwencjonalny z rodziny TIER, ma tak niezwykle kształt, że gdy kilka lat temu zaczął próbne loty, policja została zaalarmowana, iż pojawiło się UFO. Samolot o kształcie latającego skrzydła, bez jakichkolwiek wystających powierzchni sterowych, wykonany jest w technologii stealth (niewidzialny dla radarów). Ma masę 3,9 t, zasięg ponad 3200 km i pułap lotu do 15 tys. m.

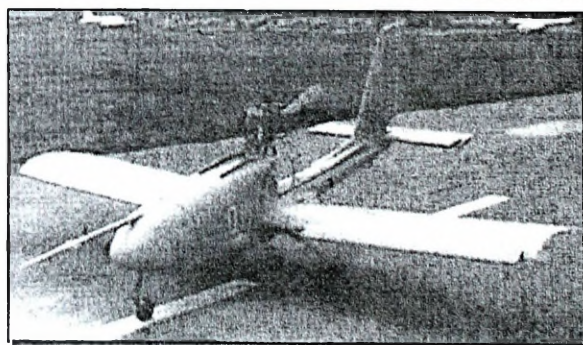
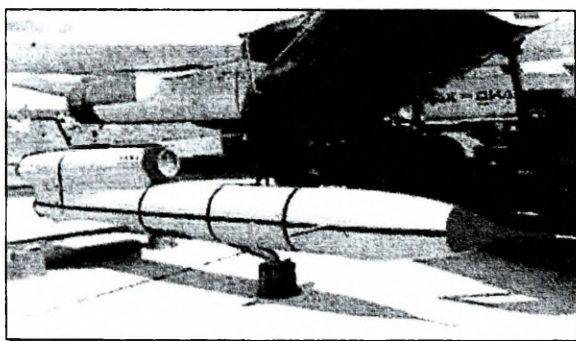
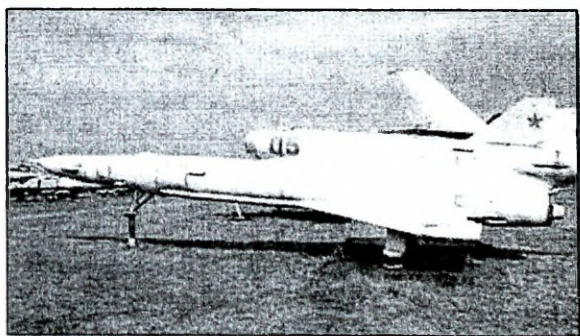
Standardowym samolotem rozpoznawczym sił powietrznych USA jest *Predator*. Ta maszyna o masie ponad jednej tony i rozpiętości 14 m wyposażona w różnego rodzaju kamery i nowoczesny radar jest dziś wykorzystywana m.in. w Iraku do nadzorowania strefy zakazanej dla tamtejszego lotnictwa wojskowego. Przewiduje się, że w 2005 r. te trzy maszyny będą stanowić trzon amerykańskiego rozpoznania lotniczego i zastąpią używane dziś w tej roli załogowe samoloty szpiegowskie.

Do państw przodujących w dziedzinie bezzałogowych samolotów rozpoznawczych zalicza się także Izrael. Gdy 30 lat temu w innych krajach powątpiewano w sens budowania takich maszyn, Izrael już je praktycznie wykorzystywał. Dziś jako ich eksporter nieźle na tym zarabia. W swojej ofercie ma kilka typów. Największe możliwości spośród nich ma *Heron*, który może utrzymywać się w powietrzu bez przerwy 52 godz. Ta maszyna o rozpiętości 16 m i masie startowej 1100 kg osiąga pułap 8500 m i monitoruje teren o promieniu 250 km.

Wizytówką Francuzów jest *Horus S-D* (firmy Sagem), który ma zasięg 1500 km, pułap 18 000 m i może latać do 40 godz. Z kolei Matra skonstruowała samolot HALE (długość kadłuba 12 m, rozpiętość skrzydeł 27 m), który może operować w promieniu 2500 km przez 8 godz. *Eagle*, inna maszyna tej firmy osią-

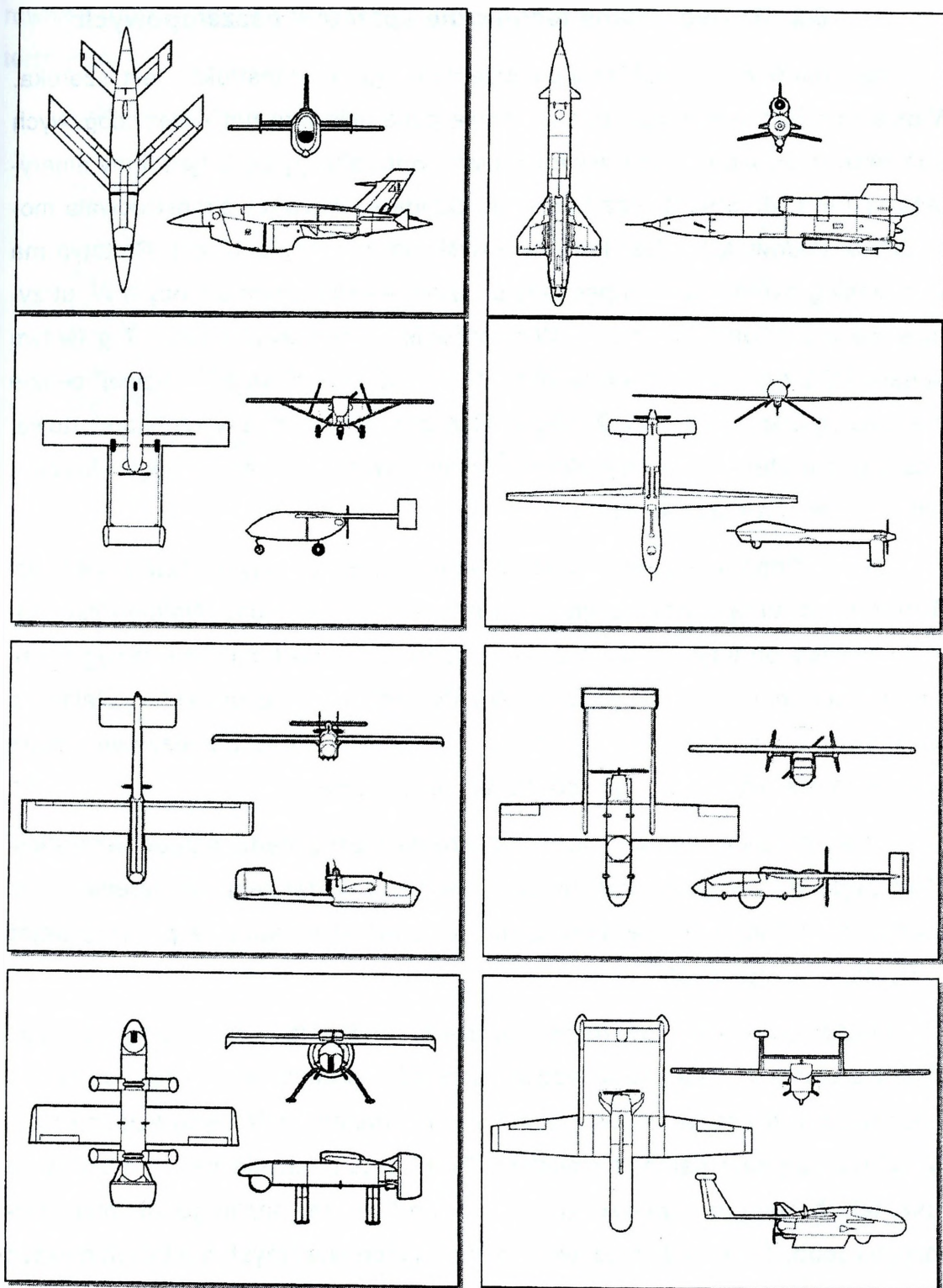
gająca pułap 13 tys. m i mogąca latać bez przerwy 20 godz., wejdzie do służby w tym roku. Armie NATO wykorzystują także wyspecjalizowane konstrukcje międzynarodowe: niemiecko-kanadyjski CL-289 i niemiecko-francuski *Brevel*.

Bezzałogowe samoloty rozpoznawcze od lat sześćdziesiątych wykorzystują także Rosjanie. Ich największa maszyna Tu-123 *Jastreb*, która już wyszła z użycia, miała masę startową 38.5 t (długość 26.9 m, rozpiętość 7.9 m) i zasięg 3600 km. Mogła latać na wysokości 21 tys. metrów z prędkością 2800 km/h. Jej następcy Tu-134 i Tu-234 są dużo mniejsi (długość 8 m, rozpiętość 2.2 m, masa 1400 kg), mają też odpowiednio mniejsze zasięgi.



Źródło: <http://www.airwar.ru/bplae.html>

Rys. 6.1. Rosyjskie bezzałogowe aparaty latające Tu-141 *Stryz*, Tu-143 *Reys* i *Elf-D*



Źródło: <http://www.inetres.com/gp/military/ar/index.html#fb> Copyright ©2000-2002 Gary W.

Rys. 6.2. Sylwetki bezzałogowych aparatów latających BQM-34 Firebee II, DR-3 Reys, Pioneer, Predator, Raven, Scout, Shmel Yak-061, Mirach-26

6.2. Rozwój i dane techniczne aparatów bezzałogowych

Jak widać z tego pobieżnego przeglądu, gama konstrukcji jest szeroka. W ostatnich latach wzbogaciła się o nową generację maszyn – bezzałogowych samolotów rozpoznawczych w wersji mikro. Specjalizują się w tym firmy amerykańskie Aero Vironment oraz Lockheed Sanders. Pierwsza skonstruowała model *Black Widow*, który jest latającym dyskiem o średnicy 15 cm. Prototyp ma 50 g, zasięg około 1 km i napędzany silnikiem elektrycznym o mocy 4 W, utrzymuje się w powietrzu 10 minut. Wyposażenie rozpoznawcze waży 7 g (w tym kamera TV 2 g), a same baterie 26 g. W udoskonalonej wersji „bojowej” będzie mieć zasięg 3 km i czas lotu 20 minut. Cały zestaw – wraz z wyrzutnią startową, urządzeniem sterującym i monitorem do obserwacji przekazywanego obrazu – mieści się w niewielkiej walizeczce.

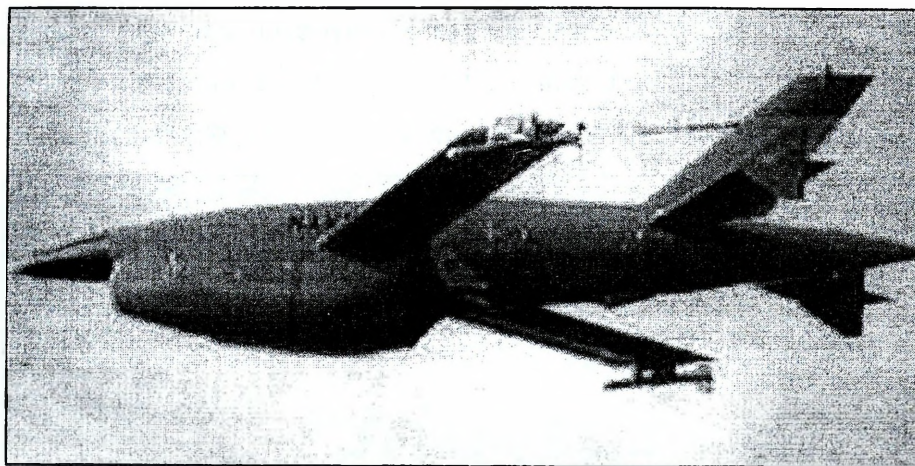
Z kolei firma Lockheed Sanders skupiła się na innym rozwiązaniu. Jej *MicroStar* to urządzenie latające o rozpiętości 15–60 cm. Najmniejszy 15-centymetrowy prototyp o masie 86 g, oblatany trzy lata temu, ma zasięg 5 km. Większe modele będą wyposażone w odbiornik GPS, co pozwoli im latać po ściśle zaprogramowanej trasie. Trwają również prace nad urządzeniami, które latać będą wiernie naśladowując sposób latania owadów.

Zdaniem specjalistów mikrobezpilotowce służyć będą przede wszystkim kilkuosobowym grupom komandosów w słabo rozpoznanym terenie oraz w warunkach miejskich. Te nowe zminiaturyzowane urządzenia powinny wejść do użycia w ciągu 10 lat.

Bezzałogowe samoloty rozpoznawcze nie narażają życia pilotów. Gdy pod koniec sierpnia br. irackie lotnictwo zestrzeliło w okolicach Basry *Predatora*, wiadomość ta przeszła niemal niezauważona. Można sobie wyobrazić, co byłoby, gdyby strącono samolot z pilotem. Drugi argument, nie bez znaczenia, to koszt takich maszyn – wielokrotnie niższy od konwencjonalnego samolotu rozpoznawczego. Trzeci – to możliwość elastycznego wykorzystania takich maszyn stosownie do zadania, które mają wykonać. Dzięki nim można będzie spenetrować zarówno to, co dzieje się za najbliższym wzgórzem czy rogiem ulicy jak i na odległym kontynencie. Można przypuszczać, że urządzenia takie będą służyć

również takim wojnom jak ta najnowsza, w której świat musi się przeciwstawić terroryzmowi.

AQM-34 Lightning Bug



Źródło: <http://www.vectorsite.net/twuav.html>

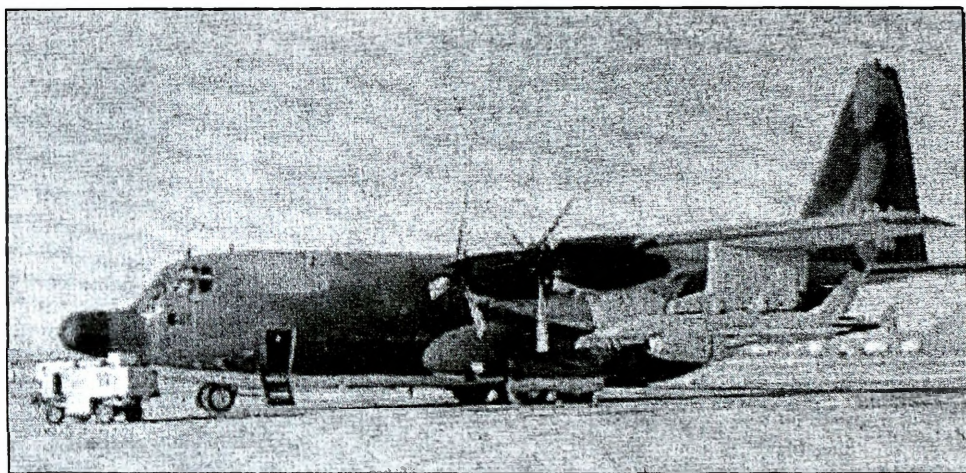
Rys. 6.3. AQM-34 *Lightning Bug*

Rozwijany przez Siły Powietrzne program systemu rozpoznawczego *Lightning Bug* wyłonił się z programu BQM-34 (oznaczenie Departamentu Obrony - system FIRE FLY Ryan Aeronautical Company) rozpoczętego w 1962, jako system kwalifikacji i wyboru celu BIG SAFARI. Program ten pozwolił w 1964 roku na pierwsze bojowe wykorzystanie bezałogowych statków foto-rozpoznawczych AQM Ryan Aeronautical *Lightning Bug*.

Dowództwo (SAC) 100. Skrzydła Rozpoznania Strategicznego (SRW) wykorzystywało je głównie w południowo-wschodniej Azji. Do zadań wykonywanych przez maszyny należało fotografowanie i filmowanie w czasie rzeczywistym, ELINT oraz COMINT. Część misji prowadzonych na bardzo małych wysokościach, co spowodowane było niekorzystnymi warunkami atmosferycznymi, polegało na ocenie zniszczeń (BDA) wyznaczonych celów. Loty nad komunistycznymi Chinami rozpoczęły się w 1964 roku i zapoczątkowały naloty Północnego Wietnamu, Laosu oraz Kambodży. Zadania wykonywane początkowo z bazy w Bien Hoa w Południowym Wietnamie, a potem z U-Tapao zapewniły o sukcesie programu. Oprócz zadań fotografowania i wywiadu elektronicznego dostarczających informacji o nieprzyjacielskich bazach MIG-ów i obiektach obrony przeciwlotniczej (SAM), UAV pełniły rolę celów pozwalających

jących ustalić kody detonacji głowic rakiet SAM. Pozwalało to amerykańskim samolotom szturmowym i bombowcom zakłócać nadlatujące pociski rakietowe, a przez to zwiększało bezpieczeństwo.

Stosowanie *Lightning Bug* wymagało przystosowania C-130 do pełnienia roli statku „matki”, wynoszącego UAV w powietrze. Po przebyciu zaprogramowanej trasy (niekiedy stosowano zdalne sterowanie), lot kończył się lądowaniem na automatycznie otwierającym się spadochronie nad określonym wcześniej obszarze.



Źródło: <http://www.vectorsite.net/twuav.html>

Rys. 6.4. *Lightning Bug* pod skrzydłem samolotu-matki C-130

Statek był odszukiwany przez śmigłowiec i przenoszony do centrum operacyjnego w celu odzyskania materiału filmowego i odnowienia maszyny. W 1966 roku do odzyskiwania UAV adoptowano system stworzony do przechwytywania pojemników zdjęć satelitarnych³⁹ (MARS)⁴⁰. Śmigłowiec przechwytywał spadochron UAV i powracał z podwieszonym statkiem. Procedura okazała się całkiem skuteczna w południowo-wschodniej Azji.

Misje *Lightning Bug* odbywały się pod utajnionym kryptonimem *Bufflo Hunter*. Pierwszy operacyjny lot miał miejsce 20 sierpnia 1964 roku w południowo-wschodniej Azji, ostatni 30 kwietnia 1975. 100. Skrzydło Rozpoznania Strategicznego wykonało w sumie 3 435 lotów bojowych. W trakcie działań wojennych *Lightning Bug* uzyskały rezultaty, które trudno przecenić.

³⁹ Satellite Photographic „Buckets”

⁴⁰ Mid-Air Retrieval System

Zaliczyć do nich należy:

- Pozyskanie pierwszych fotograficznych dowodów na stosowanie w Północnym Wietnamie pocisków SA-2.
- Pierwsze zdjęcia radzieckich MIG-21D/E w Północnym Wietnamie.
- Fotografie radzieckich śmigłowców w Północnym Wietnamie.
- Fotografie detonacji SA-2 na bliskiej odległości (20-30 stóp).
- Dostarczanie jedynych dziennych potwierdzeń zniszczeń (BDA) dokonanych podczas nalotów B-52 w trakcie operacji „Linebacker II”.

Koncepcje stosowania UAV dojrzewały wraz z rozwojem technologii. Kolejnym aspektem, któremu poświęcono wiele uwagi, była niska wykrywalność UAV. Wśród wprowadzonych ulepszeń znalazły się ekranowane wloty powietrza oraz pokrycia pochłaniające promieniowanie radarowe.

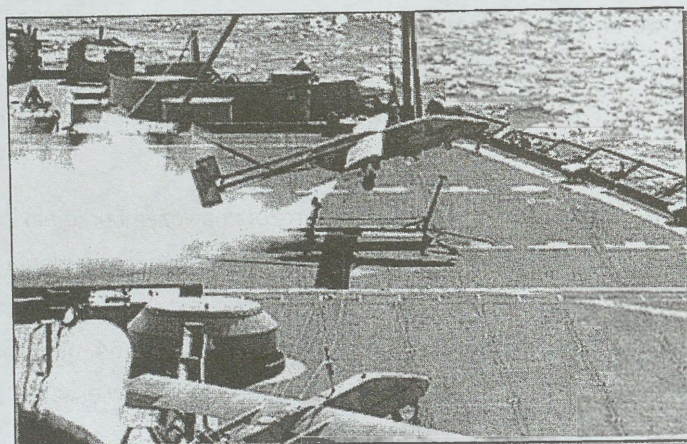
W licu 1976 roku dowództwo nad siłami rozpoznawczymi przejęło TAC (Tactical Air Command). Wkrótce potem opinia TAC o użyteczności UAV uległa zmianie i w ciągu trzech lat maszyny te zostały wycofane, głównie za sprawą wznowienia produkcji samolotów TR-1/U-2R. Spośród wycofanego składu 34 odnowione, „niewidzialne” AQM-34 powędrowały do Izraela, ale zdecydowana większość pozostała w magazynach.

Inne zastosowania *Lightning Bug*

W roku 1970 rząd Izraela wystąpił do rządu Stanów Zjednoczonych z prośbą o pomoc w obejściu egipsko-radzieckiej obrony przeciwlotniczej wzdłuż Kanału Sueskiego. Analizy poczynione przez Departament Obrony Stanów Zjednoczonych wykazały, że naloty na małej wysokości nie są efektywnym środkiem zwalczania stanowisk obrony przeciwlotniczej. Takie działania byłyby niezwykle ryzykowne dla pilotów i ich kosztownych maszyn. Biorąc pod uwagę życia pilotów, koszty operacji i wyposażenia uznano podjęcie takich działań za niemożliwe do zaakceptowania.

Pioneer Tactical UAV

Kolejny kryzys międzynarodowy ponownie podkreślił rolę, jaką dla wzmocnienia zdolności bojowych pełnią bezałogowe statki powietrzne. Podczas operacji *Pustynna Burza* dowódcy koalicji mogli obserwować cały obszar pola bitwy, podglądać szczegóły planów wroga i w rezultacie byli w stanie wykonywać swoje zadania na nigdy wcześniej niespotykanym poziomie precyzji. Zadania rozpoznawcze wykonywane były we współpracy szerokiego wachlarza środków: systemów satelitarnych, Joint STARS, AWACS, UAV i innych. U.S. Army, NAVY oraz Marine Corps zbijały kapitał na wykorzystywaniu UAV do rozpoznawania sytuacji na polu działań.



Źródło: <http://www.vectorsite.net/twuav.html>

Rys. 6.5. Pioneer Tactical UAV

Wykorzystanie UAV wykazało ich zdolność do uzupełniania działań innych systemów informacyjnych zapewniając tym samym całościowy obraz pola bitwy dowodzącym działaniami na poziomie taktycznym oraz operacyjnym. Zgodnie ze wstępnym raportem Departamentu Obrony z działań podczas *Pustynnej Burzy* przedstawionym przed Kongresem, UAV „zapewniały bezpośrednie i pośrednie wsparcie ogniowe, obserwację w dzień i w nocy, wybór celów, rozpoznanie tras przelotów i pola bitwy, BDA”. System *Pioneer* „ugruntował pozycję UAV wśród narzędzi walki”.

Pioneer był głównym systemem UAV wykorzystanym przez Stany Zjednoczone w trakcie konfliktu. Jak na ironię, był zaprojektowany przez Izraelczyków. Ich sukcesy w wykorzystywaniu UAV wraz ze sprecyzowanymi potrzebami Stanów Zjednoczonych dotyczącymi UAV sprawiły, że w 1985 roku NAVY rozpoczęło Program *Pioneer*.



Źródło: <http://www.vectorsite.net/twuav.html>

Rys. 6.6. Pioneer podczas podejścia do lądowania na pokładzie okrętu wysuniętych hakiem do wyhamowania

Pioneer UAV powstał jako wynik współpracy izraelskiego koncernu IAI oraz amerykańskiego AAI. Armia opracowała także projekt dla NAVY. Pierwszy system był gotowy do działania w 1990 roku. *Pioneer* dostarcza dowódcom szczebla taktycznego na lądzie i morzu informacji wywiadowczych w postaci obrazów (imagery intelligence) IMINT (pierwotnie UAV wystrzeliwane były z okrętów klasy *lowa*, obecnie – z okrętów klasy LPD).

Poniższa tabela przedstawia charakterystyki *Pioneer* UAV

Tabela 6.1

Charakterystyki taktyczno-techniczne systemu *Pioneer* UAV

Koszt	875 tys. \$ + 400 tys.\$ za zestaw rozpoznania w podczewieni, 100 tys.\$ TV
Wymiary	Rozpiętość 5,15m, długość 4,30m
Masa	203 kg, wraz z paliwem
Wymagane zaplecze	Platforma kolejowa (US ARMY), dodatkowe silniki rakietowe
Masa przenoszonych środków	16-28 kg
Zasięg	Do 185 km
Samowystarczalność	5 godzin
Prędkość	175 km/h max, 120 km/h ekonomiczna

Pułap	4572 m max
Obrona bierna	Nie posiada środków ECM ani stealth
Siły potrzebne do przerzutu systemu	2 C-141 lub 5 C-130
Użyte pasmo C2	UHF i pasmo C do przekazywania danych oraz pasmo C do odbioru
Środki rozpoznania	TV, IR, foto itd., w zależności od pakietu
Skład pełnego systemu	5 pojazdów, jedna mobilna GCS (Ground Control Station - Stanowisko Kierowania Lotem), jedna przenośna GCS, 4 Zdalnie sterowane stanowiska przechwytywania i platforma startowa na ciężarówce (US ARMY i AIR FORCE)

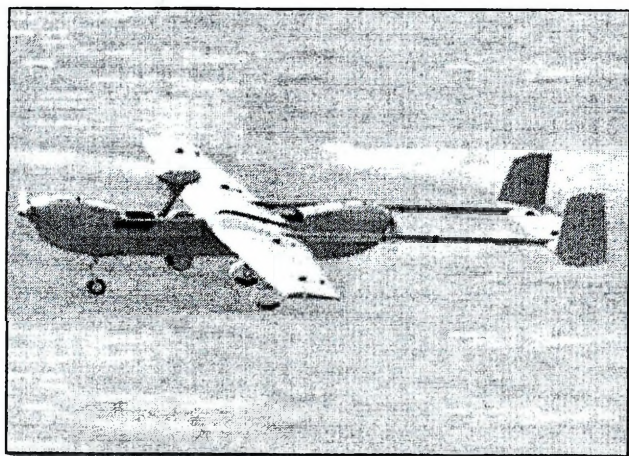
Stany Zjednoczone dostarczyły na pole walki czterdzieści trzy UAV *Pioneer*. Wykonały one 330 zadania, co dało w sumie 1 000 godzin lotu. Podczas manewru „left hook” UAV pozwoliły Armii Stanów Zjednoczonych unieszkodliwić każde zagrażające sojusznikom stanowisko artyleryjskie, a następnie odciąć i zniszczyć irackie siły na teatrze operacji w Kuwejcie (KTO). NAVY wykorzystywało UAV do monitorowania stanowisk bojowych na linii brzegowej Kuwejtu i irackich sił morskich. UAV wspomagały ponadto wyszukiwanie min i zaznaczały trafienia każdej serii pocisków z bojowych statków powietrznych i okrętów Stanów Zjednoczonych. Zdolność obserwacji w czasie rzeczywistym serii artyleryjskich znacznie poprawiło dokładność i celność większych działań. Marine Corps wykorzystały UAV do wypełnienia luki powstałej po wycofaniu RF-4. Nie dostarczały one, co prawda, obrazów o rozdzielczości zapewnianej przez RF-4, ale znacząco wspierały siły Marine w Zatoce Perskiej dostarczając raportów BDA.

Przez 10 lat, UAV systemu *Pioneer* wylatały blisko 14 000 godzin i wspierały każdą istotną operację Stanów Zjednoczonych. Od 1994 roku latały nad Bośnią, Haiti i Somalią. Obecnie w czynnej służbie znajduje się dziewięć systemów: pięć z nich w NAVY, trzy w Marine Corps i jeden w Joint Training Center w Ft.Huachuca, AZ⁴¹. Od roku 2000 system *Pioneer* zastępowany będzie przez *Outrider* Tactical UAV.

⁴¹ 1997 rok – przyp. tłum.

Hunter Tactical UAV

Armia Stanów Zjednoczonych stworzyła projekt *Hunter*, by spełniał on zadania rozpoznawcze w zasięgu 200 kilometrów z możliwością rozszerzenia promienia działania na 300 kilometrów poprzez współpracę z innym UAV *Hunter*.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.7. Hunter w locie

UAV *Hunter* może startować z lotnisk polowych by wspierać taktyczne siły lądowe na FLOT. Chociaż *Hunter* produkowany jest na kontrakcie TRW, to w rzeczywistości jest on pochodną UAV izraelskiego IAI.

Zgodnie z rekomendacją JROC z października 1995 roku, USD (A&T) pozwolił na wygaśnięcie kontraktu po dostawie siedmiu systemów, kończąc tym samym proces akwizycji. Obecnie armia wykorzystuje system *Hunter* w CONUS wspierając operacje kontyngentów, rozwija koncepcję i doktrynę UAV i przeprowadza testy i ćwiczenia. Na przykład, w sierpniu 1996 roku w Englin AFB przeprowadzono demonstrację naprowadzania laserowego. UAV oświetlił wiązką cel dla PGM zmniejszając tym samym ryzyko operacji.

Tabela 6.2

Charakterystyki *Hunter* UAV

Koszt	Program zawieszony, brak danych
Wymiary	Rozpiętość 8,9m, długość 6,9m
Masa	702 kg, wraz z paliwem
Wymagane zaplecze	brak
Masa przenoszonych	84 kg

środków	
Zasięg	Do 200 km
Samowystarczalność	8-12 godzin
Prędkość	204 km/h max, 167 km/h ekonomiczna
Pałap	4600 m max
Obrona bierna	Nie posiada środków ECM ani stealth
Siły potrzebne do przelotu systemu	16 C-130
Użyte pasmo C2	pasmo C do przekazywania danych oraz odbioru, pracujące w systemie małej obserwowalności transmisji
Środki rozpoznania	TV, IR, foto itd., w zależności od pakietu
Skład pełnego systemu	8 pojazdów, 3 mobilne GCS, 2 stanowiska obróbki danych, 4 Zdalnie sterowane stanowiska łączności i jedno stanowisko startowe i przechwytywania.

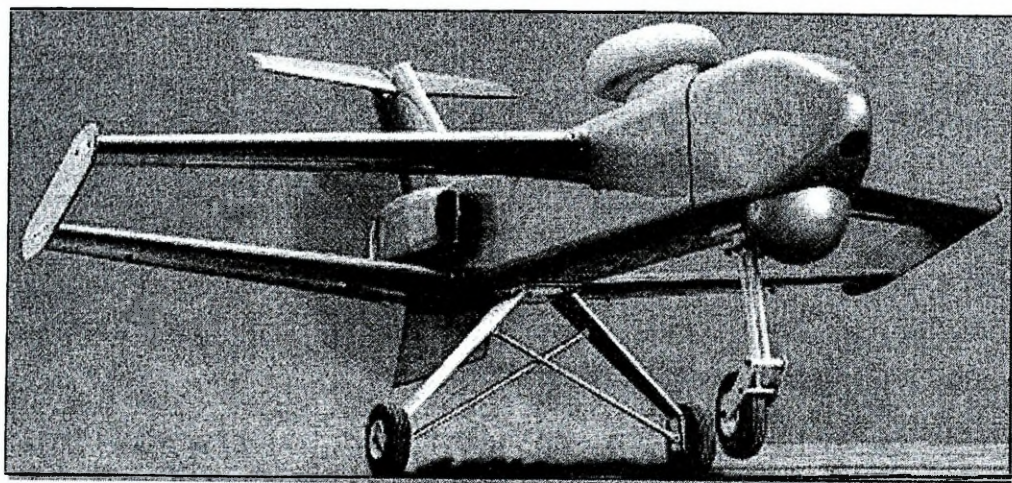
Outrider Tactical UAV

Zwycięzcą kontraktu na dostarczanie systemu *Outrider UAV* został Alliant Techsystems. Oferuje on konstrukcję opartą na dwuskrzydłowym Hellfox UAV, stworzonym przez Mission Technologies, Hondo, Texas. Wstępny dwu letni program ACTD kosztujący \$52.6 M zakłada dostarczenie sześciu systemów *Outrider* (każdy składający się z czterech UAV i dwóch pojazdów Humvee) i ośmiu dodatkowych zapasowych statków powietrznych⁴².

Outrider ma za zadanie wspierać Army maneuver brigade i dowódców zbrojnego regimentu kawalerii, Marine Corps na poziomie regimentu i batalionu, NAVY task forces. Całkowicie zastąpi system *Pioneer*. Początkowo będzie on wyposażony w wywiadowcze systemy optyczne umożliwiające pracę w dzień i w nocy (EO), systemy do obserwacji w podczerwieni (IR), systemy rozpoznawcze, wywiadowcze, stałej obserwacji i wyboru celu (RISTA). Z czasem *Outrider* wyposażony zostanie w ruchomy wskaźnik celu (MTI) oraz synthetic aperture radar (SAR), systemy walki elektronicznej, narzędzia telekomunikacyjne. Pierwsze zastosowanie tego systemu będzie miało miejsce w 4 Zmechanizowanej Dywizji Piechoty w Fort Hood, Texas, w

⁴² attrition air vehicle

1997 roku. Jeżeli ACTD zakończy się powodzeniem, Departament Obrony złoży zamówienie na 61 takich systemów, czyli 244 statki bezzałogowe.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.8. Outrider Tactical UAV

Tabela 6.3

Charakterystyka Systemu *Outrider* UAV

Koszt	Srednio \$350 000
Wymiary	Rozstaw skrzydeł – 11.1 ft; Długość – 9.9 ft
Waga	Max.: 385 lb. (łącznie z 85 lb. Paliwa)
Długość rozbiegu	300 ft, lotniska polowe, pokłady statków, automatyczny system lądowania
Udźwig	80 lb. wewn. 100 lb. podczepiane
Zasięg	200 km (max)
Czas lotu	4.9 godz. @ 200 km; 7.2 godz. @ 50 km
Prędkość	35 – 110 knots; przelotowa @ 90 knots
Pułap	13 000 ft.; Normal CONOP – 5 000 ft.
Sterowanie	Programowalny autopilot i nawigacja GPS, posiada możliwość przeprogramowania w czasie lotu
Wytrzymałość	Brak ECM i środków zmniejszających wykrycie
Transport	C -130
C2 Link	LOS (line-of-sight)

Czujniki	EO lub IR (potencjalnie SAR)
System	4 statki powietrzne, 4 moduły sprzętu pokładowego, 2 stacje naziemnej kontroli lotu (GCS), 1 stacja odbioru video, wyposażenie do startu i odzyskiwania

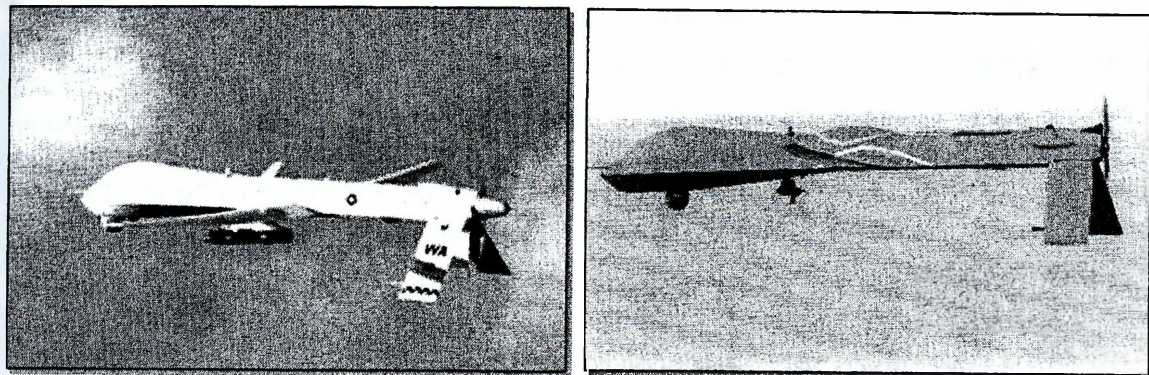
***Predator* - system rozpoznania ze średnich wysokości**

RQ - 1 *Predator* jest bezałogowym aparatem latającym (UAV Unmanned Aerial Vehicle) zaprojektowanym do wykonywania długotrwałych zadań, wykonujący loty na średniej wysokości. Przeznaczony jest do lotów zwiadowczych, rozpoznania elektronicznego, obserwacji i nadzoru celów, także ruchomych. Służy do wykrywania celów w trudnym terenie, tak gdzie zawodzą satelity szpiegowskie np. przy namierzaniu zakamuflowanych obiektów. Używany jest do zadań, gdzie występuje zagrożenie dla życia pilota: np. loty nad terenami biologicznie lub chemicznie skażonymi.

Biały kolor, niewielkie rozmiary i specyficzny kształt czynią ten samolot prawie niewidocznym dla radaru, a jego niewielki silnik pracuje bardzo cicho. Choć nie jest to samolot typu stealth, jest trudny do namierzenia przez radary, bowiem one często nie identyfikują wolno latających obiektów. Porusza się z średnią prędkością 100 km/h.

Predator to ośmiometrowy samolot bez załogi o wadze 1 tony, gotowy do przebywania w powietrzu przez 40 godzin. Wyposażony w kolorową kamerę, umieszczoną na dziobie - służącą operatorowi samolotu do kontroli lotu, dwie zwykłe kamery, kamerę na podczerwień oraz radar SAR, co pozwala na obserwację pomimo dymu, chmur czy mgły. Do łączności służy specjalna antena satelitarna.

Ten UAV był wykorzystywany w lotach zwiadowczych w Bośni. Jego poprzednik w ramach operacji *Pustynna Burza* latał nad terytorium Iraku, i tropił ruchome wyrzutnie rakiet Scud.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.9. RQ – 1A Predator /Tactical UAV/

System UAV *Predator* był odpowiedzią Departamentu Obrony na załamanie się systemów rozpoznawczych podczas konfliktu w Zatoce Perskiej. Dowódcy CINC i JTF domagali się środków rozpoznawczych pozwalających na zdobywanie informacji w czasie rzeczywistym, ciągłą obserwację, możliwość współpracy ze strukturami C4I bez narażania załóg i wrażliwych technologii. *Predator*, także identyfikowany jako Medium Altitude Endurance (MAE) lub Tier II UAV, jest pochodną Gnat 750 (Tier I) UAV stosowanym przez CIA.

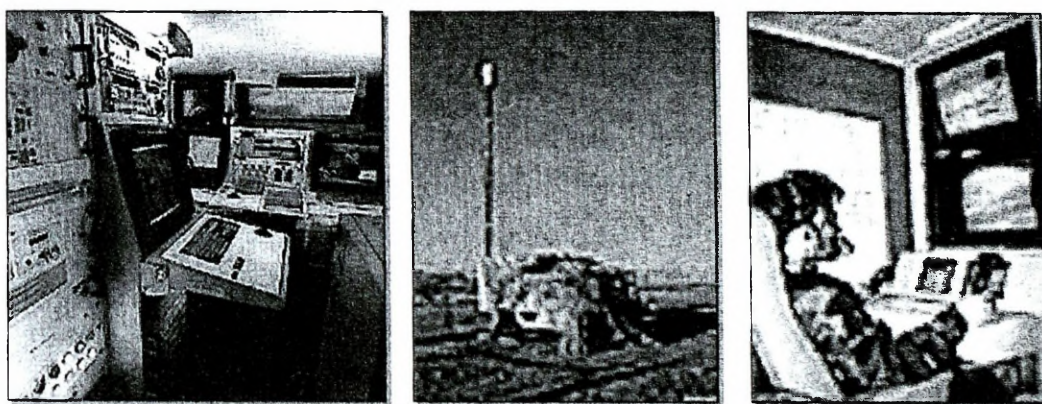
W lipcu 1996 roku *Predator* ukończył 30 miesięczny program ACTD i rozpoczęto jego wstępną fazę produkcji małej ilości egzemplarzy (LRIP). System przekazuje informacje wywiadowcze (IMINT) z bliskiej odległości w czasie rzeczywistym. Ma duży promień działania i zdolność do długiego przebywania nad polem walki. Wszystko to, aby sprostać wymogom misji rozpoznawczych, nadzoru i gromadzenia celów (RSTA).

System *Predator* składa się z trzech części: statek powietrzny z sensorami i wyposażeniem komunikacyjnym, stacja kontroli naziemnej (GCS), system rozprzestrzeniania danych⁴³. Statek powietrzny przenosi EO (video i zdjęcia), IR (zdjęcia) i SAR (obraz radaru wysokiej rozdzielczości), co pozwala mu zdobywać i przekazywać stacjom naziemnym obrazy, które wykorzystane zostaną przez dowódców taktycznych.

⁴³ Product And Data Dissemination System

GCS składa się ze stanowiska pilota, operatora sprzętu i dwóch stanowisk wykorzystujących i przekazujących dane. Aby zagwarantować 24 godziną pracę, w skład systemu wchodzi trzy lub cztery statki powietrzne, jeden GCS i 28 osób załogi.

System sterowania z ziemi pozwala operatorowi na dynamiczną zmianę wykonywanych zadań. Ostatnim udoskonaleniem było zainstalowanie systemu odłączania, co stworzyło możliwość operowania w niepomyślnych warunkach pogodowych. COST – „commercial of-the-shelf” nie naraża czulej aparatury w razie utraty nad wrogim terytorium. Dostarczane dane są także odtajniane, co znacznie ułatwia współpracę z koalicyjnymi partnerami.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.10. Centrum kontroli, analizy i rozsyłania danych oraz przenośny video-terminal systemu *Predator*

Tabela 6.4

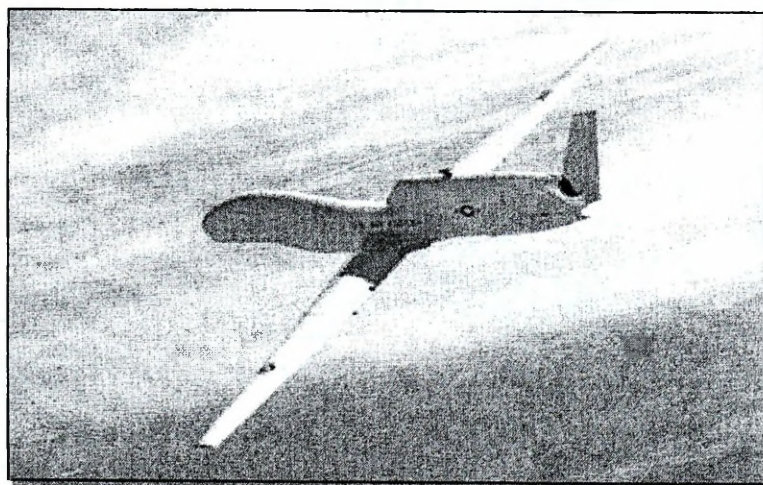
Charakterystyka Systemu *Predator* UAV

Koszt	\$3.2 miliona na statek (EO/IR/SAR), \$2.2 miliona na Trojan Spirit, \$2.9 miliona na GCS. Całkowity koszt \$28.3 miliona
Wymiary	Rozstaw skrzydeł – 48.7 ft.; Długość - 26.7 ft.
Waga	Max.: 2 100 lb. (włącznie z 650 lb. paliwa)
Rozbieg	2 500 ft.
Udźwig	450 lb.
Zasięg	925 km (max)
Czas lotu	Od 24 do 35 godzin

Prędkość	60 – 110 knots; przelotowa @ 70 knots
Sterowanie	Ręczny start i ręczne lądowanie, całkowicie autonomiczny lub pilotowany lot, dynamiczna zmiana zadań
Wytrzymałość	Brak ECM lub środków zmniejszających wykrycie
Transport	Pięć C-130, dwa C-141, jeden C-5/17 jedynie na wyposażenie, zdolność operacyjna osiągana w pięć godzin od przybycia
C2 Link	UHF MILSTATCOM (16 KBs), Ku-Band commercial (1.5 MBs), LOS (4.5 MBs)
Czujniki	Jednoczesna praca EO/IR (rozdzielczość 0.5 ft.) i SAR (rozdzielczość 1 ft.); SAR jedynie via Ku-Band lub LOS
System	4 statki powietrzne, 4 moduły sprzętu pokładowego, 2 stacje naziemnej kontroli lotu (GCS), 1 stacja odbioru video, wyposażenie do startu i odzyskiwania

The *Global Hawk* High Altitude Endurance UAV

Global Hawk identyfikowany również jako konwencjonalny bezzałogowy aparat latający do działań z dużych wysokości Conv HAE, albo *Tier II Plus* UAV, będzie obiektem doświadczalnym dla opracowania wymagań statku powietrznego dla zadań dalekiego zasięgu i nadzoru (monitorowania) dużego (rozległego) obszaru oraz długotrwałego pobytu w powietrzu nad obszarem przeciwnika.

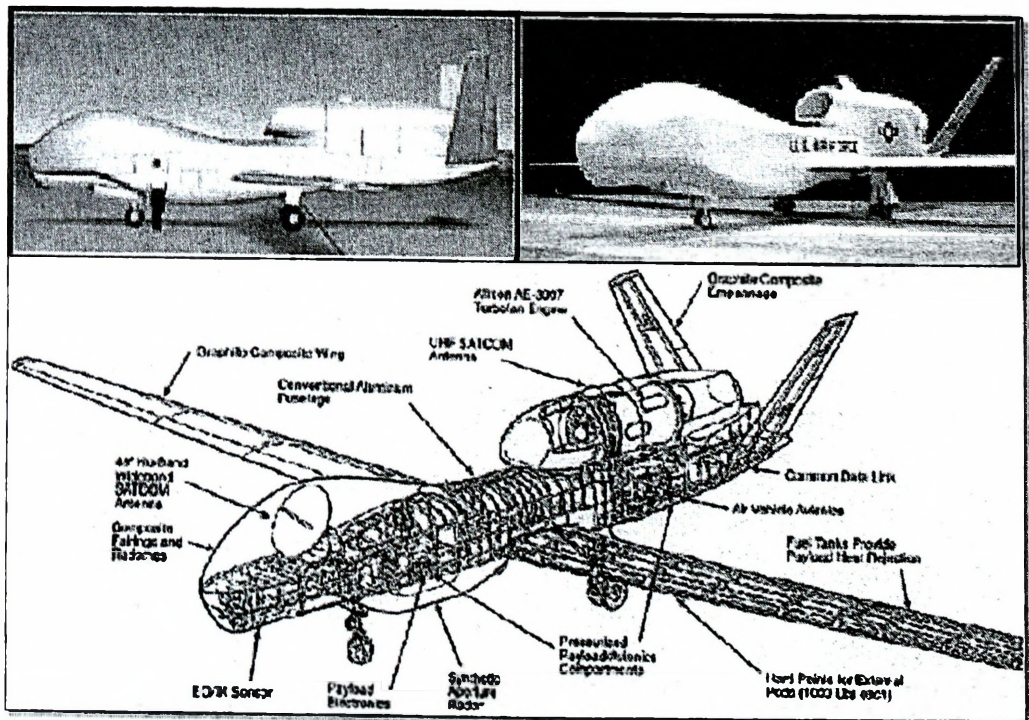


Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.11. RQ – 4 *Global Hawk* w locie

Global Hawk będzie rozpoczynał misję spoza obszaru działań bojowych, wchodząc na teren przeciwnika i prowadząc długotrwałe misje tylko w obszarach od niskiego do średniego (umiarkowanego) ryzyka. System może dokonywać wglądu w obszary wysokiego zagrożenia (ryzyka) dzięki sensorom EO/IR oraz SAR. Dzięki niespotykanemu dużemu zasięgowi *Global Hawk*, obserwacja obszaru przyszłych działań jest możliwa na wiele dni przed przerzutem wojsk i rozpoczęciem operacji bojowych.

Wysoka zdolność do przetrwania jest zapewniona dzięki lotom na dużej wysokości i środkom samoobrony. Głównym producentem statków jest Teledyne Ryan Aeronautical (TRA) z San Diego w Kalifornii. Jest to ta sama firma, która zbudowała AQM-34 *Lightning Bug*. Departament Obrony zakończył przegląd projektów *Global Hawk* w maju 1996 roku, a porównanie gotowych konstrukcji w październiku tego roku. Pierwsze loty odbyły się w końcu 1997 roku, a w następnym roku wykonano demonstracyjne loty operacyjne. Siły powietrzne otrzymały pierwsze egzemplarze do prób w 1999 roku.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.12. Widok i architektura *Global Hawk* UAV

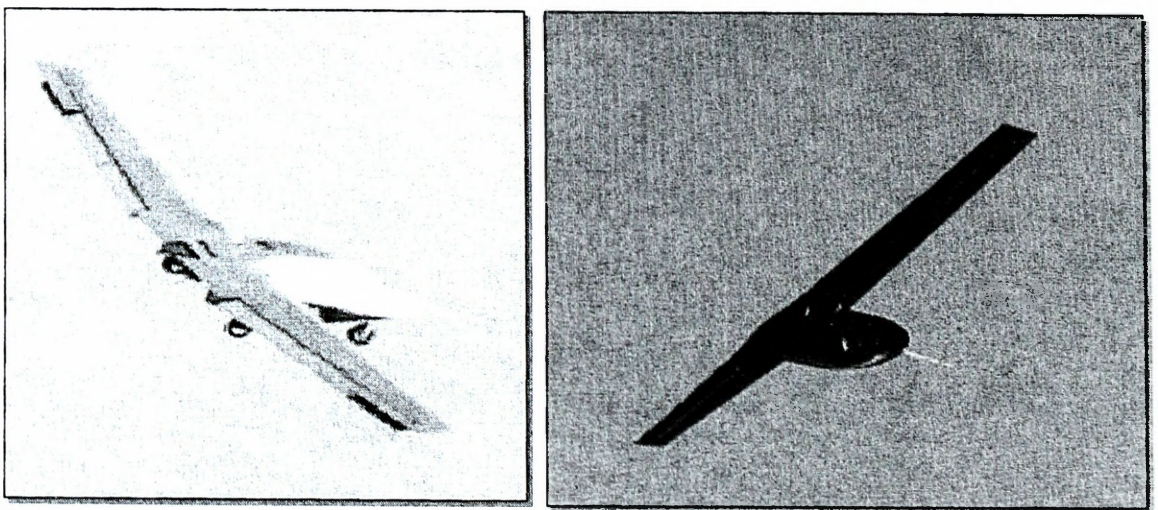
Charakterystyka techniczna systemu *Global Hawk*

Koszt	\$ 10 miliona na statek (EO/IR/SAR), \$20 milionów na GCS. Całkowity koszt \$ 30 milionów
Wymiary	Rozstaw skrzydeł – 116 ft.; Długość - 44 ft.; wysokość 15 ft
Waga	Max.:25.600 lb.(włącznie z 14.700 lb. paliwa)
Rozbieg	< 5000 ft, automatyczny start i lądowanie z wykorzystaniem GPS
Udźwig	2000 lb, (4000lb z podwieszeniami)
Zasięg	Rt 5500 km (max), zasięg 27 000 km
Czas lotu	24 godz w rejonie rozpoznania, do 40 godzin ogółem
Prędkość	350 knots
Pułap	65 000 ft
Sterowanie lotem	Autonomiczny start i lądowanie oraz lot z wykorzystaniem DGPS, całkowicie pilotowany lot, dynamiczna zmiana zadań w locie
Przetrawianie	Duża wysokość lotu, ECM, środki zmniejszających wykrycie, radar ostrzegający (RWR)
Transport	Jeden C-141 lub jeden C-5/17 jedynie na wyposażenie i personel
C2 Link	UHF MILSTATCOM (16 KBs), Ku-Band commercial (1.5 MBs), LOS (274 MBs)
Czujniki	Jednoczesna praca EO/IR (rozdzielczość 1 ft i 0.5 ft) oraz SAR; SAR jedynie via Ku-Band lub LOS, zdolność przekazu 40 000 sqnm lub 1900 obrazów na 24 godzinną misję z dokładnością 20 M CEP

W świetle udanych przekazów informacji jakich dokonał *Predator* poprzez satelity JBS w czasie drugiego zastosowania UAV w Bośni badane są podobne scenariusze dla zastosowania UAV dalekiego zasięgu w węzle komunikacyjnym *Global Hawk* (ACN). Koncepcja ta zakłada wykorzystanie środków pokładowych UAV dla współpracy wywiadowczej sił powietrznych i lądowych. Wymieniona koncepcja w szczególności zwiększyłaby dominację na polu walki oraz przewagę informacyjną.

System długotrwałej obserwacji powietrznej (The Dark Star Low Observable HAE UAV)

Po serii testów naziemnych w czerwcu 1991 roku *Dark Star* odbył swój pierwszy lot 29 marca 1996 roku. Był to lot w pełni autonomiczny z wykorzystaniem DGPS. W czasie drugiego lotu 22 kwietnia 1996 roku usterka podwozia spowodowała katastrofę podczas startu. Działania mające na celu poprawienie charakterystyk płatowca polegały na uproszczeniu kontroli lotu (sterowania) oraz umożliwieniu przerwania startu. Testy oprogramowania i rekonfiguracja samolotu zakończyły fazę drugą w 1998 roku. Obecnie przeprowadzane są testy systemów niskiej obserwowalności (stealth).



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.13. Tier III Minus *Dark Star* UAV

Dark Star będzie przekazywał niezbędne informacje wywiadowcze z nad silnie strzeżonych obszarów. Projekt płatowca samolotu uwzględnia zastosowanie środków zwiększających przetrwanie, takich jak technologie zmniejszające możliwość wykrycia (stealth). Samolot będzie wchodził w strefę rozpoznania uaktywniając systemy i środki SAR i EO. Głównym producentem jest Lockheed Martin/Boeing.

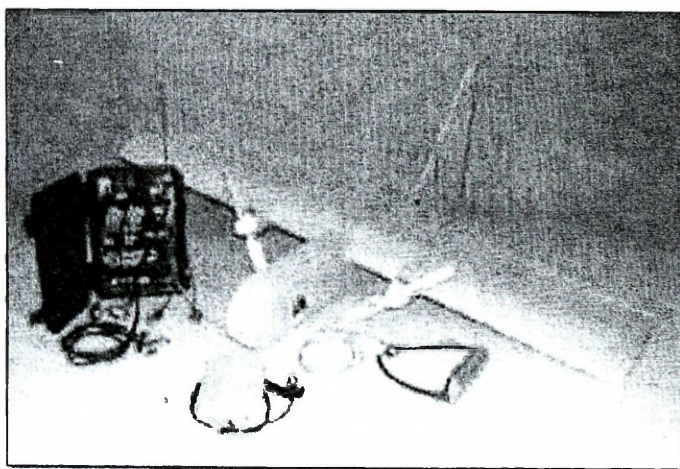
Charakterystyka systemu Dark Star UAV

Koszt	\$ 10 miliona na statek (EO/IR/SAR), \$20 milionów na GCS. Całkowity koszt \$ 30 milionów
Wymiary	Rozstaw skrzydeł – 69 ft.; Długość - 15 ft.; wysokość 3.5 ft
Waga	Max.: 8.600 lb.(włącznie z 3 000 lb. paliwa)
Rozbieg	< 4000 ft, automatyczny start i lądowanie z wykorzystaniem DGPS
Udźwig	1000 lb, 800 lb. EO
Zasięg	925 km
Czas lotu	> 8 godz w rejonie rozpoznania, do 12 godzin ogółem
Prędkość	250 knots
Pułap	45 000 ft
Sterowanie lotem	Autonomiczny start i lądowanie oraz lot z wykorzystaniem DGPS, dynamiczna zmiana zadań w locie
Przetrawianie	Bardzo niska wykrywalność
Transport	Siedem C-130, trzy C-141, dwa C-17 lub jeden C-5 przenoszące pięć samolotów, GCS i 43 osoby personelu
C2 Link	UHF MILSTATCOM (16 KBs), Ku-Band commercial (1.5 MBs), LOS (137 MBs)
Czujniki	Współpraca EO/IR (rozdzielczość 1 ft i 0.5 ft) oraz SAR; SAR jedynie via Ku-Band lub LOS, zdolność przekazu 14 000 sqnm lub 630 obrazów na 8 godzinną misję z dokładnością 20 M CEP

Na szczególne zainteresowanie zasługuje zdolność tego typu UAV do wykorzystywania SAR i pozostawania niewidocznym podczas aktywnej pracy systemu rozpoznania. System SAR używa fal niskiej mocy o charakterystyce zmniejszającej prawdopodobieństwo wykrycia, bez bocznych wiązek i rozpraszania fal. Ta charakterystyka fal nosi nazwę Low Probability of Intercept - LPI. W opcji wyszukiwania radar układa obraz złożony z wąskich pasków o szerokości 5.6 NM. Ponadto zarówno SAR jak i czujniki EO prowadzą obserwację śledzą przestrzeń z lewej strony samolotu.

Mikroskopijne Bezzałogowe Aparaty Latające (Micro Unamned Aerial Vehicles)

Siły powietrzne wielu krajów realizują projekty Micro Bezzałogowych Aparatów Latających (Micro UAV)⁴⁴. Jego rozwój stanowiłby siłę napędową rozwoju systemów sterowania, nawigacji i komunikacji. Niewielkie statki powietrzne, o 15 cm długości i rozstawie skrzydeł, mogłyby poruszać się wewnątrz budynków, zbierać próbki biologicznych i chemicznych substancji, podłączać się do struktur komunikacyjnych wroga i prowadzić nasłuch i obserwację.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

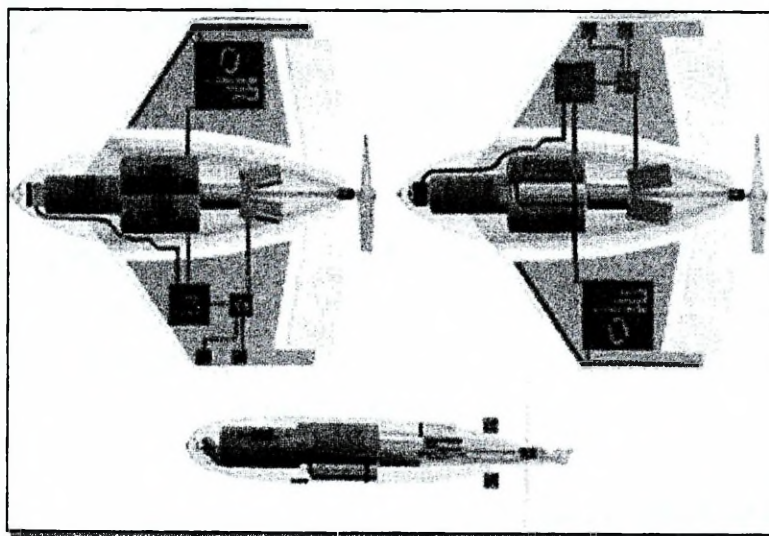
Rys. 6.14. Micro UAV *Dragon Eye*

Nie było żadnych specyfikacji skłaniających inżynierów do projektowania Micro UAV, ale DARPA jest przekonane, że technologie zaprojektowane w innych obszarach umożliwią skonstruowanie latających mikro-samolotów. Jeżeli wysiłki te okażą się owocne, systemy Micro UAV stosowane będą w różnych obszarach działań, ale najbardziej prawdopodobne z nich to: obserwacja, blokowanie silników, zakłócanie

⁴⁴ Micro Air Vehicles - Toward a New Dimension in Flight James M. McMichael Program Manager Defense Advanced Research Projects Agency and Col. Michael S. Francis, USAF (Ret.) formerly of Defense Airborne Reconnaissance Office 8/7/97

artylerii i działek AAA, uszkodzanie podwozia pojazdów i inne. Technologia Micro UAV zredukowałaby także zniszczenia poboczne, co jest kolejnym trendem na świecie. Ośrodek badawczy lotnictwa morskiego USA (US Naval Research Laboratory) prowadzi prace nad mikro UAV MITE (Micro Tactical Expendable MAV). Rozpiętość skrzydeł tego aparatu latającego sięga 15 cm, a masa nie przekracza 65 g.

W końcówkach skrzydeł są rozmieszczone akumulatory i baterie słoneczne, które zasilają silnik prądu stałego. Napędza on 12 centymetrowe śmigło, co pozwala samolotowi rozwijać prędkość do 10 m/s. W usterzeniu składającym się z elementów pionowych i poziomych są umieszczone ruchome powierzchnie sterowe napędzane serwomechanizmem.



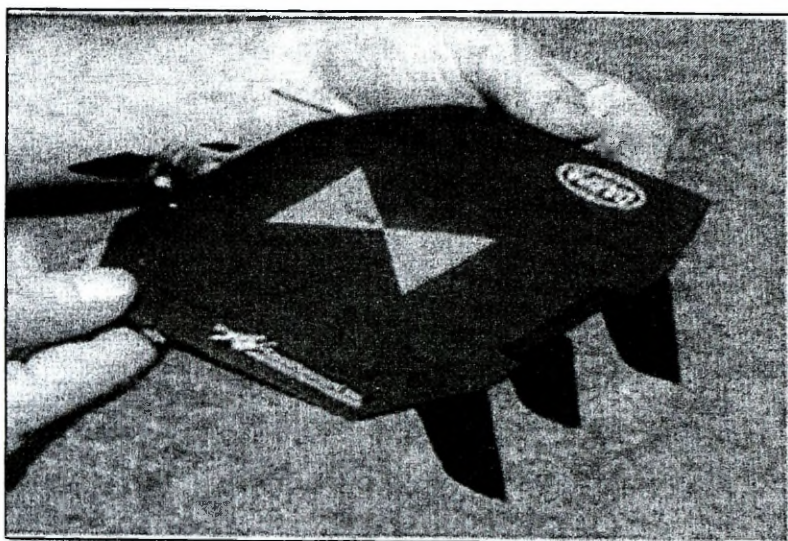
Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.15. Architektura UAV MITE

Micro UAV *Black Widow*

Micro UAV *Black Widow* opracowany przez firmę "AeroVironment, inc." wspólnie z UCLA i Caltech (California Institute of Technology), został uznany za jeden z najlepszych projektów micro UAV w 1999 roku. Wszedł on do prób w locie.

W lipcu 1999 roku *Black Widow* i firma AeroVironment otrzymali dwie nagrody: 9 lipca na sympozjum „Systemy i technologie – DARPA Tech 99” w Denver, a 10 sierpnia w Paryżu na konferencji – „Bezzałogowe aparaty latające”.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.16. Mcro UAV *Black Widow*

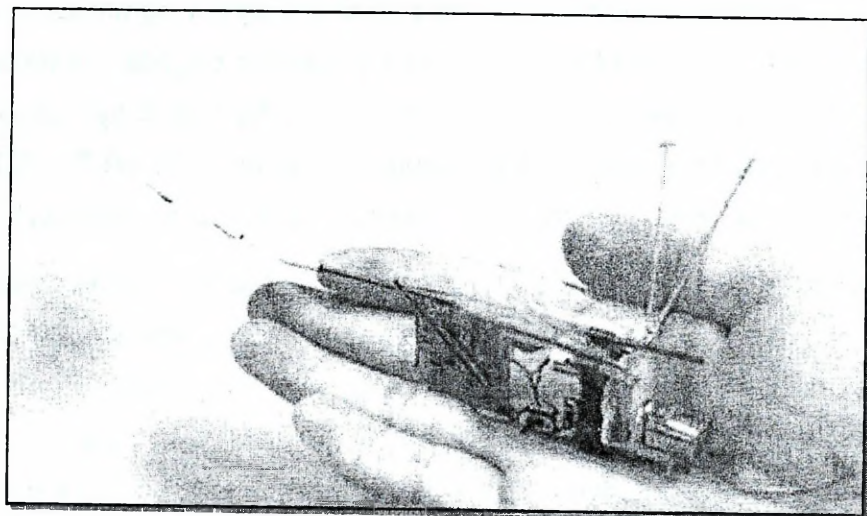
Pomimo tego, że *Black Widow* nie zdołał osiągnąć parametrów założonych w projekcie DARPA dla Micro UAV prace badawczo-rozwojowe w zakresie tego projektu uznano za pomyślne. Mikroskopijny aparat latający *Black Window* wykonał kilka 16 - 22 minutowych lotów z prędkością 45 - 70 km/h.

Mcro UAV *Micro Bat*

Drugi projekt Micro UAV AeroVironment, UCLA i CALTECH to aparat z ruchomym skrzydłem *Micro Bat*. Celem projektu jest skonstruowanie mikroskopijnego bezzałogowego statku powietrznego z ruchomym skrzydłem – ornitoptera nazwanego *Micro Bat*.

Będzie on napędzany silnikiem elektrycznym. Jego masa nie powinna przekroczyć 15 gramów, włącznie z kamerą wideo i mechanizmami sterowania. Projekt wymaga zbadania wielu nieznanych nauce zagadnień aerodynamiki takiego aparatu latającego. Aparat otrzymał skrzydła w których wykorzystano super lekkie i wytrzymałe elementy ze stopów tytanowych. Pozostałe elementy aparatu to napęd złożony z ogniwa, silnika elektrycznego, przetwornicy prądu stałego, podwozie i mechanizmy transmisji i przełożenia napędu na skrzydła. Były demonstrowane pierwsze krótkotrwałe, 5-20 sekundowe, pomyślne loty tego aparatu, na odległość do 45 metrów,

przy częstotliwości ruchu skrzydeł 20 herców. Loty są najbardziej uzależnione od pojemności źródła zasilania. Badania są finansowane przez agencję DARPA.



Źródło: <http://www.ga.com/asi/aero.html>

Rys. 6.17. Aparat *Micro Bat*

Dlaczego zatem UAV stają się coraz bardziej popularne, szczególnie w nastawionych na bezpośrednią walkę siłach powietrznych? Jest kilka trendów wysuwających UAV na czoło struktur rozpoznawczych. Po pierwsze, jak wspomniano na początku tej pracy, nasze społeczeństwo staje się coraz bardziej wrażliwe na ludzkie cierpienie. Nawet w czasie wojny.

Srogo patrzy się obecnie na dowódców wykrzykujących „zwycięstwo za wszelką cenę”. Dlatego coraz trudniej wyobrazić sobie wysyłanie załogowych statków rozpoznawczych nad wrogie terytorium, nawet jeżeli informacje wywiadowcze są niezbędne dla ocalenia wielu istnień w czasie bitwy.

Kolejnym powodem wzrostu zainteresowania UAV jest przewyższenie przez technologie wielu dotychczasowych ograniczeń. Do niedawna większość UAV odbywała loty po zaprogramowanych trasach ze względu na ograniczone możliwości nawigacji i sterowania. Uniemożliwiało to wykonywanie zmian w działaniu UAV podczas walki. Technologie stosowane w przeszłości cechowały się ograniczonymi możliwościami ze względu na możliwości stosowanych sensorów (czujników). Na przykład *Lightning Bug* wykorzystywał kamerę filmową dla przekazywania zdjęć wysokiej ja-

kości. Ograniczało to jego rolę w wykonywaniu zadań BDA (ocena zniszczeń). System ten nie nadawał się do zastosowania w misjach BDA ze względu na czas odzyskiwania UAV i obrabiania materiału filmowego. Chociaż wiele wariantów *Lightning Bug* wyposażonych było w łącze video, to sygnał analogowy ograniczał jakość i rozdzielczość obrazu. Na jakość obrazu wpływała również pogoda i maskowanie. Do niedawna system SAR nie był dostatecznie rozwinięty by można było go zastosować w UAV. Zatem jedynie załogowe statki rozpoznawcze np. U-2, SR-71, JSTARS mogły zapewnić wystarczającą elastyczność i jakość działań rozpoznawczych.

Rewolucja w elektronice, która miała miejsce w latach dziewięćdziesiątych dostarczyła technologii umożliwiających efektywne wykorzystanie UAV w działaniach rozpoznawczych. Dzisiejsze systemy elektroniczne, mikroprocesory i sieci komunikacyjne pozwalają systemom *Predator* UAV, wykorzystującym nawigację GPS, wykonywać autonomiczne lub dynamicznie programowane loty, przez 24 godziny przekazywać wysokiej jakości obrazy EO, IR i SAR wszystkim szczeblom dowodzenia na całym świecie. Dysponujemy zatem dzisiaj technologią o możliwościach przewyższających systemy załogowe. Już wkrótce *Global Hawk* wykonując 40 godzinne loty nad terenem działań zdeklasuje U-2. Jeżeli program *Global Hawk* potwierdzi swoje możliwości, siły powietrzne prawdopodobnie całkowicie wycofają samoloty U-2 do połowy następnego dekadzie. Bez wątpienia obecne dowództwo sił powietrznych wspiera coraz szersze wykorzystywanie systemów UAV.

Jesienią 1996 roku na konferencji sił powietrznych (AF Corona Conference) założono w AFB Eglin laboratorium zastosowań bojowych UAV, by sprecyzować obszary przyszłych zastosowań tych aparatów w walce. Siły powietrzne podejmowały już próby zastosowania UAV jako nosicieli broni. Plany te będą prawdopodobnie rozwijane. Ciekawe jak zmieni się nastawienie przyszłego dowództwa sił powietrznych do UAV.

W nowej dekadzie UAV będą wykonywać zadania RSTA szczególnie w zakresie IMINT zdecydowanie lepiej niż ich odpowiedniki załogowe i przy mniejszym ryzyku dla załogi. Wciąż nie wiadomo, kiedy systemy UAV osiągną poziom SIGINT i MASINT dzisiejszych systemów RIVENT JOINT, EP-3, ES-3, ale stanie się to już wkrótce.

Prawdopodobnie system *Global Hawk* będzie przenosił urządzenia SIGINT podwieszane pod skrzydłami i przekazywał dane z wykorzystaniem posiadanych systemów komunikacyjnych operatorom znajdującym się w bezpiecznej odległości od pola walki.

Podobny postęp technologiczny można zaobserwować w rozpoznawczych systemach satelitarnych. W rezultacie Stany Zjednoczone wejdą w posiadanie doskonałej architektury wywiadowczej o międzynarodowym znaczeniu i zasięgu. Dostęp do tego typu technologii będzie miał zatem również Sojusz Północnoatlantycki. Architektura będzie realizacją koncepcji *Global Eyes* i *Global Ears* aby zapewnić w pełnym zakresie możliwość użycia na całym świecie przyszłych sił powietrznych.

Technologie UAV w przyszłości mogłyby całkowicie wyeliminować udział człowieka w bezpośredniej walce. UCAV w ramach CONUS mogłyby operować w przestrzeni powietrznej wroga wspierając armię bezzałogowych statków (pojazdów) lądowych UGV by narzucić przeciwnikowi polityczną wolę Stanów Zjednoczonych. Podobne technologie są wdrażane także w marynarce wojennej. Koncepcja MANTA, dotyczy bezzałogowych okrętów podwodnych UUV przenoszonych przez konwencjonalne okręty, operujących na płytkich wodach i pomiędzy polami minowymi, z zadaniem niszczenia wrogich okrętów podwodnych.

Rewolucja przemysłowa przyniosła strzelby i działa separujące wrogie siły od siebie. Rewolucja informatyczna, której jesteśmy świadkami, kontynuuje ten trend, dostarczając narzędzi walki międzykontynentalnej. Czy mocarstwa zdecydują się na pełne wspieranie tej rewolucji? Czy będą rozwijać systemy bezzałogowe szybko rozwiązujące konflikty? A może selektywnie będziemy wykorzystywać nowe technologie i szybko włączać człowieka w konflikt?

Rozdział 7

AEROSTATY

7.1. Podstawowe definicje

Aerostat, jest to statek powietrzny, którego element nośny stanowi odpowiednio duża komora wypełniona gazem lżejszym od otaczającego powietrza (gaz świetlny, wodór, hel itp.). Unosi się pokonując siłę ciężkości wskutek działania wyporu aerostaticznego, zgodnie z prawem Archimedes⁴⁵. Aerostatem bez napędu jest balon, z napędem własnym - sterowiec⁴⁶.

Balon, aerostat bez napędu. Tkaninowa powłoka wypełniona gazem lżejszym od powietrza, unosząca gondolę z załogą lub ładunkiem. Balony dzielą się na wolne (cieplne, gazowe i stratosferyczne) i na uwięzi (obserwacyjne, podsłuchowe i zaporowe). Małe balony bezzałogowe są wykorzystywane do badań meteorologicznych. Wyposażone w automatyczne urządzenia do pomiaru i rejestracji zadanych parametrów atmosfery.

Jako pierwszy wzniósł się za pomocą balonu na wysokość 60 m ksiądz B. de Gusmano w Lizbonie w 1709. W 1785 J.P. Blanchard przeleciał balonem Kanał La Manche.

Balony wolne, zwane aerostatem, są statkami powietrznymi lżejszymi od powietrza. Mogą latać dzięki statycznemu oddziaływaniu powietrza. Mówiąc prościej, zgodnie z prawem Archimedes⁴⁵ tracą pozornie na masie tyle, ile waży powietrze

⁴⁵ **Archimedes⁴⁵ prawo**, podstawowe prawo hydrostatyki: ciało zanurzone w płynie (ciecz, gaz) traci pozornie na ciężarze tyle, ile waży płyn wyparty przez to ciało. Innymi słowy: wypór, jakiemu podlega ciało zanurzone w płynie, równa się ciężarowi płynu wypartego przez to ciało.

Wypór aerostaticzny - siła stanowiąca wypadkową naporów aerostaticznych działających na ciało częściowo lub całkowicie zanurzone w ośrodku gazowym (powietrze). Wypór skierowany jest przeciwnie do siły ciężkości, a jego wartość określa prawo Archimedes⁴⁵. Zaczepiony jest umownie w tzw. środku wyporu, który pokrywa się ze środkiem masy wypartego gazu.

⁴⁶ **Aerostatyka**, dział aeromechaniki zajmujący się badaniem warunków równowagi gazów, w szczególności powietrza i znajdujących się w nich nie poruszających się (lub poruszających się bardzo wolno) ciał. Główną zasadą aerostatyki jest prawo Archimedes⁴⁵.

przez nie wyparte. Wyobraźmy sobie, że napełniamy powłokę balonu gazem, którego gęstość jest mniejsza od gęstości powietrza atmosferycznego. Różnica gęstości tych dwóch gazów daje nam właśnie siłę nośną. Jeśli przyjmiemy, że gęstość powietrza atmosferycznego wynosi $1,2 \text{ kg/m}^3$ (tak, metr sześcienny powietrza waży $1,2 \text{ kg}$), a powłokę napełnimy np. gorącym powietrzem, którego gęstość wynosi $0,9 \text{ kg/m}^3$, to różnica gęstości tych dwóch gazów wynosi $0,3 \text{ kg/m}^3$. Jeśli objętość powłoki wynosi 2200 m^3 , to udźwig takiego balonu wynosi $0,3 \times 2200 = 660 \text{ kg}$. Od tego oczywiście należy odjąć masę samego balonu⁴⁷.

Trzeba wiedzieć także o tym, że siła nośna maleje wraz ze wzrostem temperatury atmosferycznej i zwiększa się wraz z jej spadkiem oraz zwiększa się wraz ze wzrostem temperatury gazu wewnątrz powłoki balonu. Wysokość lotu balonem na ogrzane powietrze zmienia się zmieniając temperaturę wewnątrz powłoki balonu. Jeśli chcemy się wznosić to podgrzewamy, jeśli chcemy obniżyć lot schładzamy powietrze w powłoce. W balonach gazowych, napełnionych np. helem, wodorem itp., gdy chcemy się wznosić to pozbywamy się balastu, którym może być piasek lub woda, a gdy chcemy obniżyć lot to wypuszczamy nieco gazu pociągając za linkę, która jest połączona ze specjalnym zaworem znajdującym się na szczycie powłoki balonu.



<http://wiem.onet.pl/wiem/00cf29.html>

Rys. 7.1. Balony na ogrzane powietrze

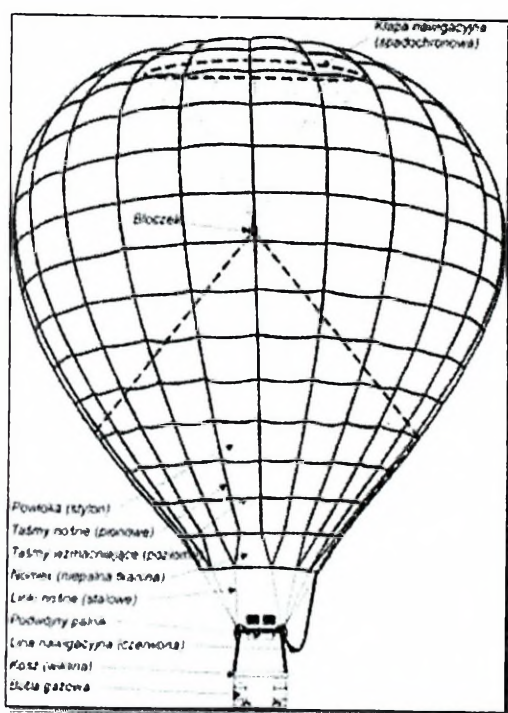
⁴⁷ Jerzy Borowski. Baloniarstwo. <http://www.republika.pl/jotbe25/budowa.html>

7.2. Typy balonów

Zasadniczo balony dzielimy na dwa typy: balony na ogrzane powietrze, w których siłę nośną wywołuje ogrzane powietrze i balony gazowe wypełnione gazem lżejszym od powietrza.

7.2.1. Balony na ogrzane powietrze

Pierwsze konstrukcje tego typu były wykonane z papieru a powietrze w powłoce

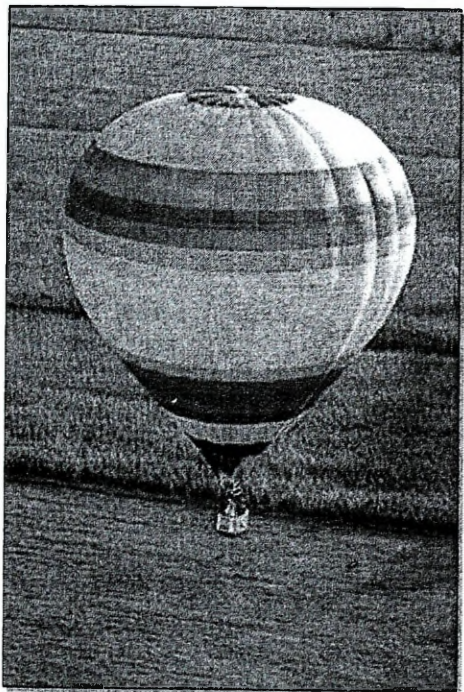


podgrzewało się paląc słomę. Na szczęście dla nas i ku uciechu Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, oprócz zabawek robionych przez modelarzy, takie maszyny już nie latają. Najnowsze balony są solidne, trwałe i bezpieczne, a baloniarstwo należy do najbezpieczniejszych sportów lotniczych. Dzięki dynamicznemu rozwojowi techniki konstruktorzy dysponują materiałami, które dają im ogromne pole do popisu. Balony wcale nie muszą być kulami. Coraz częściej można zobaczyć lecącą butelkę, gaśnicę, samochód lub smoka. Kształt właściwie nie ma zna-

czenia, jedynym ograniczeniem jest wyobraźnia konstruktora. Na pierwszy rzut oka konstrukcja balonu na ogrzane powietrze nie uległa wielkiej zmianie od momentu pierwszego lotu w 1783 r. Powłoka i kosz.

Zmieniły się przede wszystkim materiały. Pierwsza powłoka była papierowa, teraz wykonuje się je z tkanin poliestrowych odpornych na wysokie temperatury, bardzo wytrzymałych i niepalnych. Nie znaczy to, że nie można wypalić w niej dziury, można i to bardzo łatwo ale mamy pewność, że nie zajmie się ona płomieniem i nie spłonie doszczętnie w czasie lotu. Po prostu w miejscu gdzie płomień palnika dotknie materiału wytopi się piękna, osmalona dziura. Nie ma to jednak wpływu na bezpieczeństwo lotu. Przepalenie wielkości małego fiata wygląda paskudnie, ale można z

tym normalnie wylądować. Dół powłoki, przy wlocie płomienia, wykonany jest z nomexu, tkaniny stworzonej w NASA i wykorzystywanej od szycia kombinezonów dla kosmonautów. Do podgrzewania powietrza nie używa się już ogniska, zastąpiły je palniki zasilane ciekłym propanem. Właśnie w tej dziedzinie zaszły największe zmiany. Taka mała rewolucja techniczna. Palniki mają ogromną moc (ok. 2500 kW na palnik). Butle gazowe (aluminiowe, stalowe lub tytanowe) mają pojemność od 40 do 80 litrów.



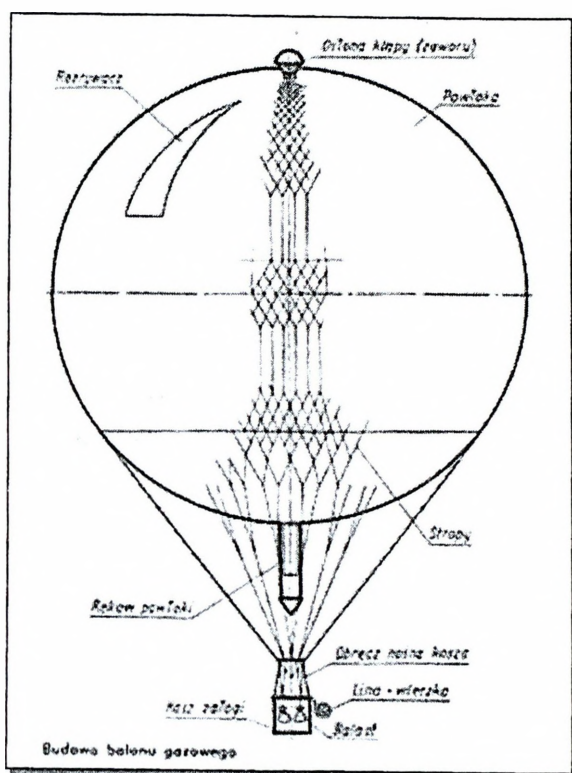
Kosz przez dwieście lat nie zmienił się prawie wcale. Nadal jest budowany w tradycyjny sposób z wikliny, bo nikt jeszcze nic lepszego nie wymyślił. Wiklina jest bardzo elastyczna i w czasie lądowania przyjmuje na siebie całą energię chroniąc w ten sposób załogę. Zaletą wikliny jest także to, że takie kosze wytrzymują bardzo wiele lądowań, czasami bardzo twardych. Do lotów wyczynowych (bicie rekordów) budowane są lekkie kosze z rur duraluminiowych, których zadaniem jest stworzenie platformy do zamocowania butli z gazem, między którymi

powinno zostać trochę miejsca dla pilota. Kosz taki musi zapewnić jedno bezpieczne lądowanie, później może się rozsypać.

7.2.2. Balony gazowe

W balonach gazowych siła nośna powstaje w skutek różnicy gęstości powietrza otaczającego balon i gazu wypełniającego powłokę. Wielkość siły nośnej zależy od tego jakim gazem wypełnimy powłokę i od objętości samej powłoki. Czym większa powłoka tym większa siła nośna.

Sterowanie balonem odbywa się poprzez wyrzucanie balastu (wznoszenie) lub wypuszczanie gazu przez klapę nawigacyjną (opadanie). Lot trwa tak długo dopóki w koszu jest jeszcze balast. Brak balastu uniemożliwia bezpieczne lądowanie.



Powłoka balonu gazowego (klasycznego) wykonana jest z gumowanej tkaniny bawełnianej lub jedwabnej. Na jej górze znajduje się kłapa nawigacyjna służąca do wypuszczania gazu. Z jednej strony, w górnej części powłoki, znajduje się trójkątny panel tzw. rozrywacz służący do szybkiego spuszczenia gazu po lądowaniu. Użytego rozrywacza nie można zamknąć w czasie lotu, dlatego lina rozrywacza jest czerwona i ma specjalne zabezpieczenia uniemożliwiające przypadkowe jego użycie. Na dole znajduje się rękaw, który służy do napełniania balonu gazem oraz do wypuszczania gazu

w czasie wznoszenia balonu. Powłoka umieszczona jest w sieci, której dolne końce przymocowane są do obręczy nośnej. Obręcz nośna połączona jest linami z wiklinowym koszem. Na burtach kosza zawieszono są worki balastowe wypełnione piaskiem a część wodą (nad miastem wylewa się wodę!!!). Na jednej z burt kosza, tej z której znajduje się rozrywacz, przymocowana jest gruba szalowa lina tzw. wleczka służąca do obrócenia balonu przed lądowaniem rozrywaczem w stronę przeciwną do kierunku lotu. Przed samym przyziemieniem otwiera się rozrywacz, przez który wypuszcza się gaz. Po lądowaniu trzeba ręcznie zaszyć a następnie skleić rozrywacz. Ta czynność trwa kilka godzin⁴⁸.

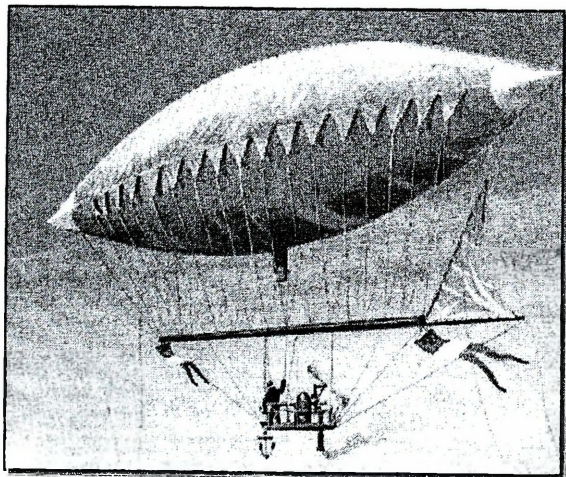
7.2.3. Sterowce

Sterowiec, jest to aerostat w kształcie cygara zaopatrzony w zespoły napędowe oraz usterzenie pionowe i poziome, pozwalające na wykonywanie w pełni stero-

⁴⁸ Jerzy Borowski. Baloniarstwo. <http://www.republika.pl/jotbe25/budowa.html>

wanych lotów z pasażerami lub ładunkiem, umieszczonymi w specjalnej gondoli. Pierwszy sterowiec zbudował w 1852 J.H. Giffard.

Wybudowanie sterowanego statku powietrznego było Najbardziej spektakularnym - choć nie najważniejszym - sukcesem aeronautyki XIX stulecia. Pierwszym ważniejszym krokiem na tej drodze była konstrukcja Francuza Henry Giffarda, który zbudował osobiwy balon (sterowiec), o wrzecionowatym kształcie, długości 44 m.



W jego gondoli oprócz pilota znajdowała się maszyna parowa o mocy 3 KM, napędzająca śmigło o średnicy 3,4 m. 24 września 1852r. w bezwietrzną pogodę Henry Giffard wykonał lot w linii prostej z szybkością 7-11 km/h. Jego sterowiec nie mógł jeszcze wykonywać zakrętów, początek wszakże został zrobiony.

Francuz nie ustępował, zbudował nowy statek powietrzny, a później projektował konstrukcję ogromnego sterowca, zamiarów tych nie udało mu się jednak zrealizować. Silnik parowy nie był wymarzoną źródłem napędu: był zbyt ciężki, szczególnie ze względu na potrzebne zapasy paliwa i wody. Parę próbowano zastąpić innym źródłem siły.

W 1872r. słynny francuski inżynier okrętowy Dupuy de Lome skonstruował wrzecionowaty balon, mogący zabrać 14 ludzi, z których ośmiu miało za pomocą korbę wprawiać w ruch śmigło o średnicy 9 metrów. Balon osiągnął prędkość 2,5-3 m/s, ale także i on nie mógł być sterowany.

W 1883r. bracia Albert i Gaston Tissandier zbudowali mały sterowiec napędzany silnikiem elektrycznym. Moc silnika była jednak dalece niewystarczająca (1,3 KM), ogniwa zaś, z których pobierano prąd, ważyły aż 200 kg. W tej sytuacji i ta próba nie dała - bo dać nie mogła - w pełni zadowalających efektów. Dopiero rok później oficerowie francuscy Charles Renard oraz A.C. Krebs osiągnęli pełny sukces.

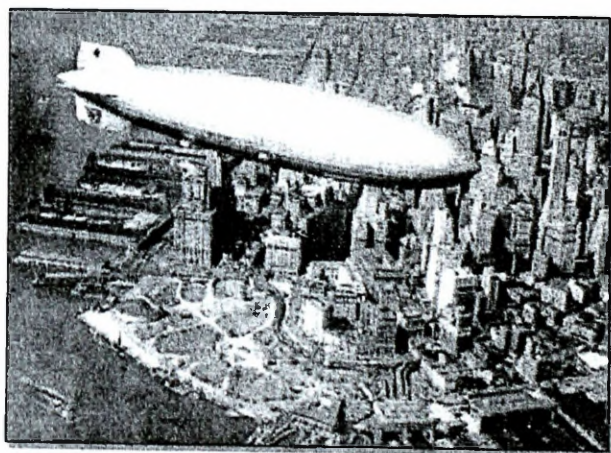
9 sierpnia 1884 r. na swoim ponad 50 - metrowym sterowcu La France, z elektrycznym silnikiem o mocy 912 KM, nareszcie pokonali siłę wiatru. La France jako

pierwszy w świecie statek powietrzny wylądował w miejscu startu. Lot trwał 25 minut, w czasie których przebyto odległość 7,5 km.

Wyczyny Francuzów zdopingowało inne kraje do pracy przy sterowcach, w tym ich zażartych konkurentów - Niemców. Ci ostatni osiągnęli pierwszy sukces znacznie później.

28 sierpnia 1896 r. niewielki 28-metrowy pierwszy niemiecki sterowiec Deutschland wzbił się do lotu w Tempelhof. Chociaż właściwości lotne niemieckiej konstrukcji były gorsze od La France, to stanowiła ona dalszy krok do przodu z racji zastosowania benzynowego silnika spalinowego typu uprzednio wypróbowanego na pojazdach samochodowych. Próby z Deutschlandem skończyły się tragicznie. 12 czerwca 1898 r. z nieustalonej przyczyny sterowiec zapalił się w locie, w wyniku czego uległ katastrofie, grzebiąc swojego konstruktora Wölferta⁴⁹.

Trudne, tragiczne początki Niemców w dziedzinie budowy sterowców przero-



dziły się w krótkim czasie w wielki sukces. W 1898 r. emerytowany generał kawalerii hrabia Ferdynand Zeppelin uzyskał patent na budowę sterowca odbiegającego zasadniczo od niemal wszystkich konstrukcji tego typu. Wcześniej sterowce miały elastyczną powłokę wypełnioną

gazem nośnym. Hrabia Zeppelin zrezygnował z tego rozwiązania, wprowadzając sztywny szkielet z aluminium, który następnie pokryto impregnowaną tkaniną bawełnianą. We wnętrzu sterowca umieszczono 16 przegród, w których znalazło się 16 oddzielnych miękkich balonów.

Zbudowany tak sterowiec mógł być dużo większy od poprzednich konstrukcji. Tak też się stało - sterowiec Zeppelina miał 128 m długości, średnicę 11,7 m, kształtem przypominał wielkie cygaro. Zainstalowano na nim dwa silniki spalinowe, które poprzez przeguby kardanowe napędzały 4 śmigła.

⁴⁹ Na podstawie: <http://r-max.home.staszic.waw.pl/sterowiec.htm>

2 lipca 1900 r. nad Jeziorem Bodeńskim miała miejsce pierwsza próba w locie sterowca przy entuzjastycznych okrzykach widzów. Zaczęła się tym samym kolejna epoka w dziejach aeronautyki. Człowiek wszedł nareszcie w posiadanie statku powietrznego, który po wprowadzeniu dalszych udoskonaleń zdolny był do wykonania wielu trudnych zadań, w tym przelotów na duże odległości. Mimo swych niekwestionowanych walorów zeppelinowy nie dawały takiej możliwości rozwoju, o jakiej marzyli coraz bardziej zuchwali pionierzy: znacznie pełniejszego wykorzystania oceanu powietrznego i poczucia się wolnym żeglarzem.

Era militarnego wykorzystania dużych statków powietrznych zakończyła się.



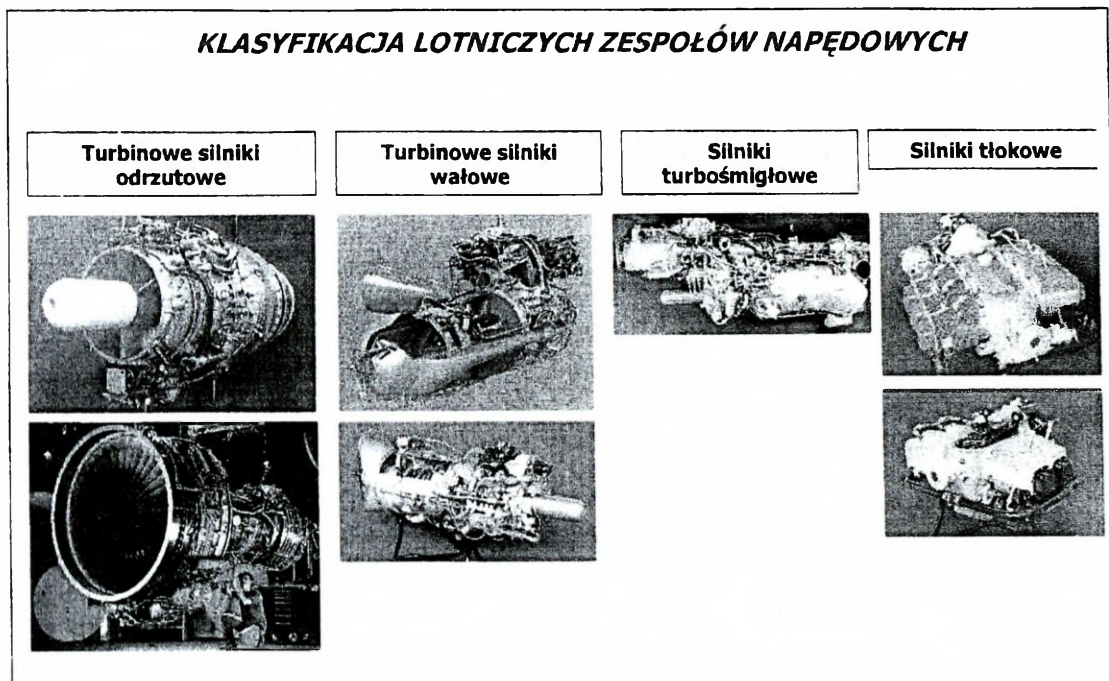
Pozostały jeszcze pasażerskie loty komercyjne, obsługiwane przez statki Graf Zeppelin i Hindenburg. W ciągu swej pięknej kariery trwającej od 1928 do 1937 r. sterowiec Graf Zeppelin przeleciał ponad milion mil, odbywając również pierwszą powietrzną wyprawę dookoła świata. Hindenburg, który

wzniósł się w powietrze po raz pierwszy w 1936 r. i swym przepychem miał słać chwałę hitlerowskich Niemiec, nie miał szczęścia. Po roku służby jego karierę zakończyła katastrofa w Lakehurst.

Współcześnie sterowce są wykorzystywane rzadko, głównie do celów reklamowych, rzadziej do lotów turystycznych i transportu ładunków.

Rozdział 8

LOTNICZE ZESPOŁY NAPĘDOWE



W pierwszych latach rozwoju lotnictwa silnikowego, na początku bieżącego wieku, możliwość startu, utrzymania samolotu w powietrzu i bezpieczne lądowanie stanowiło poważny problem. W następnych latach opracowanie konstrukcji i zbudowanie nowego samolotu o własnościach lotnych korzystniejszych niż jego poprzedników, wiązało się z koniecznością kompleksowego rozwiązywania problemów napędu, aerodynamiki, materiałów konstrukcyjnych, uzbrojenia, nawigacji, sterowania itp. Obecne koszty badań bazy produkcyjnej (materialnej i kadry fachowej) doprowadziły do tego, że w początkach lat osiemdziesiątych w około 30 krajach produkowano samoloty czy śmigłowce, tylko w 8 krajach produkowano lotnicze silniki tłokowe, a w 6 krajach - silniki turbinowe na podstawie własnych opracowań.

Polska należy do liczących się w świecie producentów samolotów, śmigłowców i silników do ich napędu. Jednak tylko cztery państwa no świecie mają możliwość opracowania i wyprodukowania silników o wymaganym ciągu lub mocy dla projektowanych samolotów lub śmigłowców. Są to USA i ZSRR oraz Wielka Brytania i Francja. Pozostałe państwa mają dość znacznie ograniczone możliwości wyboru opty-

malnego zespołu napadowego i są pod tym względem zależne od układów politycznych czy też „przymuszane” ekonomicznie do ścisłej kooperacji z innymi państwami.

8.1. Rodzaje lotniczych zespołów napędowych

Lotnicze zespoły napędowe współczesnych statków powietrznych stanowią:

- silniki tłokowe napędzające śmigła samolotów lub wirniki śmigłowców;
- silniki turbinowe wytwarzające ciąg wskutek reakcji wyrzucanych gazów z dyszy wylotowej (turboodrzutowe) lub przekazujące gros swej mocy poprzez przekładnię na śmigło (turbośmigłowe) lub wirnik (turbowalowe);
- silnik strumieniowe i pulsacyjne;
- silniki rakietowe.

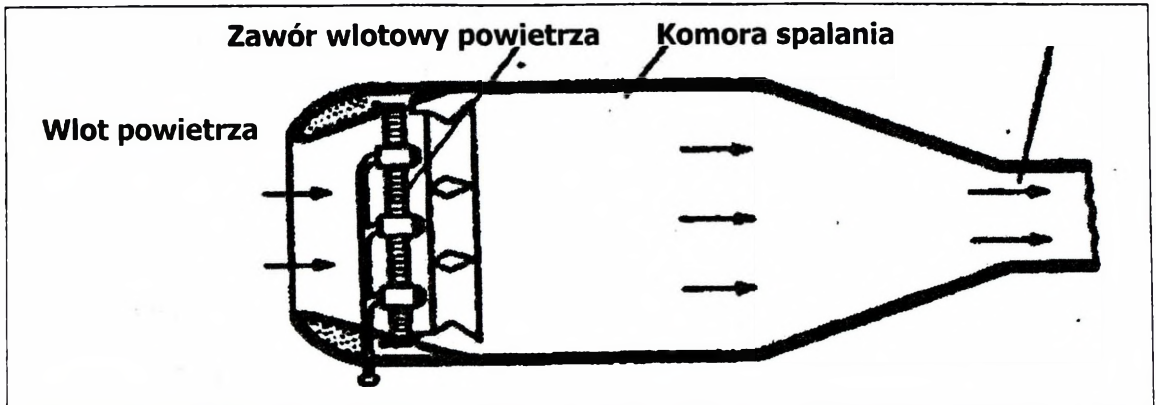
Silnik przelotowy, silnik odrzutowy wytwarzający ciąg przez przyspieszenie masy gazów prędkość przepływających. Napływające wlotem powietrze zawiera atmosferyczny tlen niezbędny do spalania paliwa, a z dyszy wypływają spaliny.

Silniki przelotowe to silniki: pulsacyjne, strumieniowe i turboodrzutowe (jedno- i wieloprzepływowe).

Silnik bezsprężarkowy, atmosferyczny przelotowy silnik odrzutowy wykorzystujący do spalania paliwa powietrze o ciśnieniu dynamicznym, wynikłym jedynie z prędkości postępowej napędzanego nim obiektu.

Silniki bezsprężarkowe mają prostą konstrukcję (brak części obrotowych), ale niską sprawność termodynamiczną (duże jednostkowe zużycie paliwa). Dzieli się na silniki pulsacyjne i silniki strumieniowe.

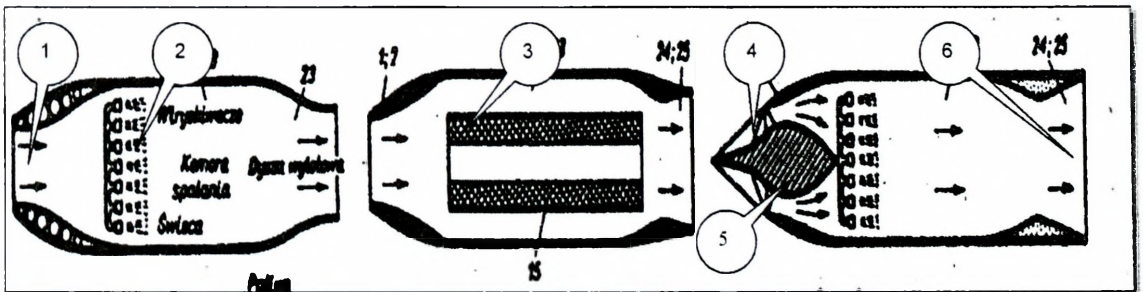
Silnik pulsacyjny, bezsprężarkowy odrzutowy silnik przelotowy, w którym wpływ czynnika roboczego z dyszy jest nieciągły (pulsacyjny) w wyniku sterowanego jednokierunkowym zaworem wlotowym napływu powietrza atmosferycznego.



Rys. 8.1. Budowa i działanie silnika przelotowego pulsacyjnego

Praca tego silnika ma charakter pulsacyjny tzn., że cykl spalania w komorze silnika nie jest ciągły, a ilość i czas wpuszczania powietrza do komory spalania w odpowiednich cyklach regulują zawory wlotowe.

Silnik strumieniowy, jest to bezsprężarkowy przelotowy silnik odrzutowy o sprężaniu samoczynnym, działający skutecznie dopiero powyżej prędkości 200 m/s. Strumień wlatującego powietrza ulega sprężeniu w dyfuzorze i ogrzany opływa sekwencyjne wtryskiwacze paliwa podtrzymujące płomień - rozprężenie spalin w dyszy wytwarza ciąg.



Źródło: Poradnik lotniczy. WMON, Warszawa 1966, s. 118

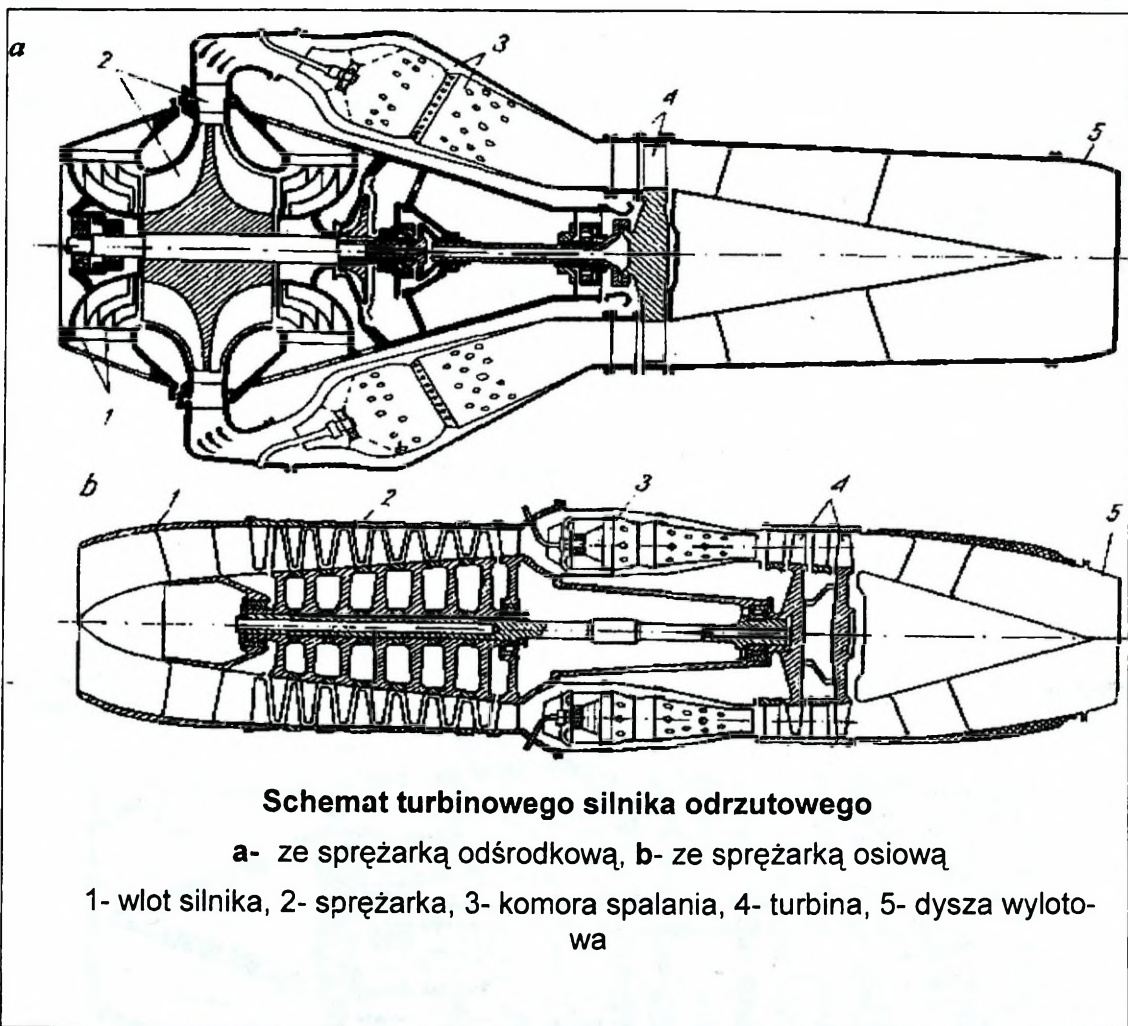
Rys. 8.2. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych silników strumieniowych

1- wlot, 2- wtryskiwacze, 3- parownice, 4- wlot, 5- stożek wlotowy, 6- dysza wylotowa

Dla zapewnienia pracy silnika konieczne jest nadanie prędkości wstępnej napędzanemu statkowi powietrznemu (i silnikowi) po to, aby zapewnić na wlocie i w komorze spalania ciśnienie potrzebne do ciągłej i kierunkowo zgodnej z wymaganiami pracy (spalania paliwa i przyspieszania gazów wylotowych w dyszy).

Silnik turbinowy jest to silnik złożony (kolejno od początku cyklu) z: wlotu powietrza, sprężarki, komory spalania, turbiny i dyszy wylotowej. W zależności od mechanizmu odbioru mocy rozróżnia się silniki: turboodrzutowe, turbośmigłowe, turbowalowe i turbowentylatorowe.

Silnik turboodrzutowy, turbinowy silnik odrzutowy, w którym turbina napędza jedynie własną sprężarkę (promieniową lub wielostopniową osiową), spaliny zaś - niecałkowicie rozprężone na łopatkach turbiny - rozprężają się w dyszy wylotowej, wytwarzając ciąg, posuwający (siłą reakcji) cały silnik do przodu. W klasyfikacji silników odrzutowych należy do silników przelotowych sprężarkowych.



Źródło: Poradnik lotniczy. WMON, Warszawa 1966, s.114

Rys. 8.3. Elementy konstrukcyjne turbinowych silników odrzutowych ze sprężarką odśrodkową i osiową

Ciąg, w lotnictwie siła (wyrażana w niutonach), którą wytwarza zespół napędowy (śmigło, silnik odrzutowy itp.) statku latającego, poruszająca nim w żądanym kierunku. Służy do pokonywania (przy ruchu przyspieszonym) lub zrównoważenia (przy ruchu ustalonym) siły oporu aerodynamicznego, całkowitej siły ciężkości lub jej składowej. Powstawać może w wyniku aerodynamicznego oddziaływania powietrza na łopaty śmigła (wirnika) lub jako reakcja dynamiczna na przebiegający z dużą prędkością wypływ masy spalin w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu jednostki latającej.

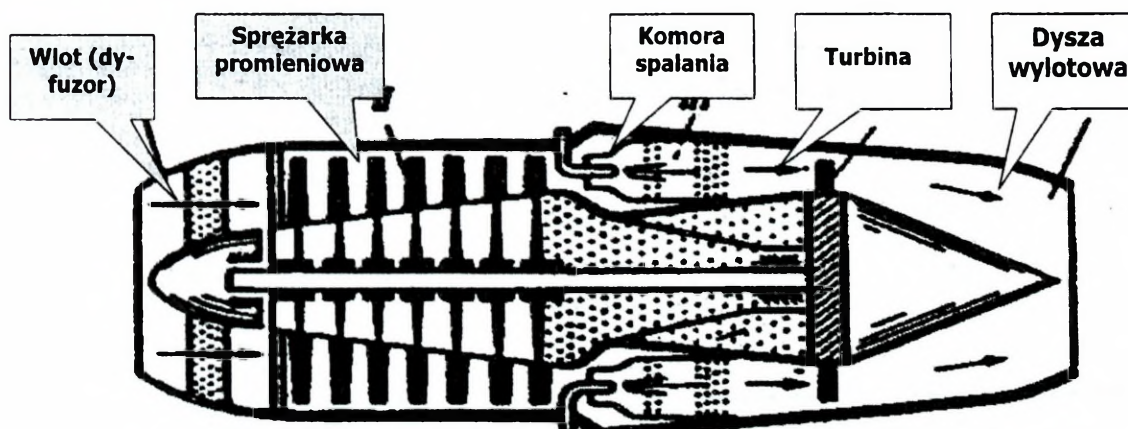
Ciąg możliwy do wytworzenia w danych warunkach lotu nazywa się ciągiem rozporządzalnym, ciąg konieczny do utrzymania statku w locie poziomym z określoną prędkością - ciągiem niezbędnym. Do hamowania przy lądowaniu stosuje się tzw. rewers ciągu (ujemny skok śmigła lub odpowiednie kierownice gazów w dyszy wylotowej).

Ciąg silnika przelotowego odrzutowego:

$$P = m \times (V_s - V_w) \text{ [N]}$$

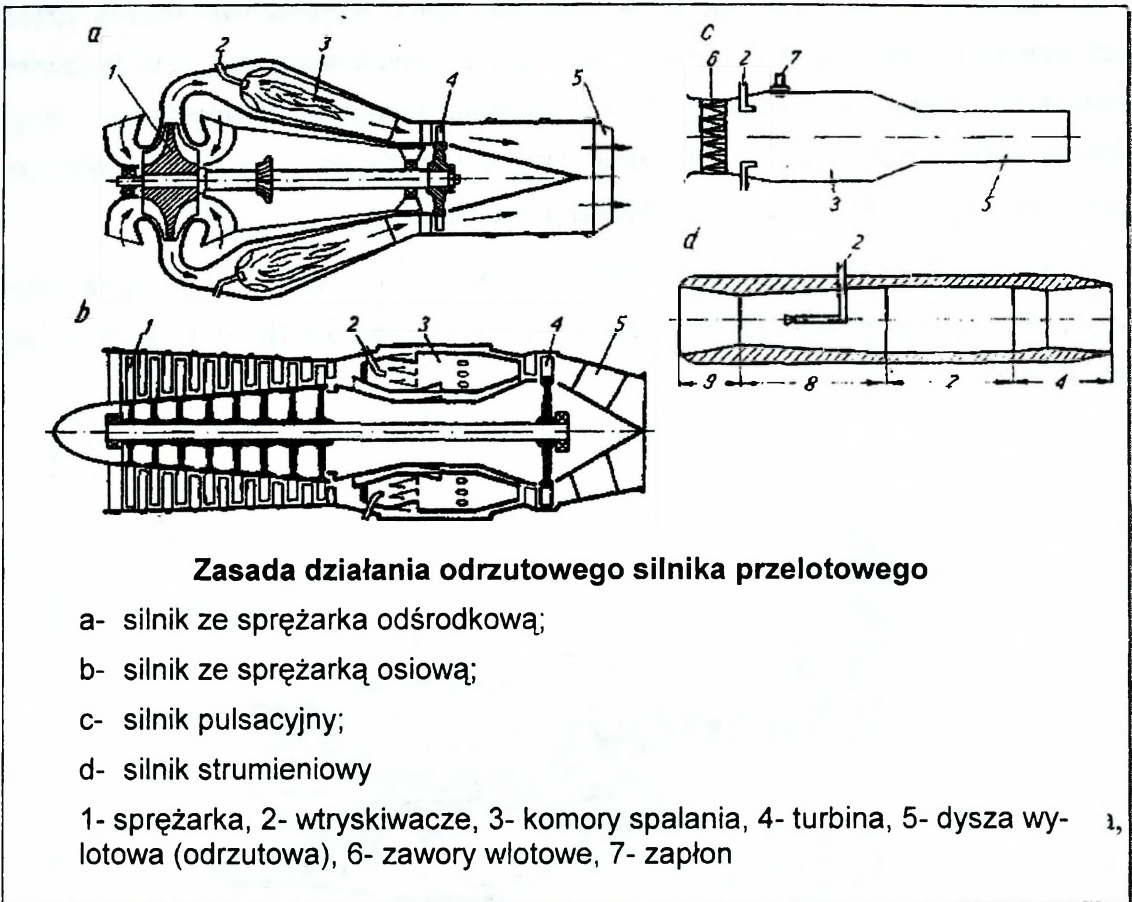
gdzie:

- m – masowe natężenie przepływu w kg/s
- V_s – prędkość wypływu spalin z silnika w m/s
- V_w – prędkość wlotu powietrza do silnika w m/s



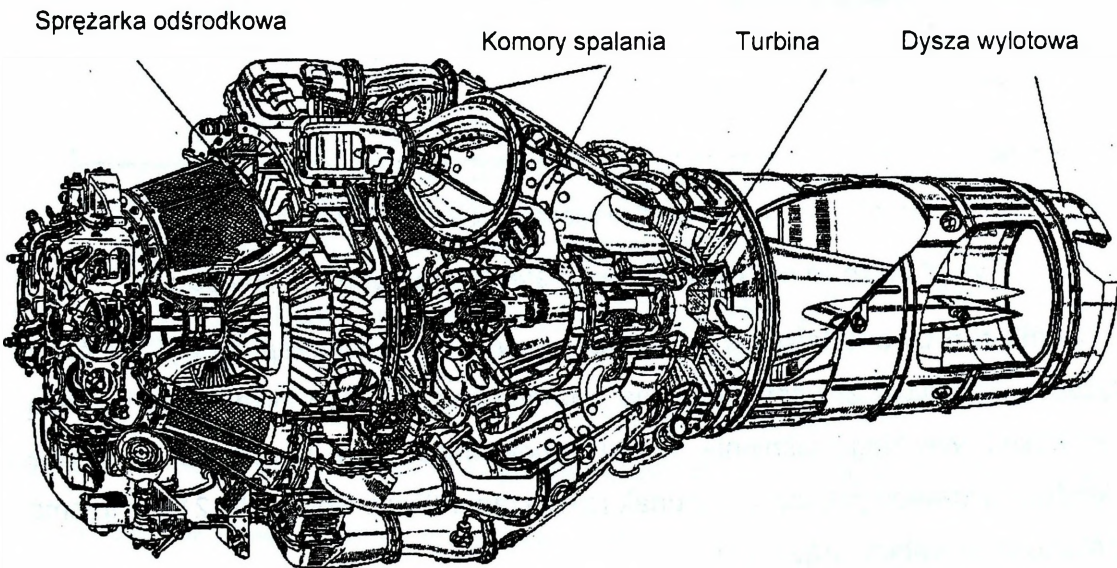
Źródło: Poradnik lotniczy. WMON, Warszawa 1966, s.114

Rys. 8.4. Schemat turbinyowego silnika odrzutowego ze sprężarką osiową



Źródło: Poradnik lotniczy. WMON, Warszawa 1966, s.114

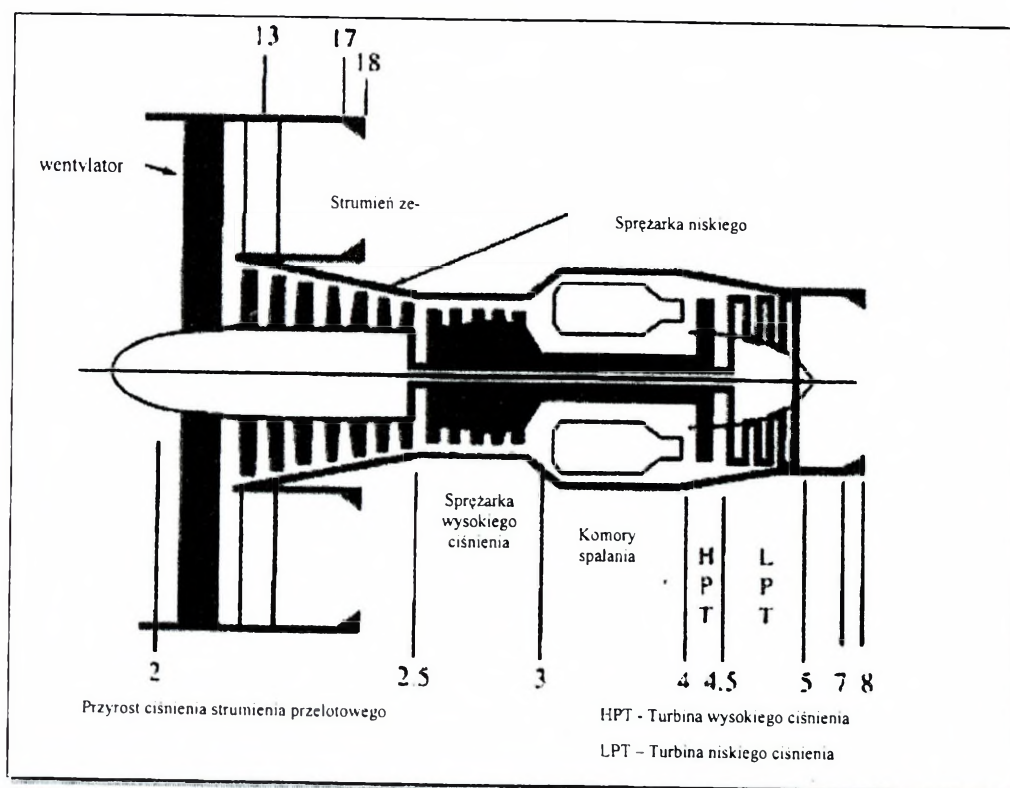
Rys. 8.5. Budowa i zasada pracy odrzutowych silników przelotowych



Rys. 8.6. Turbinowy silnik odrzutowy ze sprężarką odśrodkową

Silnik dwuprzepływowy, silnik turboodrzutowy, którego wewnętrzna część (zawierająca sprężarkę, komory spalania i turbinę) obudowana jest pierścieniowym kanałem zimnego (pozbawionego komór spalania) przepływu zewnętrznego. Sprężarka i turbina przepływu zewnętrznego zwykle umieszczone są na wewnętrznym wale, obracającym się wewnątrz wału przepływu ciepłego.

Silniki dwuprzepływowe mają wyższą sprawność (większy ciąg i mniejsze zużycie paliwa) i niższą temperaturę spalin od jednoprzepływowych, które spotyka się coraz rzadziej.



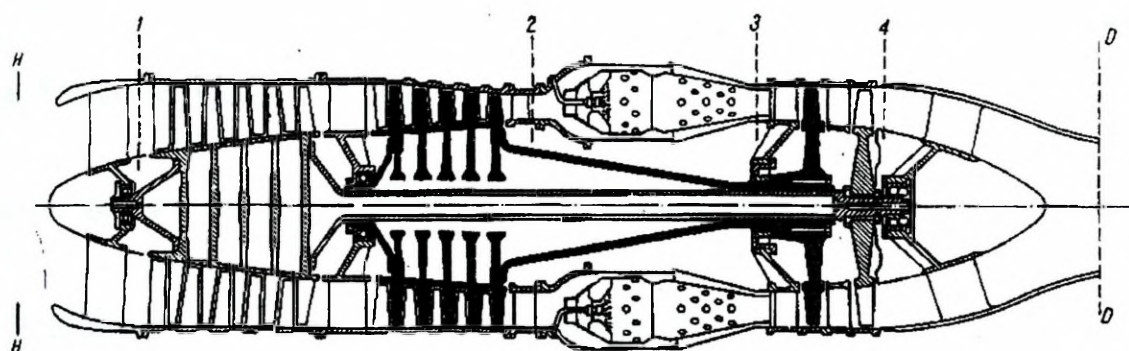
Źródło: http://www.aircraftenginedesign.com/abe_right3.html

Rys. 8.7. Schemat odrzutowego silnika dwuprzepływowego

Silnik turbowentylatorowy, turboodrzutowy silnik dwuprzepływowy, w którym sprężarka przepływu zewnętrznego ma powierzchnię czołową kilkakrotnie większą od sprężarki wysokiego ciśnienia. Silniki turbowentylatorowe budowane są zwykle w układzie dwuwałowym, istnieją jednak rozwiązania (Rolls-Royce RB 211) z trzema współosiowymi wałami drażonymi.

Optymalizacja rozprężnicy (zespołu turbin i dyszy) pozwala obecnie na wytwarzanie ponad 50% ciągu przez wentylator przepływu zimnego, czego efektem jest

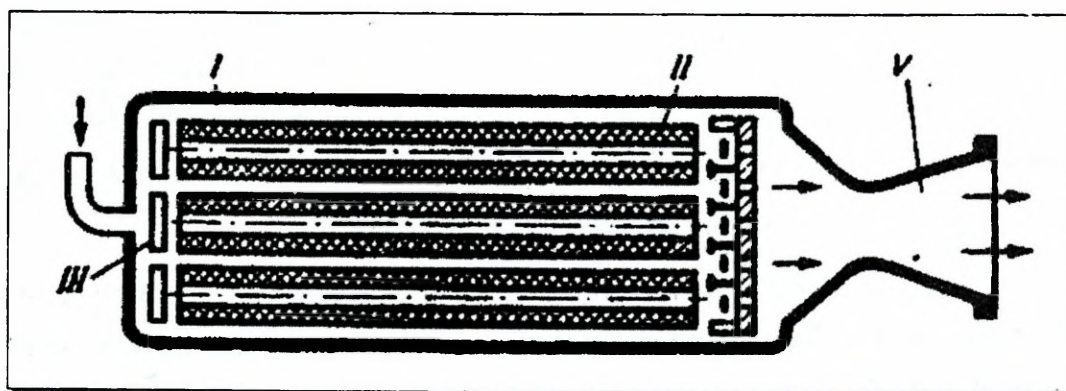
nizsze zużycie paliwa i niższa temperatura spalin. Ciąg największych silników turbo-wentylatorowych dochodzi do 400 kN (40 T), a moc do 110 MW (150 tys. KM).



Rys. 8.8. Turbinowy silnik odrzutowy dwuwirnikowy

Silnik raketowy, silnik odrzutowy nie pobierający powietrza atmosferycznego i wytwarzający siłę ciągu w wyniku reakcji chemicznej zachodzącej w komorze spalania pomiędzy paliwem raketowym i utleniaczem.

Paliwa raketowe, są to paliwa stałe, ciekłe lub mieszane, jedno- lub wieloskładnikowe, stosowane w silnikach raketowych do wytworzenia ciągu. Np. hydrazyna, ciekły wodór, borowodór, tworzywa sztuczne z dodatkiem metali. Jako utleniacz paliw raketowych wieloskładnikowych może być stosowany ciekły tlen.



Źródło: Poradnik lotniczy. WMON, Warszawa 1966, s.122

Rys. 8.9. Budowa silnika raketowego na paliwo stałe i na ciekły materiał pędny

Napęd raketowy, rodzaj napędu odrzutowego, niezależny od obecności atmosfery, może być stosowany nawet w pustej przestrzeni i wykorzystywany praktycznie do realizacji lotów kosmicznych. W przestrzeni kosmicznej, ze względu na brak oporu aerodynamicznego, odznacza się nawet większą sprawnością niż

w atmosferze. Silnik używany do napędu raketowego wyposażony jest we własne źródło czynnika roboczego i energii nadającej temu czynnikowi odpowiednio dużą prędkość, wynoszącą co najmniej kilka km/s.

W zależności od rodzaju stosowanej energii i jej źródła rozróżnia się napęd raketowy:

a) chemiczny, w którym źródłem energii i czynnika roboczego są chemiczne materiały pędne,

b) elektryczny, w którym wykorzystuje się energię elektryczną, a czynnikiem roboczym są jony, gorący gaz lub plazma,

c) fotonowy, w którym czynnikiem roboczym są fotony wytwarzane kosztem energii jądrowej (umożliwia osiąganie prędkości zbliżonych do prędkości światła i mógłby być hipotetycznie wykorzystany do lotów międzygwiazdowych),

d) jądrowy, w którym źródłem energii są przemiany jądrowe, a czynnikiem roboczym jest wodór,

e) mikrofalowy, w którym energia, użyta do ogrzewania czynnika roboczego (np. wodoru), jest czerpana z wiązki mikrofal radiowych (o częstotliwości 3-30 GHz) wysyłanych z odpowiedniego źródła, np. naziemnego lub znajdującego się w obiekcie kosmicznym.

Ciąg silnika raketowego, siła ciągu, siła wytwarzana w czasie pracy każdego silnika odrzutowego. Ciąg silnika raketowego (F) równy jest sile odrzutu strumienia spalin wyrzucanych z dyszy wylotowej silnika, pomniejszonej o siłę działającą na powierzchnię przekroju wylotu dyszy, wynikającą z oddziaływania różnicy ciśnień (w strumieniu gazów spalinowych i w ośrodku otaczającym silnik).

Wartość ciągu silnika raketowego zmienia się znacznie przy wznoszeniu się obiektu z powierzchni Ziemi aż do górnej atmosfery, natomiast w górnej atmosferze i po jej przekroczeniu pozostaje stała.

Ciąg silnika raketowego można obliczyć ze wzoru:

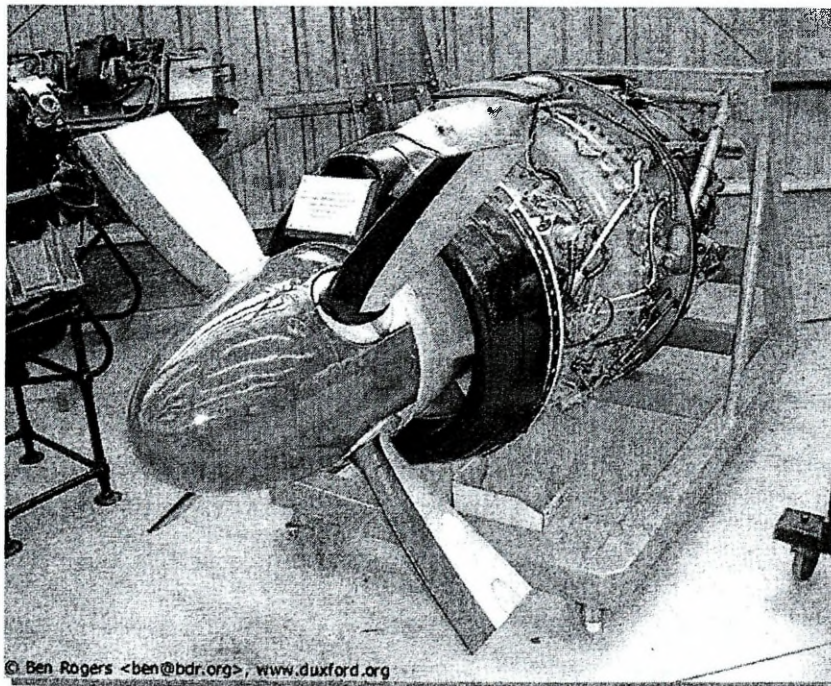
$$F = m/t \times w + (p_w - p_a) \times A$$

gdzie:

- m/t - wydatek masy, czyli masa czynnika roboczego, wyrzucanego z silnika na zewnątrz w jednostce czasu,
- w - prędkość strumienia czynnika roboczego,
- p_w - ciśnienie w strumieniu czynnika roboczego,
- p_a - ciśnienie w ośrodku zewnętrznym,
- A - powierzchnia przekroju poprzecznego dyszy wylotowej.

Silnik turbośmigłowy jest to turbinowy silnik śmigłowy, w którym turbina napędza własną sprężarkę i (poprzez reduktor o przełożeniu rzędu 15:1) klasyczne śmigło lotnicze (śmigło).

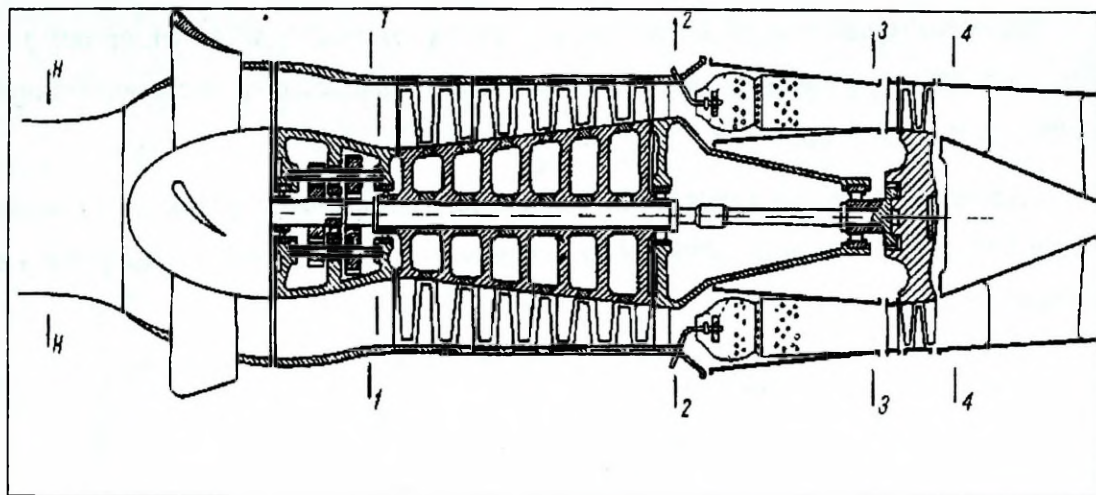
Znacznie większy niż w przypadku silnika turboodrzutowego pobór mocy przez wał powoduje prawie całkowity zanik ciągu w dyszy wylotowej (spaliny rozprężają się niemal całkowicie na łopatkach kilkustopniowej turbiny).



Rys. 8.10. Silnik turbośmigłowy ze śmigłem samoprzestawialnym

Śmigło lotnicze, urządzenie wirnikowe przetwarzające moment obrotowy silnika na ciąg działający wzdłuż osi obrotu. Zespół 2-10 łopatek o profilu aerodynamicznym, umocowanych promieniście w piaście (piasta wirnika) osadzonej na wale. Różnią się następujące śmigła lotnicze:

- 1) Nastawne, w którym kąt nastawienia łopat można (w zależności od przewidywanych warunków lotu) zmieniać na ziemi przy wyłączonym silniku.
- 2) Ogonowe, umieszczone na końcu belki ogonowej śmigłowca, służące do równoważenia momentu oporowego wirnika nośnego i do sterowania kierunkowego śmigłowcem.
- 3) Otunelowane, pracujące w pierścieniowej owiewce. Przy danej mocy silnika ciąg śmigła otunelowanego jest większy od śmigła swobodnego, ale wzrost oporu stawianego przez owiewkę przy większych prędkościach lotu uniemożliwia powszechne jego stosowanie.
- 4) Pchające, umieszczone z tyłu za napędzanym statkiem powietrznym lub pojazdem (aerosanie, poduszkowiec). Rozwiązanie poprawiające sterowność kosztem stateczności.
- 5) Przeciwbieżne - zespół dwóch śmigieł o jednym źródle napędu, umieszczonych na jednej osi i obracających się w przeciwnych kierunkach, co likwiduje ich momenty oporowe.
- 6) Przystawialne, o zmiennym skoku, w którym kąt nastawienia łopat można (w zależności od warunków lotu) zmieniać podczas pracy silnika w powietrzu lub na ziemi.
- 7) Samoprzystawialne, samonastawne, w którym kąt nastawienia łopat (w zależności od warunków lotu) zmienia się automatycznie podczas pracy silnika w powietrzu lub na ziemi. Urządzenie ciśnieniowo-bezwładnościowe, aeromechaniczne, hydrauliczne lub elektryczne utrzymuje dzięki temu silnik cały czas na stałych obrotach ekonomicznych, uzależniając skok łopat od prędkości lotu.
- 8) Stałe, w którym łopaty połączone są z piastą w sposób sztywny, co uniemożliwia zmianę kąta ich nastawienia.



Rys. 8.11. Schemat turbinowego silnika śmigłowego

Ciąg śmigła:

$$K_{sm} = \eta_{sm}$$

- η_{sm} – sprawność śmigła
- m – masowe natężenie przepływu
- V_H – prędkość lotu na określonej wysokości

Ciąg od strumienia przepływowego:

$$K_R = m \times (C_5 - V_H)$$

- m – masowe natężenie przepływu
- C_5 – prędkość gazów wylotowych
- V_H – prędkość powietrza na wlocie do silnika, na określonej wysokości

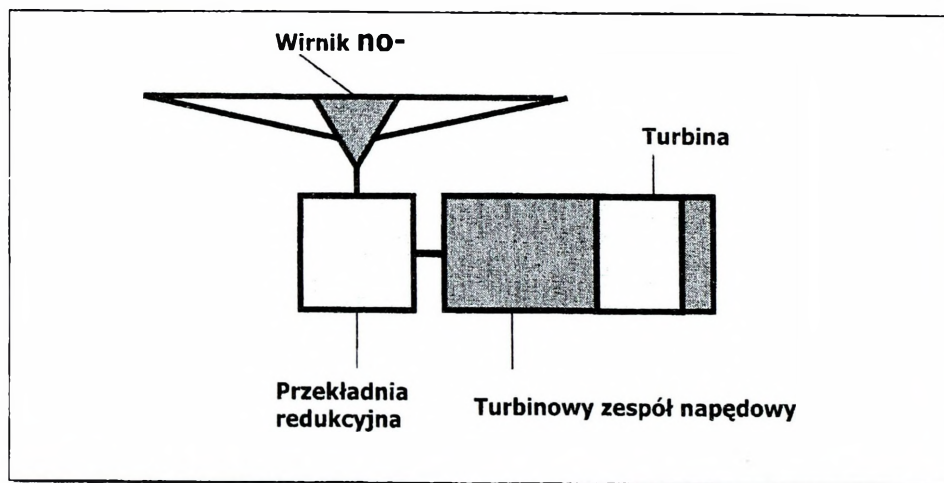
Ciąg całkowity zespołu napędowego (od śmigła i gazów wylotowych):

$$K = K_{sm} + K_R = \eta_{sm} + m \times (C_5 - V_H)$$

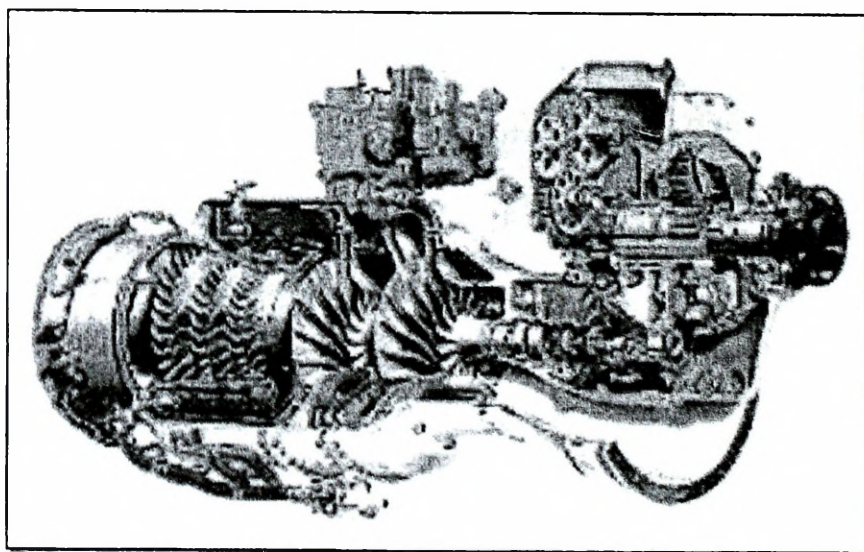
- η_{sm} – sprawność śmigła
- m – masowe natężenie przepływu
- V_H – prędkość lotu na określonej wysokości
- C_5 – prędkość gazów wylotowych
- V_H – prędkość powietrza na wlocie do silnika, na określonej wysokości

Silnik turbowałowy, silnik turbinowy z turbiną swobodną, w którym oprócz turbiny napędzającej własną sprężarkę zainstalowano współosiowo (posobnie) drugą turbinę, napędzającą np. wirnik śmigłowca.

Jeszcze większy niż w przypadku silnika turbośmigłowego pobór mocy przez turbiny powoduje całkowity zanik ciągu w dyszy wylotowej (spaliny rozprężają się całkowicie na łopatkach turbin).



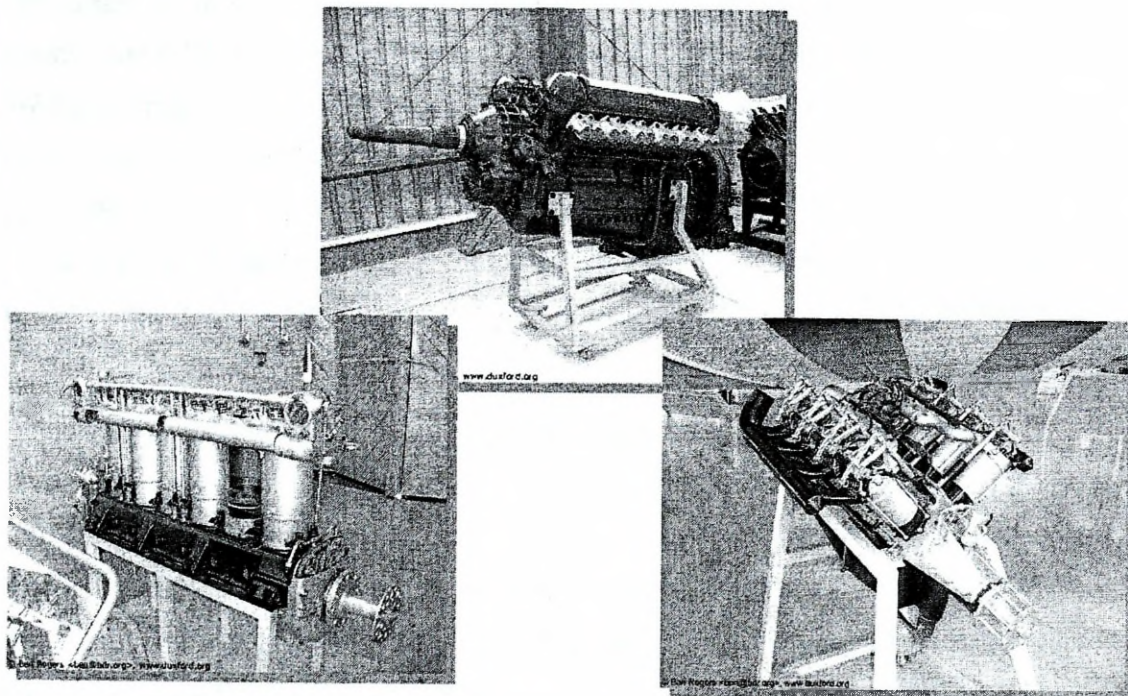
Rys. 8.12. Podstawowe elementy silnika turbowałowego



Źródło: http://www.aircraftenginedesign.com/abe_right3.html

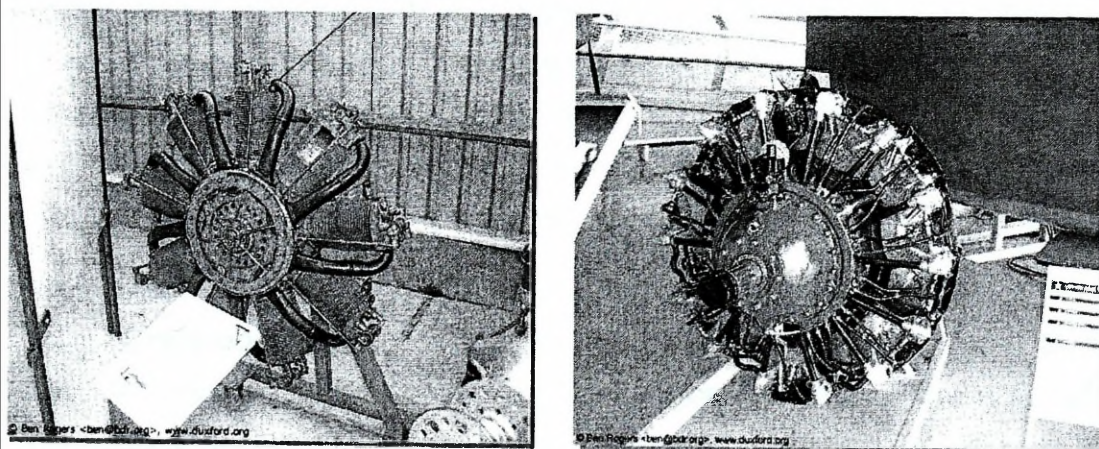
Rys. 8.13. Przekrój silnika turbowałowego używanego do napędu wirnika śmigłowca

Lotnicze silniki tłokowe w swej konstrukcji są zbliżone do silników pojazdów lądowych. Są na ogół silnikami gaźnikowymi. Silników wysokoprężnych w samolotach z reguły nie stosuje się. W swych odmianach lotnicze silniki tłokowe mogą występować w różnych układach cylindrów, jako rzędowe i gwiazdowe.



Źródło: <http://www.duxford.org>

Rys. 8.14. Lotnicze silniki tłokowe



Źródło: <http://www.duxford.org>

Rys. 8.15. Gwiazdowe silniki tłokowe w układzie jedno i dwurzędowym

8.2. Ogólna charakterystyka napędów

Od wartości charakterystycznych cech zespołu napędowego, takich jak: ciąg lub moc, zużycie paliwa, masa konstrukcji, trwałość i niezawodność, przebieg charakterystyk prędkościowych i wysokościowych itd. - zależą własności lotne i użytkowe (w tym i ekonomiczne) samolotu lub śmigłowca. Zespoły napędowe współczesnych samolotów są urządzeniami skomplikowanymi i kosztownymi. Ich konstruowanie, wytwarzanie i eksploatacja wymaga wykorzystywania najnowszych osiągnięć wielu dyscyplin nauki i techniki. Proces od projektowania do podjęcia produkcji seryjnej zespołu napędowego na ogół przewyższa dwu- lub trzykrotnie czas niezbędny do przeprowadzenia analogicznych prac dla samolotu lub śmigłowca. Zmusza to przemysł wytwarzający lotnicze zespoły napędowe do permanentnej pracy „na jutro”, a nie tylko „na dzisiaj”.

We współczesnych samolotach wykorzystywane są śmigłowe zespoły napędowe zarówno z silnikami tłokowymi (samoloty sportowe, szkolne, gospodarcze, dyspozycyjne itp.) jak i z turbinowymi (samoloty dyspozycyjne, szkolno-treningowe, gospodarcze, a także pasażerskie i transportowo dużego udźwigu). W szybkich samolotach pasażerskich, wojskowych, transportowych i wszystkich samolotach bojowych wykorzystuje się napęd odrzutowy z silnikami turbinowymi. W szybkich samolotach bojowych wykorzystuje się niekiedy silniki rakietowe do umożliwienia startu z lotnisk trawiastych lub przy zwiększonym obciążeniu. Powszechnie w samolotach bojowych stosuje się dopalanie jako sposób krótkotrwałego zwiększenia ciągu silników odrzutowych np. podczas startu, wznoszenia czy przekraczania prędkości dźwięku i lotu z prędkościami naddźwiękowymi. Jako urządzeń skracających dobieg samolotu po wylądowaniu coraz powszechniej stosuje się śmigła rewersyjne w napędach turbiniowych i tłokowych oraz odwracacze ciągu w silnikach odrzutowych.

Napęd śmigłowców stanowią obecnie niemal wyłącznie silniki turbinowe. Jedynie w śmigłowcach małych, używanych w niewielkich jednostkach gospodarczych np. służby leśne, porządkowe czy sanitarne, przeznaczonych do transportu 2-4 osób, stosuje się jeszcze niekiedy silniki tłokowe - jako proste, tanie i nie wymagające najwyższych kwalifikacji personelu obsługowo-eksploatacyjnego.

Znane są powszechnie ostre wymagania lotnictwa dotyczące lekkości i zwartości konstrukcji latających, ich dużej niezawodności (na poziomie rzadko spotykanym

w innych dziedzinach techniki) i małego zużycia paliwa „odnoszonego” do przebytej drogi i ładunku użytecznego samolotu lub śmigłowca. W latach pięćdziesiątych zadowalano się silnikami lotniczymi o trwałości rzędu kilkuset godzin pracy, obecne wymagania w lotnictwie wojskowym sięgają kilku tysięcy, a w lotnictwie cywilnym - kilkunastu (i więcej) tysięcy godzin.

Wszystkie napędy lotnicze są w swojej istocie napędami odrzutowymi. Zarówno, w jednym jak i w drugim przypadku, w wyniku działania zespołu napędowego (śmigła napędzanego silnikiem spalinowym lub silnika odrzutowego), następuje przyrost prędkości strumienia powietrza przepływającego przez płaszczyznę wirowania śmigła lub przez kanał silnika odrzutowego. Nadanie przyspieszenia strumieniowi masy przepływającego powietrza wywołuje siłę zwaną ciągiem. Ciąg zespołu napędowego wyraża wzór:

$$K = m(c_w - c_0) [N]$$

gdzie: m - masowe natężenie przepływu powietrza [kg/s],

c_w - prędkość strumienia za śmigłem (na wylocie silnika odrzutowego) [m/s],

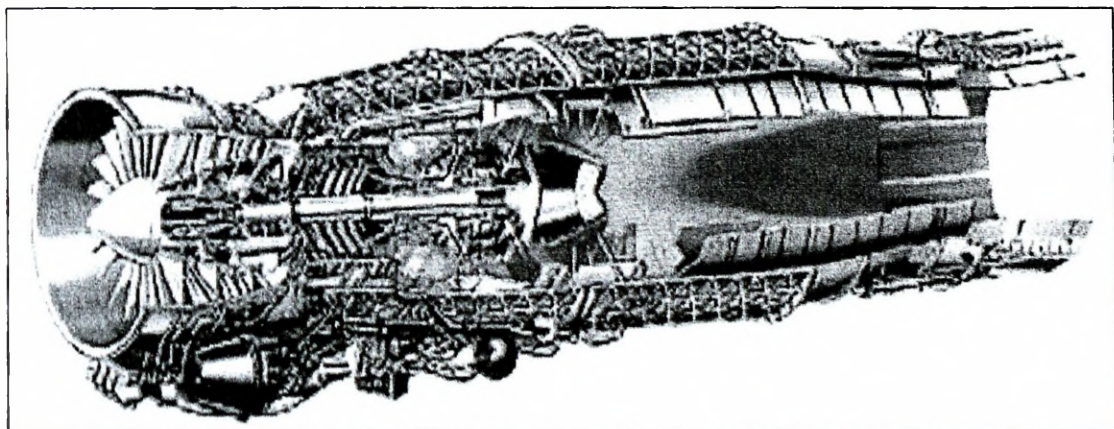
c_0 - prędkość strumienia przed śmigłem (na wlocie silnika odrzutowego) [m/s],

W przypadku napędu śmigłowego przyrosty prędkości są niewielkie (rzędu kilkunastu m/s) przy dużych natężeniach przepływu (rzędu kilkuset czy nawet kilku tysięcy kg/s). W napędzie odrzutowym przyrosty prędkości strumienia są znacznie większe (na poziomie kilkuset m/s), a natężenia przepływu - mniejsze (rzędu kilkadziesiątu kg/s - tylko w silnikach dwuprzepływowych dużych ciągów osiągają wartości kilkuset kg/s).

W napędzie śmigłowym śmigło napędzana przez spalinowy silnik tłokowy lub turbinowy zwiększa prędkość strumienia przepływającego przez jego płaszczyznę wirowania wywołując efekt odrzutu, wynikający ze zmiany pędu strumienia. Przyrost pędu strumienia jest skutkiem zamiany energii dostarczanej do śmigła przez silnik. Odbywa się to z pewnymi stratami, których wielkość charakteryzowana jest sprawnością. We współczesnych śmigłach o nastawnym skoku łopat jest ona niemal stała w dużym zakresie prędkości lotu i osiąga wartości rzędu 0.85-0.75 (malejące ze wzrostem prędkości lotu). W napędzie śmigłowym z silnikiem tłokowym udział spalin

wylotowych silnika w wytwarzanym ciągu zespołu napędowego jest znikomy. Natomiast w turbinowym napędzie śmigłowym udział spalin wylotowych silnika jest niewielki przy małych prędkościach lotu, osiągając wartości 10-20% ciągu śmigła w zakresie maksymalnych prędkości lotu samolotu. Bez względu na rodzaj silnika w śmigłowcach, udział spalin jest absolutnie pomijalny w stosunku do ciągu wytwarzanego przy z wirnik nośny śmigłowca.

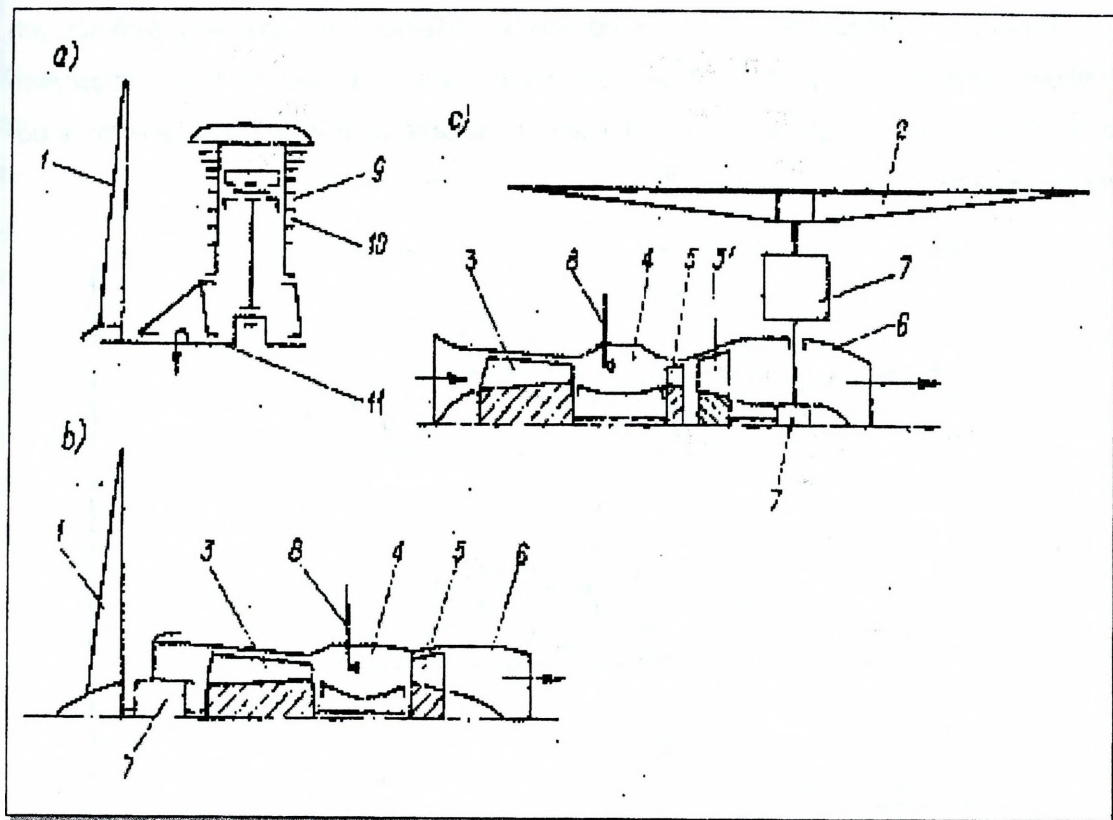
W silnikach odrzutowych przyrost pędu strumienia powietrza przepływającego przez silnik powstaje na skutek rozszerzania się gazów powstających ze spalania paliwa i wzrostu ich prędkości przynajmniej do prędkości dźwięku w dyszy silnika. Przy występujących temperaturach spalin prędkości te wynoszą 500 - 600 m/s bez dopalania i 700 -1000 m/s z dopalaniem.



Źródło: http://www.eurofighter_starstreak.net/Eurofighter/engines.html

Rys. 8.16. Silnik EJ200 samolotu Eurofighter *Typhoon*

Na rysunku zaprezentowanym niżej zostały przedstawione schematy śmigłowych zespołów napędowych z silnikami: tłokowym i turbinowym oraz schemat turbinowego silnika śmigłowcowego (turbowalowego).



Rys. 8.17. Schematy śmigłowych zespołów napędowych⁴⁹

a) napęd śmigłowy z silnikiem tłokowym;

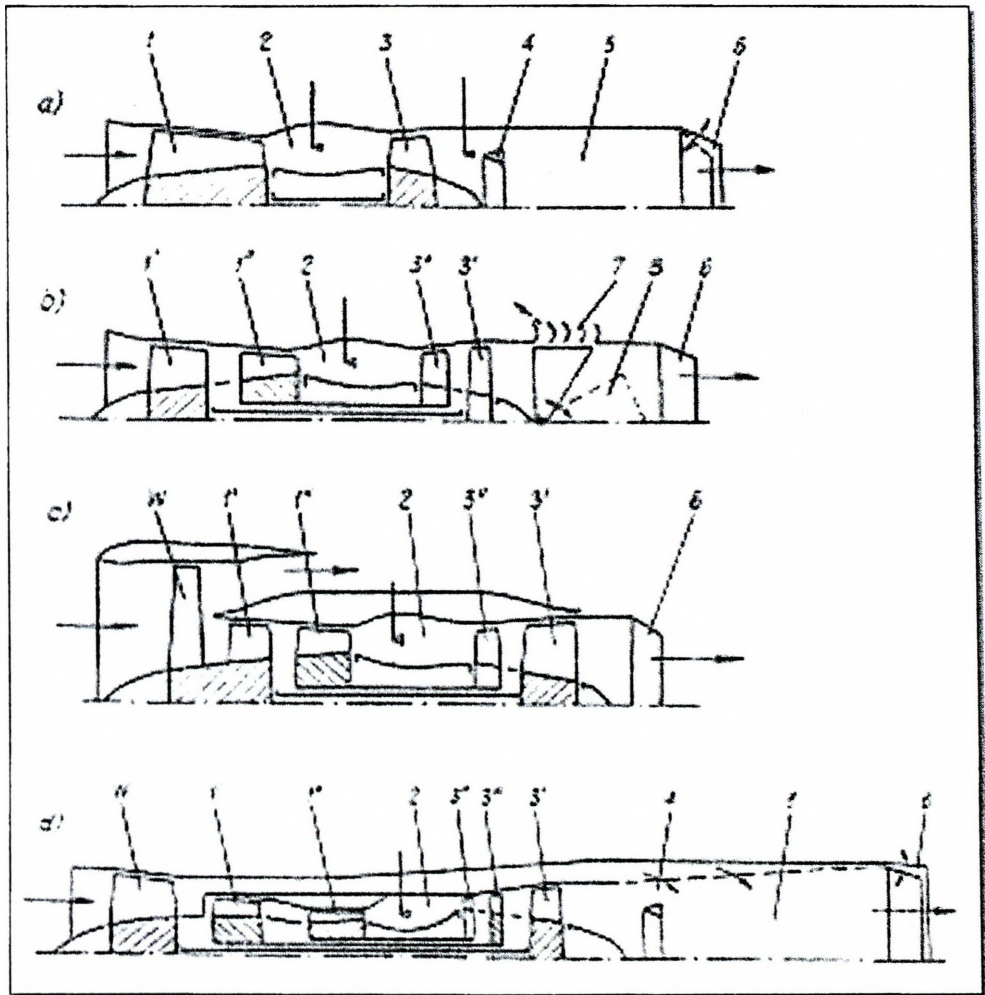
b) napęd śmigłowy z silnikiem turbinowym;

c) napęd wirnika nośnego śmigłowca;

1 - śmigło; 2 - wirnik nośny śmigłowca; 3 - sprężarka; 4 - komora spalania;
 5 - turbina napędowa; 6 - wylot spalin; 7 - przekładnia redukcyjna; 8 - wtryskiwacz paliwa; 9 - cylinder; 10 - tłok; 11 - wał korbowy

⁴⁹ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, s.178.

Rysunek zamieszczony niżej przedstawia podstawowe schematy turbinowych silników odrzutowych: jedno-, dwu- i trójwrotnikowych oraz jedno- i dwuprzepływowych. Przytoczono także schematy silników wyposażonych w dopalacze oraz w odwracacze ciągu.



Rys. 8.18. Schematy turbinowych silników odrzutowych⁵⁰

a) jednowrotnikowy silnik jednoprzepływowy z dopalaczem; b) dwuwrotnikowy silnik jednoprzepływowy z odwracaczem ciągu; c) dwuprzepływowy silnik dwuwrotnikowy; d) dwuprzepływowy silnik trójwrotnikowy z dopalaczem;

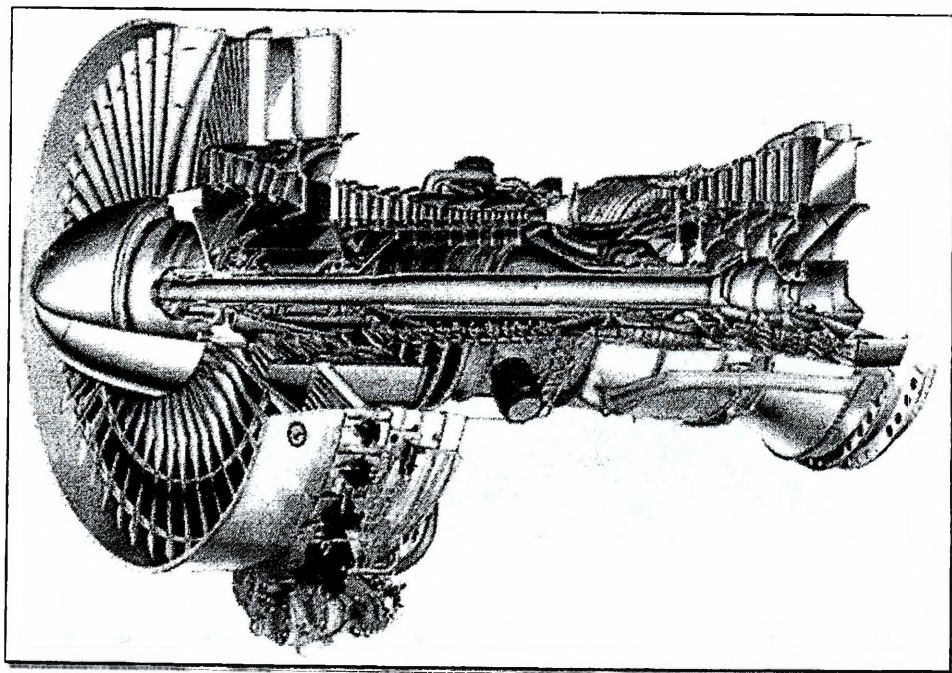
1 - sprężarka; 2 - komora spalania; 3 - turbina; 4 - stabilizator płomienia; 5 - dopalacz; 6 - dysza wylotowa; 7 - kierownice spalin; 8 - przesłona odwracacza ciągu; w - wentylator

⁵⁰ J. Błaszczak. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, s. 179.

W silnikach dwuprzepływowych wyróżnia się układy z niezależnym kanałem zewnętrznym (o prędkościach wypływu rzędu 300-400 m/s) oraz z mieszalnikami strumieni. Stosowanie mieszalników stwarza szansę dużego przyrostu ciągu na skutek dopalania ze względu na znaczną ilość czystego powietrza z kanału zewnętrznego. Z teoretycznego punktu widzenia przyrost ciągu po włączeniu dopalania może nawet znacznie przekroczyć 100% ciągu maksymalnego silnika bez dopalania. Mając na względzie koszty paliwa, a w lotnictwie wojskowym także potrzeby możliwie dużego udźwigu i zasięgu samolotów, dąży się obecnie szczególnie wyraźnie do zmniejszania zużycia paliwa, a to osiąga się przez zastępowanie silników jednoprzepływowych silnikami dwuprzepływowymi, co powoduje zmniejszenia zużycia paliwa o 30+40%.

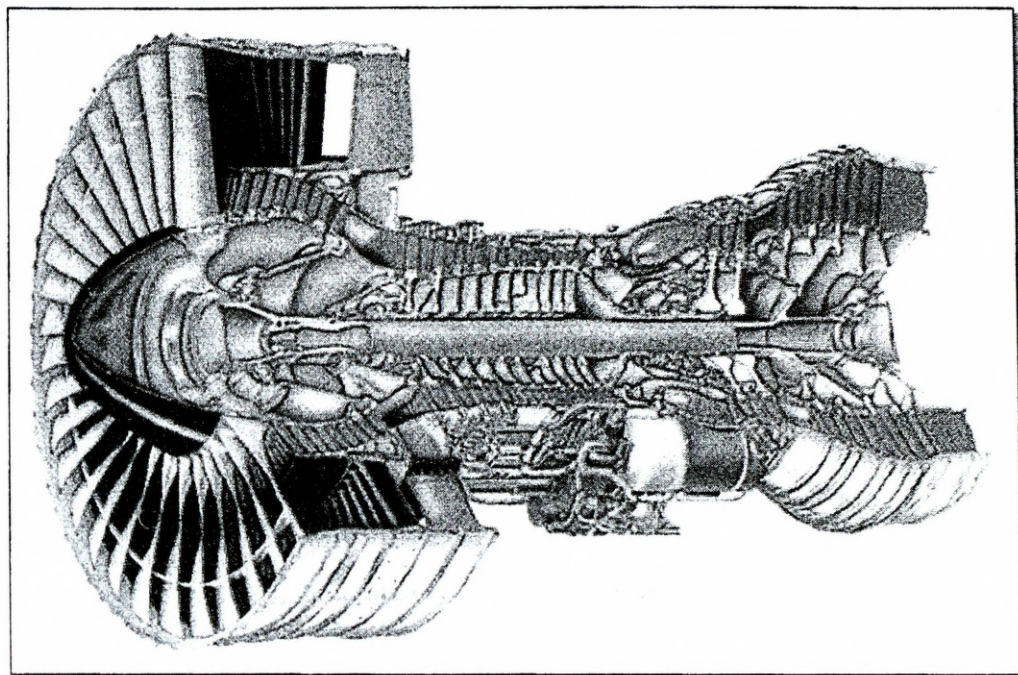
Na rysunkach zamieszczonych niżej zostały zaprezentowane przekroje powszechnie stosowanych silników samolotów pasażerskich i transportowych⁵¹.

Rys. 8.19. Pratt & Whitney JT9D

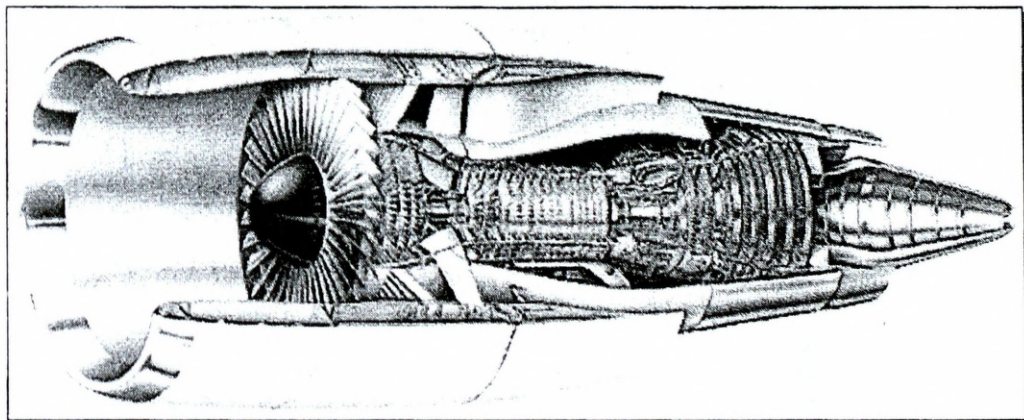


Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

⁵¹ Civil Turbojet – Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.htm>

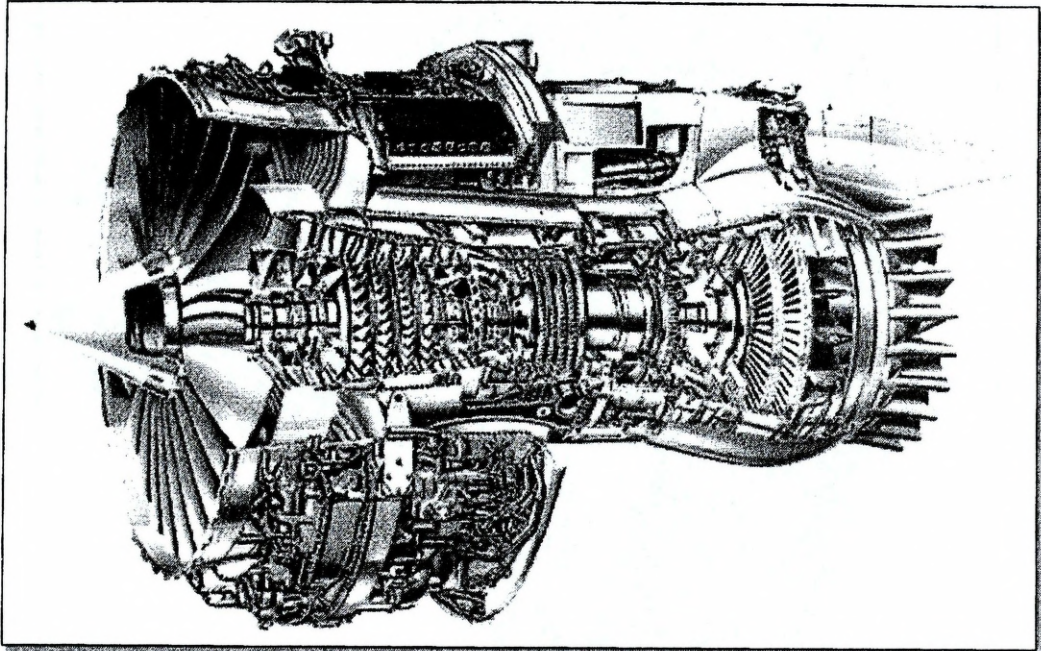
Rys. 8.20. Pratt & Whitney PW4000

Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

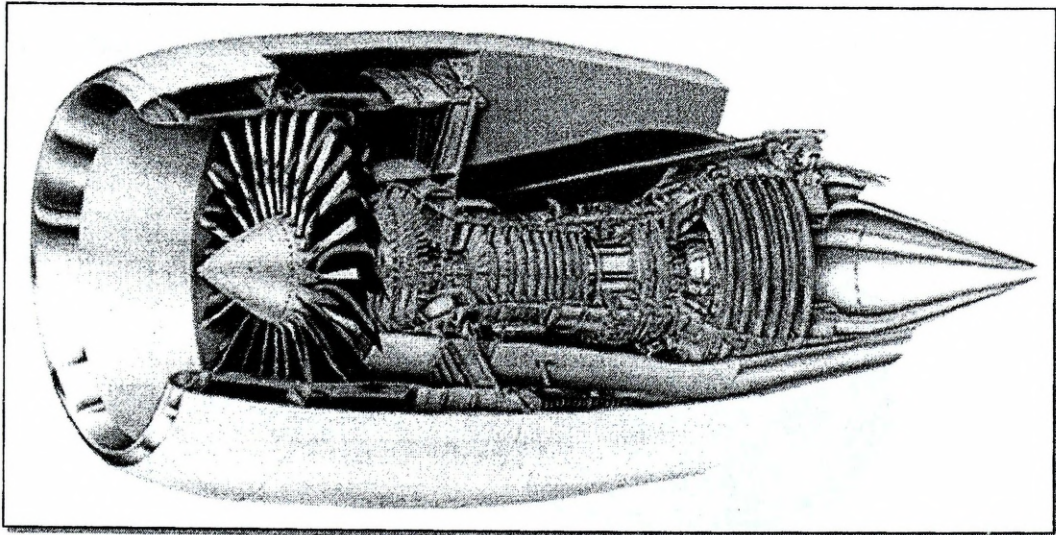
Rys. 8,21. General Electric CF6

Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

Rys. 8.22. Rolls-Royce RB-211-524G/H⁵²

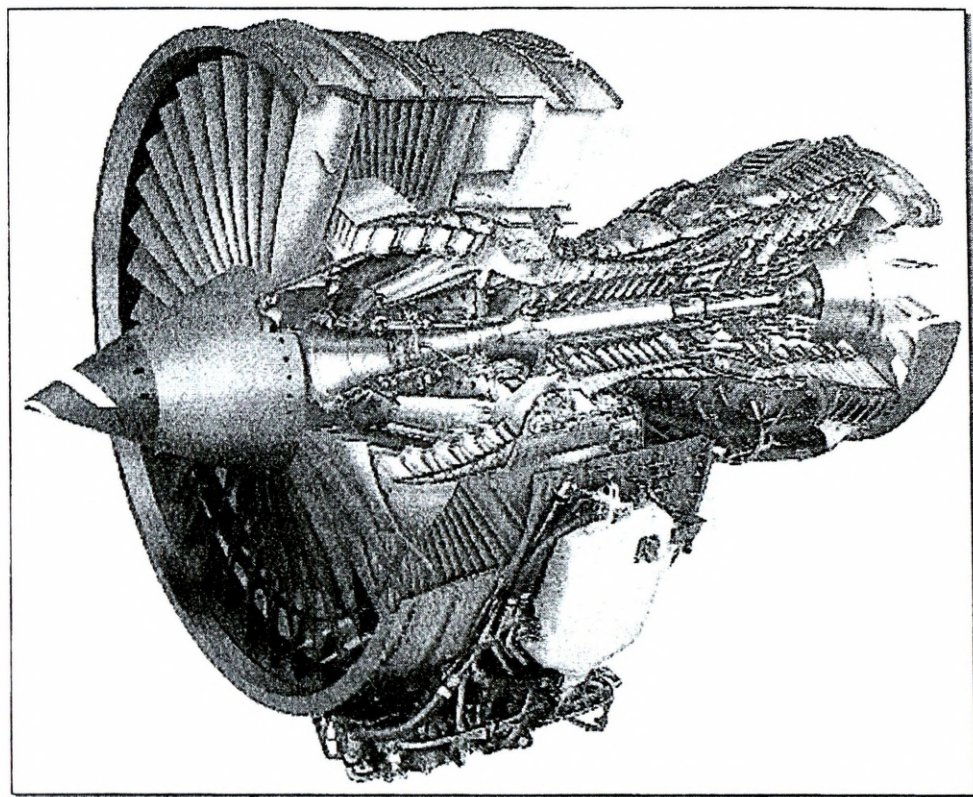


Rys. 8.23. General Electric GE90

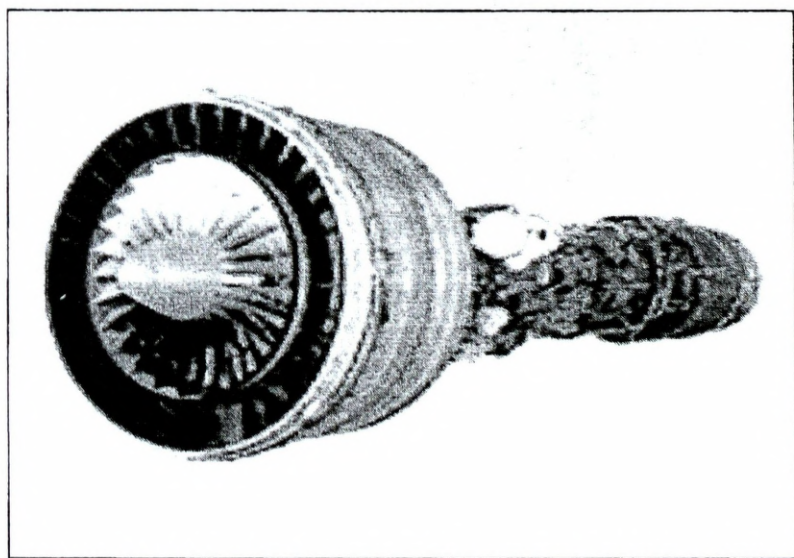


Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

⁵² Turbofan&Afterburning Turbofan Engines http://www.aircraftengine.design.com/abe_rights.htm

Rys. 8.24. SNECMA CFM56

Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

Rys. 8.25. Silnik dwuprzepływowy General Electric TF – 39 samolotu transportowego C-5 Galaxy

Źródło: Civil Turbojet/Turbofan Specifications, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

Coraz większa liczba samolotów bojowych: myśliwskich, myśliwsko-bombowych, szturmowych i bombowych, ma jako napęd silniki dwuprzepływowe z dopalaczami. Stosowanie konstrukcji dwu- i trójwornikowych w silnikach turbinowych ma na celu poprawę charakterystyk użytkowych tych silników w różnych (zmiennych) warunkach lotu oraz zmiennych zakresach pracy silników.

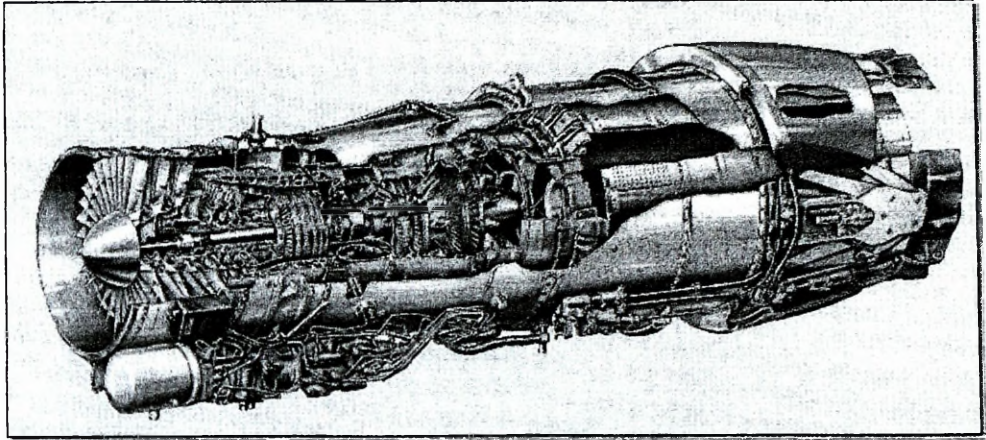
8.3. Przegląd konstrukcji

Cechą wspólną wszystkich lotniczych silników turbinowych jest występowanie w nich następujących zespołów: wlotu, sprężarki, komory spalania, turbiny oraz dyszy wylotu spalin. W turbinowych silnikach śmigłowych i śmigłowcowych występuje ponadto zębata przekładnia redukcyjna przenosząca napęd na śmigło lub przekładnię wirnika nośnego, a w silnikach odrzutowych układ wylotowy zakończony jest dyszą. Ponadto silniki wyposażane są w szereg urządzeń i instalacji pomocniczych niezbędnych do pracy samego silnika jak i napędzanego samolotu lub śmigłowca. Są to instalacje: zasilania, olejenia, sterowania itd. Praca tych instalacji uzależniono jest od agregatów otrzymujących napęd od wirnika (turbiny) silnika.

Każda konstrukcja silnika podporządkowana jest określonym celom. Na przykład, przy spełnieniu wymogu określonego ciągu może być nadrzędny cel: małe wymiary przekroju poprzecznego - w samolotach bojowych, lub małe zużycie paliwa - w samolotach pasażerskich czy transportowych dalekiego zasięgu. Zawsze jednak w lotnictwie dąży się do możliwie najwyższej niezawodności i małej masy, a wymagania ekonomiczne narzucają konieczność dużej trwałości oraz małych kosztów produkcji i obsługi.

Dla wyrobienia sobie poglądu o formie konstrukcyjnej silników o różnych zastosowaniach poniżej przedstawiono kilka charakterystycznych przykładów.

Rysunek poniżej przedstawia konstrukcję silnika o znacznie większym ciągu, stanowiącego napęd zachodnioeuropejskiego samolotu myśliwsko-szturmowego Tornado. Silnik ten o oznaczeniu RB 199 powstał w firmie Rolls-Royce, a produkowany jest przez firmę Turbounion, utworzoną jako spółka z firmami Rolls-Royce, niemiecką MTU i włoską Fiat.

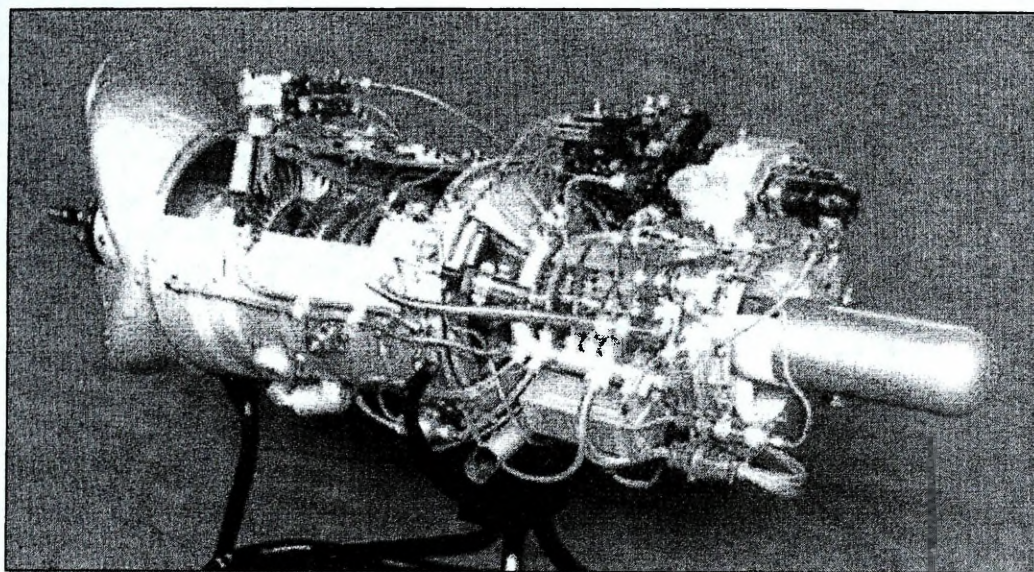


Źródło: http://www.unibw-hamburg.de/MWEB/iss/fsm/html/gasturb/rb199_1e.htm

Rys. 8.26. Silnik RB 199 samolotu *Tornado*

Silnik ten o ciągu maksymalnym 3500 daN bez dopalania i 6600 daN z dopalaniem, masowym natężeniu przepływu powietrza 70 kg/s jest silnikiem dwuprzepływowym i ma trójwornikową konstrukcję. Stosunek natężeń powietrza przepływającego przez oba kanały silnika wynosi 1. Spręż sprężarki, tj. wzrost ciśnienia w sprężarce, wynosi 23. Trzystopniowy wentylator napędzany jest dwustopniową turbiną niskiego ciśnienia. Również trzystopniowa sprężarka niskiego ciśnienia otrzymuje napęd od jednostopniowej turbiny średniego ciśnienia. Sześciostopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia napędzana jest jednostopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Komora spalania jest typu pierścieniowego - zbliżona konstrukcyjnie do komory silnika Viper. Komora mieszalnikowa obu strumieni stanowi jednocześnie dopalacz. Silnik ma dyszę konstrukcji wieloklapowej o nastawnym polu przekroju wylotowego. O wysokim poziomie technologicznym i jakości użytych materiałów w konstrukcji turbiny świadczy temperatura spalin na jej wylocie, sięgająca 1600 K.

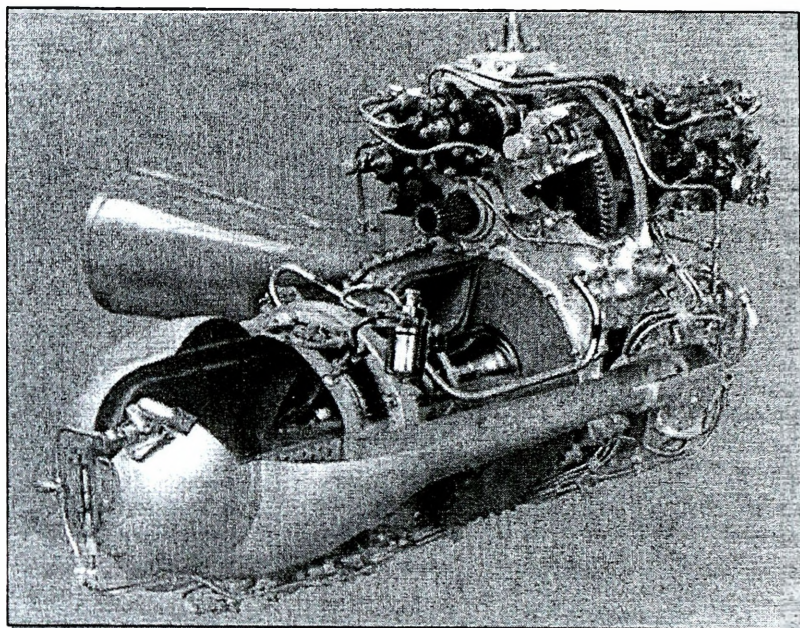
Interesującym przedstawicielem nowoczesnych śmigłowcowych silników turbiniowych jest silnik PZL-10W. Silnik ten, o mocy szczytowej 900 kW i trwałej 645 kW, jest bardzo ekonomiczny. Zużycie jednostkowe (przypadające na jednostkę mocy i czasu) jest porównywalne z osiąganymi w silnikach tłokowych o zapłonie iskrowym w zakresie ich optymalnych obciążeń. Konstrukcję silnika przedstawia rysunek zamieszczony niżej.



Źródło: [http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki lotnicze](http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki_lotnicze)

**Rys. 8.27. Turboawiaowy silnik PZL-10W - moc 900 KM - napęd śmigłowca
W-3 Sokół**

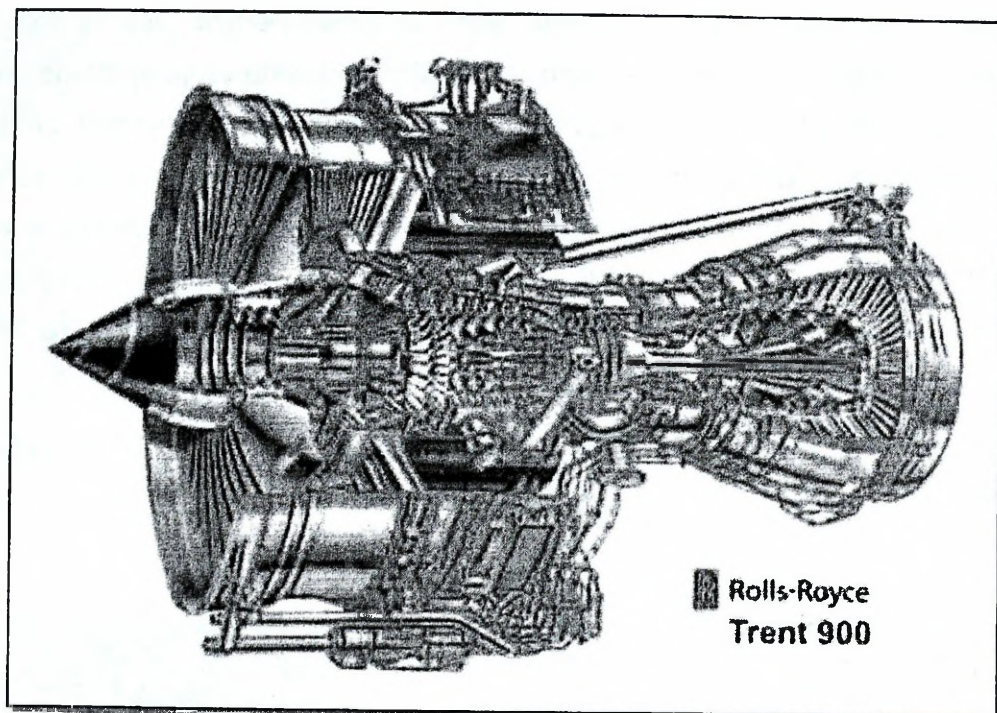
Tak zwana wytwornica spalin ma konstrukcję dwuwirnikową. Czterostopniowa sprężarka osiowa (niskiego ciśnienia) napędzana jest jednostopniową turbiną średniego ciśnienia, a sprężarka promieniowa (wysokiego ciśnienia) napędzana jest jednostopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Spręż całkowity silnika wynosi 12. Komora spalania jest typu pierścieniowego z parownicami paliwa o podobnej konstrukcji jak w obu uprzednio rozpatrywanych silnikach odrzutowych. Dwustopniowa oddzielna turbina napędowa przekazuje napęd na reduktor wirnika nośnego śmigłowca za pośrednictwem jednostopniowej obiegowej przekładni redukcyjnej o zębach daszkowych. Daszkowe zazębienie kół zębatych zapewnia nie tylko dużą wytrzymałość, ale i ich cichobieżność. Wyjściowa prędkość obrotowa wstępnej przekładni redukcyjnej jest charakterystyczna jak dla większości silników śmigłowych i wynosi 6000 obr/min. Silnik cechuje wyróżniająca go zwartość konstrukcyjna jak i mała masa.



Źródło: [http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki lotnicze](http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki_lotnicze)

Rys. 8.28. Turbowałowy silnik GTD-350 – moc 425 KM - napęd śmigłowca Mi-2

Na rysunku ponżej pokazano konstrukcję jednego z największych w świecie turbinowych silników odrzutowych. Jest to dwuprzepływowy trójwrotnikowy silnik odrzutowy o ciągu blisko 25000 daN, natężenie przepływu powietrza 700 kg/s (przy stosunku natężeń przepływu w obu kanałach równym 4,4). Masa całkowita silnika nie przekracza 4000 kg. Jego maksymalna średnica nieznacznie przekracza 2,5 m. Silnik charakteryzuje się jedną z najniższych wartości jednostkowego zużycia paliwa: 0,34 kg/daN/h, co stanowi wartość blisko dwukrotnie niższą od przeciętnej dla silników dwuprzepływowych i trzykrotnie niższą od przeciętnej dla silników jednoprzepływowych.



Źródło: http://www.aircraftenginedesign.com/abe_riht3.html

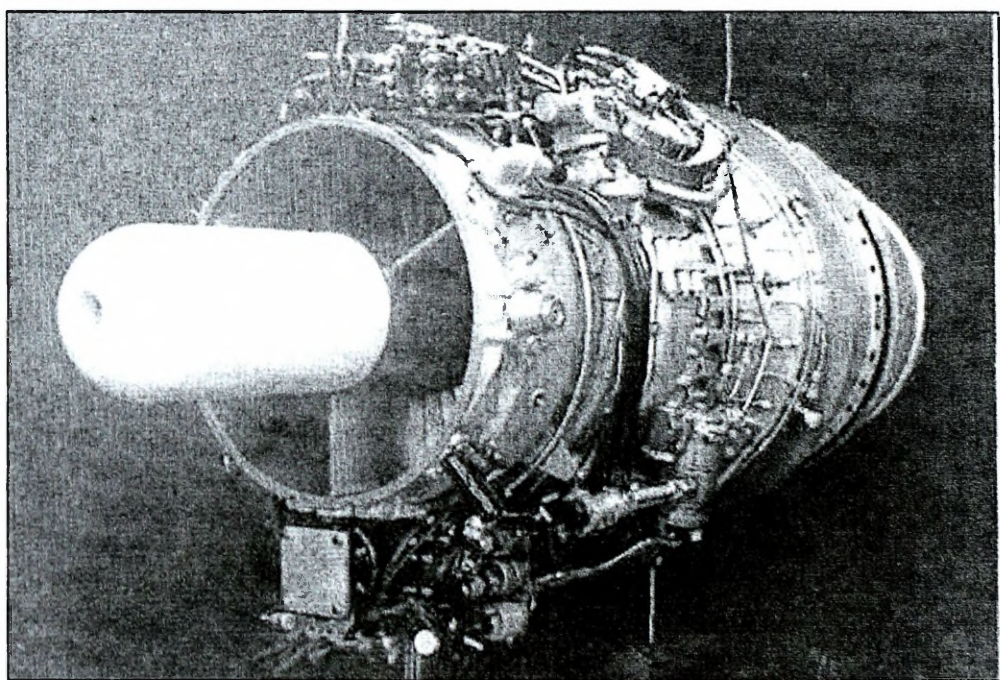
Rys. 8.29. Turbowentylatorowi silnik dwuprzepływowy dużej mocy R-R 900 samolotu Airbus A-380

Silnik powstał w biurach konstrukcyjnych firmy Rolls-Royce i jest produkowany w jej zakładach. Siedmiostopniowa sprężarka niskiego ciśnienia napędzona jest jednostopniową turbiną średniego ciśnienia, a sześciostopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia otrzymuje napęd od jednostopniowej turbiny wysokiego ciśnienia. Spręż silnika wynosi 27. Komora spalania jest typu pierścieniowego. Jednostopniowy wentylator, o sprężu ok. 1,5 napędzany jest trójstopniową turbiną niskiego ciśnienia rozwijającą moc ponad 50000 kW - tyle mocy wymaga wentylator do obracania go z prędkością ok. 3500 obr/min. W silniku wykorzystuje się szereg nowatorskich konstrukcji, jak klejone i lutowane powłoki przekładkowe z tzw. ulowym wypełniaczem, chłodzone powietrzem wirnikowe i kierownicze łopatki turbin, łopaty wentylatorowe z wysokowytrzymałego tworzywa sztucznie zbrojonego włóknami węglowymi itd.

Silniki dwuprzepływowe o tak dużym ciągu znajdują zastosowanie w tzw. szeroko kadłubowych samolotach pasażerskich i transportowych dużego zasięgu.

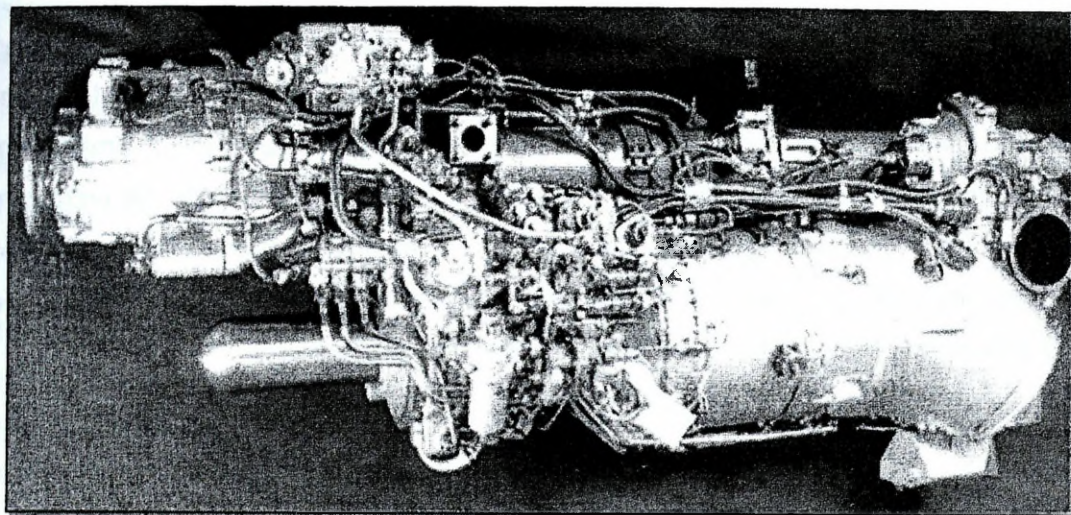
Skrajną konstrukcją pod względem wymiarowym i ciągu w stosunku do poprzedniego jest silnik model 373-8 amerykańskiej firmy Teledyne. Jest to silnik stosowany jako napęd pocisków manewrujących. Silnik charakteryzuje ogromna prostota konstrukcji. Wiele niezależnych części w innych, większych wymiarowo silnikach, tu jest wykonanych jako zintegrowane zespoły np. łopatki wirnikowe i tarcze sprężarki, łopatki i tarcza turbiny, wał i stopień promieniowy sprężarki itp. Zespoły te wykonywane są jako tzw. wypraski profilowe, także z użyciem materiałów ceramicznych. W jednej z prototypowych konstrukcji liczbę części udało się zmniejszyć ze 149 do zaledwie 16. Silnik 373-8 ma długość 800 mm, a masę niecałe 60 kg.

Rysunki zamieszczone niżej prezentują przepływowe silniki odrzutowe polskiej konstrukcji.



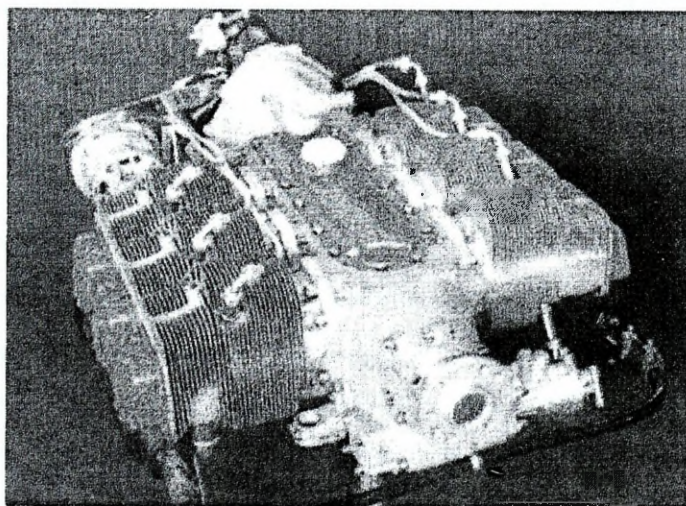
Źródło: http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki_lotnicze

Rys. 8.30. Jednoprzepływowy, odrzutowy silnik turbinowy K-15 - ciąg 1500 kg, napęd samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda



Źródło: http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki_lotnicze

Rys. 8.31. Turbośmigłowy silnik TWD-10B- moc 960 KM - napęd samolotu AN-28



Źródło: http://www.wskpzlrz.com.pl/www-new/prod_us_R_pl.htm#silniki_lotnicze

Rys. 8.32. Tłokowy silnik lotniczy 6 cylindrowy o mocy 125 KM - napęd lekkich samolotów sportowych, turystycznych, dyspozycyjnych

Jak już z tego ograniczonego przeglądu wynika, lotnicze silniki turbinowe są znacznie zróżnicowane pod względem wielkości (wymiarów, mocy, osiąganego ciągu) jak i konstrukcji zespołów wirnikowych czy kadłubów.

8.4. Wskaźniki charakterystyczne silników lotniczych

Charakterystycznym wskaźnikiem przydatności napędu do samolotu jest ciąg wytwarzany przez zespół napędowy, a napędu śmigłowca - moc lub moment przekazywany na wał wirnika nośnego. Porównanie napędu odrzutowego ze śmigłowym jest bardzo utrudnione ze względu na znaczny spadek ciągu śmigła ze wzrostem prędkości lotu - mimo utrzymywania stałej mocy doprowadzanej do śmigła. Dlatego oddzielnie ocenia się silniki odrzutowe, których wskaźnikiem jest ciąg i oddzielnie silniki śmigłowe i śmigłowcowe, w których wskaźnikiem jest moc.

W celu uzyskania możliwości porównywania jakości napędów o różnych wartościach ciągu lub mocy z jednoczesną oceną ich nowoczesności, rozumianej tu jako stopień jak najlepszego spełniania założonych wymagań, wprowadzono szereg wskaźników jednostkowych, które stanowią podstawową informację liczbową jakości napędu.

Ważnym wskaźnikiem porównawczym, pozwalającym ocenić niejako wydajność napędu, a także mówiącym o wielkości powierzchni czołowej napędu, jest jednostkowy ciąg K_j lub moc P_j , wyrażone stosunkiem ciągu K lub mocy P silnika do jego masowego natężania przepływu powietrza m

$$K_j = K/m \text{ [daN/kg/s]} \quad \text{oraz} \quad P_j = P/m \text{ [kW/kg/s]}$$

W odrzutowych silnikach jednoprzepływowych wartości te kształtują się średnio na poziomie 60-80 daN/kg/s. Włączenie dopalacza powoduje wzrost tego wskaźnika do wartości 100-120 daN/kg/s. W silnikach dwuprzepływowych odpowiednio: 40-60 daN/kg/s oraz 70-30 daN/kg/s. W turbinowych silnikach śmigłowych i śmigłowcowych moc jednostkowa wynosi przeciętnie 180-210 kW/kg/s.

Równie ważnym wskaźnikiem, pozwalającym ocenić sprawność silnika, a więc i poziomu naukowego i konstrukcyjnego projektanta oraz poziomu technologicznego twórcy, jest wskaźnik j jednostkowego zużycia paliwa. Jest to najczęściej stosunek zużycia paliwa b_h w ciągu godziny odniesionego do ciągu K lub mocy P , tj. zużycia godzinowego przypadającego na jednostkę ciągu lub mocy:

$$b_j = m_s / K \text{ [kg/daN h]} \quad \text{oraz} \quad b_j = m_s/P \text{ [kg/kW h]}$$

W jednoprzepływowych silnikach odrzutowych wartość jednostkowego zużycia paliwa mieści się w granicach 1,0-0,8 kg/daN h. w silnikach dwuprzepływowych zuży-

cie to jest mniejsze, lecz w szerszych granicach: 0,8-0,35 kg/daN h i zależne od stopnia dwuprzepływowości. W silnikach o dużych wartościach stosunku m_z/m_w (w kanale zewnętrznym m_z i wewnętrznym m_w) jednostkowe zużycie paliwa osiąga mniejsze wartości. Włączenie dopalacza (jeśli silnik jest w takowy wyposażony) powoduje wzrost zużycia paliwa do wartości 1,872,2 kg/daN h, co zależy głównie od możliwych do wykorzystania w samolocie wymiarów dopalacza.

Wskaźnikiem charakteryzującym globalnie poziom naukowy i konstrukcyjny, technologiczny, metalurgiczny i dostępność nowych tworzyw konstrukcyjnych wytwórcy jest masa jednostkowa silnika, tj. masa silnika m_s odnoszona do jego ciągu lub mocy

$$m_j = m_s / K \text{ kg/daN]} \text{ oraz } m_j = m_s / P \text{ kg/kW]}$$

Jednostkowa masa silników odrzutowych we współczesnych konstrukcjach wynosi 0,25-0,12 kg/daN (wartości te odnoszą się do ciągu maksymalnego bez dopalania). Nie udaje się rozdzielić wartości dla silników jednoprzepływowych i dwuprzepływowych. Silniki dwuprzepływowe, pomimo większego stopnia komplikacji (lecz jednocześnie nowszych materiałów i technologii), uzyskują podobne wartości masy jednostkowej jak silniki jednoprzepływowe. Masa jednostkowa silników śmigłowych i śmigłowcowych mieści się w granicach 0,3-0,12 kg/kW. We współczesnych lotniczych silnikach tłokowych wynosi ona 2-1,5 kg/kW i jest znacznie wyższa niż w silnikach lotniczych końca II wojny światowej. Osiągała ona wówczas wartość 0,7-0,5 kg/kW. Wynika to przede wszystkim z wielkości silników (w końcu wojny moce osiągały wartości 1000-1500 kW) oraz obecnych wymagań odnośnie trwałości i niezawodności działania - nieporównywalnie większych niż w okresie przedwojennym, wojennym i bezpośrednio powojennym.

Od współczesnych silników lotniczych wymaga się niemal absolutnej niezawodności działania, w lotnictwie cywilnym - także zachowania niezawodnego sterowania samolotem w przypadku ewentualnej awarii silnika. Silniki turbinowe dysponują obecnie trwałością kilkunastu tysięcy godzin w lotnictwie cywilnym (podobnie jak silniki tłokowe) oraz kilkuset, do kilku tysięcy godzin pracy w lotnictwie wojskowym - przy czym zwykle nie ogranicza się liczby napraw głównych.

8.5. Cechy eksploatacyjne napędów turbinowych

Powszechność znajomości cech użytkowych silników tłokowych z życia codziennego wskazuje celowość odnoszenia do nich cech użytkowych silników turbinowych. Charakterystyczną cechą silników turbinowych stanowi łatwość i niezawodność ich rozruchu oraz natychmiastowa zdolność do osiągnięcia znamionowego zakresu pracy, bez uprzedniego podgrzewania silnika, tak charakterystycznego dla silników tłokowych, zwłaszcza zimą. Ta właściwość jest szczególnie korzystna w zastosowaniach wojskowych, także ratowniczych, przeciwpożarowych oraz w służbach porządku publicznego. Tę właściwość napędu turbinowego dostrzegli także specjaliści samochodowi i wojsk pancernych, którzy wyposażyli już szereg transkontynentalnych ciężarówek dużej ładowności, a ostatnio kilka typów czołgów, właśnie w napęd turbinowy.

Podstawowym paliwem lotniczych silników turbinowych jest nafta lotnicza, tj. paliwo o mniejszej lotności, ale większej gęstości niż benzyna - co czyni to paliwo szczególnie atrakcyjnym dla lotnictwa ze względu na ograniczone pojemności zbiorników pokładowych i bezpieczeństwo przeciwpożarowe. Zużycia oleju w silnikach turbinowych jest niewielkie. Spaliny silników turbinowych są wielokrotnie mniej toksyczne niż spaliny silników o zapłonie samoczynnym, które z kolei są kilkakrotnie mniej toksyczne niż spaliny silników o zapłonie iskrowym.

Ujemną cechą wszystkich napędów lotniczych, a zwłaszcza silników odrzutowych, jest ich ogromna hałaśliwość - dłuższe przebywanie w bezpośredniej bliskości silnika odrzutowego pracującego na zakresie maksymalnym (a szczególnie przy włączonym dopalaniu) bez specjalnych ochronników słuchu jest absolutnie niedopuszczalne. Mniej hałaśliwe są tłokowe silniki śmigłowe, a najmniej turbinowy napęd śmigłowy i śmigłowcowy, w którym głównym źródłem hałasu jest śmigło lub wirnik nośny śmigłowca, a w dalszej dopiero kolejności - sprężarka silnika.

Następną cechą ujemną silników turbinowych o znaczeniu użytkowo-eksploatacyjnym jest duże uzależnienie osiąganego ciągu lub mocy od warunków otoczenia wpływających na gęstość powietrza, a więc przede wszystkim od jego temperatury zależnej od pory roku i strefy klimatycznej, a także od wysokości lotu.

Każdy silnik spalinowy (zarówno tłokowy jak i turbinowy) jest maszyną przepływową, a moc silnika zależy od masowego natężenia przepływu powietrza przez sil-

nik. Zależy zatem nie tylko od objętościowego natężenia przepływu (uzależnionego od prędkości obrotowej silnika, przy ustalonych innych wielkościach) ale właśnie od gęstości przepływającego przez silnik powietrza. W silniku tłokowym zwłaszcza z doładowaniem, obserwuje się mniejszy wpływ temperatury powietrza otaczającego na moc silnika niż w odpowiednikach turbinowych.

Widoczny wpływ temperatury otoczenia na moc i wysokości na ciąg (także i moc silnika śmigłowego i śmigłowcowego) musi brać pod uwagę dysponent planujący lot: jego tor i program (prędkość i wysokość lotu), a także udźwig samolotu czy śmigłowca.

Cechą dodatnią turbinowych silników odrzutowych, w porównaniu z napędem śmigłowym stanowi niemal stałe utrzymywanie wartości ciągu wraz ze wzrostem prędkości lotu, przy znacznie zmniejszającym się ciągu wytwarzanego przez śmigło.

Każdy eksploatacator turbinowego silnika, zwłaszcza odrzutowego, z kilkuletnią praktyką jest szczególnie uczulony na czystość płyty lotniskowej w rejonie prób silnika i początkowej części pasa startowego, podobnie jak na przebywanie lub przechodzenie osób z obsługi naziemnej w obszarze przed samolotem i wlotami silników podczas ich pracy. Wynika to z obawy przed ewentualnym zassaniem przez silnik tzw. ciał obcych i uszkodzeniem silnika. Potężne natężenie przepływu powietrza zasysanego przez silniki turbinowe (w odrzutowych samolotach bojowych rzędu 70-120 kg/s, a szkolno-bojowych rzędu 20-30 kg/s), znaczne prędkości powietrza we wlotach płatowcowych (rzędu 100-120 m/s) i ich bezpośredniej bliskości, stwarzają, okoliczności powstania wiru wlotowego i realne możliwości poderwania z nawierzchni i zassania do silników przedmiotów (odłamków betonu, kawałków lodu, czy porzuconych części jak śruby, nakrętki, podkładki, zawlecзки itp.) znajdujących się w danej chwili na ziemi w strefie ssącego oddziaływania wiru. Dla porównania przytacza się tu dane dla strumienia ssącego przeciętnego odkurzacza domowego: natężenie przepływu powietrza ok. 0,03 kg/s i prędkości w rurze ssącej 30 m/s, co daje skalę odniesienia w stosunku do energii strumienia zasysanego przez silniki odrzutowe.

W śmigłowcach występuje z kolei problem ochrony silników turbinowych przed erozyjnym i osadowym uszkodzaniem części znajdujących się w kanale przepływowym silnika, a przede wszystkim łopatek sprężarkowych (erozja), komór spalania i kierownic turbin (osadzanie) przez pyły wzniesane pracą wirnika nośnego z podłoża

przypadnych lądowisk (do takiego działania śmigłowce są właśnie przeznaczone) podczas startu, lądowania i zawisu. Już kilkanaście lat temu rozpoczęto stosowanie odpylaczy (filtrów) powietrza wlotowego silników turbinowych w śmigłowcach. Przyczyniły się do tego duże uszkodzenia i przedwczesne zużycie dużej ilości silników intensywnie eksploatowanych przez Amerykanów w wojnie wietnamskiej. Obecnie coraz więcej silników śmigłowcowych wyposażonych jest w integralne odpylacze powietrza wlotowego. Jednoczesne konstruowanie silnika i odpylacza daje szansę optymalizacji odpylacza z punktu widzenia niezbędnej skuteczności odpylania i dopuszczalnych dla silnika oporów przepływu powietrza przez odpylacz. Stosowane są odpylacze typu bezwładnościowego, w których pyły usuwane są ze strumienia przy wykorzystaniu sił odśrodkowych występujących przy ruchu wirowym strumienia w kanałach odpylaczy.

8.6. Zabudowa zespołów napędowych

Początkowo w dużych samolotach komunikacyjnych konstruktorzy dążyli do ukrycia silników? - zwłaszcza odrzutowych - we wnętrzu skrzydła (np. Caravelle). Jednak rosnąca wraz ze wzrostem siły ciągu średnica zewnętrzna silników powodowała, iż konfiguracja taka utrudniała dostęp do silników, co bardzo komplikowało wymianę uszkodzonych silników lub zastąpienie ich nowymi jednostkami napędowymi. Dość szybko zaczęto podwieszać silniki odrzutowe pod skrzydłami⁵³.

W samolotach wymagających czterech silników próbowano je grupować po dwa w odpowiednich gondolach podskrzydłowych. Jednak szybko okazało się, że ze względów aerodynamicznych korzystniejsze jest umieszczanie każdego silnika osobno, na specjalnych pylonach.

Kolejnym rozwiązaniem stosowanym w lotnictwie komunikacyjnym było usytuowanie silników w gondolach umieszczonych po bokach tylnej części kadłuba (w układzie 2 lub 4 np. Tu-134 lub Il-62 lub w układzie 3 np. Jak-40, Tu-154). Takie rozwiązanie podniosło znakomicie komfort podróżowania, ponieważ usytuowanie silników z tyłu kadłuba odsunęło główne źródło hałasu, jakim są turbiny i dysza wylotowa, poza kabinę pasażerską. Dodatkowo, wloty od silników znajdują się wówczas

⁵³ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, rozdz. 4.

znacznie wyżej niż w przypadku podwieszenia ich pod skrzydłami, co znacznie ogranicza możliwość zassania z ziemi ciał obcych (np. kamieni). Ponadto, w przypadku awarii jednego z silników, asymetria ciągu jest znacznie mniejsza, ponieważ silniki znajdują się bliżej osi podłużnej samolotu. Wadą takiego układu jest kłopot z wyważeniem pustego samolotu.

Z czasem opracowano nowe, znacznie cichsze silniki, które zapewniły niski poziom hałasu w kabinie, nawet w przypadku umieszczenia ich pod skrzydłami. Obecnie jest to rozwiązanie stosowane w prawie wszystkich dużych samolotach pasażerskich (np. B-737, B-767). Do jego głównych wad należy zaliczyć niewielką odległość wlotu silnika od powierzchni lotniska. Z drugiej strony nisko umieszczone silniki ułatwiają ich obsługę. Dodatkowo, w przypadku lądowania z wciągniętym podwoziem, gondole silników przejmują pierwszy impet uderzenia i chronią kadłub z pasażerami. Kolejną zaletą jest zmniejszenie obciążeń płata powstających na wskutek oddziaływania siły nośnej.

W konstrukcji odrzutowców komunikacji regionalnej nadal z powodzeniem stosuje się układy z dwoma silnikami z tyłu kadłuba (np. ERJ-145).

W samolotach z napędem turbośmigłowym silniki zabudowuje się przed krawędzią natarcia skrzydła. Usytuowanie silnika musi zapewnić odpowiedni prześwit pomiędzy tarczą wirującego śmigła i podłożem (np. An-24, C-130, CASA- 295, ATR-42, ATR-72).

8.7. Obszary zastosowań różnych zespołów napędowych

Dobór rodzaju napędu do samolotu lub śmigłowca jest problemem skomplikowanym i zależnym od wielu czynników konstrukcyjnych, eksploatacyjnych, taktycznych, ekonomicznych, a nawet politycznych, czy zdolności wytwórczych i naukowych danego kraju. Przy doborze rodzaju napędu do samolotu lub śmigłowca, zwłaszcza wojskowego, bierze się pod uwagę przewidywany udźwig, prędkość i wysokość lotu, zasięg, prędkość wznoszenia, długość drogi startu czy lądowania itd. W samolocie bojowym ważny jest nadmiar ciągu w zakresie eksploatacyjnych prędkości i wysokości lotu, gwarantujący mu niezbędną manewrowość podczas wykonywania zadań.

Spełnienie wszystkich wymagań odnośnie cech napędu nie jest w praktyce osiągalne i ostateczny wybór rodzaju, typu i wielkości napędu jest zazwyczaj kompromisowy - wybrany napęd spełnia wymagania podstawowe, a inne - w mniejszym stopniu, lecz jeszcze zadawalającym.

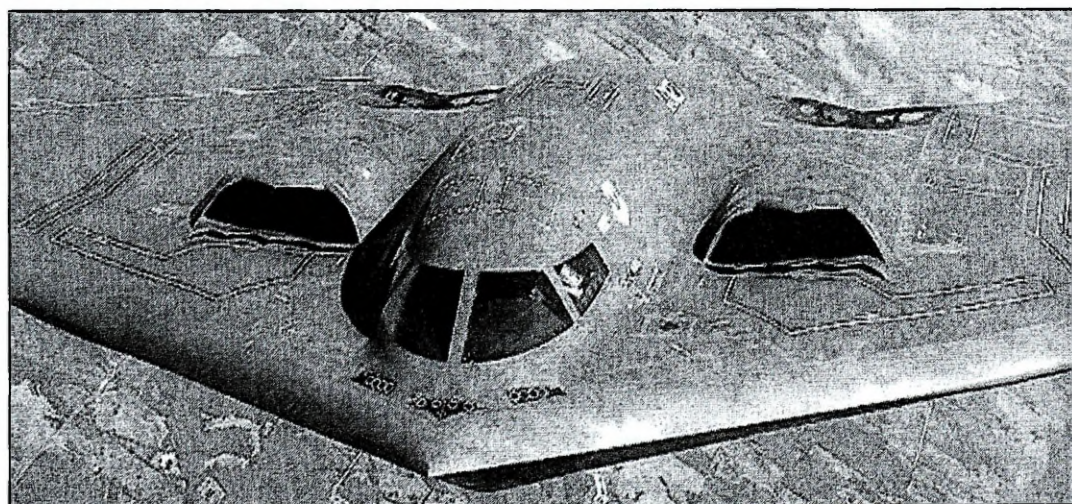
Z tych powodów nie można wyraźnie ustalić granic stosowalności podstawowych rodzajów napędów. Najrozsądniej jest chyba wykorzystać analizę statystyczną do określenia obszarów zastosowań napędów w samolotach. Granice obszarów wykorzystania różnych rodzajów napędów lotniczych wynikają z danych współczesnych samolotów. Należy mieć na uwadze, że zarówno maksymalna prędkość jak i maksymalna wysokość lotu samolotu są wprawdzie ważnymi czynnikami współdecydującymi o doborze napędu, lecz nie jedynymi. Ograniczenie minimalnych prędkości lotu wynika z właściwości aerodynamicznych samolotów, bardzo zresztą zróżnicowanych dla różnych konstrukcji. Graniczne prędkości minimalne samolotów są dość znacznie zróżnicowane i mają wartości od poniżej 100 km/h dla lekkich samolotów śmigłowych, do ok. 300 km/h dla bojowych samolotów odrzutowych. Są to wartości prędkości przy ziemi i wynikają z konieczności wytworzenia niezbędnej do lotu aerodynamicznej siły nośnej działającej na samolot. Prędkości minimalne samolotów wzrastają wraz ze wzrostem wysokości lotu, co wynika ze zmniejszania się gęstości powietrza atmosferycznego. W przypadku samolotów skróconego lub pionowego startu i lądowania są one znacznie mniejsze lub wręcz równe zero. Prędkości maksymalne ograniczone są wartością ciągu rozporządzalnego zespołu napędowego i oporu aerodynamicznego samolotu.

Analizując dotychczasowy rozwój napędów lotniczych można zauważyć, że napęd turbinowy będzie nadal dominował zarówno w odniesieniu do śmigłowców jak i samolotów wojskowych. Napęd tłokowy natomiast nadal pozostanie w lotnictwie szkolnym, sportowym, dyspozycyjnym itp. - silniki tłokowe są tańsze w eksploatacji (zwłaszcza w jednostkach małych mocy) i nie wymagają wysokokwalifikowanej kadry obsługującej i aparatury diagnostycznej.

Silniki turbinowe mogły powstać dopiero wówczas, gdy możliwości naukowe jak i technologiczne przemysłu osiągnęły odpowiedni poziom. Dalszy rozwój konstrukcji (ich sprawność, lekkość, trwałość itd.) napędów turbinowych związany jest ściśle z nowymi, lżejszymi materiałami o większej wytrzymałości, żaroodporności i żarowytrzymałości oraz nowymi metodami technologicznymi wytwarzania.

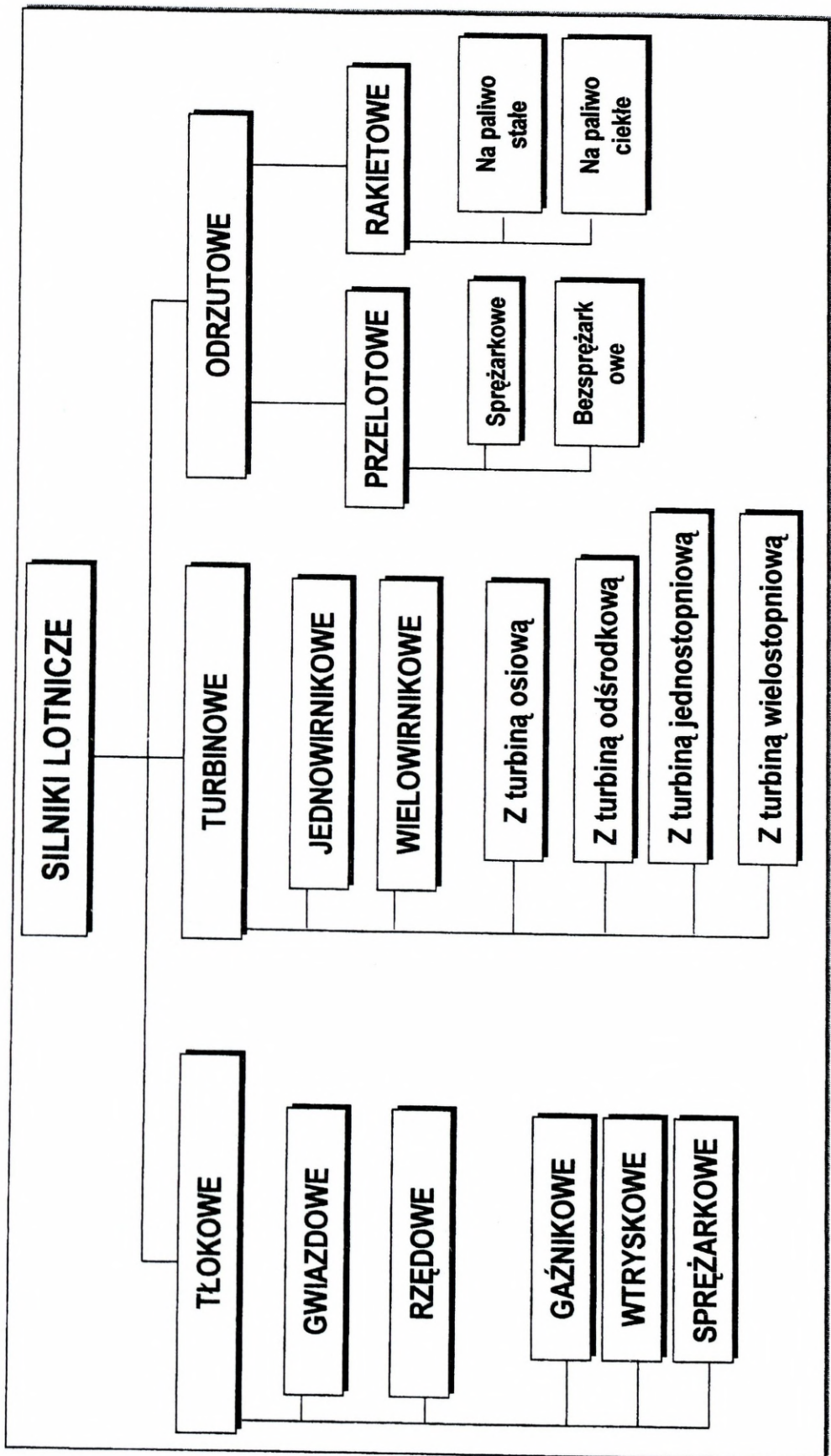
Duże nadzieje wiąże się z zastosowaniem kompozytów, tj. materiałów powstałych z połączeń włókien o bardzo dużej wytrzymałości z żywicami syntetycznymi i za spiekany proszkami metali prasowanymi do ostatecznego kształtu wykonywanej części (najczęściej stanowiącej zespół konstrukcyjny przy tradycyjnej technologii wytwarzania).

Istotnym problemem jest zapewnienie niemal absolutnej niezawodności działania napędów lotniczych przy dużej ich trwałości, porównywalnej z trwałością napędzanego samolotu lub śmigłowca. Osiągnięcie tego celu jest możliwe jedynie przy użyciu odpowiednich urządzeń diagnostycznych i bieżącej ocenie stanu technicznego napędów. Wykorzystywanie nowoczesnych metod diagnostycznych wymaga przewidywania w projektowanych konstrukcjach możliwości instalowania odpowiednich czujników pomiarowych. Liczba eksploatowanych obecnie napędów, przystosowanych do pomiarów i rejestracji niezbędnych danych, ciągle wzrasta i należy przewidywać, że stanie się ona powszechna w niedalekiej przyszłości, co w dużej mierze należy zawdzięczać poziomowi osiągniętemu w dziedzinie inżynierskiego wykorzystania środków elektronicznej techniki obliczeniowej.



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

Rys. 8.33. Wloty do silników bombowca stealth B-2



Rys. 8.34. Podział silników lotniczych

Rozdział 9

AWIONIKA STATKU POWIETRZNEGO

9.1. Układy zobrazowania informacji

Ilość informacji, a tym samym przyrządów zobrazujących informację potrzebną pilotowi do prawidłowego sterowania samolotem i urządzeniami stanowiącymi jego wyposażenie, jest ogromna. Śledzenie wskazań wszystkich przyrządów w czasie lotu jest niemożliwe i dlatego we współczesnych samolotach stosuje się systemy zobrazowania informacji⁵⁴.

Pierwszym etapem tworzenia systemów zobrazowania informacji była budowa przyrządów zespolonych, które na jednym wskaźniku zobrazują informację z kilku układów, np. ciśnienie w kilku Instalacjach. Innym przykładem jest pilotażowy wskaźnik komend KPP, na którym zobrazowana jest informacja z pionu giroskopowego (pochylenie i przechylenie samolotu) oraz z radiowego systemu lądowania (położenie samolotu względem ścieżki schodzenia).

Obecnie do zobrazowania informacji stosuje się elektroniczne monitory ekranowe lub lampy kineskopowe, z których obraz poprzez układ optyczny rzutowany jest na przednią szybę kabiny samolotu. Układy te współpracują z komputerem pokładowym generującym żądane obrazy. Szczególnie istotne jest to w samolotach wojskowych, w których pilotowanie nie jest środkiem, lecz celem realizacji zadania.

Podstawowym zadaniem pilota samolotu wojskowego jest wyszukanie, rozpoznanie i zniszczenie celu, dlatego nie może on zbyt dużo uwagi poświęcać na śledzenie wskazań wszystkich przyrządów. W zależności od fazy lotu i zadania pilot śledzi tylko te przyrządy, które przekazują mu niezbędne informacje do wykonania zadania. Nowoczesne systemy zobrazowania informacji stwarzają możliwości zobrazowania takiego zestawu informacji na jednym centralnym wskaźniku. W zależności od fazy lotu na monitorach ekranowych albo na przedniej szybie kabiny, przy pomocy komputera, generowany jest obraz niosący niezbędną informację potrzebną pilotowi w danej chwili do wykonania zadania. Układy takie, w przypadkach awaryjnych, po-

⁵⁴ Rozdział opracowany w oparciu o materiały autorstwa J. Tomczak-Janowski. Nawigacja i okolice. <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

zwalają także generować informację o nieprawidłowej pracy zespołów samolotu oraz algorytm postępowania w danym przypadku.

W systemach zobrazowania informacji bardzo duże rolę odgrywa ergonomia. Z punktu widzenia dokładności i łatwości generowania, najprostsze jest podawanie informacji w postaci cyfrowej. Badania ergonomiczne wykazały, że najlepiej i najszybciej jest przyswajana przez pilota informacja zobrazowana na klasycznych wskaźnikach lotniczych. Dlatego na monitorach ekranowych informacja bywa zobrazowana przy pomocy uproszczonych symbolicznych znaków zbliżonych do tych z przyrządów klasycznych.

Rzutowanie informacji na przednią szybę kabiny jest szczególnie przydatne w samolotach wojskowych, gdyż dzięki temu pilot nie musi przenosić wzroku na tablicę przyrządów przy obserwacji sytuacji panującej na zewnątrz samolotu.

Przestrzeń informacyjna statku powietrznego obejmuje:

- źródła informacji o stanie statku powietrznego tj. o stanie zespołu napędowego, urządzeń pokładowych i systemów zasilania, sterowania, wspomagania itp.;
- informacje o położeniu i dynamice statku w przestrzeni;
- informacje o środowisku;
- informacje o stanie systemów kontroli lotu;
- informacje o zagrożeniach.

9.1.1. Integracja systemów pokładowych

We współczesnych samolotach komunikacyjnych systemy nawigacyjne, sterowania, napędowe i łączności są z reguły zintegrowane w system zarządzania lotem (**FMS - Flight Management System**). FMS umożliwia zautomatyzowanie wielu czynności związanych z obsługą i kontrolą systemów samolotu. Większość dzisiejszych samolotów komunikacyjnych lata z dwuosobową załogą, bez inżyniera pokładowego i nawigatora - kapitan i pilot przy pomocy FMS dają sobie radę ze sterowaniem, nawigacją, obsługą zespołów napędowych, systemów elektrycznych, hydraulicznych i wieloma innymi czynnościami.

Sama konstrukcja samolotów także uległa przeobrażeniu; elektroniczne urządzenia cyfrowe są mniejsze i lżejsze od dawnych analogowych systemów elektromechanicznych czy elektronicznych. A dzięki zastosowaniu komputerów modernizacja polega na włączeniu nowego bloku i modyfikacji oprogramowania. Komputer ma jedną wielką przewagę: nie trzeba go konstruować od podstaw dla wypełnienia jakiegoś zadania - wystarczy go tego nauczyć.

Poszczególne urządzenia awioniki są połączone znormalizowanymi magistralami cyfrowymi, co upraszcza kontrolę naziemną i zmniejsza ilość "drutów" (a było tego sporo). W samolotach z FMS "drobniejsze" przeglądy załatwia się bez ruszania się z fotela w kokpicie.

Do zadań FMS należy zbieranie i przetwarzanie danych z praktycznie wszystkich systemów samolotu, przetwarzanie ich i bieżące wyświetlanie informacji o postępie lotu, stanie urządzeń itp. przy pomocy cyfrowych przyrządów pokładowych. FMS sam nie prowadzi nawigacji, pozwala za to zaprogramować trasę przed startem. W czasie lotu może szybko zbierać dane z urządzeń nawigacyjnych, przeprowadzać obliczenia i prezentować wynik pilotom w syntetycznej i czytelnej formie. Może także sterując autopilotem prowadzić samolot po zaprogramowanej trasie. Dbą przy tym o ekonomiczne wykonywanie manewrów.

Inne funkcje FMS to:

- diagnostyka techniczna systemów samolotu,
- zcentralizowanie procedur obsługowych,
- sterowanie systemami łączności,
- sterowanie ciągiem silników,
- sterowanie cyfrowymi przyrządami pokładowymi,
- zbieranie i przetwarzanie danych z zespołów napędowych,
- pośredniczenie w wymianie danych z innymi systemami (np. FDR, CVR).

Głównymi podsystemami, składającymi się na FMS są:

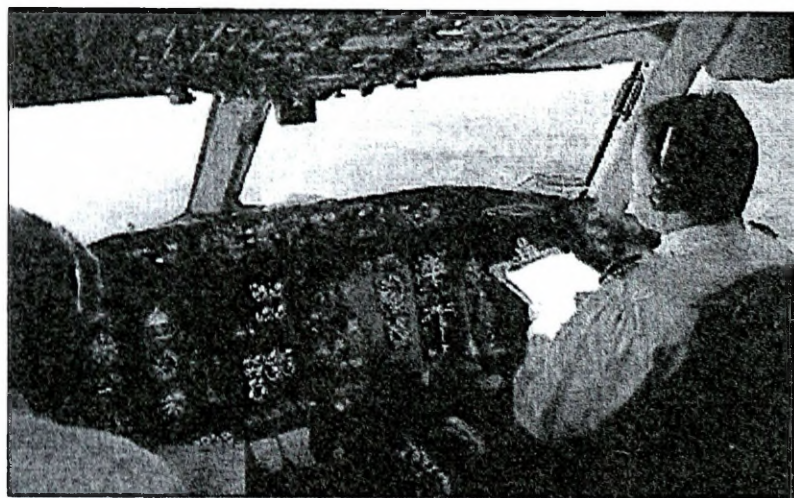
- *Electronic Flight Instruments System (EFIS)*, sterujący wskazaniem cyfrowych przyrządów pokładowych,
- *Flight Management Computer System (FMCS)*,

- *Digital Flight Control System (DFCS)*,
- *Thrust Management Control System (TMCS)*, sterujący zespołami napędowymi,
- *Inertial Reference System (IRS)*, bezwładnościowy system nawigacyjny.

Obecnie opracowywane systemy zarządzania lotem dla samolotów komunikacyjnych nowej generacji mają spełniać wymagania FANS (*Future Air Navigation System*). Przy ścisłej integracji pokładowych FMS z naziemnymi systemami zarządzania ruchem lotniczym będą one operować tzw. czterowymiarowym profilem lotu, co oznacza że każdy punkt trasy jest definiowany pozycją samolotu, wysokością i czasem. Taki system na podstawie modelu osiągnięć samolotu i prognozowanego wpływu wiatru przedstawia trasę jako szereg okien w przestrzeni, przez które samolot ma przelecieć w określonym czasie.

Taki system, nazywany EFMS (*Experimental FMS*) przeszedł praktyczne testy w 1994 roku. Stworzony przez EUROCONTROL w ramach programu PHARE system został zainstalowany wówczas na trzech samolotach: brytyjskim BAE 111, niemieckim VFW 614 i holenderskim *Fairchild Metro II* i zaprezentowany przedstawicielom Wspólnoty Europejskiej.

We współczesnych samolotach komunikacyjnych systemy nawigacyjne, sterowania, napędowe i łączności są z reguły zintegrowane w system zarządzania lotem (FMS - *Flight Management System*). FMS umożliwia zautomatyzowanie wielu czynności związanych z obsługą i kontrolą systemów samolotu.

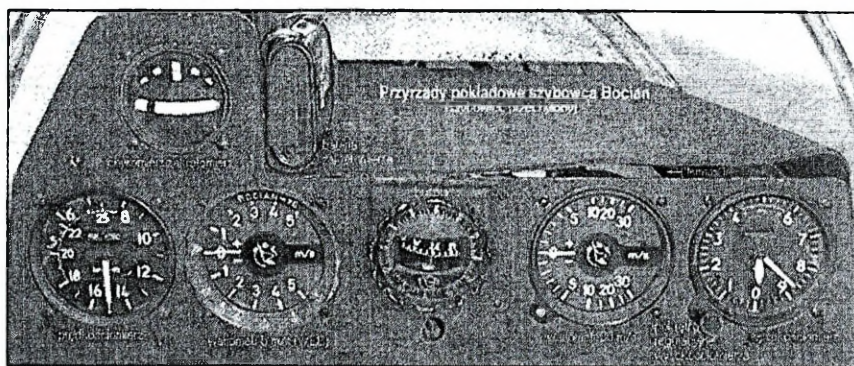


Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.1. Przestrzeń informacyjna samolotu pasażerskiego

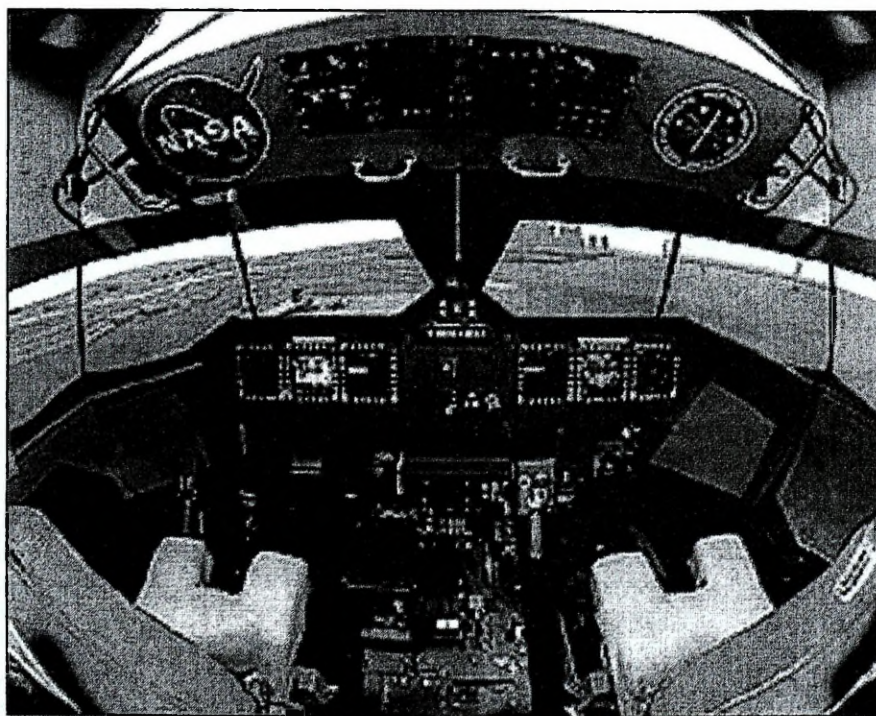
Większość dzisiejszych samolotów komunikacyjnych lata z dwuosobową załogą, bez inżyniera pokładowego i nawigatora - kapitan i pilot przy pomocy FMS dają sobie radę ze sterowaniem, nawigacją, obsługą zespołów napędowych, systemów elektrycznych, hydraulicznych i wieloma innymi czynnościami.

Jest to możliwe dzięki informacjom dostarczonym przez FMS.



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 9.2. Tablica przyrządów szybowca Bocian



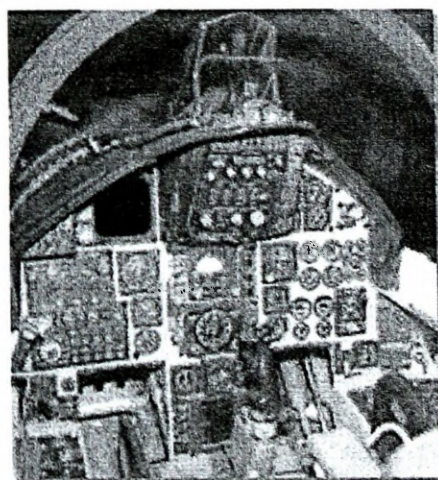
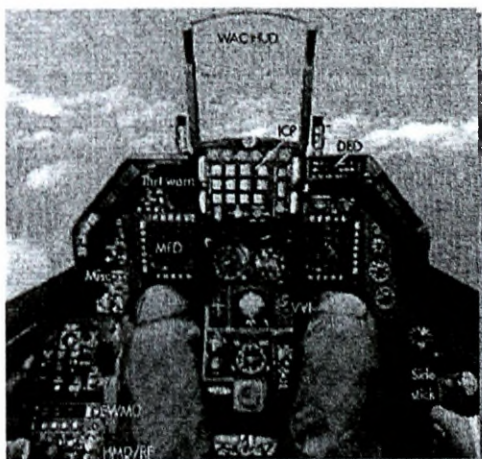
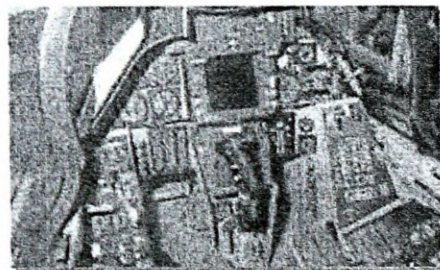
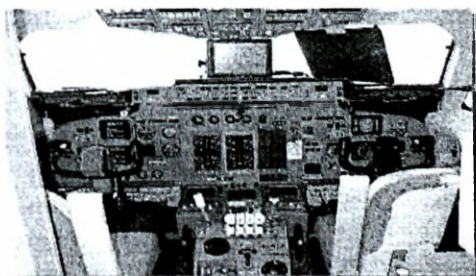
Źródło: <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>

Rys. 9.3. Kabina promu kosmicznego

Do zadań FMS należy zbieranie i przetwarzanie danych z praktycznie wszystkich systemów samolotu, przetwarzanie ich i bieżące wyświetlanie informacji o postępie lotu, stanie urządzeń itp. przy pomocy cyfrowych przyrządów pokładowych.

FMS zarządza lotem. Pozwala m/in. zaprogramować trasę przed startem. W czasie lotu może szybko zbierać dane z urządzeń nawigacyjnych, przeprowadzać obliczenia i prezentować wynik pilotom w syntetycznej i czytelnej formie. Może także, sterując autopilotem, prowadzić samolot po zaprogramowanej trasie. Inne funkcje FMS to:

- diagnostyka techniczna systemów samolotu,
- zcentralizowanie procedur obsługowych,
- sterowanie systemami łączności,
- sterowanie ciągiem silników,
- sterowanie cyfrowymi przyrządami pokładowymi,
- zbieranie i przetwarzanie danych z zespołów napędowych,
- pośredniczenie w wymianie danych z innymi systemami.



Rys. 9.4. Kabiny współczesnych wojskowych statków powietrznych

9.2. Przyrządy pokładowe i ich podział

Podział przyrządów pokładowych ze względu na przeznaczenie:

1. Pilotażowe – dostarczają informacji niezbędnych do pilotowania (kierowania) statkiem w przestrzeni powietrznej;
2. Nawigacyjne – wspomagają proces przemieszczania (kierowania) statku powietrznego do zaplanowanego lotniska docelowego, po ustalonej trasie (drodze lotniczej)
3. Kontrolno – informacyjne – kontrolują stan wszystkich urządzeń i systemów pokładowych (zespół napędowy, instalacje ciśnieniowe i elektryczne, autopilot) oraz naziemnych (punkty radionawigacyjne, system GPS), przeznaczonych do kontroli i zabezpieczenia lotu.

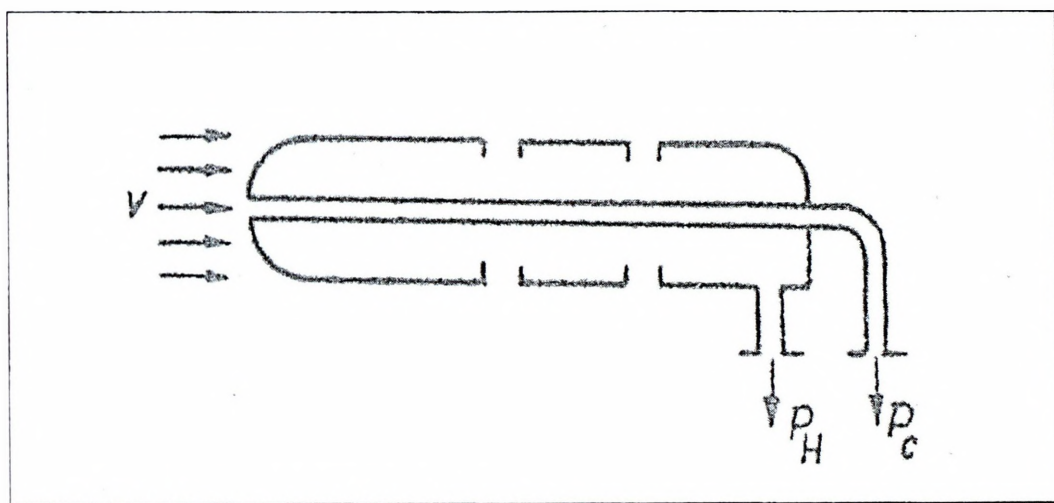
Podział przyrządów pokładowych ze względu na zasadę działania

1. Barometryczne (prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr).
2. Żyroskopowe (sztuczny horyzont, zakrętomierz).
3. Inercyjne (chylomierz).
4. Magnetyczne i żyromagnetyczne (busole).
5. Radiowe i radarowe (radiokompas, wskaźniki odbiorników radiowych, ekrany radarowe).
6. Akcelerometryczne (platformy i kompleksy nawigacyjne).
7. Ciśnieniowe (manometryczne wskaźniki ciśnieniowe).
8. Elektryczne (obrotomierze, sygnalizatory, czasomierze).
9. Zespolone (łącznie kilka praw fizycznych w zasadzie działania).

9.2.1. Przyrządy barometryczne⁵⁵

Odbiorniki i instalacje ciśnień powietrznych

Dla zapewnienia właściwej pracy przyrządów barometrycznych w samolocie znajduje się instalacja ciśnienia całkowitego i statycznego, w skład której wchodzi odbiorniki ciśnień powietrznych i magistrale przewodów rurowych. Odbiorniki ciśnień powietrznych (rurki spiętrzeniowe) umieszczone są w samolocie tak, aby działała na nie niezakłócona struga powietrza.



Rys. 9.5. Schemat odbiornika ciśnień powietrznych – rurki spiętrzeniowej

Odbiorniki ciśnień powietrznych stanowi konstrukcja dwóch koncentrycznie połączonych rurek. Rurka wewnętrzna, otwarta na końcu, ustawiona jest przekrojem poprzecznym naprzeciw napływającego powietrza {przejmuję ciśnienie całkowite}. Rurka zewnętrzna zamknięta, z otworami o średnicy rzędu 1 mm, rozstawionymi odpowiednio na obwodzie, przejmuję ciśnienie statyczne. Odbiornik ciśnień powietrznych stanowi połączenie dwóch odbiorników ciśnienia całkowitego i ciśnienia statycznego. Często stosuje się oddzielne odbiorniki tych ciśnień.

Prawidłowe wskazania odbiorników ciśnień statycznych i dynamicznych występują tylko wtedy, gdy osie odbiorników pokrywają się z kierunkiem napływającego strumienia powietrza. Ponieważ odbiorniki ciśnień są związane z samolotem, to nie pokrywanie się ich osi z kierunkiem napływającego strumienia określają kąty natarcia

⁵⁵ Przyrządy barometryczne opisano w oparciu o dane ze strony <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm> - opracowanej przez Michała Setlaka

i ślizgu. Wartości ciśnień statycznego i całkowitego zależą od tych kątów oraz od prędkości samolotu. Celem usunięcia błędów w przekazywaniu ciśnień statycznego i całkowitego wprowadza się kompensatory aerodynamiczne i korekcje od kątów natarcia i ślizgu.

Przez wysokość lotu rozumie się pionową odległość samolotu do poziomu, względem którego przeprowadza się odczytywanie wskazań. Zależnie od przyjętego poziomu rozróżnia się wysokość bezwzględną, względną i rzeczywistą.

Wysokość bezwzględną określa się względem poziomu morza.

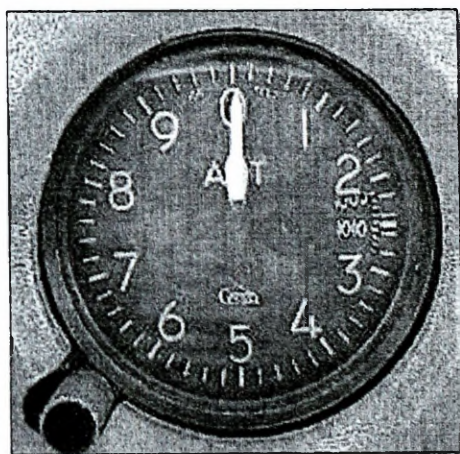
Wysokość względną jest wysokością lotu względem określonej powierzchni co do której znane jest ciśnienie barometryczne (np. względem miejsca startu lub lądowania), dlatego przy dolocie do lotniska pilot otrzymuje informację o ciśnieniu barometrycznym panującym w danej chwili na poziomie lotniska.

Wysokość rzeczywista jest odległością samolotu od punktu na powierzchni ziemi, nad którym przelatuje. Podczas lotu poziomego wysokość rzeczywista zmienia się wraz ze zmianą rzeźby terenu.

Wysokościomierze barometryczne wykorzystują zależność między wysokością lotu, a ciśnieniem statycznym powietrza na tej wysokości. Zależność ta określona jest za pomocą Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej, która umownie uzależnia zmianę wielkości charakteryzujących stan fizyczny atmosfery (ciśnienia, gęstość, temperatura) od wysokości względem poziomu morza. Ogólnie ze wzrostem wysokości ciśnienie maleje. Schemat ideowy wysokościomierza barometrycznego jest analogiczny do schematu manometru ciśnienia bezwzględnego (barometru).

Wysokościomierz barometryczny

Wysokościomierz barometryczny jest trzecim najstarszym po busoli i zegarze przyrządem. Zasada działania wysokościomierza jest dość prosta. Wysokościomierz działa na zasadzie pomiaru ciśnienia atmosferycznego, zmniejszającego się ze wzrostem wysokości. W praktyce wysokościomierz jest swego rodzaju barometrem. Podstawowym jego elementem jest tzw. puszką aneroidowa - szczelnie zamknięte, elastyczne metalowe naczynie⁵⁶. Jak wiadomo, ciśnienie powietrza spada wraz z wysokością. Im wyżej znajduje się samolot (szybowiec), tym większa różnica ciśnień pomiędzy wnętrzem obudowy przyrządu (połączonym z dajnikami ciśnienia statycznego, a wnętrzem puszką. W wyniku tego puszką rozszerza się i przez odpowiednią przekładnię popycha wskazówki przyrządu. Wysokościomierz zaopatrzony jest w dwie wskazówki - cieńsza i dłuższa wskazuje setki metrów, grubsza i krótsza - tysiące (mogą to być też setki i tysiące stóp, stopa to ok. 30,5 cm).

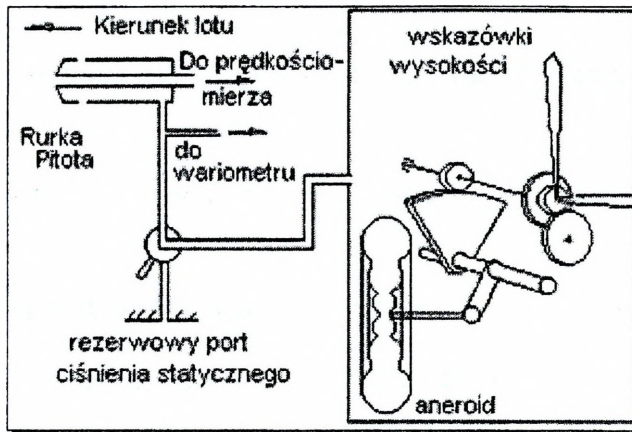


Rys. 9.6. Wskaźnik wysokościomierza barometrycznego

Pokrętło w lewym dolnym rogu służy do ustawiania ciśnienia w hektopaskalach (okienko między 2 i 3), względem którego będzie mierzona wysokość. Wskazówka mała wskazuje tysiące stóp, duża - setki (najmniejsza działka = 20 stóp).

⁵⁶ **Aneroid**, puszkowy element sprężysty używany w konstrukcji barometrów, stosowany również w barografach i wysokościomierzach lotniczych. Odpowiednio zbudowana, szczelna metalowa komora, z której wypompowano powietrze. Jej sprężyste odkształcenia, spowodowane zmianami ciśnienia, przenoszone są za pomocą specjalnych dźwigni do wskazówki pokazującej wartość ciśnienia atmosferycznego. Nazwy aneroid używa się też na określenie barometru zawierającego aneroid.

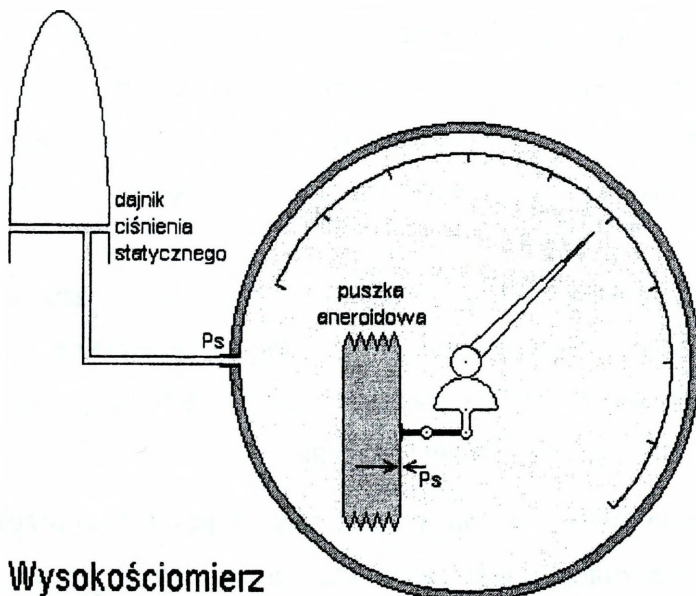
Niektóre wysokościomierze mają jeszcze nastawialną wskazówkę indeksu, którego przekroczenie sygnalizuje ukazanie się żółto kreskowanej tarczy.



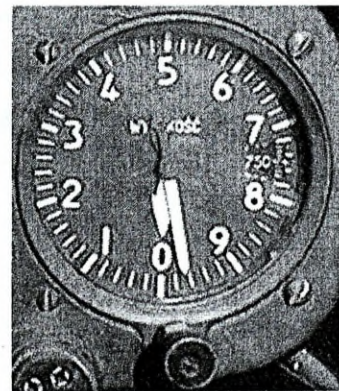
Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.7. Schemat kinematyczny wysokościomierza barometrycznego

Do wysokościomierza jest doprowadzane ciśnienie statyczne z rurki spięrzniowej Pitota albo z rezerwowego punktu poboru ciśnienia. Punktem takim jest niewielki otworek w pokryciu kadłuba, umieszczony w starannie wybranym miejscu. Często znajduje się on pod bocznym oknem kokpitu, na starannie wypolerowanym kawałku poszycia, z czerwonym napisem "DO NOT PAINT".



Wysokościomierz



Rys. 9.8. Wskaźniki i zasada działania wysokościomierza barometrycznego

Wysokość lotu nie jest pojęciem jednoznacznym - trzeba jeszcze odpowiedzieć na pytanie: wysokość w stosunku do czego? Dlatego też w lotnictwie określa się kilka rodzajów wysokości.

Nastawiać wysokościomierz można na trzy różne wartości ciśnienia atmosferycznego:

- Ciśnienie lotniska startu, oznaczane QFE. Wysokościomierz wskazuje wtedy wysokość względną.
- Ciśnienie na poziomie morza (QNH), dające wysokość bezwzględną.
- Standardowe ciśnienie na uśrednionym poziomie morza (QNE), czyli 1013.2 hPa (760 mm albo 29.92 cala słupka rtęci).

Ciśnieniem QFE posługuje się wszystko co sobie fruwa swobodnie wokół swoich lotnisk z widocznością Ziemi. Taka "prawdziwa" wysokość lotu nazywa się w lotniczej frazeologii angielskiej *height*.

W przypadku korzystania z lotnisk komunikacyjnych i dróg lotniczych sprawa się nieco komplikuje. Na lotnisku startu ustawia się wysokościomierz na ciśnienie QNH (uwaga: są wyjątki). Tę wysokość podaje się jako *altitude*. Po osiągnięciu podanej wysokości przejściowej zmienia się ustawienie na QNE i wysokość podaje się jako poziom lotu (*flight level* oznaczany FL). Poziom lotu definiuje się jako powierzchnię o stałym ciśnieniu, zatem np. FL 280 (2800 stóp - tradycyjnie podaje się poziom w setkach stóp, czyli hektostopach) jest tym samym poziomem dla wszystkich samolotów, niezależnie od miejsca startu. Poziomy lotu są ustalane co 1000 stóp.

Ciśnienie QNH jest ciśnieniem na poziomie morza zmierzonym na lądzie, co oznacza że jest ono podawane w odniesieniu do ciśnienia atmosferycznego w punkcie pomiaru. W praktyce oznacza to że QNH jest to QFE poprawione o elewację tegoż punktu; na przykład w Warszawie od QFE należy odjąć 13 hektopaskali.

Takie informacje jak ciśnienie QNH i poziom przejściowy są podawane przez służbę kontroli lotniska razem z informacją o warunkach meteorologicznych na lotnisku. Przez radio są stale podawane komunikaty ATIS (dotyczące danego lotniska) i VOLMET (dla pobliskich lotnisk w kraju i krajach ościennych). Można ich posłuchać przez telefon: ATIS Warszawa - Okęcie (0-22) 650 21 11, VOLMET (0-22) 650 21 12.

Natomiast informacje o najniższym dozwolonym poziomie lotu w obrębie dróg lotniczych i rozmaitych stref są umieszczone na mapach lotniczych.

W obrębie dróg lotniczych obowiązuje tzw. połówkowy podział poziomów lotu. Samolotom lecącym z kursami od 360 do 179 stopni kontrola ruchu lotniczego przydziela poziomy nieparzyste, a od 180 do 359 stopni - parzyste. Nie jest to reguła ważna na całym świecie - aż roi się od wyjątków.

Od 24 stycznia 2002 w europejskiej przestrzeni powietrznej pomiędzy FL 290 i FL 410 obowiązuje zredukowane minimum separacji pionowej RVSM (*Reduced Vertical Separation Minima*). Według nowych zasad będą używane wszystkie poziomy do FL410. Poza przestrzenią RVSM (*Reduced Vertical Separation Minima*) do poziomu 290 (2900 stóp) używane są wszystkie poziomy, a powyżej co drugi (tzn. co 2000 stóp).

Od początku lat siedemdziesiątych w większych samolotach pasażerskich instalowano wysokościomierze serwowpneumatyczne, w których ciśnienie statyczne jest doprowadzone do przelicznika danych aerodynamicznych (*Central Air Data Computer - CADC*). Zadaniem CADC jest kompensacja błędów pomiaru, wynikających ze zmiennej ściśliwości powietrza, opływu kadłuba itp. W przypadku awarii CADC wysokościomierz pracował bez korekcji, w tzw. trybie bezpośrednim.

W późniejszych konstrukcjach stosowano przeliczniki danych aerodynamicznych,ysterowujące elektryczne wskaźniki wysokości, umieszczone w kokpicie. Podobnie jest rozwiązane wysyłanie informacji o wysokości do FMS. Dodatkowo stosuje się rezerwowy przyrząd o tradycyjnej konstrukcji.

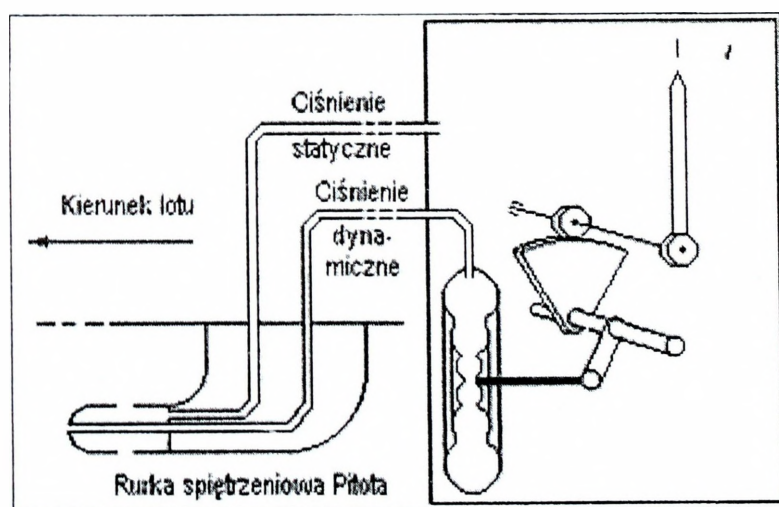
Oddzielnym typem wysokościomierzy wysokościomierze kodujące (tzw. *enkodery*), przekazujące informację o poziomie lotu do transpondera radaru wtórnego. Ich konstrukcja i zasada działania jest taka sama, jak zwykłych wysokościomierzy, z tym, że mają wewnątrz tarczę kodową, obracającą się wraz z małą wskazówką. Czytnik optyczny odczytuje z tarczy wysokość w postaci kombinacji przezroczystych i nieprzezroczystych pól. Kod wysokości jest wysyłany do transpondera w postaci sygnałów elektrycznych. Jako że enkoder jest ustawiony stale na ciśnienie standardowe QNE, często spotyka się enkodery bez skali i wskazówek, umieszczane gdzieś głęboko w trzewiach samolotu.

Wysokościomierz (a szczególnie puszką aneroidową) musi być czuły, a jednocześnie odporny na wibracje i wstrząsy, które w samolotach z napędem tłokowym są rzeczą normalną. Zatem czułe elementy wysokościomierza wykonuje się grubsze, niż by wypadało - wibracja od silników spowoduje, że wskazania będą dokładne. Stąd u szybowników nawyk stukania palcem w szybkę wysokościomierza. Na dużych samolotach turbinowych, gdzie wibracji w kokpicie praktycznie nie ma, wysokościomierze mają zamontowany wibrator, zasilany z pokładowej sieci napięcia zmiennego.

Prędkościomierz

Prędkościomierz ma w pilotażu znaczenie zasadnicze, zważywszy że samolot leci dzięki prędkości względem powietrza. Powodzenie wielu manewrów, szczególnie w krytycznych fazach lotu (start i lądowanie) zależy od precyzyjnego utrzymania prędkości. Prędkościomierz lotniczy mierzy ciśnienie dynamiczne strug powietrza napierających na samolot w ruchu. Skaluje się go w km/h albo w knotach, czyli milach morskich na godzinę. Konstrukcyjnie jest właściwie manometrem różnicowym, mierzącym różnicę między ciśnieniem dynamicznym z rurki Pitota a ciśnieniem statycznym. Elementem pomiarowym jest pospolita puszką membranowa.

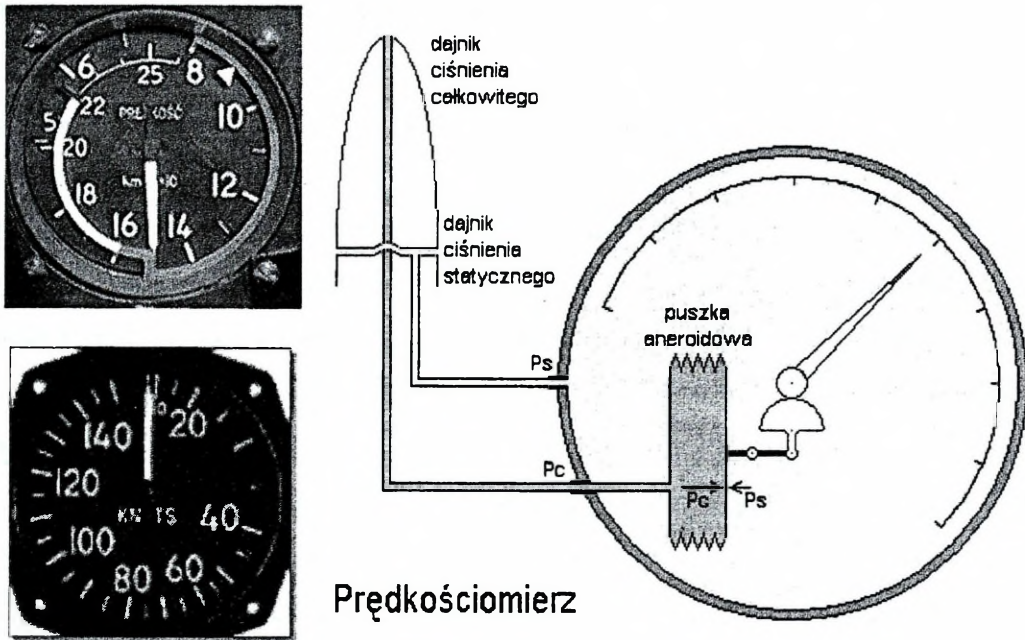
Typowe prędkościomierze lotnicze mają jeszcze układ kompensujący wpływ temperatury i tarcia mechanizmów (na rysunku nieobecny).



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.9. Schemat kinematyczny prędkościomierza

Prędkość też jest wielkością względną. Tym, co najbardziej interesuje pilota, jest prędkość względem powietrza, gdyż to właśnie ona decyduje o locie samolotu czy szybowca. Na szczęście tę właśnie prędkość stosunkowo łatwo zmierzyć bez sięgania po wyrafinowane wynalazki najnowszej technologii, wykorzystując fakt, że ciśnienie dynamiczne strumienia powietrza jest proporcjonalne do kwadratu jego prędkości.



Prędkościomierz

Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.10. Wskaźniki wyskalowane w km/h i knots oraz budowa prędkościomierza

W zasadzie wystarczyłoby zastosować odpowiednio wyskalowany manometr podłączony do skierowanej do przodu rurki. Problem jednak polega na tym, że mierzone w ten sposób ciśnienie to ciśnienie całkowite, będące sumą ciśnienia dynamicznego i ciśnienia statycznego, czyli ciśnienia atmosfery na danej wysokości. Wskazania przyrządu byłyby silnie uzależnione od wysokości lotu. Aby otrzymać w miarę wiarygodny wynik pomiaru ciśnienia dynamicznego, należy więc od ciśnienia całkowitego odjąć ciśnienie statyczne. Ciśnienie całkowite doprowadzone jest zatem do wnętrza puszkii aneroidowej (podobnej jak w wysokościomierzu), zaś ciśnienie statyczne - na zewnątrz puszkii, do wnętrza obudowy przyrządu. W ten sposób dzia-

łające na puszkę siły wynikające z ciśnienia statycznego równoważą się i deformacja puszki zależy tylko od ciśnienia dynamicznego.

Gwoli ścisłości wypada zaznaczyć, że pomiar nie jest do końca dokładny - to, co pokazuje prędkościomierz, to prędkość przyrządowa (IAS - indicated air speed), różniąca się nieco od rzeczywistej prędkości powietrznej (TAS - true air speed). To daje o sobie znać błąd metodyczny, wynoszący około 2% na każde 300 metrów wysokości. Przy prędkościach powyżej 470 km/h trzeba jeszcze wziąć pod uwagę poprawkę na ściśliwość powietrza – ważne w przypadku samolotów, a w przypadku szybowców raczej nie.

Skala prędkościomierza szybowcowego jest zwykle wyskalowana w dziesiątkach km/h (jednostką mogą być też węzły, ang. knots, czyli mile morskie na godzinę) i ma postać spirali. Widoczny na zdjęciu prędkościomierz wskazuje w tej chwili zer. Zielony obszar na skali oznacza normalne prędkości eksploatacyjne, żółty - prędkości dopuszczalne, czerwona kreska - prędkość maksymalną (VNE - never exceed speed), przekroczenie której kończy się zwykle uszkodzeniem struktury płatowca.

Wspomnieć trzeba o kilku prędkościach charakterystycznych, właściwych dla każdego szybowca (w nawiasach podaję przykłady dla szybowca Bocian 1E). Definiuje się prędkość manewrową, zwaną też prędkością brutalnego sterowania (VA), prędkość sterowania w atmosferze burzliwej (VB), prędkość startu za wyciągarką (VW - winch speed; 115 km/h), prędkość startu za samolotem (VT - tow speed; 150 km/h), wreszcie wspomnianą VNE (200 km/h). Oprócz tego mamy prędkość minimalną (VS - stalling speed, 60 km/h), prędkość minimalną w locie plecowym (VS'), prędkość ekonomiczną (minimalnego opadania, najlepszą do wykorzystania noszeń - 70 km/h), prędkość optymalną (największej doskonałości, czyli największego zasięgu - 80 km/h), prędkość lotu z otwartymi hamulcami aerodynamicznymi (180 km/h). A, jeszcze jedno - podałem prędkości dla lotu w atmosferze spokojnej, przy atmosferze burzliwej odpowiednie wartości będą mniejsze.

Taki zwykły prędkościomierz wskazuje tzw. prędkość przyrządową albo wskaazywaną (IAS - *Indicated Airspeed*), która nie uwzględnia zmiany gęstości powietrza z wysokością lotu (im mniejsze ciśnienie atmosferyczne, tym powietrze bardziej "oszu-kane"). Przy zwiększaniu wysokości lotu IAS będzie spadać, przy schodzeniu - wzra-stać.

Prędkość lotu poprawiona o wartość wynikającą ze zmiany gęstości powietrza nazywa się rzeczywistą (TAS - *True Airspeed*).

Prędkościomierze z kompensacją ciśnieniową mają dwie wskazówki: IAS i TAS. jeżeli samolot nie ma prędkościomierza TAS, trzeba liczyć na piechotę: poprawka wynosi około 2% wartości wskazywanej na każde 300 m (1000 stóp) wysokości.

Do określania TAS Można zastosować uproszczony przelicznik:

Wysokość:	Współczynnik:	TAS:
5000 ft (1524 m)	$3^2 = 9$	IAS + 9%
10000 ft (3048 m)	$4^2 = 16$	IAS + 16%
15000 ft (4572 m)	$5^2 = 25$	IAS + 25%
20000 ft (6096 m)	$6^2 = 36$	IAS + 36%
25000 ft (7620 m)	$7^2 = 49$	IAS + 49%
30000 ft (9144 m)	$8^2 = 64$	IAS + 64%

Na przykład IAS = 200 węzłów, wysokość 15000 stóp.

TAS = 200 + 25% = 250 węzłów.

Prędkościomierze zabudowane na konkretnym typie samolotu mają wokół skali zaznaczone cztery kolorowe sektory:

- Biały - zakres używania klap.
- Zielony - zakres normalnych prędkości użytkowych.
- Żółty - zakres prędkości dopuszczalnych.
- Czerwony - nieprzekraczalna granica prędkości.

Tak w ogóle, to lista "świętych" dla danego typu samolotu prędkości, które pilot powinien znać na pamięć, jest dosyć długa.

Machomierz

Kiedy samolot osiąga prędkość bliską prędkości dźwięku aerodynamiczne warunki lotu ulegają dość zasadniczej zmianie - dzieją się dziwne rzeczy ze ściśliwością powietrza i z oporem aerodynamicznym. Pojawia się tak zwany kryzys falowy; od krawędzi objętych opływem powietrza zaczynają oddzielać się fale uderzeniowe. Stałość i sterowność samolotu zmieniają się prawie skokowo.

Moment pojawienia się zjawisk falowych na obiekcie umieszczonym w opływie powietrza nie jest jakoś uniwersalnie określony prędkością rzeczywistą. Silnie zależy on od jego własności aerodynamicznych. Obiekt może się poruszać z prędkością rzeczywistą sporo niższą od prędkości dźwięku, ale powietrze opływające jego profil zewnętrzny ma do pokonania dłuższą drogę i zaczyna się do tej prędkości dźwięku niebezpiecznie zbliżać, albo nawet ją przekraczać.

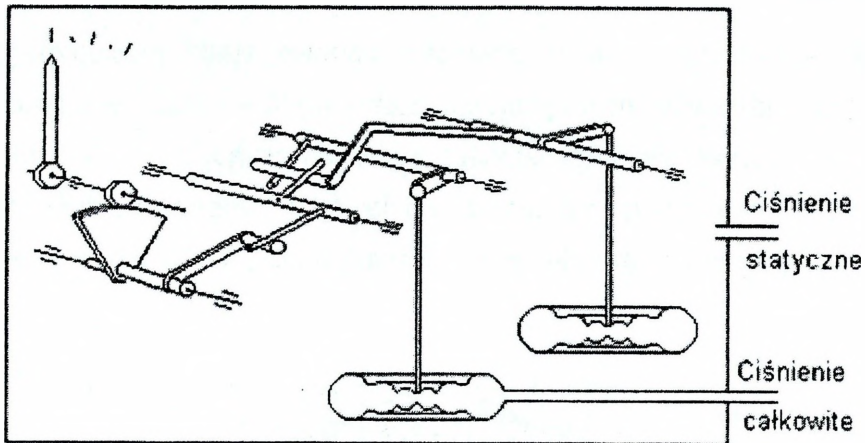
To '*niebezpiecznie*' to nie retoryka: pierwszy samolot odrzutowy zdolny do pokonania bariery dźwięku, De Havilland *Swallow*, rozpadł się w powietrzu zanim osiągnął 1100 km/h. Zjawiska falowe spowodowały drgania, które zniszczyły konstrukcję płatowca. Pilot, syn Geoffreya De Havillanda, zginął. Nie był to pierwszy ani ostatni wypadek z tej przyczyny.

Wartością stała dla danego samolotu, przy której pojawiają się symptomy kryzysu falowego, jest *liczba krytyczna Macha*.

Liczba Macha określa stosunek prędkości rzeczywistej TAS statku powietrznego do prędkości dźwięku w otaczającej go warstwie powietrza.

Prędkość dźwięku na poziomie zerowym międzynarodowej atmosfery wzorcowej (praktycznie jest to uśredniony poziom morza MSL) wynosi 1225,03 km/h (340,3 m/s). Wraz ze zwiększaniem się wysokości prędkość dźwięku maleje.

Konstrukcja wskaźnika liczby Macha dla prędkości poddźwiękowych jest podobna do konstrukcji prędkościomierza zespolonego. Puszka różnicowa współpracuje z puszką aneroidową, pełniącą rolę zwykłego manometru do pomiaru ciśnienia statycznego. Machomierz jest wyskalowany w dziesiątych częściach liczby Macha.



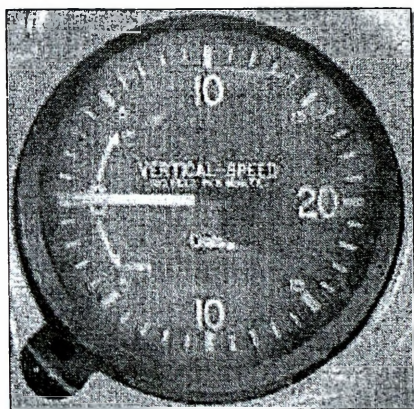
Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.11. Schemat kinematyczny miernika liczby Macha (machomierza) dla prędkości poddźwiękowych

Machomierze dla prędkości naddźwiękowych muszą być wyposażone w oddzielny dajnik ciśnienia statycznego (podobnie jest zresztą z innymi przyrządami ciśnieniowymi). Jego zasadniczą częścią jest krawędź, na której powstaje fala uderzeniowa; ciśnienie statyczne jest pobierane za obszarem zaburzonym przez falę. Ciśnienie całkowite jest brane z klasycznej rurki Pitota.

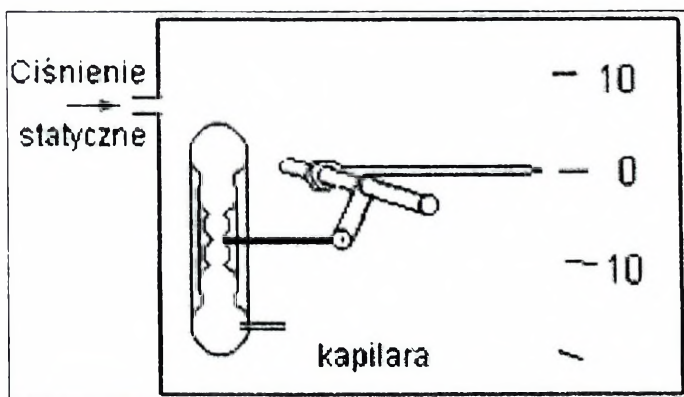
Wariometr

Wariometr służy do pomiaru prędkości pionowej statku powietrznego. Na szybowcach jest podstawowym przyrządem pilotażowym - według wariometru określa się położenie, rozmiar i siłę termicznych prądów wznoszących. Skala wariometru jest wyskalowana w metrach (szybowce) lub w dziesiątkach metrów na sekundę (samoloty). W górę od położenia neutralnego jest wskazywana prędkość wznoszenia, w dół - opadania.



Rys. 9.12. Wskaźnik wariometru

Pod względem konstrukcji wariometr jest bliskim krewnym wysokościomierza. Puszka aneroidowa wariometru nie jest szczelna - zmiana ciśnienia statycznego wyrównuje się powoli przez rurkę włosowatą. Gdy doprowadzone ciśnienie statyczne przestanie się zmieniać, ciśnienie w puszcze i na zewnątrz wyrówna się i wskazówka wróci do położenia neutralnego.

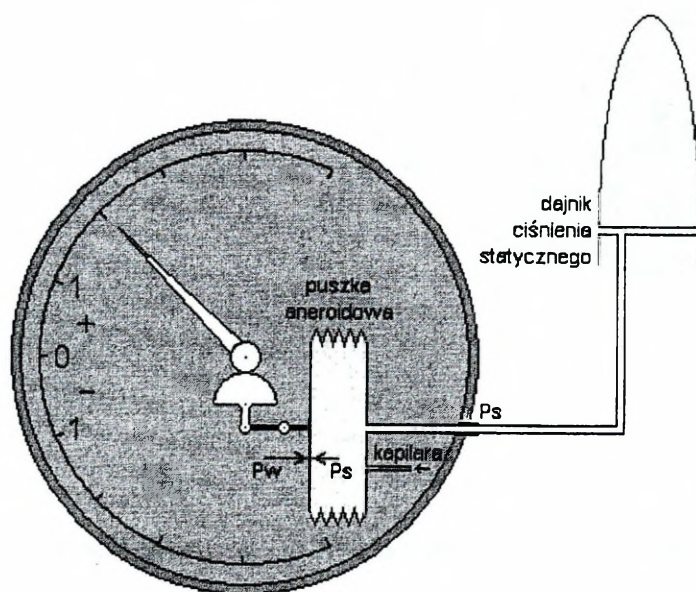


Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.13. Schemat kinematyczny wariometru

Przy szybkich zmianach prędkości pionowej czas ustabilizowania wskazań może dochodzić do 10 sekund, więc w samolotach akrobacyjnych montuje się wariometry natychmiastowe, w których specjalny mechanizm niweluje opóźnienie wskazań wariometru. Oprócz wariometrów membranowych (z puszką aneroidową) spotyka się dokładne wariometry skrzydełkowe i przepływowe.

Czasem w szybowcach spotyka się wariometry energii całkowitej, które wskazują tylko prędkość pionową otaczającego powietrza, co jest pomocne do oceny wznoszeń w kominach termicznych. Wariometry energii całkowitej pobierają ciśnienie statyczne z tzw. zwężki Venturiego.



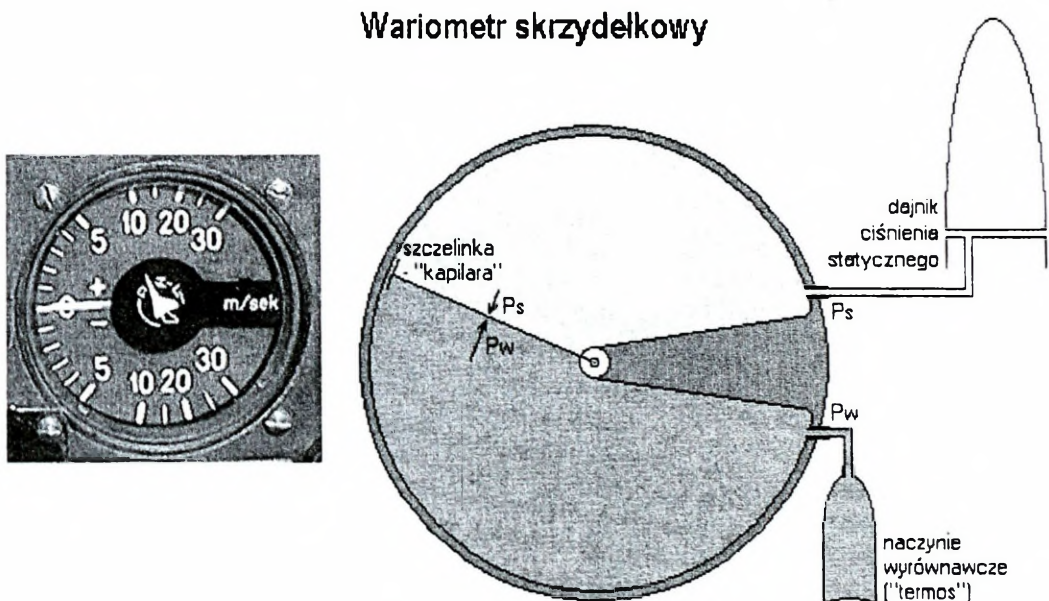
Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.14. Zasada działania wariometru membranowego
(z puszką aneroidową i kapilarą)

Główną częścią wariometru membranowego jest umieszczona wewnątrz szczelnej obudowy puszka aneroidowa, do wnętrza której doprowadzone jest ciśnienie statyczne. Puszka zaopatrzona jest w cieniutką rurkę włosowatą (kapilarę), umożliwiającą powolny przepływ powietrza między jej wnętrzem a wnętrzem obudowy. Gdy ciśnienie statyczne (i wysokość) jest stałe, ciśnienia na zewnątrz i wewnątrz puszką są równe - wariometr wskazuje zero. Wznoszeniu towarzyszy spadek ciśnienia

nia statycznego, pojawiająca się różnica ciśnień powoduje deformację puszkki i poruszenie wskazówki w górę. W chwilę po ustaniu wznoszenia ciśnienia wewnątrz puszkki i obudowy przyrządu wyrównują się poprzez kapilarę i wskazówka wraca do położenia zerowego. Przy opadaniu ciśnienie statyczne rośnie szybciej niż ciśnienie wewnątrz obudowy - mamy do czynienia z sytuacją odwrotną i wskazówka opada. Wariometry membranowe instalowane są zwykle na samolotach.

Wariometr skrzydełkowy

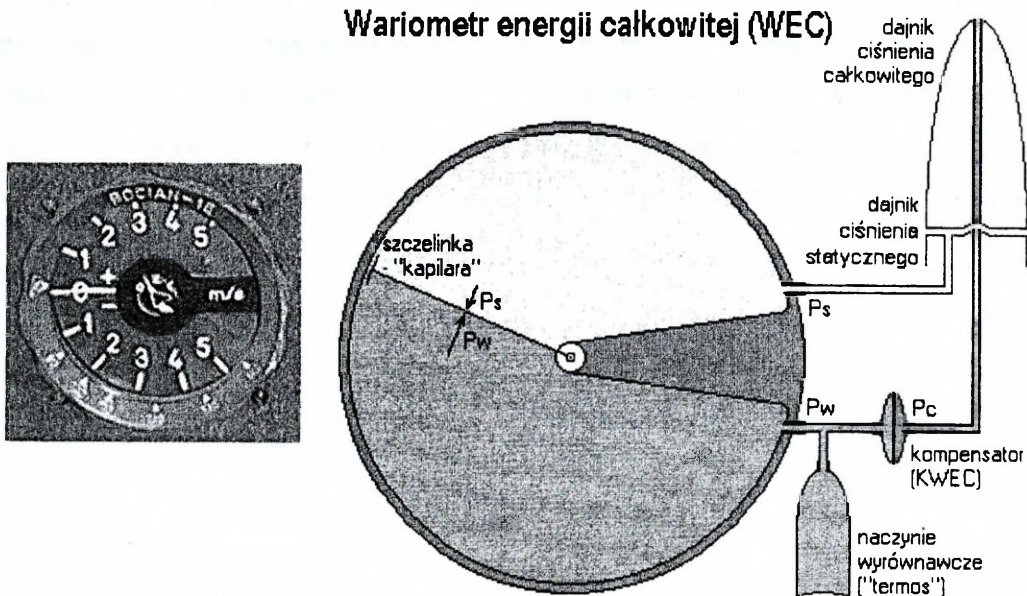


Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.15. Wskaźnik i zasada działania wariometru skrzydełkowego

Wspomniany wcześniej wariometr membranowy to przyrząd spotykany raczej w samolotach silnikowych. Na szybowcach instalowane są z reguły dokładniejsze wariometry skrzydełkowe. Jak sama nazwa wskazuje, elementem ruchomym jest w nich połączone ze wskazówką skrzydełko - delikatna blaszka zawieszona obrotowo wewnątrz precyzyjnie ukształtowanej obudowy. Rolę kapilary spełnia tu szczelinka między skrzydełkiem a obudową. Ponieważ jednak przekrój szczelinki jest większy niż przekrój kapilary w wariometrze membranowym, aby wyrównanie ciśnień nie następowało zbyt szybko, pojemność obudowy musi być większa. W tym celu dołącza się do niej naczynie wyrównawcze zwane popularnie "termosem".

Wariometr energii całkowitej



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.16. Wskaźnik i budowa wariometru energii całkowitej

Całkowita energia poruszającego się w powietrzu szybowca jest sumą energii potencjalnej, proporcjonalnej do wysokości, i energii kinetycznej, proporcjonalnej do kwadratu prędkości. Ściągając drążek możemy część energii kinetycznej zamienić w potencjalną, zyskując nieco wysokości kosztem prędkości i odwrotnie, przechodząc w nurkowanie zamieniamy energię potencjalną na kinetyczną. Jeśli pominiemy opadanie własne szybowca, energia całkowita pozostaje stała. Zwiększenie energii całkowitej swobodnie lecącego szybowca może nastąpić tylko dzięki prądom wstępującym - i na tym właśnie polega zabawa w szybownictwo. Wariometr energii całkowitej skonstruowano właśnie z myślą o mierzeniu zmian energii całkowitej, czyli zysku (lub straty) wysokości wynikającego z działania prądów powietrza, nie zaś ze zmian wysokości kosztem prędkości.

Wariometr energii całkowitej (WEC) to właściwie zwykły wariometr, tyle że skompensowany. Układ wyrównawczy wariometru połączony jest z kompensatorem WEC, który z kolei dołączony jest do dajnika ciśnienia całkowitego. Kompensator (w skrócie KwEC) to płaska, szczelna puszką z dwoma króćcami, pomiędzy którymi znajduje się gumowa membrana. Wzrost ciśnienia całkowitego powoduje ugięcie membrany i zwiększenie ciśnienia w układzie wyrównawczym, co z kolei wpływa na

wskazania wariometru, zmniejszając wskazywane opadanie. Przy wznoszeniu kosztem prędkości zachodzi sytuacja odwrotna - ugięcie membrany zmniejsza się, powodując zwiększenie pojemności i spadek ciśnienia w układzie wyrównawczym oraz zmniejszenie wykazywanego wznoszenia. Warto wspomnieć, że wariometr energii całkowitej może być też dołączony do własnego, niezależnego dajnika - tzw. sondy energii całkowitej, umieszczonej np. na stateczniku pionowym.

W szybowcach instaluje się zwykle dwa wariometry, z których jeden jest dokładniejszy, drugi ma szerszą skalę (np. 5 m/s i 30 m/s) - układ kompensujący dołącza się do wariometru dokładniejszego. Wokół skali wariometru umieszczony jest często pierścień tzw. kalkulatora krążkowego, ułatwiającego wybór optymalnych parametrów lotu.

9.2.2. Przyrządy nawigacyjne magnetyczne

Nawigacja lotnicza to nauka o metodach i środkach technicznych zapewniających dokładny, niezawodny i bezpieczny lot statków powietrznych z jednego do drugiego punktu na Ziemi.

Nawigowanie to operacje (czynności) załogi statku powietrznego i naziemnej służby ruchu lotniczego wykonywane dla zapewnienia maksymalnego bezpieczeństwa i dokładności wykonania lotu wzdłuż założonej trasy i dotarcia do wyznaczonego celu w określonym czasie. Innymi słowy nawigacja powinna zapewnić:

- określenie celu i algorytmu lotu, na podstawie których wyznacza się program lotu w czasie i przestrzeni z uwzględnieniem warunków otoczenia;
- określenie elementów nawigacyjnych niezbędnych do wykonania lotu według założonej trasy;
- wykorzystanie środków technicznych do zbierania, przetwarzania i zobrazowania informacji o locie;
- wykorzystanie uzyskanej informacji do orientacji w czasie i przestrzeni oraz sterowania lotem statku powietrznego.

Elementy nawigacyjne to współrzędne statku powietrznego, wartość i kierunek wektora prędkości w wybranym układzie współrzędnych, kierunek, odległość i czas lotu do celu oraz wiadomości o kształcie i geofizycznych własnościach Ziemi oraz przestrzeni kosmicznej.

Zadania stawiane współczesnemu lotnictwu wymagają stosowania coraz bardziej złożonych i dokładnych środków technicznych tworzących systemy (kompleksy) nawigacyjne.

Urządzenia nawigacyjne można podzielić na:

- autonomiczne, umożliwiające uzyskanie informacji nawigacyjnej bez współpracy z urządzeniami naziemnymi;
- nie autonomiczne, uzyskujące informacje nawigacyjne w wyniku współpracy z urządzeniami naziemnymi np. radiotechniczne.

Ze względu na źródło informacji urządzenia nawigacyjne można podzielić na:

- geofizyczne, określające elementy nawigacyjne na podstawie pomiaru różnych parametrów naturalnych (geofizycznych) pól Ziemi. Do tej grupy należą busole magnetyczne, wysokościomierze barometryczne, systemy kursowe, sztuczne horyzonty, układy inercjalne itp.;

- radiotechniczne, oparte na pomiarze parametrów pól elektromagnetycznych generowanych przez urządzenia pokładowe lub naziemne np. radiokompassy, radio-wysokościomierze, stacje radiolokacyjne, układy nawigacji satelitarnej;

- astronomiczne, gdzie źródłem informacji jest przestrzeń kosmiczna, a w szczególności położenie ciał niebieskich. Do tej grupy należą sekstanty i busole astronomiczne;

- świetlne, wykorzystujące pokładowe, względnie naziemne źródła światła. W tej grupie mamy latarnie świetlne, systemy świateł lądowania, reflektory, celowniki laserowe.

Oprócz wymienionych urządzeń w nawigacji załogi statków powietrznych wykorzystują mapy, tablice, suwaki i kalkulatory nawigacyjne.

Urządzenia nawigacyjne mogą pracować jako układy zobrazowujące uzyskane informacje nawigacyjne na odpowiednich wskaźnikach lub jako układy wypracowujące sygnały wejściowe dla systemów automatycznego sterowania statków powietrznych (SAU), czyli aby za pośrednictwem SAU sterować statkiem powietrznym.

W nawigacji współczesnych statków powietrznych powszechnie stosuje się kompleksowe systemy nawigacyjne. Stosowanie tych systemów umożliwia wykorzystanie różnorodnych urządzeń nawigacyjnych w celu uzyskania dużej dokładności wykonywania lotu. Uzyskuje się to poprzez wzajemną korekcję błędów współpracujących ze sobą urządzeń. Systemy kompleksowe pozwalają rozszerzyć warunki stosowania urządzeń nawigacyjnych oraz zwiększyć ich odporność na działanie warunków otoczenia (różnego rodzaju zakłóceń). Współczesne systemy nawigacyjne są w dużym stopniu zautomatyzowane, a w wielu przypadkach wykorzystują techniki komputerowe, w ten sposób odciążają załogę od wykonywania pracochłonnych pomiarów i obliczeń w czasie lotu, podając jej informację o najważniejszych elementach nawigacyjnych.

W nawigacji lotniczej wykorzystuje się różne metody, które można podzielić na trzy podstawowe grupy:

- zliczania drogi, w których pozycję określa się na podstawie całkowania w czasie przyspieszeń i prędkości statku;
- bezpośrednio;
- porównawcze.

Do pierwszej grupy zaliczamy urządzenia powietrznego, dopplerowskiego, inercyjnego zliczania drogi. Drugą grupę stanowią radiotechniczne, astronomiczne, satelitarne systemy nawigacyjne. W trzeciej grupie metody nawigacji oparte są na porównaniu wzrokowego, optycznego, radiolokacyjnego obrazu terenu z mapą. Wszystkie metody mają zalety i wady, w różnych warunkach lotu są bardziej lub mniej dokładne. Spełnienie wymagań w zakresie niezawodnej i dokładnej nawigacji możliwe jest jedynie w przypadku kompleksowania (łączenia) różnych metod i układów nawigacyjnych.

Busole lotnicze

Busolami lotniczymi nazywamy przyrządy służące do określania kursu samolotu, to jest kąta zawartego między południkiem, a płaszczyzną przechodzącą przez oś podłużną samolotu. Kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego, a osią samolotu nazywamy kursem geograficznym zaś kąt między południkiem magnetycznym, a osią podłużną samolotu - kursem magnetycznym.

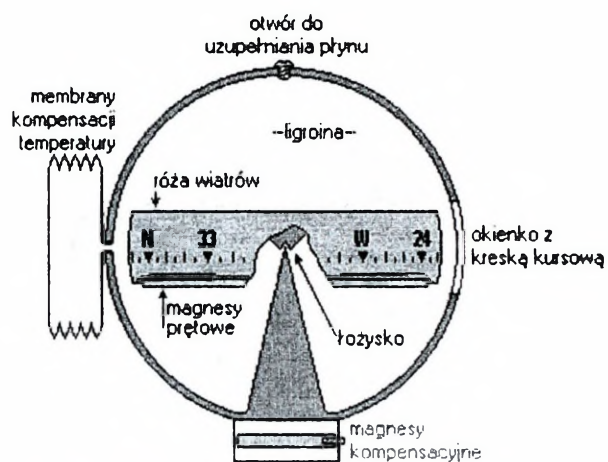
W lotnictwie stosowane są busole magnetyczne, indukcyjne, giroskopowe, giromagnetyczne, giroindukcyjne, astronomiczne i radiotechniczne.

Busola magnetyczna

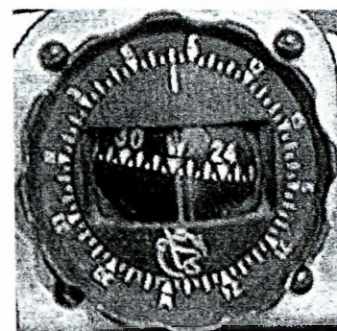
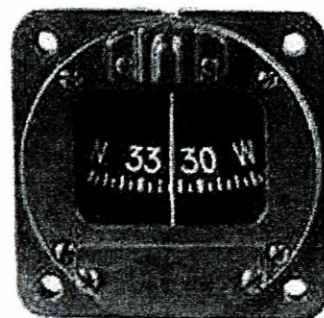
Busola magnetyczna służy do określania kursu magnetycznego, czyli kąta między osią podłużną samolotu, a północnym kierunkiem lokalnego południka magnetycznego. Lotnicze busole wykonane są w postaci pływaka ze skalą w stopniach, zawieszzonego wahliwie w zbiorniczku z cieczą. Taka konstrukcja zapewnia tłumienie oscylacji wywołanych wstrząsami i manewrami oraz powoduje niewrażliwość na przechyły.

Efektowne busole zabudowywane w kokpicie są obowiązkowym elementem wyposażenia - jest to jeden z tradycyjnych przyrządów montowanych nawet w

"szklanych" kokpitach samolotów ze zintegrowanym systemem nawigacyjnym (bardziej jako tradycja i "ostatnia deska ratunku").



Busola w przekroju - widok z boku



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

Rys. 9.17. Busola magnetyczna – budowa i wskaźniki

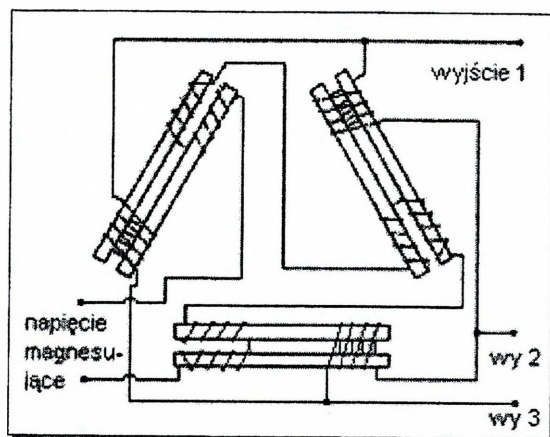
Jak działają typowe busole wie chyba każdy: namagnesowana oś północ - południe ustawia się wzdłuż linii ziemskiego pola magnetycznego, itd.

Wskazania tradycyjnej busoli magnetycznej mogą być obarczone błędami rozmaitej natury. Niektóre z nich można skompensować, inne nie.

Nawigatorzy rozróżniają trzy rodzaje kursu statku powietrznego: kurs magnetyczny (względem lokalnego południka magnetycznego), kurs geograficzny (względem południka geograficznego) i kurs busoli.

Kiedy busola magnetyczna ma służyć do uaktualniania wskazań żyroskopu używa się precyzyjnej busoli odległościowej, umieszczonej z dala od źródeł pól magnetycznych (elementów stalowych, odbiorników energii elektrycznej, przewodów), najczęściej w końcówce skrzydła. Busola taka przekazuje swój odczyt w postaci sygnałów elektrycznych. Żyroskopowy wskaźnik kursu uzgadniany przez busolę odległościową nazywa się busolą żyromagnetyczną.

Wsakazania busol magnetycznych bywają niedokładne i niekiedy trudne do interpretacji - oscylacje solidnie rozbudowanej busoli mogą trwać do dwóch minut. Dlatego w nowszych konstrukcjach zamiast busol stosuje się rozmaite czujniki pola magnetycznego. Często czujnik jest umieszczony na platformie stabilizowanej żyroskopem. Najczęściej stosowanym typem czujnika jest czujnik indukcyjny.



Źródło: Lotnicze systemy nawigacyjne, <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.18. Schemat czujnika indukcyjnego busoli

Czujnik indukcyjny składa się z trzech sond ułożonych pod kątem 120 stopni względem siebie. Ze stosunku sił elektromotorycznych na wyjściach uzwojeń sond odczytuje się kierunek północy magnetycznej.

Zmienny prąd magnesujący rdzenie sond jest niezbędny, ponieważ stałe pole magnetyczne Ziemi nie jest w stanie namagnesować stalowego rdzenia. Dopiero przy przemagnesowywaniu na przemian w jedną i w drugą stronę widać wpływ magnetyzmu ziemskiego. Zgodnie z kierunkiem sił pola ziemskiego namagnesowanie rdzenia będzie silniejsze, a odwrotne - słabsze.

Po wzmocnieniu sygnały elektryczne z każdego ramienia czujnika są kierowane do wskaźnika. W takiej busoli kompensację przeprowadza się drogą regulacji elektrycznej. Spotyka się także nowocześniejsze czujniki w pełni elektroniczne - bez części ruchomych. Należą do nich busole hallotronowe z elementem półprzewodnikowym, czującym na wartość strumienia magnetycznego.

Obecnie najwyższą dokładność pomiaru kursu statku powietrznego osiągają tzw. *centrale kursowe*, wykorzystujące dane z czujników magnetycznych i żyrosko-

powych. Ich wskazania mogą być korygowane według systemów radionawigacyjnych i czujników położenia ciał niebieskich.

Błędy wskazań busoli magnetycznej.

Najpospolitsze błędy wynikające z konstrukcji busol to *błąd zastoju* i tzw. *pociąganie ciecżą*. Zastój objawia się tym, że wychylony pływak nie "dociąga" dokładnie do kierunku południka magnetycznego.

Pociąganie ciecżą występuje w czasie zakrętów; po wyprowadzeniu z zakrętu ciecż w busoli obraca się dalej wskutek bezwładności. Tarcie powoduje że ciecż pociąga za sobą pływak.

Sama zasada działania busoli powoduje podatność na odchylenia (*dewiacje*) wywołane działaniem pól magnetycznych. Pola te mogą być wytwarzane przez czynniki naturalne i sztuczne.

Czynniki naturalne to pole magnetyczne Ziemi i jego anomalie. Sztuczne natomiast są wywołane pracą urządzeń elektrycznych w samolocie i poza nim. I jedne i drugie powodują mniej lub bardziej trwałe namagnesowanie części stalowych konstrukcji.

Dewiacja stała, niezależna od kursu, wynika z niedokładności zamontowania busoli na samolocie i jego stałych pól magnetycznych. Jest ona najłatwiejsza do zniwelowania - po prostu obraca się korpus busoli.

Największy udział w ogólnych błędach wskazań ma *dewiacja półokrężna*, czyli taka której maksimum przypada co 180° , równe co do wartości lecz z przeciwnym znakiem. Dewiację półokrężną można skompensować przez przy pomocy magnesów stałych, umieszczonych w korpusie busoli, albo przez zastosowanie odpowiedniego mechanizmu.

Dewiację ćwierćokrężną (z maksimum co 90°) można pomniejszyć tylko poprzez zastosowanie kompensatora mechanicznego.

Z dewiacją stałą łączą się dewiacje związane z przechyleniami (obrót wokół osi podłużnej) i pochyleniami (wokół osi poprzecznej) samolotu w locie. Własne pole magnetyczne samolotu nie działa tylko w płaszczyźnie poziomej - ma także składową pionową. Przy przechyleniach i pochyleniach w locie prostoliniowym pływak busoli stara się zachować położenie poziome względem powierzchni Ziemi - składowe pola

magnetycznego samolotu zaczynają działać na pływak pod pewnym kątem i powodują jego obrót.

Praktyczne znaczenie ma właściwie tylko *dewiacja pochyleniowa*; raczej nie pokonuje się dłuższych odcinków lotu z przechyleniem bocznym, natomiast pochylenie występuje zawsze przy nabieraniu wysokości i przy schodzeniu. Dewiacja pochyleniowa osiąga maksymalne wartości na kursach magnetycznych 90° i 270° .

W prawidłowo wykonanym zakręcie pływak busoli zachowuje kąt przechylenia względem kadłuba i składowa pionowa pola magnetycznego samolotu nie oddziałuje na jego obrót. Natomiast zmienia się kąt między płaszczyzną pływaka a kierunkiem sił ziemskiego pola magnetycznego; powstaje tak zwany *błąd północny* busoli. Błąd północny, zwany też *dewiacją zakrętową* na półkuli północnej powoduje odchylenie w stronę północnego bieguna magnetycznego. Osiąga maksymalną wartość na kursach 0° i 180° . Przy przekroczeniu pewnego kąta przechylenia może uniemożliwić prawidłowe określenie kąta zakrętu.

Dewiację stałą i półokrężną busoli określa się na Ziemi, przez porównanie jej wskazań ze znanymi kursami. Używa się do tego platformy kompensacyjnej. W przypadku zwykłych busol magnetycznych dewiację minimalizuje się przeprowadzając kompensację dla ośmiu kursów magnetycznych - co 45° . Pozostałą dewiację, tzw. *dewiację końcową* nanosi się na tabelkę dewiacji dla danej busoli (a właściwie dla konkretnej instalacji busoli w samolocie).

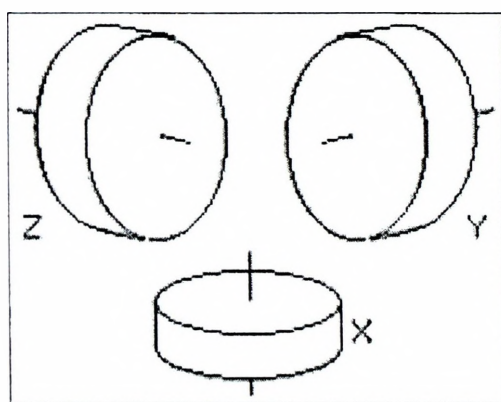
Niektóre dokładniejsze busole mają wkładki kompensacyjne pozwalające wprowadzić poprawkę wskazań na dewiację końcową.

Nowoczesne busole lotnicze są busolami odległościowymi albo żyromagnetycznymi, często używającymi indukcyjnych lub hallotronowych czujników pola magnetycznego. Są one zaopatrzone w kompensatory - mechaniczne, elektryczne lub elektroniczne urządzenia znoszące wpływ dewiacji.

9.2.3. Przyrządy żyroskopowe

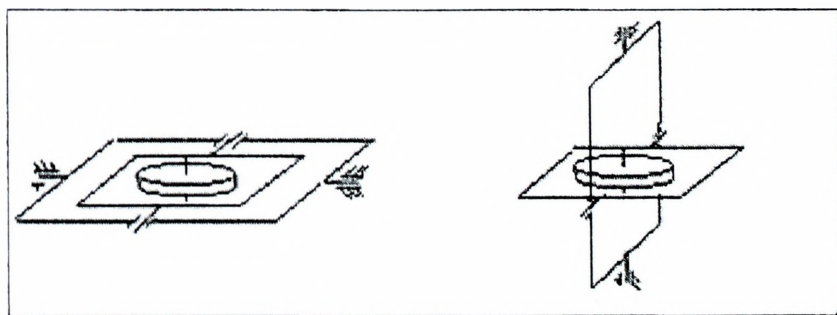
Żyroskop jest szybko obracającym się krążkiem ("bakiem"), który dopóki się obraca, dopóty stara się zachować położenie swojej osi. Zjawisko to wykorzystywano od dawna w konstrukcji żyroskopowych przyrządów pilotażowych. Są one przodkami dzisiejszych bezwładnościowych systemów nawigacyjnych.

Zespoły żyroskopów używane do przestrzennego pomiaru obrotu składają się z trzech żyroskopów o osiach ustawionych przestrzennie pod kątem 90 stopni. Takie ustawienie nazywamy układem sferycznym.



Rys. 9.19. Układ sferyczny żyroskopów

W bezwładnościowych układach nawigacyjnych stosuje się układy kardane, w których platforma żyroskopowa jest zawieszona na przegubie Cardana, lub sztywne, nieruchome względem konstrukcji statku powietrznego.

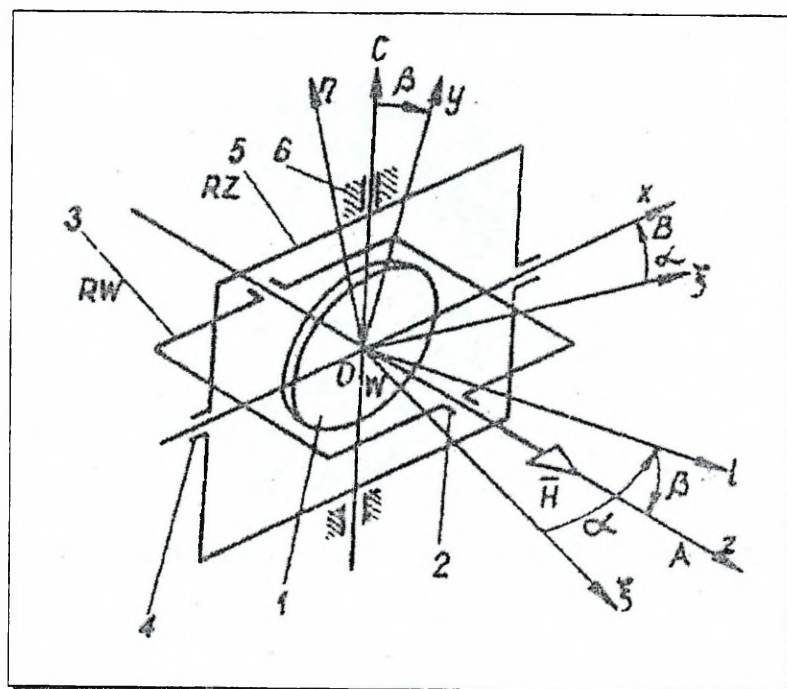


Źródło: Lotnicze systemy nawigacyjne, <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.20. Przeguby Cardanowe platform żyroskopowych

W układach kardanowych żyroskopy zmieniają swoje położenie w czasie manewrów samolotu; obracają się względem struktury zachowując stałą orientację względem Ziemi. Można wśród nich wyodrębnić trzy zasadnicze typy: układy geometryczne, półanalityczne i analityczne.

Najprostszym przykładem żyroskopu jest konstrukcja posiadająca trzy stopnie swobody pokazany na rysunku niżej. Oś główna wirnika żyroskopu (1) obraca się w łożyskach wirnika (2), które zamocowane są w ramce wewnętrznej (3). Ramka wewnętrzna RW obraca się w łożyskach wirnika (2), które zamocowane są w łożyskach (4) umocowanych w ramce zewnętrznej (5) oznaczonej RZ.



Rys. 9.21. Żyroskop o trzech stopniach swobody⁵⁷

Ramka zewnętrzna obraca się w łożyskach podstawy (6), która może być jednocześnie osłoną całego żyroskopu. Dzięki zawieszeniu przegubowemu (kardana) wirnik może jednocześnie wykonywać trzy niezależne ruchy kątowe.

W układzie geometrycznym żyroskopy i akcelerometry są montowane rozdzielnie. W starszych konstrukcjach akcelerometry były zamontowane tak sztywno, że mierzyły przyspieszenia w osiach kadłuba. W typowych konstrukcjach obrót platfor-

⁵⁷ J. Błaszczak. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, s. 220.

my z żyroskopami steruje położeniem platformy akcelerometrów, co pozwala na utrzymanie jej osi równoległe do powierzchni Ziemi.

W układach półanalitycznym i analitycznym akcelerometry są zamontowane na platformie żyroskopów. Różnica między nimi polega na tym, że układ analityczny jest orientowany według płaszczyzny wybranego koła wielkiego. Natomiast prostszy układ półanalityczny "pamięta" lokalną płaszczyznę horyzontalną w punkcie startu.

Układy kardanowe są bardzo dokładne, ale relatywnie duże i ciężkie. Poza tym istnieje możliwość blokowania się zawieszenia w czasie wykonywania akrobacji (tzw. błąd Cardana). Istnieją co prawda zawieszenia nie blokujące się (z dodatkowymi ramami o osiach obrotu pod kątem 45 stopni do zasadniczych), ale są drogie i ciężkie.



Rys. 9.22. Platforma żyroskopowa (bez zawieszenia)

Łożyska żyroskopów sztywnych (bezprzegubowych) są połączone ze strukturą płatowca poprzez czujniki nacisku. Wychylenie osi żyroskopu powoduje zmianę sił, działających na czujniki. Zmiany te są rejestrowane i przeliczane na kąt obrotu przez przelicznik (komputer analogowy lub cyfrowy). Ze względu na konieczność przeprowadzania dużej ilości obliczeń w czasie rzeczywistym przeliczniki dla układów bezkardanowych muszą mieć pokazną moc obliczeniową.

Głównymi zaletami żyroskopów sztywnych jest niewielki ciężar i brak zjawiska blokowania, polegającego na unieruchomieniu platformy w czasie gwałtownego manewru, wykonanego dokładnie w płaszczyźnie jednej z osi przegubu.

Największym źródłem błędów żyroskopów mechanicznych jest zjawisko precesji: przy gwałtownym wychyleniu oś żyroskopu zaczyna wykonywać koliste oscylacje

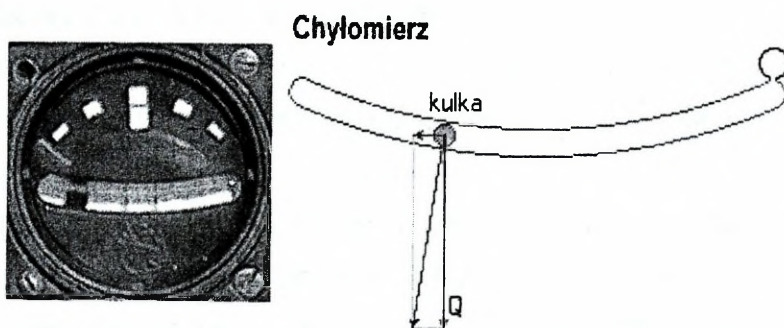
w kierunku wektora momentu, który wywołał wychylenie. W konstrukcjach z przegubem Cardana niweluje się precesję przy pomocy silniczków korekcyjnych (tzw. momentowych).

Poważną konkurencją dla żyroskopów klasycznych są żyroskopy optyczne i czujniki obrotu oparte na zjawisku zmiany amplitudy wychyleń drgających widełek.

Żyroskopowe przyrządy pilotażowe

Chyłomierz

Chyłomierz to w pewnym sensie rodzaj "krzywej poziomicy" - wewnątrz wypełnionej cieczą szklanej rurki umieszczona jest kulka, która pokazuje kierunek działania siły będącej wypadkową przyciągania ziemskiego i przyspieszenia dośrodkowego wywołanego zakrętem.

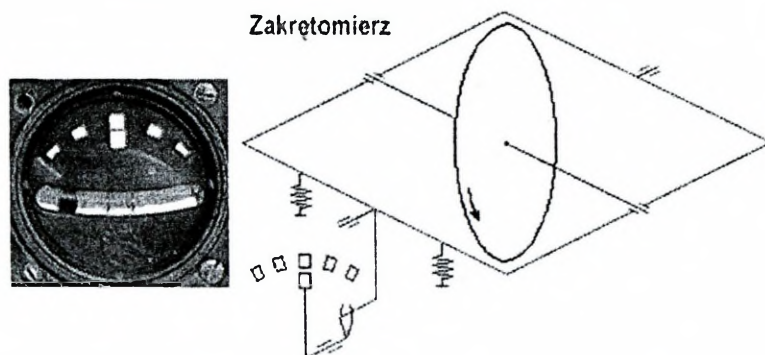


Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 9.23. Wskaźnik i schemat chyłomierza

Gdy kulka odchylona jest na zewnątrz toru lotu, oznacza to zakręt z wyślizgiem (zbyt małe przechylenie szybowca). Przy zakręcie z ześlizgiem (zbyt duże przechylenie szybowca), kulka "zjeżdża" do wewnątrz łuku zakreślanego przez szybowiec. Gdy kulka pozostaje pośrodku skali - zakręt jest wykonywany prawidłowo. Dla skompensowania zmian objętości cieczy wywołanych zmianami temperatury, w zaułku rurki pozostawiono mały bąbelek powietrza, który ulega ściśnięciu w przypadku rozszerzenia się cieczy.

Zakrętomierz



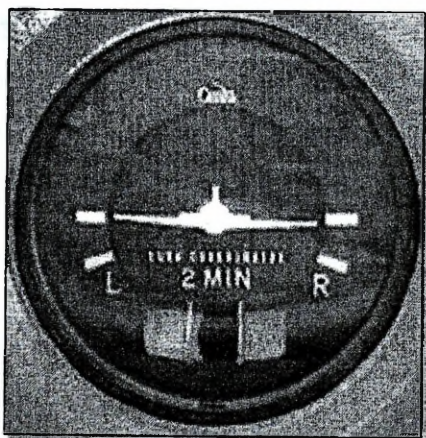
Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 9.24. Wskaźnik zakrętomierza połączony z chyłomierzem, zasada działania chyłomierza

Zakrętomierz jest przyrządem żyroskopowym pokazującym kierunek oraz prędkość kątową zakrętu. (Żyroskop to "ciało sztywne obracające się z dużą prędkością kątową wokół osi symetrii"⁵⁸.) W zakrętomierzu zastosowano żyroskop o dwóch stopniach swobody. Na osi zainstalowanej w uchylnej ramce wiruje z prędkością rzędu 20 tysięcy obr./min napędzany elektrycznym silniczkem masywny krążek. Zmiana położenia osi głównej żyroskopu pod wpływem momentu sił zewnętrznych (czyli zakręcania szybowca) wywołuje precesję - powstanie momentu sił działającego wokół osi prostopadłej do osi wirowania krążka i osi zakrętu. To z kolei powoduje proporcjonalne do prędkości kątowej zakrętu wychylenie wspomnianej ramki w kierunku zależnym od kierunku wirowania krążka i kierunku zakrętu. Po przejściu do lotu pro-

⁵⁸ **Żyroskop** (gr. *gýros* 'koło' + gr. *skopein* 'patrzeć') *tech.* sztywny krążek, bardzo szybko wirujący wokół swojej osi, dzięki czemu zachowuje stałe położenie w przestrzeni; służy do celów stabilizacyjnych. **Żyroskopowy efekt**, zjawisko zachowania przestrzennej orientacji osi obrotu wirującego ciała (żyroskop) względem inercyjnego układu odniesienia. Próby wymuszenia zmiany owej orientacji wywołują precesję. Efekt żyroskopowy wynika z zasady zachowania momentu pędu. Wykorzystuje się go do stabilizacji pocisków (którym ruch obrotowy nadaje gwint w lufie), w przyrządach nawigacyjnych (tzw. wahadło żyroskopowe w sztucznym horyzoncie), w czujnikach stabilizatorów okrętowych (np. kulożyroskop Sperry), w automatycznych układach sterowania samolotów i rakiet. Efekt żyroskopowy ułatwia jazdę na rowerze (jego koła są żyroskopami). Powoduje też stabilność orientacji przestrzennej Ziemi.

stego precesja ustaje, a ramka wraca do położenia neutralnego za sprawą dołączonych do niej sprężynek.



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

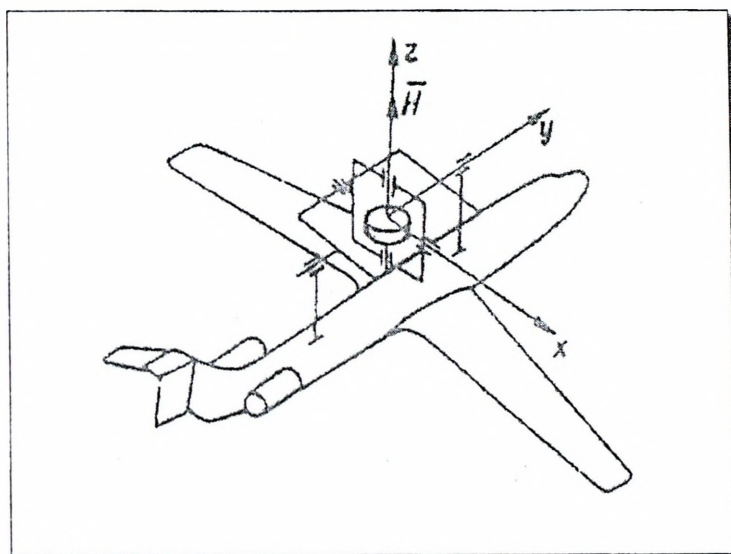
Rys. 9.25. Wskaźnik zakrętomierza

Ponieważ kierunek obrotów silniczka zależny jest od polaryzacji zasilania, krytyczną sprawą jest właściwe podłączenie baterii - przy niewłaściwej polaryzacji zakrętomierz będzie pokazywał odwrotny kierunek zakrętu, co w locie bez widoczności może pozostać niezauważone. W lotach z widocznością zakrętomierz jest z reguły wyłączony.

Zakrętomierz pozwala wykonywać idealne zakręty bez wyslizgu czy ześlizgu (tzw. *zakręt skoordynowany*). Połączona z żyroskopem sylwetka samolotu pokazuje głębokość (prędkość kątową) zakrętu. Kulka daje pojęcie o kierunku siły odśrodkowej - musi pozostawać w zaznaczonym polu. Zakrętomierz może być wykonany jako koordynator zakrętu (na zdjęciu) albo wskaźnika zakrętu z pionową wskazówką zamiast sylwetki samolotu. Niezależnie od wykonania bywa zmorą początkujących pilotów (wiem coś o tym;).

Pion giroskopowy

Ponieważ żyroskop o trzech stopniach swobody dąży do zachowania stałego położenia osi głównej w przestrzeni inercjalnej, istnieje możliwość zastosowania takiego żyroskopu do określenia pionu na samolocie. Aby mierzyć pochylenie i przechylenie samolotu przy pomocy powyższego żyroskopu, oś główna żyroskopu musi być pionowa, oś ramki zewnętrznej pokrywać się z osią podłużną samolotu, oś ramki wewnętrznej - z osią poprzeczną.



Rys. 9.26. Wskazywanie pionu w samolocie przez żyroskop⁵⁹

Innym sposobem określenia pionu jest wahadło, które może być stosowane tylko w samolocie w locie bez przyspieszeń, w przypadku, gdy na samolot działają przyspieszenia, wahadło ustawia się zgodnie z pionem pozornym (wypadkowa działania sił bezwładności wywołanych przyspieszeniem ziemskim i przyspieszeń lotu samolotu).

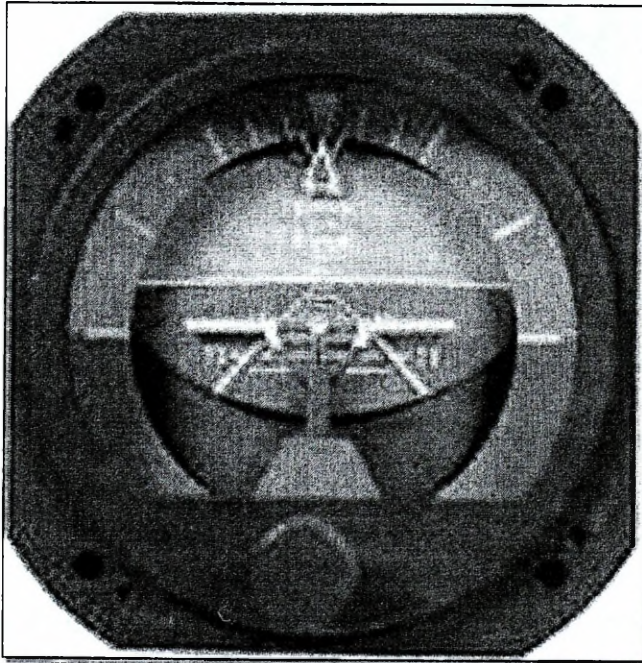
Tak więc ani żyroskop, ani wahadło nie mogą być zastosowane oddzielnie do określenia pionu rzeczywistego na samolocie, ale wykorzystując własności każdego z tych urządzeń opracowano przyrząd do pomiaru przechyleń i pochyłeń samolotu w locie - zwany sztucznym horyzontem. Gdy w locie nie występują przyspieszenia, oś główna żyroskopu utrzymywana jest w pionie przy pomocy wahadła. Natomiast gdy w płaszczyźnie horyzontu występują przyspieszenia, wahadło zostaje wyłączone i pra-

⁵⁹ J. Błaszczak. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, s. 221.

kuje tylko żyroskop spełniający rolę układu „pamięci” położenia w chwili odłączenia wahadła. Urządzenie, przy pomocy którego wahadło działa na żyroskop, ustawiając oś główne w pionie, nazywamy korektorem.

Sztuczny horyzont

Sztuczny horyzont wskazuje położenie statku powietrznego (lot poziomy, wzniesienie, zniżanie i przechylenie) względem płaszczyzny horyzontu rzeczywistego. Horyzontem rzeczywistym nazywamy płaszczyznę prostopadłą do pionu w punkcie obserwacji. Płaszczyzna horyzontu rzeczywistego jest równoległa do płaszczyzny horyzontu widocznego - wyznacza ją płaszczyzna wirnika żyroskopu.

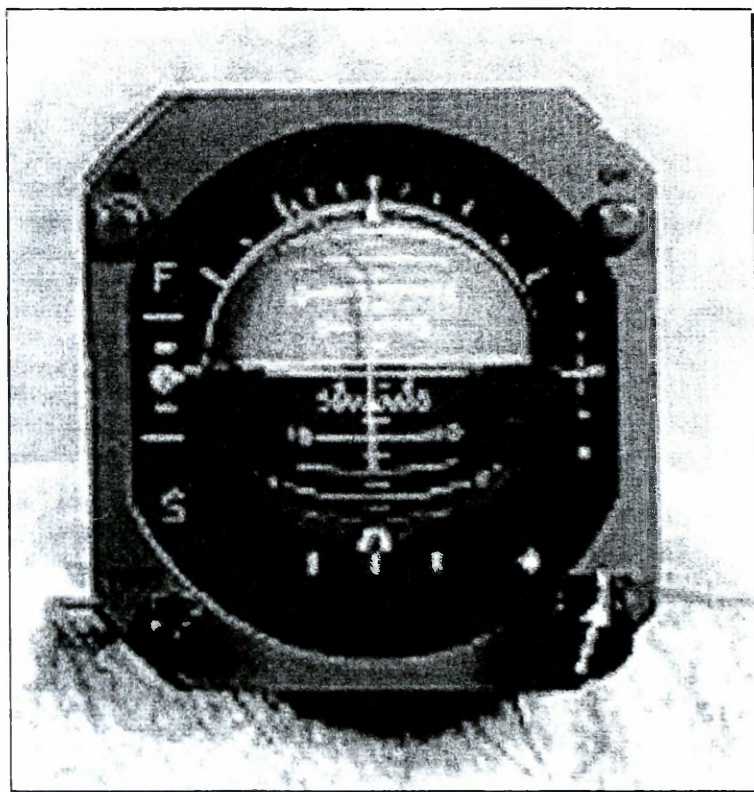


Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 9.27. Widok wskaźnika sztucznego horyzontu samolotu pasażerskiego

Sztuczny horyzont to podstawa lotów bez widoczności. Nocą albo w chmurach ludzki zmysł orientacji przestrzennej zawodzi. Sztuczny horyzont wskazuje położenie (rzeczywistą orientację) samolotu w przestrzeni.

Sztuczny horyzont samolotu wojskowego (akrobacyjnego) jest przystosowany do wskazywania linii horyzontu naturalnego w przy dowolnym położeniu samolotu w przestrzeni.



Rys. 9.28. Sztuczny horyzont wojskowego samolotu myśliwskiego

Rzeczywista odległość horyzontu widocznego zależy od krzywizny Ziemi, wysokości lotu i refrakcji optycznej, czyli załamania toru promieni światła widzialnego w atmosferze. W wyniku refrakcji obserwator widzi pod sobą coś w rodzaju gigantycznego zagłębienia; obiekty wydają się być znacznie dalej, niż są one położone w rzeczywistości. Refrakcja optyczna zależy od temperatury powietrza, wilgotności, ciśnienia, zapylenia itp. Sztuczny horyzont to podstawa lotów bez widoczności.

Nocą albo w chmurach "nie ma na czym oka zawiesić" i ludzki zmysł orientacji przestrzennej na ogół zawodzi. Sztuczny horyzont wskazuje rzeczywistą orientację samolotu w przestrzeni.

Zawieszenie żyroskopu w sztucznym horyzoncie ma trzy stopnie swobody, ale w standardowym wykonaniu może wykonać obrót o 360 stopni tylko w płaszczyźnie

poziomej - w pozostałych ma ograniczenia. Istnieją sztuczne horyzonty akrobacyjne, którymi można kręcić bez ograniczeń.

Z połączenia żyroskopu i sztucznego horyzontu powstały pierwsze autopiloty. Przyrządy żyroskopowe sterowały siłownikami włączonymi w system sterowania samolotem, stabilizując położenie w dwóch płaszczyznach. Dawne autopiloty były urządzeniami hydropneumatycznymi, bez żadnej elektroniki czy innych takich głupot.

Długo utrzymały się w użyciu przyrządy żyroskopowe napędzane sprężonym powietrzem. Były niezawodne, ponieważ nie miało się co psuć, łopatki turbinki Kaplana były wykonane bezpośrednio na obwodzie krążka. Ponadto były lekkie, tanie i nie obciążały instalacji elektrycznej. Wadą była niska dokładność, spowodowana małą prędkością obrotową krążków i siłami w zawieszeniu żyroskopu, wywołanymi ciśnieniem doprowadzanego powietrza. Pneumatyczne układy korekcyjne co prawda istniały, ale przez swą misterność opuszczały dziedzinę mechaniki precyzyjnej, sięgając wyżyn sztuki.

Przyrządy żyroskopowe o napędzie elektrycznym są znacznie dokładniejsze i stabilniejsze. W dawniejszych samolotach komunikacyjnych były w sumie trochę hałaśliwe, ponieważ wymagały przetwornic elektromaszynowych, zamieniających napięcie instalacji (najczęściej stałe 27 V) na trójfazowe 36 V 400 Hz. Całe rzędy takich małych, wyjących przetwornic widywało się na dole stojaków aparatury, upchniętych przeważnie gdzieś między kokpitem a kabiną pasażerską. W nowoczesnych samolotach stosuje się przetwornice elektroniczne, bez części ruchomych, a co hałaśliwsza aparatura jest ukryta w oddzielnych przedziałach.

Te dziwaczne parametry napięć zasilających były kompromisem w gąszczu sprzecznych wymagań. Napięcie trójfazowe daje możliwość stosowania silników bezszczotkowych (trwałość i brak zakłóceń), wyższa od "lądowej" częstotliwość zwiększa sprawność układów indukcyjnych (małe wymiary silników i transformatorów, małe straty cieplne). Z drugiej strony częstotliwość jest na tyle mała, że nie trzeba cudów techniki do generacji dużych prądów, a przewody zasilające nie powodują zbyt wielu zakłóceń. Natomiast samo napięcie jest kompromisem między bezpieczeństwem obsługi, koniecznością zapewnienia odporności izolacji, itp., a wymaganymi przekrojami przewodów (waga!). A w samolocie jest tego dużo. Nie pamiętam długości drutu, wywleczonego z Boeinga 767, ale tej liczby używa się do zadziwiania pu-

bliczności. Z tego właśnie powodu w nowoczesnych samolotach jako zasadnicze napięcie instalacji elektrycznej przyjęto 110 V 400 Hz.

Żyroskopowe przyrządy nawigacyjne

Najstarszym lotniczym instrumentem żyroskopowym jest **żyrokompas**. Skonstruowany przez Elmera Sperry pierwotnie dla statków oceanicznych, po zmniejszeniu do rozsądnych rozmiarów zawojował lotnictwo. Działa na zasadzie żyroskopu, który, jeśli wiruje, stara się zachować położenie swojej osi. Pionowo ułożony krążek żyroskopowy jest zawieszony na przegubie Cardana, przez co stałą orientacja krążka w przestrzeni jest stała. Obrót samolotu wokół żyroskopu jest przekazywany na 360-stopniową skalę.



Źródło: <http://www.szybowce.enter.net.pl/index.htm>

Rys. 9.29. Wskaźnik żyrokompasu lotniczego

Układ Cardana z żyroskopem może być umieszczony w samym przyrządzie albo poza nim. W tym drugim przypadku mechanizm żyrokompasu jest umieszczony w hermetycznym termostacie, a wskaźnik na tablicy przyrządów (elektromechaniczny lub elektroniczny) jest z nim połączony elektrycznie.

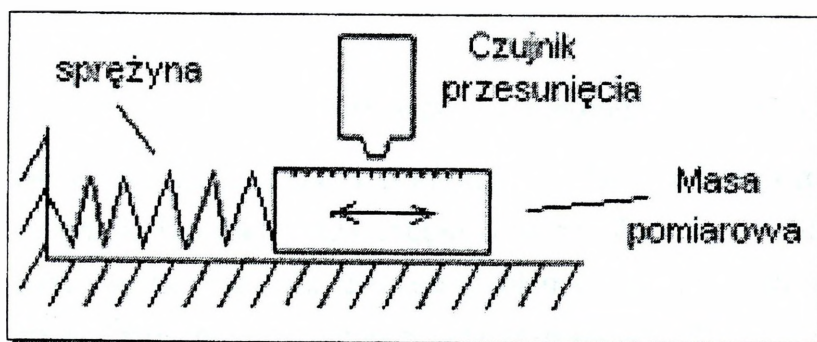
Do okresowej aktualizacji wskazań (uzgadniania) żyrokompasu używa się połączonych z nimi busol magnetycznych. Wtedy taki układ nazywa się busolą żyromagnetyczną. Precyzyjna tzw. busola odległościowa umieszczona jest z dala od źródeł pól magnetycznych (elementów stalowych, odbiorników energii elektrycznej, przewodów), najczęściej w końcówce skrzydła i jest elektrycznie połączona z resztą układów.

Akcelerometr

Bezwładnościowy układ odniesienia zawiera trzy akcelerometry, czyli przyspieszeniomierze, o wzajemnie prostopadłych osiach. Mierzą one przyspieszenie poprzez pomiar przesunięcia masy pomiarowej (ciężarka) pod wpływem przyspieszenia. Na podstawie wartości przyspieszeń, jakim podlega samolot w ruchu i czasu jego trwania przelicznik systemu nawigacyjnego oblicza przestrzenne przesunięcie względem punktu startu. Informację o orientacji geograficznej osi podłużnej i poprzecznej samolotu wprowadza się podczas wstępnego uzgadniania układu bezwładnościowego. Jest to konieczne ze względu na korekcję wskazań według krzywizny powierzchni Ziemi.

W układach typu kardanowego kierunki osi akcelerometrów są stabilizowane przez platformę żyroskopową. Natomiast w układach bezkardanowych (sztywnych) są one nieruchome względem kadłuba. Zadanie "przetłumaczenia" przyspieszeń w osiach samolotu na współrzędne geograficzne spada na przelicznik.

Najdokładniejsze są akcelerometry liniowe, ale ze względu na wysoki koszt stosuje się je tylko w urządzeniach najwyższej klasy. Ich konstrukcja musi zapewnić jednocześnie minimalne tarcie i tłumienie drgań.



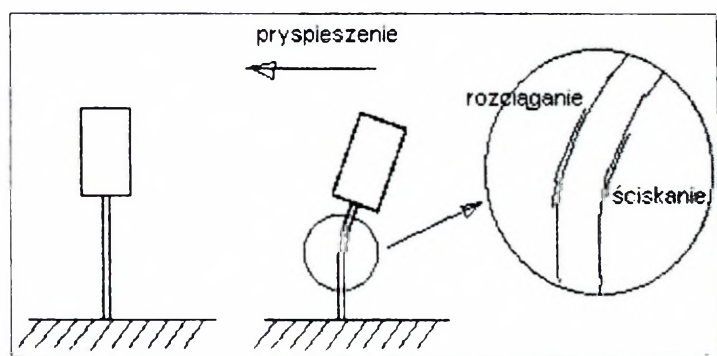
Rys. 9.30. Zasada działania akcelerometru

Czujniki przesunięcia stosuje się rozmaite: od prostych pojemnościowych do precyzyjnych czujników optycznych. Czujniki pojemnościowe są wystarczająco dokładne dla większości zastosowań. Działają one na zasadzie pomiaru zmian pojemności elektrycznej między masą pomiarową, a dwoma nieruchomymi płaszczyznami po obu jej stronach.

Optyczny czujnik przesunięcia liczy znaki na elemencie ruchomym. Ich zaletą jest bezpośrednie wejście sygnału do układów cyfrowych. Większa dokładność wynika z braku obwodów analogowych, z natury dość wrażliwych na zakłócenia.

Większość stosowanych obecnie akcelerometrów należy do typu wahadłowego. Są one mniej dokładne od liniowych ze względu na to, że ruch masy pomiarowej odbywa się po łuku.

Nowoczesne akcelerometry do zastosowań przemysłowych są chemicznie trawione w płytce krzemowej i stanowią integralną całość z czujnikami ugięcia (piezorezystywnymi lub piezoelektrycznymi).



Rys. 9.31. Przykład akcelerometru typu wahadłowego

Przyrządy do pomiaru prędkości kątowych

W różnych systemach automatycznych, a w szczególności w pilotach automatycznych, niezbędna jest informacja o prędkościach kątowych samolotu. Źródłem sygnałów elektrycznych proporcjonalnych do prędkości kątowych są mierniki prędkości kątowych, wykorzystujące własności żyroskopów o dwóch stopniach swobody.

Jeżeli żyroskop o dwóch stopniach swobody ustawimy na platformie obracającej się z prędkością obrotową ω , to w wyniku działania momentu żyroskopowego M_g , oś główna żyroskopu O-Z będzie się obracała wokół osi ramki O-X. Temu ruchowi przeciwstawia się moment wywołany przez sprężynę M_{sp} . W stanie ustalonym następuje zrównoważenie momentu żyroskopowego przez moment od sprężyny, co opisuje równanie:

$$M_g = H \times \omega = C \times r \times \beta = M_{sp}$$

gdzie: H - kręt żyroskopu;

ω - prędkość obrotowa platformy;

C - sztywność sprężyny;

r - ramię na którym działa sprężyna;

β - kąt obrotu osi głównej żyroskopu.

Stąd wynika, że kąt obrotu osi głównej żyroskopu β jest proporcjonalny do prędkości kątowej platformy ω , którą może być samolot.

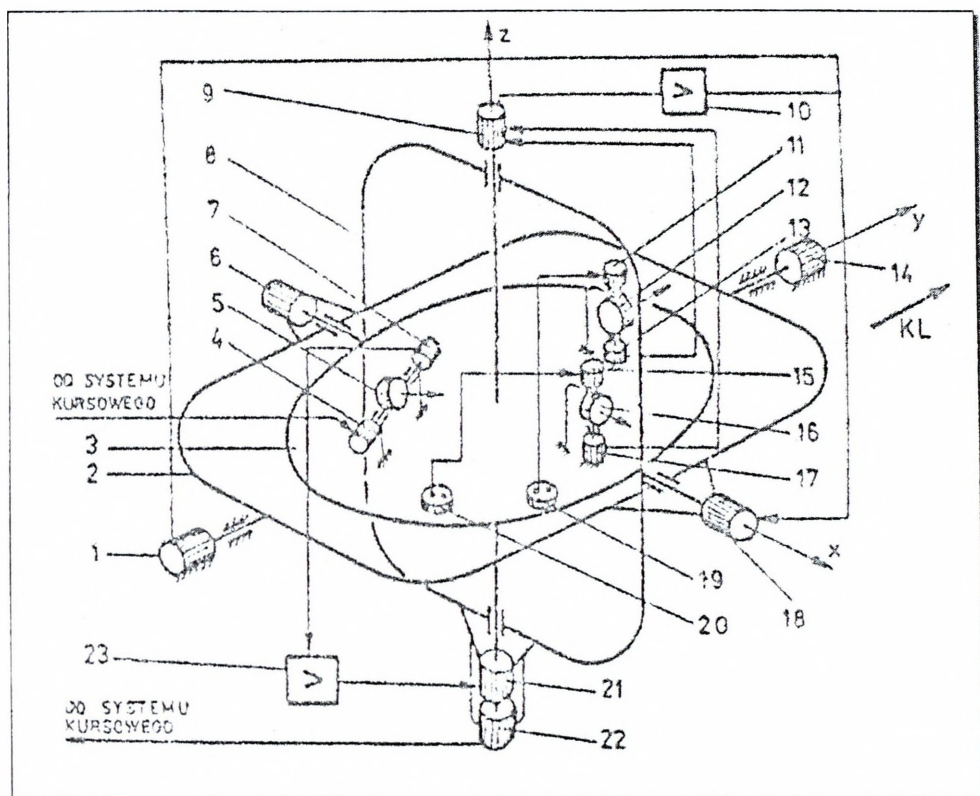
Platformy żyroskopowe

Omawiane wcześniej urządzenia żyroskopowe mają wiele wad, najważniejsze z nich to:

- dla stabilizacji dużych mas trzeba stosować żyroskopy o dużym kręcie, a więc o dużych prędkościach obrotowych i masach, co powoduje powstanie momentów w zawieszeniu żyroskopu i ich dryf;

- stabilizacja urządzeń bezpośrednio przez żyroskop jest możliwa tylko w krótkich okresach czasu.

Rozwój automatyki i układów nawigacyjnych wymaga dużej dokładności układów żyroskopowych. Aby sprostać temu wymaganiu, opracowano nowe układy tzw. platformy żyroskopowe, w których żyroskopy spełniają rolę elementów pomiarowych, natomiast kompensację sił zewnętrznych działających na platformę zapewniają silniki elektryczne. Silniki te, sterowane przez żyroskopy, wytwarzają momenty sił równoważące momenty sił zewnętrznych zakłócających pracę platformy. Układy takie są bardzo skomplikowane, ale uzyskują dużo większe dokładności. Przykładem takich układów stosowanych w lotnictwie są centralne piony żyroskopowe typu CGW i MGW lub platformy żyroskopowe typu SKW i JKW.

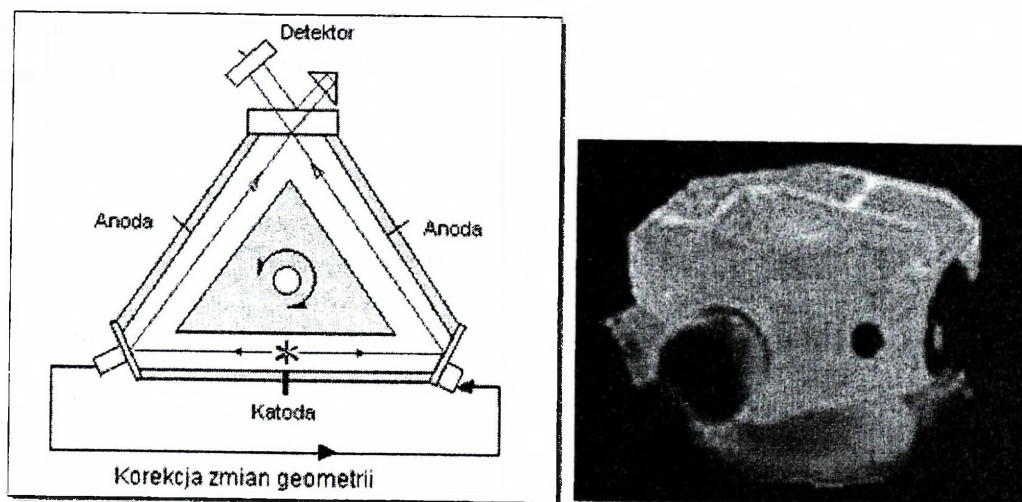


Rys. 9.32. Uproszczony schemat elektromechaniczny platformy trójosiowej⁶⁰

⁶⁰ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988, s 227.

Żyroskop optyczny

Żyroskopy optyczne, nazywane także laserowymi, działają na zasadzie pomiaru zmian długości fali świetlnej w pętli światłowodowej. Obrót układu w płaszczyźnie pętli powoduje zmianę długości fali światła. Pomiar różnicy długości fal odbywa się na zasadzie interferencji promienia bezpośredniego z promieniem który przeszedł przez pętlę; układ elementów optoelektronicznych liczy prążki interferencyjne.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.33. Schemat i widok żyroskopu laserowego

Ze względu na brak układów mechanicznych żyroskopy optyczne są niewrażliwe na gwałtowne manewry i nie występują w nich zjawiska precesji czy blokowania. W pierwszych konstrukcjach żyroskopów optycznych występowało mętnienie bloku światłowodowego, co ograniczało żywotność układu do około roku. Obecnie produkowane żyroskopy optyczne mają trwałość około 60000 godzin pracy. Są w stanie mierzyć prędkości kątowe od $0,1^\circ/h$ do kilkuset stopni na sekundę.

Żyroskopy laserowe są budowane jako konstrukcje z integralnym laserem gazowym. Wewnątrz kanału światłowodowego jest wypełnione helem (albo mieszaniną helu i neonu). Ramię przeciwległe do detektora stanowi komorę wyładowczą lasera - światło rozchodzi się w obie strony od komory.

Najpoważniejszym źródłem niedokładności żyroskopów laserowych są termiczne zmiany geometrii układu optycznego. Do ich kompensacji wykorzystuje się układ detektorów położenia punktu odbicia na zwierciadłach. Detektory sterują miniatur-

wym "siłownikiem" piezoelektrycznym, dynamicznie regulującym położenie jednego ze zwierciadeł.

Charakterystyczne dla żyroskopów laserowych jest zjawisko "zacinania się" (tzw. *lock-in*), objawiające się brakiem wskazań przy małych prędkościach kątowych. Pomimo, że układ jest zdolny do zmierzenia tak małej różnicy długości fali, prążki są zbyt szerokie i rozmyte dla optyki detektora. Zjawisko to likwiduje się przez szybkie obracanie (około 100°/s) żyroskopu tam i z powrotem o niewielki kąt, co sztucznie zwiększa prędkość kątową o znaną wartość, która jest automatycznie odejmowana od wyniku. Do wymuszania tych oscylacji stosuje się silniki krokowe lub elementy piezoelektryczne.

9.3. Systemy podejścia do lądowania

Systemem podejścia do lądowania nazywamy zespół urządzeń radiotechnicznych, umożliwiający statkom powietrznym wykonanie podejścia do lądowania przy ograniczonej widoczności⁶¹.

Podejście do lądowania według przyrządów może być precyzyjne lub nieprecyzyjne, w zależności od użytego systemu. System podejścia precyzyjnego ma za zadanie zapewniać prowadzenie od ustalonego punktu rozpoczęcia podejścia do pewnej wysokości nad płaszczyzną drogi startowej, nazywanej wysokością decyzji (DH - *Decision Height* lub DA - *Decision Altitude*). Wysokość decyzji jest to właściwa dla procedury i kierunku lądowania wysokość lub poziom lotu na której pilot musi przerwać podejście jeśli nie nawiązał wzrokowego kontaktu z lądowiskiem. Zatem techniczny system podejścia precyzyjnego musi wyznaczać kierunek lądowania i ścieżkę podejścia. Podejście nieprecyzyjne natomiast w dużej części odbywa się z widocznością ziemi. Od systemu wspomaganie podejścia nieprecyzyjnego wymaga się tylko ciągłej informacji o kierunku.

Pierwsze bez wątpienia urządzenie ułatwiające lądowanie w nocy zastosowano w myśliwcach B.E.2 *Royal Naval Air Service* w roku 1916. Była to piętnastometrowa

⁶¹ Rozdział opracowano w oparciu o dane ze strony <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm> - opracowanej przez Michała Setlaka

linka z ciężarkiem, zwisająca pod lądującym samolotem. Kiedy ciężarek zaczynał podskakiwać na gruncie w kokpicie dzwonił dzwonek.

W roku 1920 porucznik marynarki francuskiej, Arthur W. Loth, eksperymentował z urządzeniem do prowadzenia okrętów w torze wodnym bez widoczności. Źródłem sygnału prowadzącego były linie przewodowe na brzegu, zasilane prądem zmiennym o częstotliwości 600 Hz. Określanie położenia toru wodnego odbywało się przy pomocy obracanej cewki indukcyjnej.

Rezultaty prób były na tyle obiecujące, że przy okazji powstała koncepcja użycia przewodów prowadzących jako systemu podejścia do lądowania.

Próby przeprowadzono w roku 1922 na lotnisku w Chartres. Samolot został wyposażony w trzy cewki odbiorcze, ustawione wzajemnie pod kątem 90° . Przez przełączanie słuchawek na poszczególne cewki można było określić kierunek na przewody prowadzące, a także moment przekroczenia ich linii. Wprawny operator mógł na słuch określić kąt elewacji. Zasięg wykrycia sygnału wynosił około 2.5 km. I to bez żadnych wzmacniaczy.

Nie mniej jednak dokładność takiego systemu była problematyczna. Działanie było uwarunkowane brakiem przeszkód (szczególnie konstrukcji stalowych), brakiem linii energetycznych i niezwyklejmi uzdolnieniami nawigatora; musiał on błyskawicznie oceniać głośność buczenia w poszczególnych kanałach i na czas udzielać pilotowi wskazówek.

Mimo wszystko prace nad systemem Lotha toczyły się nadal. W 1931 roku podejście według przewodów prowadzących zaprezentowano Amerykanom na lotnisku Wright Field. Próbowano także udoskonaleń w rodzaju wysokościomierza akustycznego (który stał się inspiracją do skonstruowania radiowysokościomierza).

System przewodów prowadzących nie przyjął się ani w lotnictwie, ani w marynarce. Żadnego z niedomagań nie udało się usunąć w sposób zadowalający. W późnych latach dwudziestych urządzenia radiowe były już na tyle rozwinięte, że można było myśleć o wykorzystaniu patentu Otto Schellera z roku 1907 na zasadę prowadzenia wzdłuż linii równych sygnałów radiowych.

W 1921 roku amerykańscy inżynierowie F.H. Engel i F.W. Dunmore opracowali konstrukcję trasowej radiolatarni kierunkowej niskiej częstotliwości LFB (*Low Frequency Beacon*, albo LF-RNG - *Low Frequency Radio Range*). Cztery anteny nadawały

kierunkowo znaki alfabetu Morse'a A (.-) i N (-.), formując dwie lub cztery wąskie strefy nakładania się znaków z równą głośnością. Pilot sterował tak, by w słuchawkach zwykłego odbiornika średnioletowego słyszeć sygnał ciągły.

Późniejsze prace Dunmore'a nad systemem DLB (*Dunmore Landing Beam*) i BSS (*Bureau of Standards System*) prowadziły w kierunku systemu podejścia do lądowania przy ograniczonej widzialności: system miał wyznaczać kurs lądowania, kąt schodzenia i odległość do punktu przyziemienia.

Systemy te wyznaczały kierunek lądowania metodą równych sygnałów, pochodzących z nadajnika z dwoma antenami. Zamiast znaków alfabetu Morse'a użyto modulacji tonami 65 i 86.7 Hz.

Na pokładzie samolotu pilot dysponował prostym częstotliwościomierzem wiibracyjnym, pełniącym funkcję wskaźnika. Kotwiczki dwóch elektromagnesów, podłączonych do wyjść odbiorników miały różną długość; jedna wpadała w rezonans przy 65 Hz, druga przy 86.7 Hz. Wzdłuż optymalnego kierunku podejścia amplituda drgań kotwiczek była równa.

Bardziej zaawansowany system BSS miał zespół urządzeń wyznaczających ścieżkę schodzenia. Odbicie fal od powierzchni gruntu powodowało że uzyskiwana w praktyce linia równych sygnałów była krzywą o dość dziwnym przebiegu. Układ anten i stosunek mocy nadawanych sygnałów uwzględniał to zjawisko, ale pomimo to w pobliżu anten nadawczych sygnał rozmywał się i "uciekał" w górę. W dodatku precyzyjny miliamperomierz, używany do odczytu poziomu sygnałów ścieżki, musiał być regulowany za każdym podejściem.

Wykorzystywano także dodatkową radiolatarnię bezkierunkową w roli znacznika odległości (markera) - nadawała ona sygnał 40 Hz.

Bureau of Standards System był pierwszą przymiarką do tego co dziś nazywamy systemem podejścia precyzyjnego. Ani on, ani system DLB nie nadawały się do praktycznego zastosowania. Poza tym w owych czasach mało się latało w nocy, a złe warunki pogodowe oznaczały "święto lotnictwa".

W praktyce stosowano system (a właściwie metodę) ZZ (zero - zero). Polegał on na naprowadzaniu samolotu na radionamiernik umieszczony na polu wzlotów. Samolot po przejściu nad radionamiernikiem utrzymywał kurs przeciwny do kierunku lądowania przez określony czas, robił zwrot o 180 stopni i podchodził do lądowania

korygując kierunek według wskazań operatora radionamiernika. Ścieżkę schodzenia pilot określał według zegara, wysokościomierza, i wiatru.

Innym systemem tego typu było podejście według dwóch radiolatarni średniofalowych LFB albo NDB (200 do 600 kHz). Kierunek podejścia był wskazywany przez radionamiernik pokładowy, nazywany radiopółkompasem. W roku 1930 kapitan Hagenberger z lotnictwa wojskowego USA skonstruował automatyczny radiokompas, samoczynnie i w sposób ciągły wskazujący kierunek na radiolatarnię. Do podejścia według dwóch radiolatarni przydawały się dwa zestawy radiokompasu na pokładzie. Metoda taka jest stosowana do dziś jako podejście na dwie NDB.

Pierwszym powszechnie używanym systemem podejścia był niemiecki system *Lorenz*, skonstruowany w roku 1932. Nowością było zastosowanie fal krótkich (30 - 40 MHz), które pozwoliło na uzyskanie dużej dokładności. Poza tym nie było żadnych rewolucyjnych rozwiązań; wykorzystywano zasadę równych sygnałów i modulację telegraficzną - kropki z jednej strony, kreski z drugiej. W zestawie były dwie radiolatarnie markerów: wewnętrzny i zewnętrzny. Pracowały one na wspólnej częstotliwości 38 MHz. Dalszy nadawał kreski tonem niskim, bliższy kropki tonem wysokim. System Lorenza był bardzo udany; do roku 1936 był używany w ponad 40 portach lotniczych. W wielkiej Brytanii używano go pod nazwą SBA (*Standard Beam Approach*).

Swoistą ciekawostką był brytyjski system BABS (*Blind Approach Beacon System*) pracujący w zakresie częstotliwości 214 - 234 MHz. Pokładowy nadajnik BABS wysyłał impulsy zapytujące a połączony z nim odbiornik odbierał impulsy odpowiedzi radiolatarni i wyświetlał je na ekranie oscyloskopu. Odchylany w poziomie strumień elektronów wyświetlał na ekranie linię zwaną podstawą czasu, ponieważ ruch promienia wzdłuż jej długości obrazuje czas od wysłania impulsu zapytania, a tym samym odległość od radiolatarni. Radiolatarnia systemu, a właściwie naziemny transponder, odpowiadała jednocześnie dwoma impulsami: z prawej strony radiolatarni impulsem długim (12 mikrosekund), z lewej strony krótkim (5 mikrosekund). Linia równej amplitudy impulsów długich i krótkich (czyli brak modulacji) wyznaczała kierunek lądowania. BABS był używany na większą skalę właściwie tylko w Wielkiej Brytanii, głównie przez RAF. System składał się z radiolatarni lądowania *Babs Mk 4*, pomocniczych radiolatarni *Eureka Mk 7* (transponder naziemny tylko do pomiaru odległości) i urządzenia pokładowego *Rebecca Mk 8*.

Systemy Lorenz i BSS były prekursorami systemu ILS, do dziś podstawowego systemu precyzyjnego podejścia do lądowania. Następcami ILS mają być młodsze i bardziej zaawansowane technicznie systemy podejścia MLS i wielce obiecujące ale coś długo niedojrzałe systemy podejścia według GPS.

Oprócz nich we współzawodnictwie o schedę po ILS uczestniczy system TLS (*Transponder Landing System*), już posiadający certyfikat FAA i testowany przez siły powietrzne USA. Jego szanse na szersze zastosowanie w lotnictwie cywilnym są spore - jest to niedrogi i stosunkowo prosty system.

Nocą końcowa faza podejścia i sam manewr lądowania jest wspomagany przez systemy świateł podejścia. Ich zadaniem jest ułatwienie wzrokowej lokalizacji progu pasa, wyznaczanie kierunku w czasie dobiegu i pomoc w kołowaniu.

Lotnictwo wojskowe korzysta w tej dziedzinie głównie z tzw. systemu GCA (*Ground Controlled Approach*) oraz z odpowiednio przystosowanych do twardszych warunków eksploatacji systemów ILS i MLS.

Siły lotnicze krajów bloku wschodniego były wyposażone w rosyjski system podejścia PRMG-5. System ten jest o tyle ciekawy, że może zostać połączony z kątowno - odległościową radiolaternią RSBN-4.

Należy przy tej okazji wspomnieć o okrętowych systemach podejścia. Systemom podejścia do lądowania na lotniskowcach są stawiane szczególne wymagania: mają doprowadzić samolot w każdych warunkach meteorologicznych, na chwiejącym się lotnisku, a w dodatku trzeba się liczyć z uszkodzonym samolotem i wyczerpanym lub rannym pilotem. Z reguły jest to ILS lub MLS wspomagany radarem i obserwacją wzrokową ze stanowiska nawigatora podejścia (zlikalizowanego w pobliżu punktu lądowania i wyposażonego w łączność radiową, sygnalizację świetlną i czasem noktowizor).

Specyficzną konstrukcją jest tu francuski system DALAS (*Dispositif d'Aide a l'Appontage au Laser*), używany na lotniskowcach *Foch* (testy od 1988 roku) i *Charles de Gaulle*. Podstawą jest system laserowy, składający się ze stacji na pokładzie lotniskowca i samolotowego urządzenia odzewowego. Dane są zobrazowane na ekranie HUD samolotu i na ekranie wskaźnika syntetycznego na stanowisku nawigatora naprowadzania na okręcie, gdzie mogą być nakładane na obraz z kamery telewizyjnej wysokiej rozdzielczości (zbliżonej do HDTV) lub z termowizora. W razie kłopotów

nawigator naprowadzania udziela instrukcji przez radio. Samolot, wstępnie naprowadzony przez operatora stacji radiolokacyjnej, przechwytuje wiązkę laserową w odległości około 4 km. Na HUD jest wyświetlane "okno lądowania" z ciągłymi wskazaniami kierunku, ścieżki schodzenia i odległości. Dokładność kątowna systemu wynosi 0.5 miliradiana, dokładność wyznaczania odległości od 4 m na maksymalnym zasięgu i około 50 cm w punkcie przyziemienia.

System DALAS jest uważany z najnowocześniejszy w swojej klasie, m.in. ze względu na małą emisję elektromagnetyczną, mogącą ułatwić przeciwnikowi lokalizację okrętu.

Ze względu na fakt, że systemy podejścia do lądowania prowadzą samolot w najbardziej krytycznej fazie lotu stawia się im bardzo wysokie wymagania techniczne i obsługowe. Częściej niż dla innych urządzeń nawigacyjnych wykonuje się pomiary z powietrza. Ze względów bezpieczeństwa ich urządzenia naziemne (pokładowe też, kiedy to technicznie możliwe) są zawsze podwójne i wyposażone w obwody automatycznej kontroli.

9.4. Systemy radiowe

9.4.1. NDB (*Non-directional Beacon*)

Naziemne radiolatarnie NDB (*Non-directional Beacon*) i odbiorniki, znajdujące się na pokładzie statku powietrznego (*radiokompasy* albo *ADF- Automatic Direction Finders*) tworzą razem jeden z najstarszych systemów radionawigacyjnych. Jego prekursorami były ręcznie obracane radionamierniki pokładowe do namierzania średniofalowych stacji radiofonicznych i nielicznych nawigacyjnych. Inną odmianą były radiolatarnie trasowe "LF-RNG" (*Low Frequency Radio Range*), używane w USA do lat 60.

Radiolatarnia NDB jest naziemnym nadajnikiem bezkierunkowym pracującym na falach średnich (od 200 do 600 kHz). Fala nośna radiolatarni jest zmodulowana amplitudowo emisją A2A, przy głębokości modulacji do 95%. Sygnał nadawany przez radiolatarnię NDB zawiera znak rozpoznawczy w postaci trzech znaków alfabetu Morse'a, powtarzanym co około 30 sekund. Znaki Morse'a są nadawane tonem 1020 Hz (w starszych radiolatarniach także 400 Hz). Przerwa między znakami ma 600 ms. Istnieją radiolatarnie nadające informacje o stanie urządzeń, zakodowane w sygnale identyfikacyjnym. Tak np. wydłużenie przerwy między znakami do 1200 ms oznacza

pracę nadajnika zapasowego. Jeżeli radiolatarnia pracuje z zasilaniem awaryjnym, zmienia długość przerwy co trzy sekwencje (3 razy z przerwą 600 ms, 3 razy z przerwą 1200 ms).

Niekiedy spotyka się NDB nadające fonią znak identyfikacyjny i informacje meteorologiczne. W uzasadnionych przypadkach, np. okolicach o dużym poziomie zakłóceń, dopuszczalne jest stosowanie radiolatarni z kluczkowaniem fali nośnej (emisja A1A). Dla odbioru sygnałów takich radiolatarni należało przełączyć radiokompas w tryb pracy BFO (*Beat Frequency Oscillator*, w rosyjskich ARK był to tryb *telegrafia*).

Zasięg sygnałów NDB zależy od mocy nadajnika i pory doby. Dla radiolatarni o mocy 100 W zasięg w dzień wynosi około 350 km, w nocy około 50% więcej ze względu na lepsze warunki propagacyjne fal średnich.

Przestrzenna charakterystyka nadawania NDB ma kształt czaszy. Bezpośrednio nad radiolatarnią wskazania systemu są zmienne i niestabilne. Obszar ten nazywa się stożkiem niejednoznaczności wskazań lub stożkiem martwym. W typowych radiolaterniach kąt wierzchołkowy stożka martwego wynosi około 45 stopni.

Odbiornik pokładowy systemu NDB, czyli radiokompas, po dostrojeniu do częstotliwości radiolatarni wskazuje kąt kursowy na radiolatarnię NDB z dokładnością $\pm 6.9^\circ$. Zakres częstotliwości odbiornika wynosi 150 do 1750 kHz - jest rozszerzony w stosunku do typowego zakresu NDB dla zachowania możliwości namierzania publicznych radiostacji średniofalowych.

Radiokompas, jest to lotniczy automatyczny radionamiernik pokładowy⁶², który wskazuje w sposób ciągły kąt pomiędzy osią statku powietrznego a kierunkiem znanej radiostacji, nadającej sygnały wywoławcze. Składa się z obrotowej anteny, radioodbiornika i pulpitu sterującego.

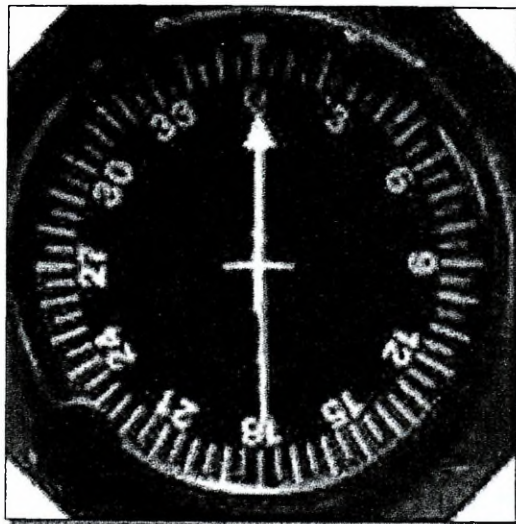
⁶² **Radionamiernik**, odbiornik radiowy z obrotową anteną kierunkową umożliwiający wyznaczenie kierunku, z którego dociera do niego fala radiowa emitowana przez radiolatarnię.

Kierunek na radiolatarnię określa się przy minimum słyszalności sygnału. Nowoczesne radionamierniki są w pełni zautomatyzowane, same dostrajają się do częstotliwości słyszanej radiolatarni, dokonują pomiaru i wyświetlają jego wynik.

Radiokompas określa kierunek na radiolatarnię przy pomocy dwóch anten: anteny bezkierunkowej (odbiór sygnałów nie zależy od kierunku) oraz kierunkowej anteny ramowej.

Antena ramowa jest obracana do momentu, gdy odbierany przez nią sygnał osiągnie minimum w stosunku do stałego sygnału anteny bezkierunkowej.

Obwody radiokompasu wykrywają najłabszy odbiór, zamiast najsilniejszego, jakby wskazywał "chłopski rozum", z dwóch przyczyn. Po pierwsze w charakterystyce odbiorczej anteny ramowej minimum jest zarysowane wyraźniej niż maksimum. Po drugie przy małej odległości do radiolatarni odbiornik może zostać przesterowany silnym sygnałem, ale wskazania będą jeszcze dokładne.



Rys. 9.34. Wskaźnik radiokompasu KKR

Większość radiokompasów dodatkowo posiada tryb pracy ANTENA (oznaczany ANT lub TEST), w którym antena ramowa jest ustawiana na 90 stopni względem osi podłużnej samolotu (w niektórych konstrukcjach jedt to 0 stopni). Tryb ANTENA służy do sprawdzania działania całości urządzenia i kontroli powtarzalności namiarów. W nowszych konstrukcjach stosuje się kierunkowe anteny fazowane, nie wymagające mechanicznego obracania. Wskaźnik radiokompasu jest elektrycznie sprzężony z obrotem anteny ramowej. Zwykły wskaźnik radiokompasu, *Radio Bearing Indicator* (RBI) ma skalę 360 stopni z zerem wskazującym nos samolotu. Często wskaźnik ma obracaną skalę kątową, na której ręcznie ustawia się kąt kursowy. Jeżeli skala jest sprzężona z żyrokomпасem przyrząd nazywa się wskaźnikiem żyromagnetycznym

(RMI - *Radio Magnetic Indicator*). RMI umożliwia określenie kąta kursowego radiolatarni, radionamiaru i radialu (namiaru od radiolatarni). Dodatkowy przestawialny znacznik przydaje się przy lotach z bocznym wiatrem do zaznaczenia poprawki kursu. Na pokładach samolotów komunikacyjnych montuje się dwa niezależne zestawy radiokompasów. Często mają one wspólny wskaźnik RMI z dwoma strzałkami.



Pulpit sterowania zabytkowego rosyjskiego radiokompasu ARK-5. U dołu po prawej widać przełącznik trybów pracy. Od lewej: wyłączony, *KOMP* (normalna praca), *ANT* (test), *RAMKA* (ręczne sterowanie anteny ramowej).

Często spotyka się radiolatarnie NDB zainstalowane wspólnie z markerem systemu lądowania ILS. Takie kombinowane radiolatarnie ułatwiają odnalezienie sektora przestrzeni w którym działa ILS. Określa się je jako *locator beacons* albo *compass locator*. Inną kombinacją z markerem i NDB jest marker trasowy, w którym z radiolatarnią bezkierunkową łączy się tzw. *fan-marker*, co pozwala na dokładne określenie momentu przelotu nad radiolatarnią.

W radionawigacji morskiej także używa się brzegowych radiolatarni bezkierunkowych, pracujących w zakresie 285-325 kHz. Nie są one dopuszczone do nawigacji lotniczej, ponieważ niektóre z nich są włączane tylko nocą lub przy złej pogodzie. Poza tym powszechny jest zwyczaj łączenia radiolatarni brzegowych w łańcuchy do sześciu stacji, nadające po kolei na tej samej częstotliwości. Każda radiolatarnia łańcucha nadaje przez minutę po czym oddaje głos następnej. Namiary na kolejne stacje wykonuje się bez przestrajania odbiornika - według zegara i tabeli. Prędkości statków są na ogół niewielkie, zatem błąd wynikający ze zmiany położenia w trakcie wykonywania namiarów jest pomijalny.

Na jednostkach pływających rzadko instaluje się radiokompasy - przeważnie wystarcza odbiornik średnioletkowy z ruchomą anteną kierunkową i busołą magnetyczną.

Istnieją też wojskowe radiolatarnie bezkierunkowe pracujące w zakresie 275 do 287 MHz (UDF - *Ultra High Frequency Direction Finder* albo *UHF Homing Beacon*).

Same radiolatarnie bywają stacjonarne, np. AN/URN-12, lub przenośne (tzw. TACBE - *Tactical Communications Beacon*). Urządzeniami pokładowymi są zestawy AN/ARA-25 w postaci przystawki do odbiornika AN/ARC-27 lub radiostacji pracującej w tym zakresie częstotliwości.

System NDB jest prosty i relatywnie tani w eksploatacji, a poza tym wiele starszych samolotów lekkich posiada radiokompasy jako jedyne wyposażenie radionawigacyjne. Obecnie, ze względu na małą dokładność na większych odległościach, nie instaluje się nowych radiolatarni trasowych NDB, utrzymując jedynie istniejące.



Źródło: <http://www.heading.enter.net/pl/start.htm>

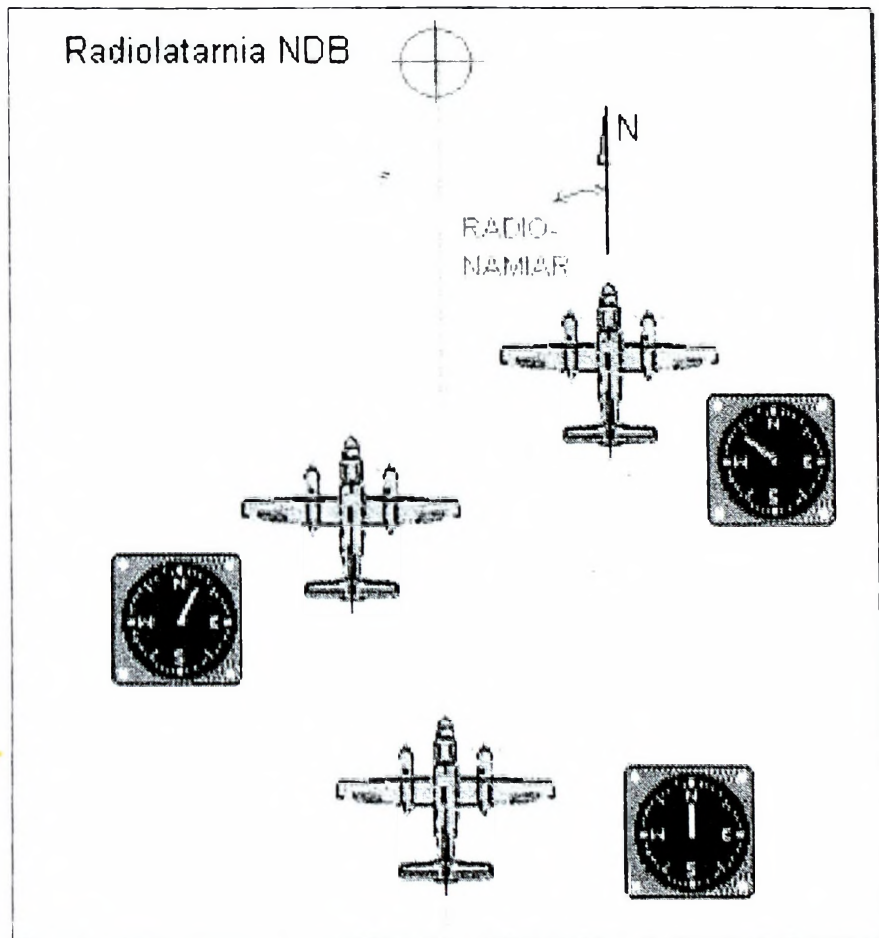
Rys. 9.35. Wskaźnik żyromagnetyczny RMI

Jeżeli skala radiokompasu jest sprzężona z żyrokompasem przyrząd nazywa się wskaźnikiem żyromagnetycznym (RMI - *Radio Magnetic Indicator*). RMI umożliwia określenie kąta kursowego radiolatarni, radionamiaru i radialu (namiaru od radiolatarni)⁶³.

⁶³ Opisano w oparciu o dane ze strony <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm> - opracowanej przez Michała Setlaka.

9.4.2. Podejście "na dwie NDB"

Podejście na dwie NDB, w latach trzydziestych naszego wieku znane jako system Hegenbergera, wykonuje się według dwóch radiolatarni: dalszej i bliższej. Nie jest do tego wymagany koniecznie zestaw dwóch radiokompasów i wskaźnik z dwoma wskazówkami. Wystarczy jeden radiokompas z preselekcją częstotliwości.



Źródło: http://www.heading_enter.net.pl/start.htm

Rys. 9.36. System podejścia do lądowania „na dwie NDB” - wskazania radiokompasu

9.4.3. System podejścia według przyrządów PRMG-5

Rosyjski wojskowy system podejścia do lądowania PRMG-5 przez wiele lat był standardem dla sił lotniczych państw Układu Warszawskiego. Jak na system podejścia przystało, system podaje kierunek lądowania, kąt ścieżki schodzenia i odległość nachyloną do progu drogi startowej. Przeznaczony jest dla samolotów wojskowych i wyróżnia się kilkoma cechami niespotykanymi w urządzeniach cywilnych.

Zasada pracy PRMG-5 jest podobna do pracy systemu ILS. Polega na wytworzeniu w przestrzeni dwóch płaskich i wzajemnie prostopadłych wiązek fal radiowych: poziomej wiązki ścieżki schodzenia i pionowej wiązki kierunku podejścia. Naziemna część systemu składa się z trzech radiolatarni: radiolatarni kierunku (zwanej radiolatarnią kursu - DKRM), radiolatarnia ścieżki schodzenia (GRM) i radiodalmierza (RD). Typowa przewoźna instalacja systemu zawiera podwójny komplet radiolatarni, zabezpieczających główny i zapasowy kierunek podejścia.

Wiązka radiolatarni kierunku jest strefą równej głębokości modulacji, której oś symetrii leży na osi DS i przechodzi przez środek anteny oraz wyznacza kierunek lądowania. Charakterystyka promieniowania jest tak ułożona w przestrzeni, że patrząc wzdłuż kierunku podejścia do lądowania po prawej stronie przeważa sygnał w.cz. zmodulowany sygnałem o częstotliwości 1300 Hz, a z lewej - o częstotliwości 2100 Hz. Oba sygnały są nadawane przemiennie z częstotliwością przełączania 12.5 Hz. Radiolatarnia kierunku KRM-5 pracuje w zakresie częstotliwości od 905.1 do 932.4 MHz. Efektywny zasięg sygnałów wynosi 45 km przy wysokości 1000 m (moc nadawcza 8 W). W płaszczyźnie poziomej jej sektor jest ograniczony do $\pm 15^\circ$ względem kierunku podejścia. W płaszczyźnie pionowej od 0.85° do 7° .

Anteny radiodalmierza są zlokalizowane razem z radiolatarnią kierunku - odmiennie niż w ILS. Działający na zasadzie odzewowej radiodalmierz pracuje w zakresie częstotliwości od 939.6 do 966.9 MHz. Impulsowy radiodalmierz (niekompatybilny z DME) jest zbliżony do kanału odległościowego systemu RSBN i ma dokładność ± 250 m.

Radiolatarnia ścieżki schodzenia (GRM) działa analogicznie do radiolatarni kierunku. Anteny ścieżki są zlokalizowane z boku drogi startowej, 120 do 180 m od osi i 200 - 450 m od progu.

Zakres częstotliwości wynosi od 939.6 do 966.9 MHz. Zasięg sygnałów ścieżki wynosi 18 km w sektorze $\pm 8^\circ$ względem kierunku podejścia.

Do odczytu wskazań PRMG na pokładzie samolotu służy wskaźnik krzyżowy, podobny do CDI (*cross deviation indicator*).

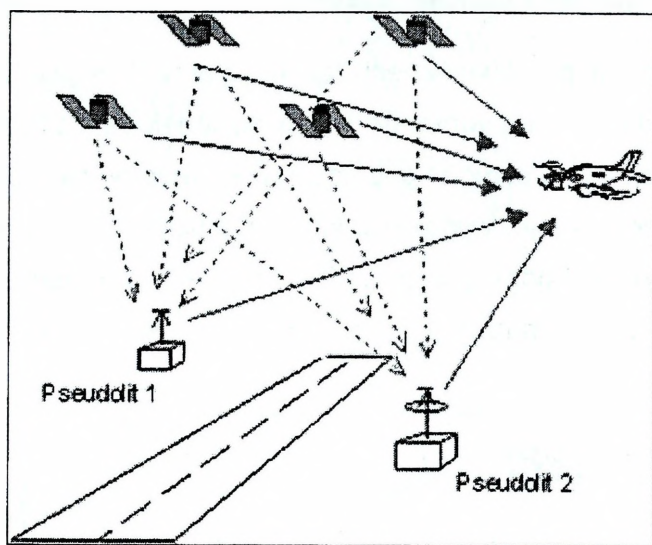
Pokładowe urządzenia odbiorcze typu RSBN-5s, RSBN-6s, RSBN-7s, A312/10, A323 są w stanie prowadzić samolot do wysokości 15 m nad płaszczyzną drogi startowej z dokładnością poziomą około 10.5 m od linii centralnej. PRMG-5 ma dość przyzwoite parametry jak na urządzenie przewoźne. Jest to jednak system mało rozpowszechniony; spotykany w zasadzie tylko w krajach dawnego Układu Warszawskiego (plus bodajże Indie i Wietnam). W niedawnych czasach był tak tajny, że kiedy w rosyjskim Biurze Radcy Handlowego zapytałem o dane techniczne, zostałem wykierowany za drzwi przy akompaniamencie ugrzecznionych chrząknięć. Dla niezorientowanych dodam, że BRH w krajach socjalistycznych było po prostu oficjalnym handlarzem broni.

Należy przypuszczać, że system podejścia PRMG zostanie wycofany z uzbrojenia naszych sił powietrznych jeszcze przed całkowitym przebrojeniem na samoloty produkcji zachodniej.

9.4.4. Podejście do lądowania według GPS

Projektowany system podejścia do lądowania z ograniczoną widocznością bazuje na koncepcji różnicowego GPS. W założeniu ma być tanią alternatywą dla MLS, obejmując przy tym swym działaniem znacznie większy obszar.

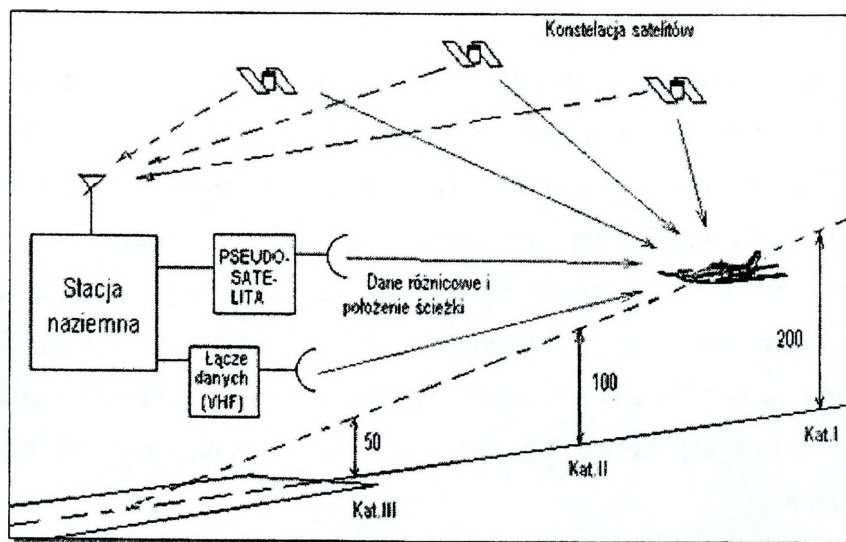
System wykorzystuje satelitarny system nawigacyjny wspomagany przez naziemne stacje emitujące sygnały GPS (pseudolity), służące do zwiększania precyzji systemu. Pseudolity zapewniają dane GPS wolne od błędów i przerw, wywołanych przez niejednorodność warstw atmosfery, opóźnień sygnałów wskutek odbić od obiektów terenowych czy okresowo powstających odchyień w satelitarnych wzorcach czasu. Podejście precyzyjne kategorii I i II może być wykonane w oparciu o system naziemnych stacji korekcyjnych (WAAS - *Wide Area Augmentation System*).



Rys. 9.37. Podejście do lądowania z ograniczoną widzialnością klasy I i II

Układy logiczne pseudolitów są w stanie zniwelować wpływ sztucznego błędu SA poprzez analizę sygnału PPS. Parametry podejścia mogą być pamiętane w odbiorniku pokładowym lub przesyłane z ziemi.

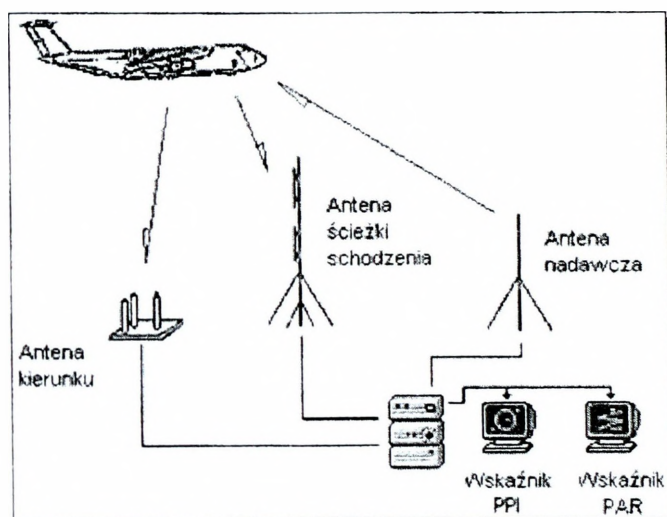
Opracowywany obecnie system podejścia GPS kat. II/III wykorzystuje zasadniczy system satelitarny rozszerzony o LADGPS (*Local Area Differential GPS*) i daje te same możliwości w zakresie kształtowania linii podejścia co MLS klasy III.



Rys. 9.38. Podejście do lądowania z ograniczoną widzialnością klasy III

9.4.5. Transponder Landing System

Mało znany poza gronkiem specjalistów system TLS jest w gruncie rzeczy sprytnym połączeniem radaru wtórnego i konwencjonalnego ILS. System lokalizuje podchodzący do lądowania samolot poprzez namierzanie emisji transpondera radaru wtórnego, wyliczając pozycję, wysokość, kurs i prędkość. Odpowiedzi transpondera są wymuszane przez wchodzący w skład TLS własny interrogator wysyłający zapytania około 10 razy na sekundę (radar wtórny robi to około 200 razy na sekundę).



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

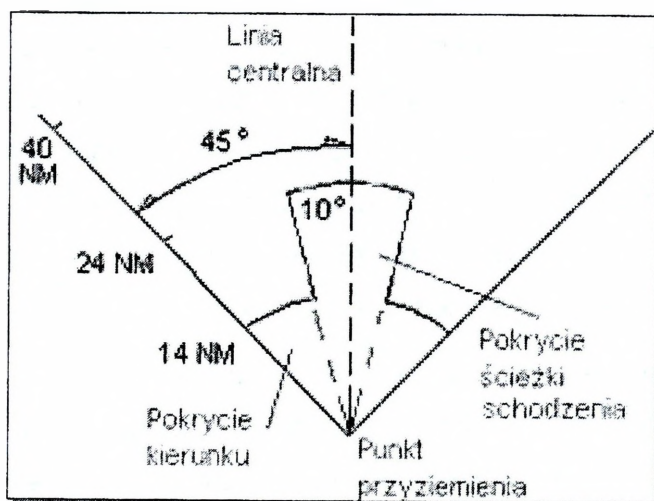
Rys. 9.39. System lądowania TLS

Wyliczone dane pozycyjne są przetwarzane przez elektronikę systemu na sygnały odchylenia od kierunku i ścieżki podejścia transmitowane na pokład samolotu. TLS umożliwia podejście także po linii łamanej, podobnie jak w MLS. Ciekawe jest to, że sygnały naprowadzania są identyczne jak sygnał ILS, a do ich odbioru wystarcza standardowy odbiornik VOR/ILS. Symulowane sygnały markerów ILS są nadawane przez kanał foniczny kierunku ILS razem z sygnałem identyfikacyjnym. Przed rozpoczęciem podejścia pilot jest instruowany przez kontrolera zbliżenia o nowej nastawie transpondera i częstotliwości ILS (108.1 -111.9 MHz) na której będą jego sygnały naprowadzania.

TLS dysponując informacją o pozycji, wysokości i wektorze prędkości celu umożliwia zobrazowanie danych na monitorze tak jak na wskaźnikach PAR i PPI, umożliwiając podejście precyzyjne w razie awarii odbiornika ILS. Jak przystało na

koniec dwudziestego wieku jest możliwa automatyczna procedura podejścia według PAR, w której system syntetyzuje komendy głosowe nadawane przez radiostację komunikacyjną.

System TLS jest przystosowany do działania w obszarach dużego natężenia ruchu lotniczego. zapewnia możliwość śledzenia wielu samolotów w sektorze pokrycia (90 stopni i 40 mil zasięgu) i zapewniania im sygnałów naprowadzania w sektorach 20 stopni w zasięgu 24 mil morskich i 90m stopni w zasięgu 14 mil.



Rys. 9.40. Zasięg systemu TLS

System pozytywnie odstaje od współczesnej tendencji do rozwiązań w rodzaju "na piątek wszyscy mają mieć nowy komputer pokładowy za dwa miliony dolarów". Jest niedrogi, wykorzystuje rzeczy istniejące - od samolotu wymaga transpondera i ILSa, a przy tym oferuje dużo nowego - taki prawie MLS.

Niebagatelną zaletą TLS jest mała wrażliwość na warunki terenowe. Nie wymaga on specjalnego przygotowania terenu z wyjątkiem wyrównania miejsca bezpośrednio wokół anten. Przewoźna wersja systemu (TTLS - *Transportable TLS*), mieszcząca się na samochodzie terenowym HMMWV (*Hummer*) z przyczepką, może być rozwinięta i uruchomiona w ciągu czterech godzin.

System TLS został zaprojektowany na zlecenie amerykańskiej agencji DARPA (*Defense Advanced Research Project Agency*) w ramach prac nad wojskowym systemem podejścia precyzyjnego, wspólnym dla całych sił zbrojnych (JPALS - *Joint Precision Approach and Landing System*). W roku 1998 został certyfikowany przez

FAA jako system zapewniający podejście precyzyjne kategorii I. W trakcie pomiarów z powietrza stwierdzono, że jest zdolny do spełnienia wymagań kategorii II przy podejściach złożonych z segmentów ("łamanych").

9.4.6. MLS (*Microwave Landing System*)

Następcą ILS miał być mikrofalowy system MLS (*Microwave Landing System*). Jego zaletami są: większa dokładność i sektory pokrycia, niewrażliwość na zakłócenia i warunki propagacji fal, możliwość kształtowania linii podejścia w zależności od warunków terenowych lotniska, mniejsze wymagania co do lokalizacji radiolatarni naziemnych. Ponadto MLS standardowo zapewnia prowadzenie statku powietrznego w na kierunku przeciwnym do kierunku lądowania przy pomocy tzw. tylnego kursu (manewr odejścia na drugi krąg). Dzięki swoim zaletom jest on używany m.in. jako zasadniczy system podejścia do lądowania promów kosmicznych.

Anteny MLS nadają swoje sygnały w formie płaskich wiązek (azymut - wiązka pionowa, ścieżka - wiązka pozioma). W odróżnieniu od ILS wiązki nadajników kierunku (AZ - *azimuth*), kierunku odejścia (BAZ - *back azimuth*) i ścieżki schodzenia (EL - *elevation*) nie są stałe; przeczesują one swoje sektory w sposób ciągły. Wiązki AZ i BAZ omiatają swoje sektory 13 razy na sekundę, natomiast wiązka EL - 39 razy na sekundę. Nadajniki kierunku i ścieżki pracują w zakresie częstotliwości 5031 MHz do 5091 MHz.

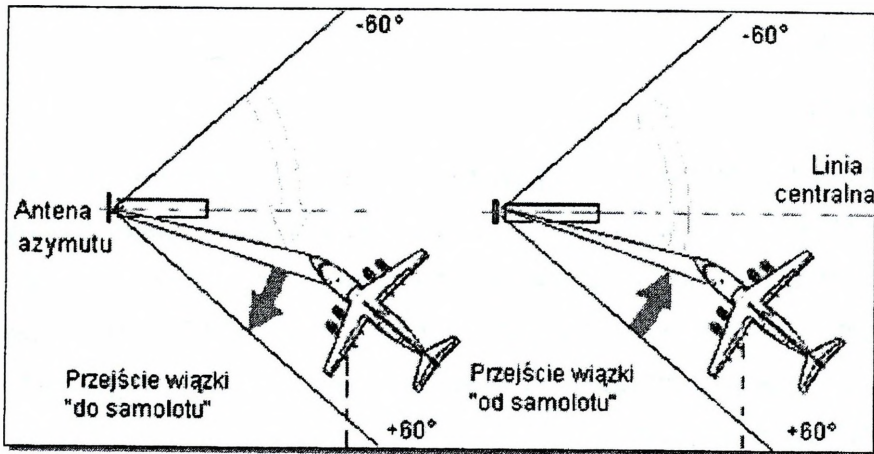
Wymagany zasięg sygnałów kierunku i ścieżki schodzenia określono na 20 NM, zasięg kursu wstecznego na minimum 7 NM. W instalacjach MLS pozwalających na podejście z kierunku głównego i z przeciwnego zasięg kursu wstecznego jest równy zasięgowi azymutu. Przełączenie trybów pracy następuje automatycznie.

Określenie położenia statku powietrznego w sektorze podejścia jest obliczane przez odbiornik pokładowy na podstawie pomiaru czasu pomiędzy wykrytymi przejściami wiązki MLS.

Wyznaczanie ścieżki schodzenia odbywa się na podobnej zasadzie.

Zasadniczą różnicą w porównaniu z ILS jest to, że dane o kierunku i pochyleniu ścieżki schodzenia są zakodowane w sygnale i na bieżąco porównywane z aktualnym pomiarem. Takie rozwiązanie umożliwia tworzenie dowolnie skomplikowanych

wzorów podejścia. Instalacja MLS wykorzystuje jedną częstotliwość - sygnały kierunku, ścieżki schodzenia i kursu wstecznego są nadawane z podziałem czasowym.



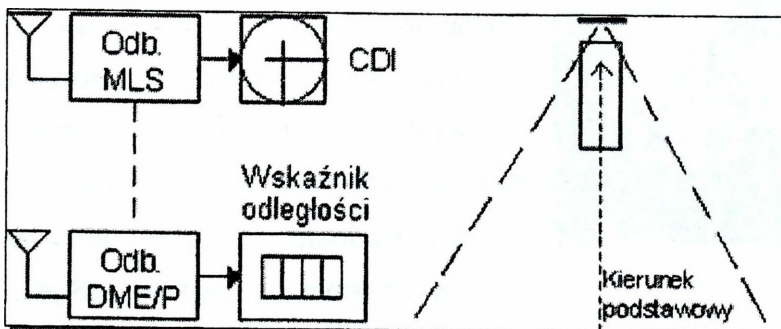
Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.41. Wyznaczanie ścieżki zniżania w systemie MLS

Do pomiaru odległości w MLS służy podsystem DME/P (*Precision DME*) o dokładności nie mniejszej niż 30 m. DME/P zasadniczo wymaga specjalnego zestawu pokładowego, chociaż może współpracować także ze zwykłymi pokładowymi zestawami DME (dokładność jak dla DME).

Kanały DME/P odpowiadają kanałom zwykłego DME; różnią się odstępami między impulsami zapytania i odpowiedzi.

Podstawowy zestaw pokładowy MLS umożliwia podejście tylko na jeden kierunek lądowania (zasadniczy dla wybranego urządzenia naziemnego), podobnie jak przy ILS. Wskazywany kąt ścieżki schodzenia jest kątem minimalnym dla danego podejścia.



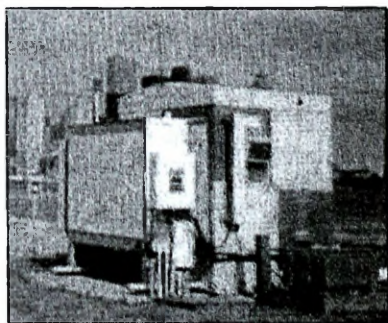
Rys. 9.42. Schemat zespołu pokładowego systemu MLS

Zestawy pokładowe mogą mieć różne dodatkowe możliwości, w zależności od stopnia rozbudowania, czyli klasy:

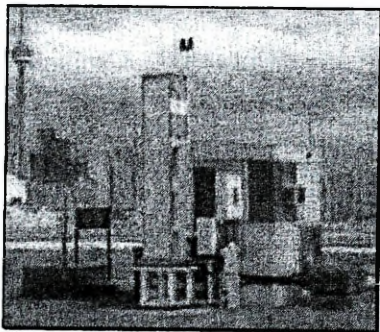
- MLS klasy I,
- MLS klasy II i III.

Urządzenia pokładowe MLS są oparte w całości na układach cyfrowych, przez co ich błędy instrumentalne mogą być uważane za pomijalnie małe. Anteny odbiorcze, znacznie mniejsze niż w ILS, nie wystają poza obrys kadłuba samolotu. W małych samolotach umieszcza się je w części dziobowej, w dużych z przodu pod kadłubem, w okolicy wnęki podwozia przedniego. Stosuje się także drugą antenę z tyłu kadłuba do odbioru sygnału kursu tylnego.

System MLS jest znacznie odporniejszy na warunki terenowe od ILS. Radiolatarnie praktycznie nie wymagają stref ochronnych ani specjalnego przygotowania terenu, aczkolwiek trzeba wziąć pod uwagę możliwość okresowego zasłaniania anten przez samoloty poruszające się po drogach kołowania, co trochę ogranicza swobodę lokalizacji. Odbicia sygnału od obiektów w okolicy zakłócają pracę systemu w mniejszym stopniu niż w ILS; mogą one powodować krótkie przerwy w pracy, ale nie powodują fałszywych wskazań. Inna sprawa, że ze względu na mniejszą niż w ILS długość fali (fale centymetrowe) silne odbicia mogą być powodowane przez stosunkowo małe powierzchnie, np. samochód.



Przyszłe losy MLS są nieznane. Amerykańska administracja lotnictwa cywilnego (FAA) w roku 1994 wstrzymała prace nad wdrożeniem MLS klasy II i III, a jakby nie patrzeć, USA to największy rynek przewozów lotniczych. Specjaliści uważają że przyszłością systemów lądowania bez widoczności są systemy oparte na różnicowo wspomaganym systemach satelitarnych. Tym niemniej wszędzie tam gdzie potrzeba dokładnego, pewnego i odpornego na warunki terenowe systemu lądowania MLS jest jak dotąd niezastąpiony. Zdjęcia obok przedstawiają nie istniejącą



już instalacje MLS w Toronto. Na górnym zdjęciu radiolararnia kierunku (08°), na niższym radiolatarnia ścieżki schodzenia. Fotki przysłał Alex Wiecek.

Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

9.5. Systemy radiolokacyjne

9.5.1. ILS (*Instrument Landing System*)⁶⁴

System wspomagania lądowania przy ograniczonej widzialności ILS (*Instrument Landing System*) jest systemem odległościowo-kątowym. Ma za zadanie prowadzić statek powietrzny z nakaznym kursem lądowania po ścieżce podejścia. ILS występuje w trzech klasach, które m.in. wpływają na kategorię lotniska.

- kategoria 1 - urządzenie prowadzące od granicy zasięgu do wysokości 60 m (200 stóp) nad płaszczyzną drogi startowej przy widzialności (RVR - *runway visual range*) 800 m (2400 stóp). Jeżeli pas jest wyposażony w światła linii centralnej i krańdziowe, to konieczny RVR może być obniżony do 600 m (1800 stóp).

- kategoria 2 - urządzenie prowadzące od granicy zasięgu do wysokości 30 m nad płaszczyzną drogi startowej przy RVR 400 m (1200 stóp),

- kategoria 3 - urządzenie prowadzące od granicy zasięgu do punktu przyziemienia i dalej wzdłuż drogi startowej. Ma trzy podkategorie:

- 3a - przy RVR 200 m (700 stóp),
- 3b - przy RVR 50 m (150 stóp),
- 3c - przy RVR równym zero.

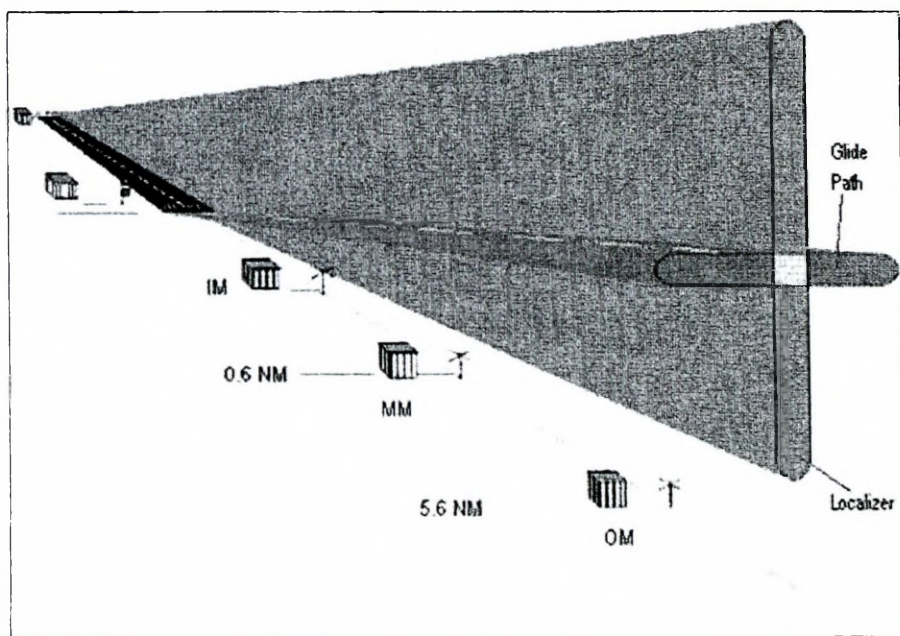
Zasięg (pokrycie) ILS dla odbioru kierunku lądowania wynosi 30 NM.

System składa się z trzech zespołów urządzeń:

⁶⁴ Opisano w oparciu o dane ze strony <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm> - opracowanej przez Michała Setlaka

- Nadajnik kierunku : *Localizer* (LLZ);
- Nadajnik ścieżki schodzenia : *Glide Path* (GP) ;
- Markery: (MRK), pełniące zadanie znaczników odległości do progu drogi startowej.

Obecnie często spotyka się zestaw ILS wzbogacony o radiolatarnię DME do pomiaru odległości. Antenę takiego DME instaluje się na maszcie nadajnika ścieżki schodzenia.

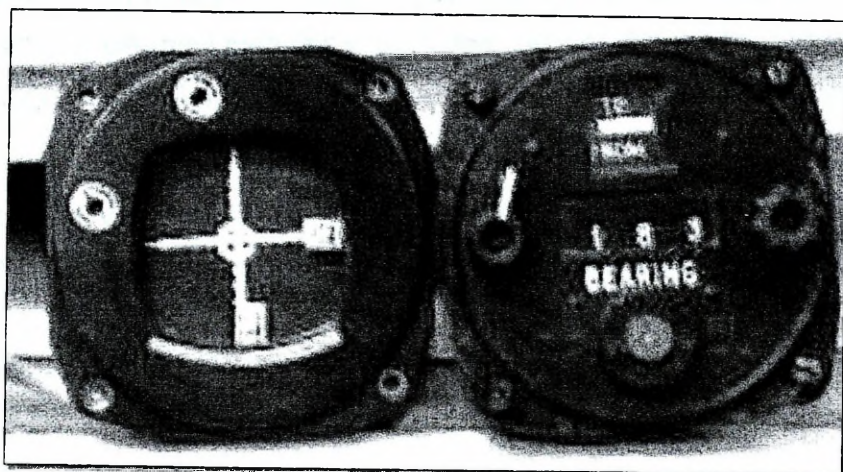


Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.43. Schemat systemu ILS

Zestaw pokładowy ILS jest zintegrowany z zestawem VOR i składa się z trzech odbiorników: VOR/LOC, GP i odbiornika markerów.

Po przełączeniu na pracę jako ILS zakres częstotliwości odbiornika VOR zmienia się na 108 -112 MHz, selektor namiaru jest odłączany (równoznaczne z ustawieniem na 0°), włączane są odbiorniki ścieżki i markerów. Częstotliwość odbioru LOC i GP jest wybierana razem.

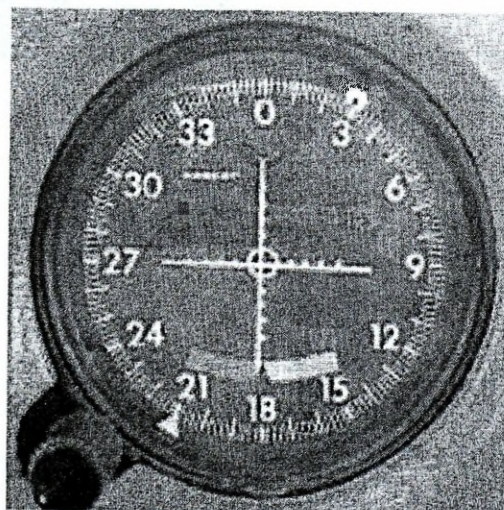
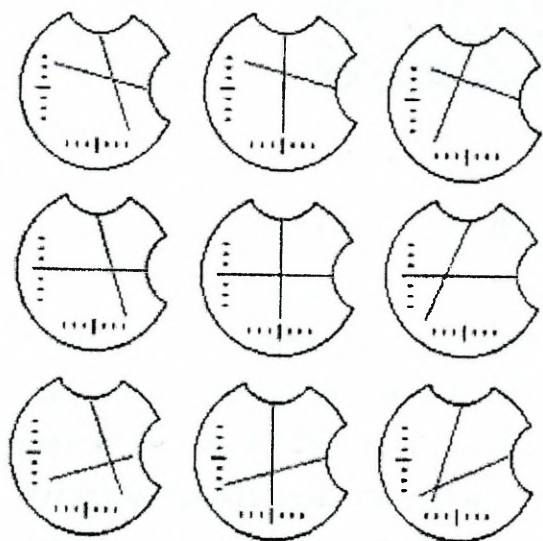


Rys. 9.44. Wskaźniki systemu ILS

Położenie samolotu względem kierunku i ścieżki podejścia jest wskazywane na wskaźniku krzyżowym CDI (*Cross Deviation Indicator* lub CP - *Cross Pointer*).

Na zdjęciu wskaźnik TDI i selektor namiaru najlepszego w latach 60 zestawu pokładowego VOR/ILS angielskiej firmy STC.

Na rysunku w środku CDI sygnalizuje położenie dokładnie na kierunku i na ścieżce schodzenia.



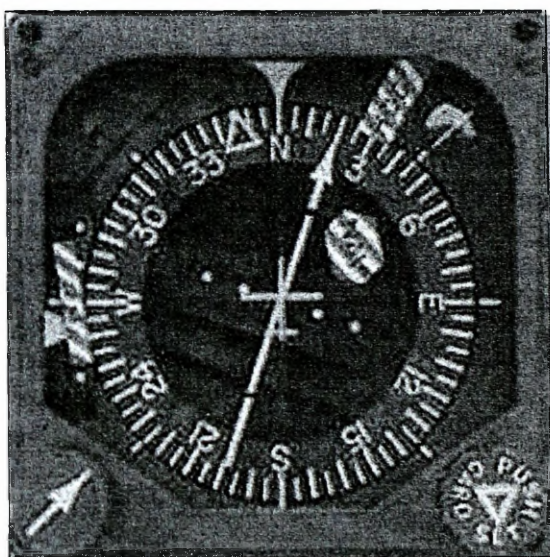
Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.45. Wskaźnik CDI - *Cross Deviation Indicator*

W samolotach z elektronicznymi przyrządami pokładowymi EFIS (*Electronic Flight Instruments System*) informacja o położeniu względem kierunku łączy schodzenia jest zobrazowana na ekranie EHSI (*Electronic Horizontal Situation Indicator*).

Klasyczny HSI, wspólny dla VOR i ILS. Wskaźnik kierunku jest ruchomym środkiem wskazówki. W prawym górnym sektorze widać chorągiewkę NAV, co informuje że w tej chwili HSI pracuje w trybie VOR, zatem wskaźnik pracuje jako TDI (*Track Deviation Indicator*).

Strzałka ścieżki schodzenia jest po lewej stronie, częściowo ukryta za chorągiewką sygnalizującą brak sygnału.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.46. Widok klasycznego wskaźnika HSI

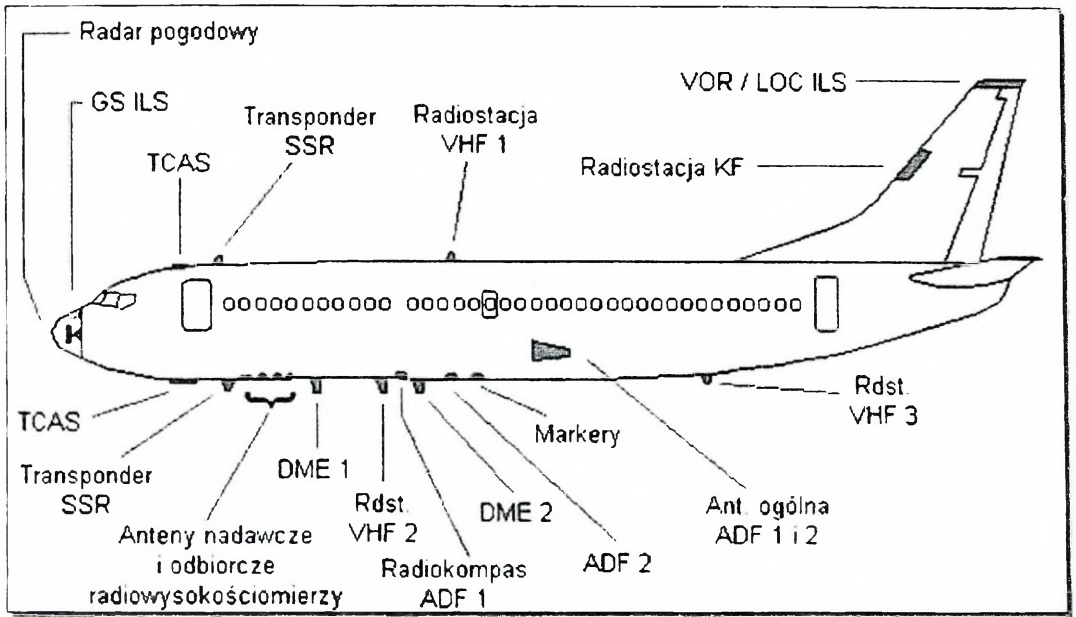
Wszystkie naziemne elementy ILS mogą być zasilane z sieci energetycznej lub z baterii akumulatorów. Pracę każdej z radiolatarni nadzoruje system monitorujący, który analizuje sygnał radiolatarni odbierany przez własne odbiorniki. Jeżeli zmiany parametrów sygnału wychodzą poza zakres tolerancji urządzenie zgłasza alarm systemu przez linię telefoniczną. Jeżeli usterka nie może być usunięta automatycznie radiolatarnia jest wyłączana - emisja niepełnowartościowego sygnału jest niedopuszczalna. W razie uszkodzenia systemu monitorującego którejś radiolatarni praca ILS jest dopuszczalna tylko wtedy, gdy przy radiolatarni dyżuruje technik wyposażony w środki łączności z kontrolą ruchu lotniczego.

Nowoczesne systemy monitorujące radiolatarni mogą współpracować z centralnym systemem nadzoru technicznego (TMCS - *technical monitoring computer system*), umożliwiając zdalną kontrolę i diagnostykę pomocy radionawigacyjnych. Każda naziemna instalacja ILS jest regularnie poddawana kontroli z powietrza. Obłoty pomiarowe wykonuje się okresowo oraz po poważniejszych naprawach i konserwacjach. Szczególnie dokładne pomiary wykonuje się przy oddawaniu instalacji do użytku.

System ILS był przez długi czas standardowym systemem lądowania według instrumentów. Do 1995 roku był zalecanym standardem ICAO. Pomimo stałego ulepszania konstrukcji i postępu technologicznego, ILS przestaje spełniać rosnące wymagania, wynikające z coraz większego zagęszczenia ruchu lotniczego. Główne ograniczenia systemu ILS to:

- Wysokie wymagania w zakresie lokalizacji i wysoki koszt instalacji. Ze względu na warunki rozchodzenia się fal radiowych stan powierzchni gruntu przed anteną ścieżki schodzenia ma krytyczny wpływ na stabilność pracy. Także odbicia od powierzchni pobliskich budynków mogą zakłócać pracę nadajnika. Czasami koszt przygotowania terenu przewyższa koszt sprzętu.
- Zjawisko odbić sygnału ogranicza przydatność ILS w bezpośrednim sąsiedztwie miast lub w górach.
- Dostępne jest tylko 40 kanałów ILS, co stanowi poważny problem z instalacją nowych systemów w dużych aglomeracjach miejskich z wieloma lotniskami. Tak np. W Nowym Jorku i Los Angeles ten problem już wystąpił.
- ILS zapewnia tylko jedną ścieżkę podejścia w wąskim sektorze, przez co nie nadaje się do zastosowania tam, gdzie budynki lub rzeźba terenu wymuszają strome i skomplikowane podejście. Niemożliwe jest także zróżnicowanie ścieżek podejścia dla różnych kategorii statków powietrznych.

Odmianą ILS był radziecki system SP-50, różniący się od ILS inną modulacją w radiolatarni kursu i zastosowaniem tylko dwóch markerów.



Źródło: <http://www.heading-enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.47. Anteny urządzeń radiowych samolotu

9.6. Systemy radionawigacyjne

9.6.1. VOR (*VHF Omnidirectional Range*)

System VOR (*VHF Omnidirectional Range*) jest najszerzej stosowanym kątowym systemem radionawigacyjnym. Jest on bardziej uniwersalny i znacznie dokładniejszy od NDB (dopuszczalny błąd $\pm 2,5$ stopnia, dokładność prowadzenia po linii drogi $\pm 5,2^\circ$). W sygnale VOR jest zawarta informacja azymutalna, która zostaje odczytana i zobrazowana przez pokładową (odbiorczą) część systemu w postaci:

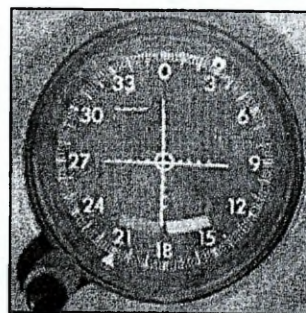
- namiaru SP od radiolatarni względem północy magnetycznej,
- osiągnięcia żądanego namiaru do lub od radiolatarni VOR,
- sygnału minięcia radiolatarni przez statek powietrzny,
- dźwiękowego sygnału rozpoznawczego radiolatarni (trzy znaki alfabetu Morse'a).

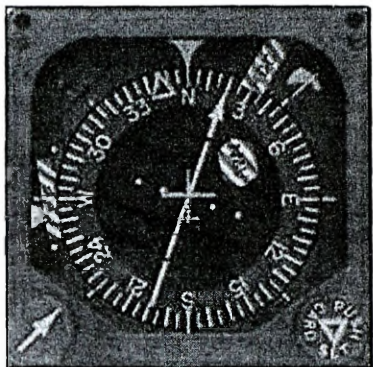
Stosuje się także nadawanie przez VOR informacji meteorologicznych. Radiolatarnia VOR pracująca wspólnie z radiolatarnią DME tworzy system VOR/DME.

Typowe urządzenie pokładowe VOR ma dwa wskaźniki. Pierwszy, ogólnokierunkowy (OBI-*Omni-bearing Indicator*) ze skalą 360 stopni, wskazujący kierunek od radiolatarni (radial VOR) albo do radiolatarni (namiar), w zależności od ustawienia przełącznika „Od-Do”. Drugi, precyzyjny wskaźnik krzyżowy (TDI - *Track Deviation Indicator*, albo CDI - *Cross Deviation Indicator*), dokładnie wskazujący odchylenie aktualnego namiaru do lub od VOR od namiaru, wybranego selektorem namiaru (OBS - *Omni-bearing Selector*).

Zdjęcie po prawej przedstawia typowy przyrząd VOR/ILS spotykany w samolotach lekkich. Ruchoma 360 stopniowa skala jest wskaźnikiem OBI. Pionowa strzałka w środku to TDI.

Strzałka pozioma jest wskaźnikiem ścieżki schodzenia systemu podejścia ILS.





Wskaźnik HSI (*Horizontal Situation Indicator*). Nieruchomy znacznik u góry wskazuje kurs samolotu na obrotowej skali żyrokompasu. Strzałka przyrządu wskazuje namiar lub radial VOR, czyli pełni rolę OBI. Środkowa część strzałki może wychylać się na boki, dając wskazania TDI. Kiedy instrument pracuje jako wskaźnik ILS, TDI wskazuje odchylenie od kierunku lądowania. Mała strzałka ścieżki schodzenia ILS jest po lewej stronie, częściowo ukryta za chorągiewką sygnalizującą brak sygnału.

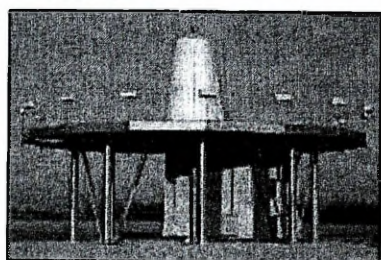
Informacja o azymucie jest wyznaczana na podstawie porównania faz składowych sygnału radiolatarni VOR: fazy stałej, zmodulowanej tonem 30Hz (nadawanej dookoła, zupełnie jak NDB), i fazy zmiennej, która jest wiązką, obracającą się wokół radiolatarni 30 razy na sekundę. Przejście wiązki fazy zmiennej przez północ przypada na maksimum fazy stałej.

Chyba najłatwiej to zilustrować na przykładzie gry w "szczura" na WF: trener ma linę ze skózaną pacyną na końcu i kręci nią nisko nad podłogą, a ludność stoi wokół i skika. Aby nie dostać, trzeba podskoczyć we właściwym czasie. Teraz, wyobraźmy sobie, na północy stoi niedołęga który dostaje "szczura" za każdym obrotem. Nasz "radial" w kółku jest wyznaczany przez czas, jaki mija od bolesnego okrzyku do momentu gdy trzeba podskoczyć.

System VOR wykorzystuje zakres częstotliwości 108 - 117.900 MHz. Niektóre źródła podają zakres 112 - 117.9 MHz dla VOR i 108 - 111.9 MHz dla radiolatarni kierunku ILS. Otóż w zakresie 108 - 112 MHz kanały od 108.1 do 111.9 co 200 kHz są dla ILS, a od 108 do 112 kHz dla VOR (też co 200 kHz). Od 112 do 117.9 MHz odstęp między kanałami VOR wynosi 100 kHz.

Moc wyjściowa radiolatarni VOR wynosi od 100 do 200 W. W Europie jest ze względu na gęstą sieć dróg lotniczych najczęściej stosuje się nadajniki stuwatowe. Nadajniki VOR o mocy zmniejszonej do 50 W, tak zwane T-VOR (*Terminal VOR*) są przeznaczone do instalowania na obszarach dużego zagęszczenia pomocy radionawigacyjnych, np w okolicy portów lotniczych.

Spotyka się także radiolatarnie VOR różnicowane pod względem charakterystyki antenowej. Są to radiolatarnie trasowe dla nawigacji na dużych wysokościach H-VOR (*High Altitude VOR*) i radiolatarnie dla małych wysokości lotu L-VOR (*Low Altitude VOR*).



Tak wygląda klasyczna radiolatarnia VOR. Ażurowa platforma na której ustawiono blok anten pełni rolę "sztucznej ziemi" (fachowo: przeciwwagi). Na obrzeżu widać anteny systemu monitorującego.

Radiolatarnia na zdjęciu mieści się w prefabrykowanym kontenerze zawierającym wszystko co potrzebne, włącznie z klimatyzacją i akumulatorami zasilania awaryjnego.

Typowa radiolatarnia nawigacyjna VOR zawiera dwa urządzenia nadawcze które mogą być zasilane z sieci energetycznej i z baterii akumulatorów. Pracę radiolatarni nadzoruje system monitorujący, który analizuje sygnał radiolatarni odbierany przez własne odbiorniki. Jeżeli zmiany parametrów sygnału wychodzą poza zakres tolerancji urządzenie monitorujące włącza zestaw rezerwowy i zgłasza alarm systemu przez linię telefoniczną. W razie uszkodzenia systemu antenowego (albo innego, które rzutuje na pracę obu zestawów nadawczych) radiolatarnia jest wyłączana - emisja niepełnowartościowego sygnału jest niedopuszczalna. Nowoczesne systemy monitorujące radiolatarni mogą współpracować z komputerowymi systemami nadzoru technicznego, umożliwiając zdalną kontrolę i diagnostykę pomocy radionawigacyjnych. Niezależnie od tego wszystkie radiolatarnie VOR podlegają okresowej kontroli z powietrza, wykonywanej przez inspekcję lotniczą.

Ze względu na niezawodność, prostotę i rozpowszechnienie na całym świecie, VOR jest nadal podstawowym radionawigacyjnym systemem kątowym dla nawigacji średnio i krótkodystansowej. Wadą klasycznego systemu VOR jest podatność na błąd terenowy, którego głównym źródłem jest wpływ rzeźby terenu i sąsiedztwo większych obiektów na rozchodzenie się fal radiowych. Teren pod radiolatarnią musi być wyrównany w promieniu 300 m, a w promieniu kilometra nie powinno być obiektów sztucznych ani naturalnych o wysokości kątowej większej niż 2 stopnie. Odporniejsza na błędy terenowe jest odmiana radiolatarni VOR, ze względu na odmienną zasadę pracy nazywana D-VOR (*Doppler VOR* - VOR dopplerowski).

Z własnościami propagacyjnymi fal radiowych zakresu VHF wiąże się ciekawe zjawisko, obserwowane niekiedy na pokładzie samolotów napędzanych śmigłami i przyzwoitymi (tj. tłokowymi) silnikami. Otóż przy pewnych prędkościach obrotowych śmigła pojawiały się powolne oscylacje pionowej wskazówki CDI - rzędu jednej czwartej herca. Jest to pasożytnicza modulacja, biorąca się z odbić sygnału VOR od wirujących śmigieł. Odbiorniki pokładowe mają w obwodach fazy zmiennej dodatkowy filtr, minimalizujący to zjawisko, ale na precyzyjnych przyrządach i zapisach z oblotów pomiarowych można je zauważyć. Szczególnie podatne były samoloty w rodzaju Ił-14 lub *Dakoty*, w których łopaty śmigieł mają długość bliską połowie długości fal środka zakresu radiowego VOR.

Na koniec należy wspomnieć o radiolatarniach testowych VOT (*VHF Omnidirectional Test facility*), służących do naziemnej kontroli i kalibracji pokładowych zestawów VOR. Nadają one symulowany sygnał, odpowiadający określonemu namiarowi, niezależnie od położenia samolotu względem urządzenia.

VOT mają one moc wyjściową nie większą niż 5 W. Pracują na częstotliwościach 108.0 i 108.05 MHz, wybieranych w zależności od częstotliwości roboczej okolicznych radiolatarni nawigacyjnych (w celu uniknięcia interferencji).

9.6.2. VOR / DME

System odległościowo - kątowy VOR/DME jest obecnie podstawowym systemem radionawigacji bliskiego i średniego zasięgu. Jest on połączeniem systemu kąтового VOR z odległościomierzem DME. Niekiedy zamiast klasycznego DME stosuje się kompatybilną część odległościową systemu TACAN. Taką pomoc radionawigacyjną nazywa się VORTAC albo VOR/DMET (*VOR-DME-Tacan*).

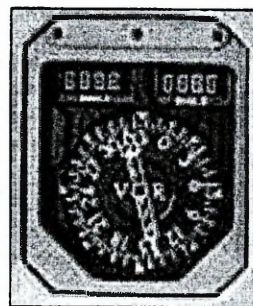
Poszczególne kanały DME są ściśle przyporządkowane kanałom VOR, tak że dostrajając odbiornik VOR na podaną częstotliwość radiolatarni ustawia się także kanał zblokowanego z nim DME.

Radiolatarnia VOR/DME nadaje znaki identyfikacyjne obu urządzeń. Normalnie jest słyszalny znak VOR; trzy litery kodem Morse'a, nadawane tonem 1020 Hz. Wiele odbiorników ma przełącznik umożliwiający odsłuch identyfikacji DME, nadawanej tonem 1350 Hz.



VOR/DME i radiostacja VHF w jednym kawałku.

Często spotykany wskaźnik dla dwóch zestawów VOR/DME nazywa się RDMI (Radio Distance Magnetic Indicator). Ma on obrotową skalę kursu magnetycznego, sprzężoną z żyroskopową. Bywają też wzbogacone o wskazania radiokompasu. Na zdjęciu widać RDMI dla dwóch zestawów VOR/DME.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

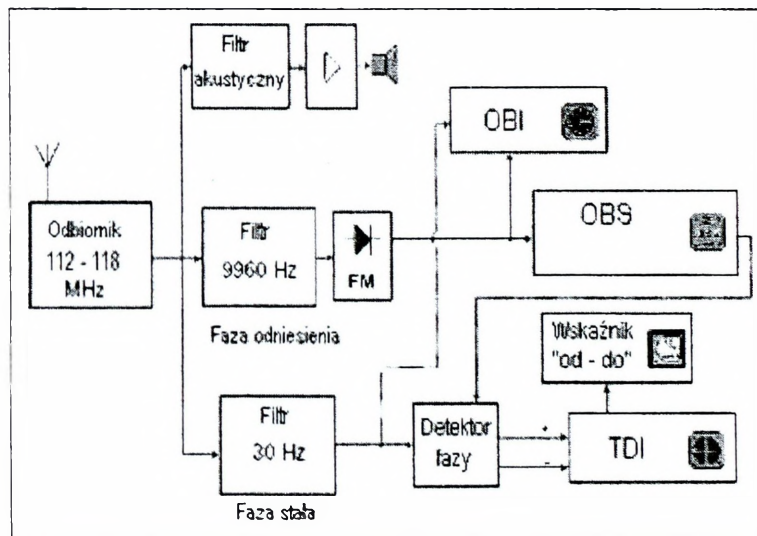
Rys. 9.48. Radiolatarnia VOR/DME (Thomson-CSF) - antena DME jest na szczycie systemu antenowego VOR

Wskaźnik kierunku jest ruchomym środkiem wskazówki. W prawym górnym sektorze widać chorągiewkę NAV, co informuje że w tej chwili HSI pracuje w trybie VOR, zatem wskaźnik pracuje jako TDI (*Track Deviation Indicator*). Strzałka ścieżki schodzenia jest po lewej stronie, częściowo ukryta za chorągiewką sygnalizującą brak sygnału.

W samolotach z elektronicznymi przyrządami pokładowymi EFIS informacja o położeniu względem kierunku i ścieżki schodzenia jest zobrazowana na ekranie EHSI (*Electronic Horizontal Situation Indicator*).

9.6.3. Pokładowy zestaw VOR

Obie fazy są nadawane na tej samej częstotliwości, dlatego faza stała jest modulowana przy użyciu tzw. modulacji złożonej. Najpierw falę nośną moduluje się amplitudowo częstotliwością pomocniczą, tzw. podnośną, 9960 Hz, a następnie moduluje się otrzymany przebieg częstotliwościowo sygnałem 30 Hz (sygnałem fazy odniesienia). Całość sygnału moduluje się amplitudowo znakiem rozpoznawczym - trzema znakami Morse'a. Często spotyka się radiolatarnie VOR nadające oprócz kodu foniczną informację meteo.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.49. Schemat urządzeń pokładowych systemu VOR

Sam odbiornik radiowy w pokładowym zestawie VOR jest zwykłym odbiornikiem radiowym na pasmo 112 - 118 MHz z modulacją amplitudy. Bezpośrednio z jego wyjścia jest brany sygnał akustyczny (znak identyfikacyjny radiolatarni). Filtr akustyczny odcina wszystko poniżej 100 Hz i powyżej 3500 Hz, aby nie było słychać sygnałów fazy zmiennej i odniesienia.

9.7. Systemy elektronicznego zobrazowania danych (Electronic Flight Instruments System - EFIS)

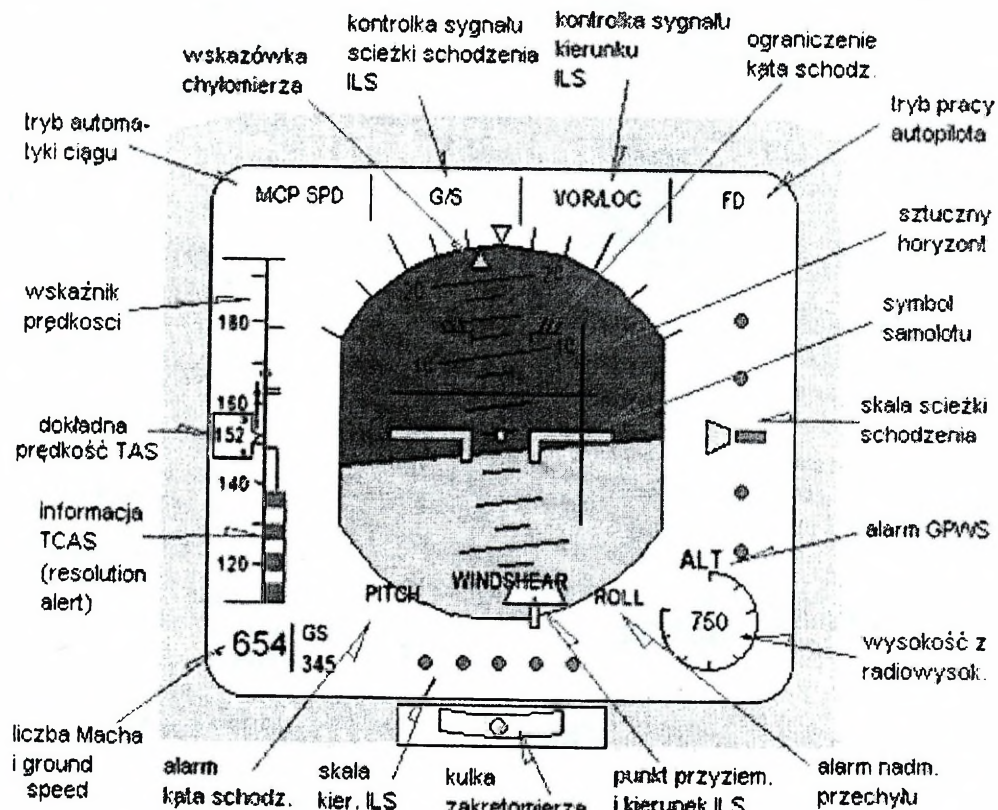
EFIS zapewnia zobrazowanie informacji ze wszystkich systemów nawigacyjnych samolotu. Nie chodzi przy tym o powtórzenie wskazań tradycyjnych przyrządów w formie elektronicznej, lecz bardziej o połączenie informacji ze wszystkich dostępnych źródeł w spójną całość.

Żołdzie podawany jest wybór informacji potrzebnych w danej fazie lotu. Informacje drugorzędne są wyświetlane na żądanie.

Wskazania EFIS są zgrupowane głównie na dwóch wskaźnikach: EADI (Electronic Attitude Director Indicator) i HSI (Horizontal Situation Indicator).

Ponadto EFIS obejmuje wyświetlacze elektronicznych przyrządów kontrolnych wszystkich systemów technicznych samolotu.

Zespolone wskaźniki elektroniczne



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

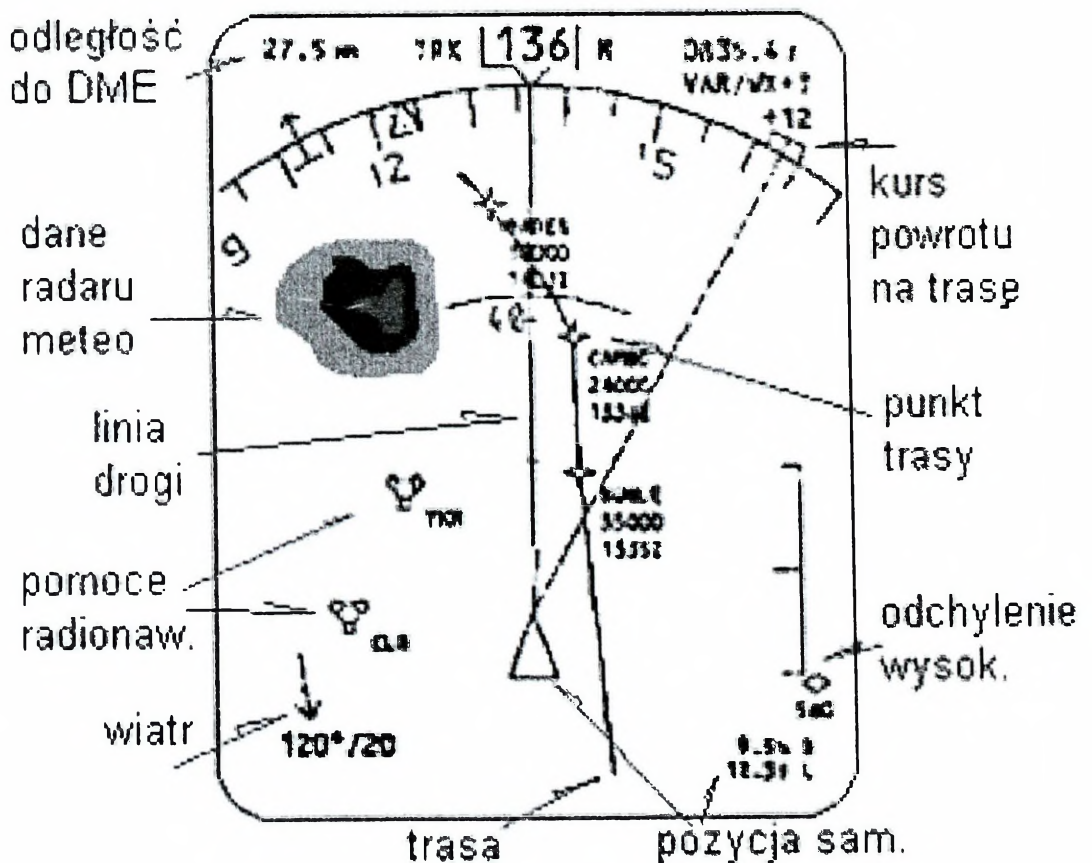
Rys. 9.50. Zespolony wskaźnik elektroniczny

EADI (Electronic Attitude Director Indicator) pełni funkcję zintegrowanego przyrządu pilotażowego i wyświetla sztuczny horyzont z naniesionymi informacjami o parametrach lotu.

EADI podaje też ostrzeżenia o przekroczeniu bezpiecznych parametrów lotu, błędach systemów nawigacyjnych lub o uskoku wiatru.

Ekran HSI (nazywany także EHSI - Electronic Horizontal Situation Indicator) służy do syntetycznego zobrazowania danych nawigacyjnych.

Są na nim wyświetlane informacje o pozycji i postępie lotu, a także obraz z radaru pogodowego. Sposób prezentacji danych, czyli tryb pracy HSI zależy fazy lotu.



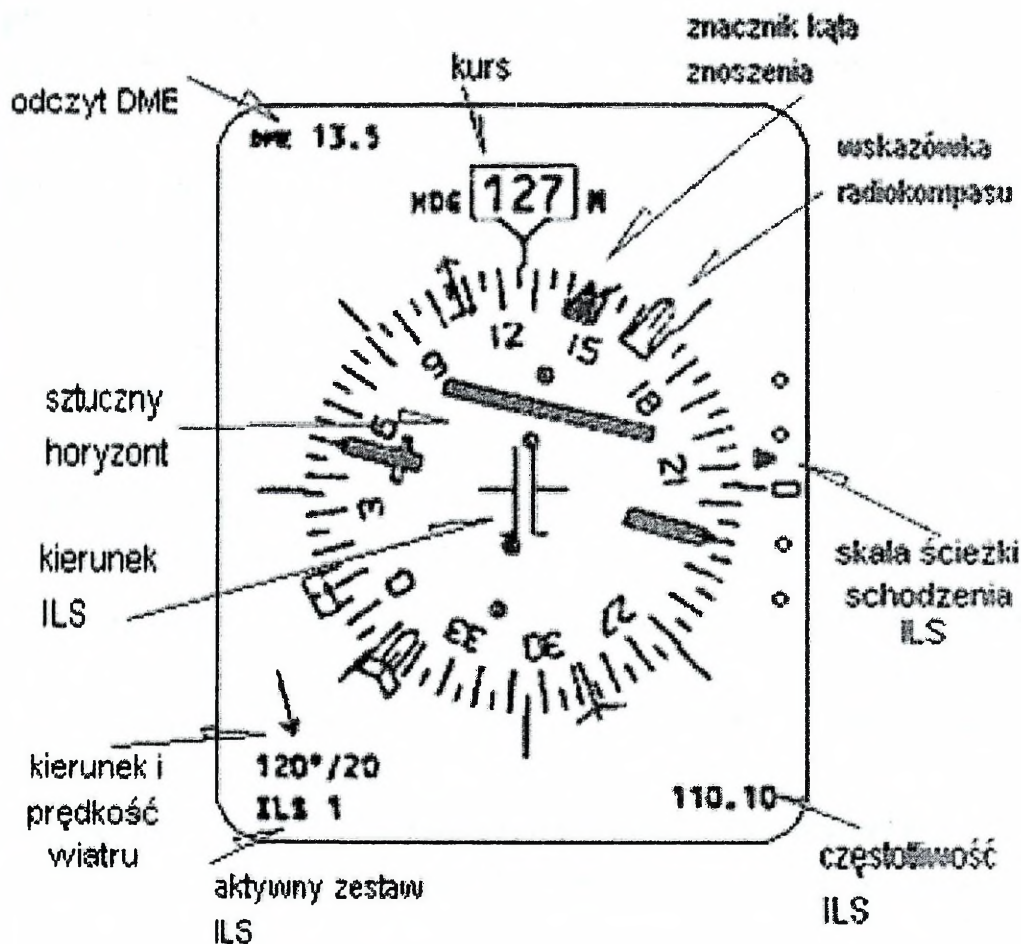
Źródło: <http://www.heading.enter.net/pl/start.htm>

Rys. 9.51. Wskaźnik zobrazowania danych nawigacyjnych

9.7.1. Ekran HSI

Wyświetlane informacje o pozycji i postępie lotu.

Sposób prezentacji danych, czyli tryb pracy HSI typowy dla fazy lotu 'podejście do lądowania wg ILS/DME



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.52. Wariant wskazań danych o ruchu samolotu i położeniu drogi startowej przed lądowaniem

9.8. Pomiar czasu

9.8.1. Zegar w lotnictwie

Zegar na panelu przyrządów jest zawsze. W samolotach komunikacyjnych, zaopatrzonych w komputer nawigacyjny, przyrządy radionawigacyjne i masę innych rzeczy, zegar ginie wśród innych instrumentów. A tak naprawdę, to na potrzeby nawigacji lotniczej pracuje sporo rozmaitych zegarów, zarówno na pokładzie samolotu, na lądzie a także w przestrzeni okołoziemskiej.

Od zarania nawigacji przyrząd mierzący upływ czasu zalicza się do narzędzi podstawowych. Pojęciem czasu, a konkretnie jego pomiarem, posługujemy się właściwie stale. Kolejność wydarzeń określamy umieszczając je na skali czasu, liczonej od momentu powszechnie uznanego za początek. Tą skalą mierzymy także czas trwania zjawisk lub procesów. Przebytą drogę zlicza się według prędkości i upływu czasu, częstotliwości określa się mierząc czas jednego okresu, wypuszcza się fale radiowe i mierzy czas, po którym wrócą ich odbite albo odesłane resztki, aby określić odległość. A to tylko kilka z masy rzeczy, zależnych od pomiaru czasu.

Pomiar czasu jako taki, polega na przyrównywaniu mierzonego przedziału czasu do jednostki, czyli wzorca. Za wzorzec czasu przyjmuje się zjawisko okresowe o możliwie dużej stałości okresu. Najdawniejszymi wzorcami czasu były zjawiska astronomiczne.

Praktyczna rachuba czasu była oparta o zjawiska naturalne; zmianę dnia i nocy czyli dobę słoneczną i cykl pór roku. Ten ostatni pokrywa się z okresem zmian wysokości Słońca ponad horyzontem.

Krótsze od doby okresy czasu wyznaczał zegar słoneczny. Przy braku słońca albo nocą czas odmierzano rozmaitymi patentami w rodzaju klepsydr czy świec ze skalą. Kryła się w tej praktyce pewna śmiesznośćka: okresy czasu odmierzane taką np. klepsydrą były, owszem, niedokładne, ale z grubsza jednakowe, w przeciwieństwie do godzin słonecznych. Jeżeli tarczę zegara słonecznego podzieli się na równe sektory, godziny poranne i popołudniowe są krótsze niż te koło południa.

Kto i kiedy wpadł na pomysł wytwarzania zjawisk okresowych krótszych od doby bliżej nie wiadomo, i zastanawianie się nad tym nie ma sensu; przecież darcie się na służbę, żeby obróciła klepsydrę, to też zjawisko okresowe. W każdym razie najstarsze zegary mechaniczne są datowane na początek XIV wieku. Były one prze-

ważnie budowane w wieżach, miały napęd obciążnikowy i, dla tradycji, wskazywały nierówne godziny. Jako okresowy regulator chodu stosowano wówczas tak zwane wrzeciono (inaczej szpindel), układ taki sam jak w napędzie młoteczka budzika mechanicznego, ale zaopatrzone w masywne przeciwwagi (kolebnik) dla wydłużenia okresu wahań. Zegary tego typu były niedokładne, ponieważ okres wahań kolebnika zależał bardzo silnie od siły napędu. Tym niemniej szpindel z kolebnikiem bardzo długo był jedynym znanym regulatorem chodu. Budowano nawet zegary noszone, tzw. *jaja norymberskie* (pierwszy zbudował w 1510 r. Piotr Henlein z Norymbergi). Taki regulator spotyka się jeszcze w minutnikach kuchennych - pewnie dlatego nigdy mi nie wychodzą jajka na miękko.

Budowę dokładnych zegarów zapoczątkowało dopiero zastosowanie wahadła. Już Galileusz zaobserwował, że okres ruchu swobodnego wahadła zależy od jego długości, a nie od amplitudy wychyleń. W 1656 roku holenderski uczoney (i przy okazji świetny technik) Christian Huygens zbudował zegar wahadłowy o niewiarygodnej dokładności 1 minuty na dobę. Tenże Huygens był wynalazcą balansu, czyli kółka na osi ze spiralną sprężyną, mającego tę samą właściwość co wahadło.

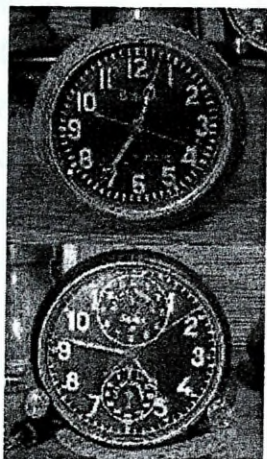
Zegary nie sprawdzały się na pokładach okrętów. Kolebnikowe były niedokładne, balansowe niewiele lepsze, a wahadłowe w ogóle nie mogły działać. Problem leżał nie tyle w konstrukcji oscylującego obiektu, ile w tym, że aby mógł on utrzymywać stały okres, musi być możliwie swobodny (Galileusz się kłania!). Innymi słowy, potrzebny był wychwyty, czyli mechanizm, który odbierze od czegoś merdającego się impuls zliczania czasu, a potem jeszcze przekaże temu czemuś energię do dalszego merdania. Wszystko jak najdelikatniej i w jak najkrótszym czasie, aby nie zakłócić ruchu. A wrzeciono, naciskające stale na regulator, nie nadawało się do tego zupełnie. Najlepsze wyniki miał wychwyty kotwiczny, pomysłu Anglika Williama Clementa (1671), gdzie balans lub wahadło łączył z resztą mechanizmu element zwany kotwicą (nawet w dzisiejszych wykonaniach kształtem przypomina kotwicę statku). Długi trzon kotwicy na ułamek sekundy sprzęgał się z wahadłem, a dwa odpowiednio ukształtowane ramiona pozwalały kołu ze skośnymi zębami (tzw. wychwytowemu) przeskoczyć tylko o jeden ząbek w czasie każdego półokresu wahadła. Z udoskonalonego przez Thomasa Mudge'a wychwyty Clementa wywodzą się prawie wszystkie spotykane dziś rozwiązania zegarów mechanicznych.

W roku 1714 brytyjski parlament wyznaczył nagrodę 20 000 funtów (dziś około 2 milionów funtów) dla konstruktora zegara okrętowego, który utrzyma dokładność wyznaczenia długości geograficznej do pół stopnia na całej trasie z Anglii do brytyjskich Indii Zachodnich (Ameryka Środkowa), czyli mniej więcej dwie sekundy na dobę. Pierwszy zegar, który spełniał te wymagania, powstał dopiero w 1761 roku, a zbudował go John Harrison, zegarmistrz - samouk. Zastosował on dwa przeciwbieżnie sprzężone balansy po 3 kg każdy i wychwył własnego pomysłu. Jako stolarz z zawodu, Harrison zbudował swój pierwszy chronometr z drewna, ale nie była to jakaś fanaberia: konstruktor doskonale wiedział, że drewno ma bardzo małą rozszerzalność cieplną, a cieplne zmiany oporów i elastyczności sprężyn są drugim z kolei źródłem kłopotów z dokładnością zegarów. Czwarty jego chronometr miał już metalową konstrukcję, pojedynczy balans i wychwył Francuza Le Roya (bez kotwicy, znany dziś jako wychwył chronometry), dzięki czemu utrzymywał dokładność około 0.2 sekundy na dobę. Harrison zresztą do późnej starości prawował się o swoją nagrodę z kolejnymi dyrektorami królewskiego obserwatorium astronomicznego w Greenwich, które to zostało w 1840 roku uznane za źródło uniwersalnej rachuby czasu, a jego lokalny południk za południk "zero".

Dzisiejsze mechaniczne chronometry morskie mają dokładność rzędu 0.05 sekundy na dobę, ale wiele ich rozwiązań konstrukcyjnych, dotyczących kompensacji termicznej i redukcji tarcia, pochodzi z chronometrów Harrisona.

W pionierskich czasach lotnictwa zegar najczęściej był "zamontowany" w kieszonce pilota, i służył głównie do kontroli czasu lotu (brak paliwomierza!). Astronawigacja lotnicza zaczęła się dopiero wraz z pocztowymi przelotami dalekodystansowymi. Wtedy dokładny zegar na pokładzie stał się konieczny, podobnie jak kopułka astronawigacyjna do wykonywania obserwacji nawigacyjnych. Kopułkę "astro" spotyka się jeszcze w samolotach z lat pięćdziesiątych.

Klasyczne zegary lotnicze są zwykłymi precyzyjnymi zegarami mechanicznymi z wychwytem tzw. szwajcarskim, dość podobnym do genialnej konstrukcji Clementa z roku 1671. Zwyczajowa nazwa "chronometry" jest myląca - w zegarach lotniczych nigdy nie stosowano mechanizmów chronometrych z powodu ich wrażliwości na wstrząsy. Prawdziwymi chronometrami były tylko chronometry morskie, chociaż od roku 1954 oficjalnie certyfikat chronometru wydaje się zegarom niezależnie od konstrukcji.



Dobre mechaniczne zegary lotnicze działają z dokładnością 0.5 sekundy na dobę. Na zdjęciu górnym - rosyjski zegar lotniczy z ośmiodniową rezerwą chodu, wyprodukowany w 1941 roku. Nadal na chodzie. Poniżej popularny u nas zegar ACzCh z roku 1961.

Oba zegary mają grzałkę z tyłu obudowy. Natomiast żaden z nich nie ma urządzenia przeciwwstrząsowego, ponieważ sprężyste zawieszenie łożysk balansu co prawda chroni cienkie czopy osi, ale powoduje "zgubienie" czasu trwania wstrząsu. Jako że samoloty z napędem tłokowym drgały stale, trzeba było wykonać cały regulator bez "wodotrysków" naprawdę dokładnie i z najlepszych materiałów.

Z czasem zegary lotnicze wzbogacono o nowe elementy: stoper, niezależną skalę do wskazywania czasu lotu, tarczę do określania czasu lokalnego, a niekiedy także w skalę rezerwy chodu.

Skoro już mowa o czasie lokalnym i czasie uniwersalnym, to właśnie one zadały zegarom mechanicznym niespodziewany cios, posługując się, żeby było dziwniej, pewnym obiecującym elementem radiotechnicznym.

Głównym bodźcem dla uporządkowania spraw związanych z czasem, który każde większe skupisko ludzkie miało swój (słoneczny), był rozwój kolei. Opracowanie rozkładów jazdy pociągów, jeżeli na trasie obowiązuje np. 300 czasów lokalnych (jak to było w Stanach Zjednoczonych), to lekki koszmar. Wprowadzono zatem tzw. czasy kolejowe. Był to klasyczny półśrodek, albowiem na styku linii kolejowych występowały zabawne zjawiska. W Warszawie na przykład między dwoma dworcami kolejowymi była różnica 37 minut (złośliwi twierdzą że teraz jest więcej).

Wreszcie na Konferencji Waszyngtońskiej w roku 1884 podzielono świat na 24 strefy czasu, po 15 stopni długości geograficznej każda. Strefę zerową ustanowiono po 7,5 stopnia na wschód i zachód od południka Greenwich.

W każdej strefie obowiązuje czas właściwy dla centralnego południka strefy, czyli o godzinę późniejszy w stosunku do czasu strefy leżącej na wschód. Wszyscy mają swoje południe z grubsza o dwunastej, bez wielkich wyliczeń wiadomo gdzie jest jaka godzina i jak się ma uniwersalny czas Greenwich (GMT - *Greenwich Mean*

Time), według którego się nawiguje, do czasu lokalnego w każdym zakątku świata. Dostojni uczestnicy konferencji, co to rozprawiła się z bałaganem, otrzepali przednie łapki i poszli do swoich zajęć. Życie natomiast poszło swoim torem. W takim Kabulu na przykład, jeszcze w latach czterdziestych naszego stulecia oficjalne południe wyznaczał wystrzał z działa ustawionego przed pałacem emira. Gwardzista obsługujący działa co rano regulował swój zegarek według zegara w witrynie zegarmistrza (podobno Szwajcara). A zegarmistrz, człek sumienny, regulował zegar z witryny według wystrzału z działa, punktualnie w południe.

No właśnie: sprawa wzorca czasu i jego dokładnego przestrzegania na całym świecie, czyli dystrybucji czasu wzorcowego. W XIX i w pierwszej połowie XX wieku zegarami wzorcowymi były precyzyjne zegary wahadłowe, utrzymywane najczęściej przez obserwatoria astronomiczne. Od wynalezienia elektrycznego napędu wahadła i elektrycznej transmisji impulsów czasu nie miały one w ogóle tarczy ze wskazówkami - czas pokazywały tzw. zegary wtórne, połączone z regulatorem przewodem. Rozwiązanie to zostało prawie natychmiast zastosowane tam, gdzie wiele zegarów musi wskazywać jednakowy, a co ważniejsze dokładny czas: na stacjach kolejowych, w budynkach instytucji i służb publicznych, na pokładach statków. W takich sieciach czasu precyzyjny zegar pierwotny napędza zegary wtórne, będące właściwie licznikami impulsów.

Wymagania co do dostępności i dokładności wzorców czasu wciąż rosły, a wahadłowe zegary konstrukcji Rieflera lub Shortta były drogie i kłopotliwe w utrzymaniu. Ciężkie i superprecyzyjne mechanizmy w hermetycznych obudowach musiały być ustawiane w pomieszczeniach o stałej temperaturze i na masywnych fundamentach, izolujących je od drgań budynków.

Wraz z rozpowszechnieniem radia rozpoczęto nadawanie informacji o czasie, najpierw w postaci komunikatów, później także w postaci dokładnych sygnałów do zastosowań profesjonalnych.

A radio borykało się swego czasu z tym samym problemem - kłopotami z utrzymaniem stałości drgań generatorów. Fale emitowane przez radiostację powinny zajmować jak najwęższe pasmo, czyli mieć jedną, jak najdokładniej określoną częstotliwość. Pierwsze nadajniki radiowe wysyłały właściwie szerokopasmowe zakłócenia, tyle że modulowane. Później, co prawda, opanowano technikę generacji "czy-

stej" fali, ale ze stabilizacją częstotliwości nadal było nie najlepiej. Rozwiązaniem okazało się znane od XIX wieku zjawisko piezoelektryczne, a właściwie jego "druga strona". Odpowiednio wycięty kawałek kryształu, pobudzany zmiennym polem elektrycznym, drga z bardzo stabilną częstotliwością, zależną od swych wymiarów i kształtu. Drgając, sam wytwarza zmienny potencjał elektryczny. Można powiedzieć, że "poprawia" napięcie pobudzające, i to do milionowej części procenta. Stabilizację częstotliwości nadajnika elementem z płytki kwarcu, czyli rezonatorem kwarcowym, zastosował po raz pierwszy amerykański inżynier W.G. Cady w 1922 roku. A już w roku 1929 W.A. Marrison zbudował pierwszy kwarcowy wzorzec częstotliwości, nazywany "zegarem kwarcowym".

Zastosowanie rezonatora kwarcowego w roli regulatora zegarowego było kwestią nie tyle czyjegoś genialnego pomysłu, co zapotrzebowania na precyzyjne pomiary częstotliwości ze strony radiotechniki, mocno popchniętej do przodu, trochę paradoksalnie, zastosowaniem tegoż rezonatora.

Aby wzorzec częstotliwości stał się prawdziwym zegarem, wskazującym godziny, minuty i sekundy, trzeba dość wysoką częstotliwość rezonatora zmniejszyć drogą podziału, do poziomu pozwalającego na mechaniczne (lub lepiej elektryczne) policzenie i pogrupowanie w jednostki czasu. W czasach lamp elektronowych, pierwszych tranzystorów i początków układów scalonych takie dzielniki częstotliwości były drogie, duże i prądożerne, toteż zegary kwarcowe stosowano tylko jako wzorcowe. A jest to wzorzec tak dokładny, że posługując się nim zdajemy sobie sprawę z nieregularności ruchu obrotowego Ziemi (średnio około 0.001sekundy), i z tego, że Ziemia pomalutku zwalnia (około 0.001sekundy na 100 lat). Dokładność kwarcowych zegarów laboratoryjnych wynosi 10^{-9} % (0. 000 000 001 %).

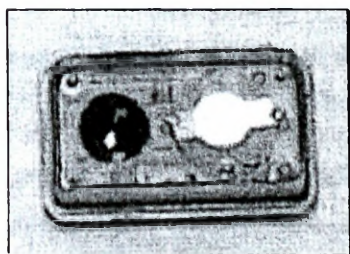
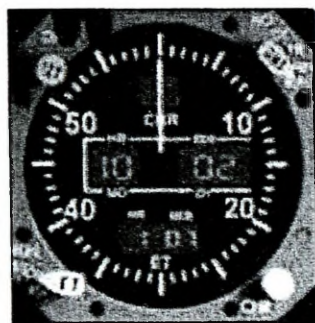
Opanowanie produkcji układów scalonych wielkiej skali integracji umożliwiło konstrukcję użytkowych modeli zegarów kwarcowych. Były one dokładniejsze od mechanicznych, miały mało (albo i nic) podatnych na uszkodzenia części ruchomych, a ponadto praktycznie nie wymagały regulacji. W ciągu kilku lat tanie i proste w produkcji zegary elektroniczne wszelkich typów i klas zepchnęły zegar mechaniczny do roli eksponatu muzealnego lub snobistycznej biżuterii.

Oczywiście nie obyło się bez walki. Długo jeszcze zegary mechaniczne o napędzie elektrycznym konkurowały ceną i trwałością z kwarcowymi.

Najprostszą formą napędu elektrycznego był elektryczny naciąg sprężyny napędowej. Takie zegary lotnicze są spotykane do dziś - zwykle mają one kilkudniową rezerwę chodu i dodatkowy naciąg ręczny.

Inną formą napędu elektrycznego jest bezpośredni napęd balansu, gdzie właściwie nie ma wychwyty; pozostaje tylko mechaniczny licznik wachnięć. Było wiele rozwiązań elektrycznego napędu balansu, przeznaczonych głównie dla zegarów domowych. Ich zaletą był brak konieczności nakręcania. No, jeszcze niska cena - przekładnie nie przenosiły praktycznie żadnych obciążeń, więc wykonywano je z plastyku. Jedyne w swoim rodzaju były zegary i zegarki systemu Bulova z regulatorem w postaci pobudzanego elektromagnetycznie kamertonu. Dorównywały one dokładnością zegarom kwarcowym, ale były drogie i wrażliwe na wstrząsy.

Większość produkowanych obecnie zegarów lotniczych to zegary elektroniczne. Poza typowymi funkcjami, właściwymi zegarom lotniczym, mają wiele dodatkowych: wskazywanie czasu GMT i czasów lokalnych oraz kilka timerów do przypominania o upływie nastawionego czasu (np. przewidywane czasy na punktach trasowych). Charakterystyczne dla lotniczych zegarów z wyświetlaczami jest automatyczne dostosowanie jasności świecenia do oświetlenia zewnętrznego.



Istna rewolucja, wywołana kryształkiem kwarcu, miała znacznie donioślejsze skutki dla lotnictwa, niż zmiana czasomierza pokładowego na dokładniejszy. Mianowicie powoli (ale skutecznie) wygoniła ona astronawigację z pokładów samolotów. Na zdjęciu: wnętrze oscylatora kwarcowego (powiększenie 2x, kwarc to ten półprzezroczysty krążek z jasną elektrodą).

Generatory stabilizowane kwarcem są idealnym środkiem do odmierzenia krótkich odstępów czasu, a precyzyjne wyznaczenie zależności czasowych jest podstawą działania większości systemów radionawigacyjnych i radiolokacyjnych, a właściwie całej współczesnej elektroniki. Większość systemów pokładowych i naziemnych wykorzystuje kwarcowe źródła przebiegów taktujących (zwanymi zegarowymi) oraz

częstotliwości radiowych. Ciężko wskazać profesjonalne urządzenie elektroniczne, nie zawierające czegoś takiego.

Żeby nie było za dobrze, częstotliwość rezonatorów kwarcowych zmienia się z temperaturą - niewiele, ale znacząco. Ponadto z czasem tracą one dokładność na skutek trudnych do przewidzenia zmian w strukturze krystalicznej. Dzieje się tak dlatego, że rezonator ma pewną wspólną cechę z zegarem mechanicznym: kryształ mechanicznie drga, zgodnie ze swoją częstotliwością. Prawdopodobnie na trwałość kwarcu mają wpływ defekty sieci krystalicznej, które są w każdym kryształ.

Pierwsze satelitarne systemy nawigacyjne także posługiwały się kwarcowymi wzorcami częstotliwości. Niesamowitego nakładu pracy wymagało skonstruowanie odpowiednio dokładnych zegarów kwarcowych, w dodatku zdolnych do stabilnego działania w warunkach orbitalnych. Wystarczy pomyśleć, że bez ochrony atmosfery powierzchnia sztucznego satelity jest podgrzewana przez Słońce do kilkuset stopni Celsjusza (chyba z zemsty za tę astronawigację), żeby w cieniu spaść do minus stu paru stopni. Do tego próżnia, promieniowanie kosmiczne - brr.

W pierwszym satelitarnym systemie nawigacyjnym, nazwanym Transit (rok 1960), zamierzano zastosować selekcjonowane typowe kwarcze radiowe, umieszczone w potrójnym naczyniu Dewara z termostatem. Gwoli zapewnienia możliwie dużej bezwładności cieplnej, dewar zaprojektowano dość masywny, z aluminium, ale rozsypał się przy teście na wibracje. Konstruktorzy zastosowali zatem materiał z warstw metalizowanego mylaru przekładanego watą szklaną, pierwotnie pomyślany jako izolacja lodówek. Dwa pierwsze satelity systemu, budowane w warsztatach Applied Physics Laboratory, miały sprawdzić czy to w ogóle ma szansę działać. Oba pracowały po 13 lat na orbicie, a średnia stabilność częstotliwości wynosiła 10^{-10} .

Pęd do zmniejszania rozmaitych rzeczy zaznaczył się w dziedzinie wzorców czasu w sposób dość zaskakujący: zaczęło się od ogromnego Słońca i gwiazd, potem kolebniki ze szpindlem, wahadło, aż do malutkiego kwarcu i w końcu do pojedynczego atomu. Otóż przyjęta w 1967 roku definicja sekundy głosi iż jest to "czas trwania 9192631770 okresów promieniowania, odpowiadającego przejściu między dwoma nadsubtelnymi poziomami stanu podstawowego cezu 133". Jest to właśnie słynny atomowy wzorzec czasu, zwany potocznie zegarem atomowym.

Zasada działania wzorca atomowego jest znana od czasu powstania fizyki kwantowej. Opiera się na jednej z podstawowych własności materii, głoszącej iż atom lub molekula może przyjąć z zewnątrz energię w postaci fali elektromagnetycznej, przechodząc tym samym na wyższy poziom energetyczny. Energia ta jest oddawana po ściśle określonym czasie, zależnym od użytego pierwiastka lub związku, i wszystko wraca do poprzedniego stanu (to są właśnie te "poziomy nadształne"). Techniczne środki do realizacji idei pojawiły się pod koniec lat trzydziestych, ale działający model wzorca zbudowano dopiero w roku 1949. Był to przyrząd, poetycko nazwany maserem amoniakalnym. Maser ów (*Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation*) działał na zasadzie pobudzenia molekuł amoniaku przez mikrofale o dość szerokim widmie częstotliwości. W zamkniętym w dziesięciometrowej rurze amoniaku następowała wymuszona emisja promieniowania, i wśród fal na wylocie rury pojawiały się wyraźnie wzmocnione te o długości 1.26 cm, charakterystycznej dla amoniaku.

Znacznie lepsze wyniki uzyskiwano używając par pierwiastków takich jak sód, cez i rubid. Pierwszy użytkowy zegar atomowy (ten amoniakalny był właściwie molekularny, nie atomowy) z 1957 roku działał z parami cezu (izotop Cs 133), traktowanymi już oszczędniej mikrofalami z zakresu 9 GHz (zastosowano stabilizację kwarcem!). Częstotliwość rezonansu atomowego cezu wynosi równo 9192631770 Hz, i taką właśnie, z dokładnością 10^{-12} %, otrzymuje się na wyjściu. Trzeba to wszystko policzyć, puszczając na odpowiednie dzielniki częstotliwości, i jest zegar.

W Polsce pierwsze zegary atomowe zbudowano w roku 1960: maser amoniakalny w Instytucie Fizyki PAN w Poznaniu, i równocześnie wzorzec cezowy w Instytucie Podstawowych Problemów Techniki PAN w Warszawie.

Zastosowanie atomowych wzorców czasu umożliwiło powstanie globalnych systemów nawigacyjnych. Właściwie powinienem napisać: sztucznych systemów nawigacyjnych o zasięgu globalnym, bo system naturalny, czyli Słońce i gwiazdy, istnieje od początku świata. No cóż, systemy sztuczne są dokładniejsze od naturalnego i działają niezależnie od pory doby i pogody.

Pierwszym "atomowym" był hiperboliczny system nawigacyjny Omega, którego zaledwie osiem radiolatarni naziemnych, sterowanych zegarami atomowymi, pozwalało na określenie pozycji z dokładnością 1 do 4 mil morskich niemal na całym świecie.

cie. Największe dotychczasowe osiągnięcie w dziedzinie systemów nawigacyjnych, satelitarny system GPS *Navstar* także istnieje dzięki zegarowi atomowemu. Na pokładzie każdego z jego satelitów są cztery zegary atomowe: dwa cezowe i dwa rubidowe. Analogiczny rosyjski system GLONASS bazuje na zdwojonych wzorcach cezowych.

Jednak zegar atomowy nie jest idealny. Jest mianowicie za dokładny. Chodzi o to, że zjawiskami naturalnymi, wyznaczającymi rytm życia na Ziemi ze wszystkimi konsekwencjami, rządzi czas astronomiczny, wyznaczany z obserwacji. Czas wyliczony na podstawie zaobserwowanego momentu przejścia gwiazd stałych przez południk niebieski, poprawiony o współczynniki niwelujące wpływ wszystkich znanych błędów, nazywamy czasem efemerycznym albo UT1 (*Universal Time 1*).

Otóż upływ czasu efemerycznego nie jest równomierny - trochę się spieszy w stosunku do zegara atomowego. Jeżeli takie różnice dochodzą do 0.7 sekundy, zachodzi potrzeba korekty czasu, polegającej na dodaniu pełnej sekundy (*leap second*) do światowej rachuby czasu. Operację taką można przeprowadzać dwa razy do roku: o północy 30 czerwca i 31 grudnia. Tak poprawiony czas GMT nazywa się czasem UTC (*Universal Coordinated Time*).

Cóż, zakładanie się, że bieżący rok ma dokładnie ileś tam sekund, nie zawsze jest zajęciem bezpiecznym.

Mało kto wie, że satelity GPS nie uwzględniają korekt czasu. 1 lipca 1997 "spieszyły się" już 12 sekund. Informacja o korektach jest wysyłana przez stacje kontrolne systemu do odbiorników nawigacyjnych za pośrednictwem satelitów. Dzięki temu podają one dokładny czas UTC.

Według czasu UTC synchronizuje się wszystkie zegary na świecie. Sygnały czasu są rozmaite: od profesjonalnych, synchronizujących wzorce czasu, poprzez sygnały do kalibracji sieci przemysłowych, do sygnałów powszechnego użytku. Nadzór nad utrzymaniem i dystrybucją czasu wzorcowego na całym świecie sprawuje BIPM (*Bureau International de l'poids et Measures*) - Międzynarodowe Biuro Wagi i Miary, dawniej BIH - *Bureau International de l'heure*) w Paryżu.

Utrzymanie wspólnej rachuby czasu na świecie odbywa się poprzez różne sieci dystrybucji sygnałów czasu. Nasze zegarki i budziki synchronizujemy ręcznie według rozmaitej klasy sygnałów sieci radiowych, telewizyjnych, telefonicznych i innych.

Najprostsze były zegary elektryczne, synchronizowane częstotliwością sieci energetycznej (50 lub 60 Hz). W czasach "drobnych braków na tle niewątpliwych osiągnięć" z tą częstotliwością u nas było różnie. Niektórzy pamiętają zapewne takie zegary - po kilku godzinach po wyregulowaniu pokazywały "czas astronomiczny". Najczęściej późniły się zimą a spieszyły latem.

Coraz częściej spotyka się zegary domowe synchronizowane przez radiowe sygnały czasu do odbioru automatycznego. Przeważnie nie mają one możliwości ustawienia czasu - jeśli mogą odbierać sygnał radiowy, pracują od razu dokładnie (około 0.01 s). U nas najczęstsze są zegary pracujące według atomowego czasu z niemieckiego nadajnika DCF 77 (77.5 kHz) we Frankfurcie.

Oprócz nadajników sygnałów czasu o lokalnym zasięgu, takich jak DCF, istnieją źródła o większym zasięgu. Najbardziej znane są sygnały emitowane przez satelity GPS Navstar, zapewniające czas wzorcowy wystarczający do większości zastosowań technicznych. Na półkuli zachodniej odbiera się także sygnały retransmitowane przez geostacjonarne satelity GOES (468 MHz).

Coraz więcej osób reguluje zegarki według czasu z sieci komputerowych. Komputery pracujące w sieciach rozległych mogą korzystać z serwerów czasu atomowego. Serwery czasu atomowego są komputerami połączonymi z atomowym wzorcem czasu. Transmisja sygnałów czasu odbywa się za pośrednictwem usług sieciowych ogólnie nazywanych NTP (*Network Time Protocol*). Klasę dokładności serwera czasu określa się tzw. liczbą *stratum*. *Stratum 1* oznacza źródło bezpośrednio połączone z zegarem atomowym o dokładności 10^{-11} s/dobę. *Stratum 2 i 3* są jego "filiami", i tak dalej. Dokładność po stronie odbiorcy jest zależna od odległości i ilości węzłów sieci pośredniczących w transmisji. W internecie są dostępne różne serwery NTP, ale korzystniejsze jest użycie serwera nawet o niższym *stratum*, za to położonego bliżej. W przypadku zamkniętych sieci lokalnych jeden z komputerów, najczęściej stale pracujący serwer, wyposaża się w odbiornik sygnałów np. DCF 77 albo GPS.

Zegar na panelu przyrządów jest zawsze. W samolotach komunikacyjnych, zaopatrzonych w komputer nawigacyjny, przyrządy radionawigacyjne i masę innych rzeczy, zegar ginie wśród innych instrumentów.

A tak naprawdę, to na potrzeby nawigacji lotniczej pracuje sporo rozmaitych zegarów, zarówno na pokładzie samolotu, na łodzi a także w przestrzeni okołoziemskiej.

Od zarania nawigacji przyrząd mierzący upływ czasu zalicza się do narzędzi podstawowych. Klasyczne zegary lotnicze są zwykłymi precyzyjnymi zegarami mechanicznymi z wychwytem tzw. szwajcarskim, dość podobnym do genialnej konstrukcji Clementa z roku 1671. Zwyczajowa nazwa "chronometry" jest myląca - w zegarach lotniczych nigdy nie stosowano mechanizmów chronometrycznych z powodu ich wrażliwości na wstrząsy.

9.9. Lotnicza łączność radiowa

Radio jest podstawowym (i zwykle jedynym) środkiem łączności w lotnictwie. Istnieją wprawdzie sposoby sygnalizacji wzrokowej, umożliwiające porozumiewanie się pomiędzy samolotem holującym a szybowcem czy znaki wyłożone na lądowisku, jednak nic nie jest w stanie zastąpić radia.

Lotniczy radiotelefon to urządzenie dość proste w obsłudze i w zasadzie korzystanie z niego nie wymaga wiadomości z fizyki ani elektroniki. Niemniej jednak znajomość ogólnej zasady działania i budowy radiotelefonu może się okazać przydatna.

Warto nadmienić, że łączność nie jest jedynym zastosowaniem fal radiowych w lotnictwie - urządzenia radiowe są podstawą wielu systemów nawigacyjnych (VOR, ILS itd.)

9.9.1. Fale radiowe

Fale radiowe to rozchodzące się w przestrzeni z prędkością światła (300 000 km/s) fale elektromagnetyczne. Falami elektromagnetycznymi są też m.in. mikrofales, promieniowanie cieplne, światło, ultrafiolet, promienie rentgenowskie i gamma. Różnią się one między sobą jednym podstawowym parametrem, który decyduje o niemal wszystkich ich własnościach - częstotliwością, czyli liczbą drgań na sekundę wyrażoną w hercach (Hz). Od częstotliwości zależy m.in. sposób rozchodzenia się fal - ich podatność na ugięcie na przeszkodach, zdolność przenikania różnych materiałów itd.

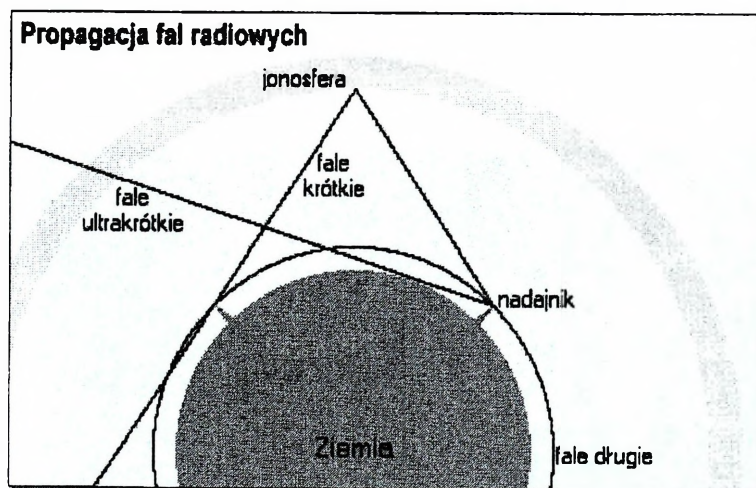
Z częstotliwością powiązane jest inne, używane alternatywnie pojęcie - długość fali. Jest to odległość, jaką przebiega fala w ciągu jednego pełnego okresu - np. długość fali przy częstotliwości 1 Hz to 300 000 km, zaś przy 1000 Hz - 300 km. (Wzór na długość fali ma postać $l=c/f$, gdzie l to długość fali w metrach, oznaczana zwykle grecką literą lambda, c to prędkość światła, f - częstotliwość w hercach).

Fale elektromagnetyczne nazywane radiowymi obejmują częstotliwości od bardzo niskich rzędu pojedynczych herców (tzw. ELF - Extra Low Frequency) aż po gigahercowe, odpowiadające mikrofalom. Fale radiowe z kolei dzieli się umownie na kilka zakresów częstotliwości, istotnie różniących się właściwościami. Fale długie obejmują częstotliwości od 10 kHz do 100 kHz (długość od 30 do 3 km), średnie od 100 kHz do 3 MHz (3000-200 m), krótkie od 1,5 do 30 MHz (200-10 m). Fale bardzo

krótkie tworzą pasma nazwane VHF (Very High Frequency, 30-300 MHz, 10-1 m), UHF (300-3000 MHz), SHF (3-30 GHz) i EHF (30-300 GHz).

Fale długie silnie uginają się na przeszkodach, układając się niejako wzdłuż krzywizny Ziemi. Dzięki temu zasięg komunikacji na falach długich jest bardzo duży, rzędu 5000 km (I Program Polskiego Radia nadawany na częstotliwości 225 kHz słychać zupełnie dobrze w Moskwie), choć wymaga ogromnych mocy nadajników liczonych w setkach kilowatów. Takiego "pieca" do samolotu nie warto zabierać.

Fale krótkie z kolei uginają się znacznie słabiej, za to odbijają się od jonosfery, umożliwiając łączność na odległości tysięcy km przy mocy nadajnika rzędu zaledwie 10 W! Niestety, skuteczność połączeń na falach odbitych zależy całkowicie od kapryśków atmosfery, co wyklucza zastosowanie fal krótkich do regularnej łączności.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

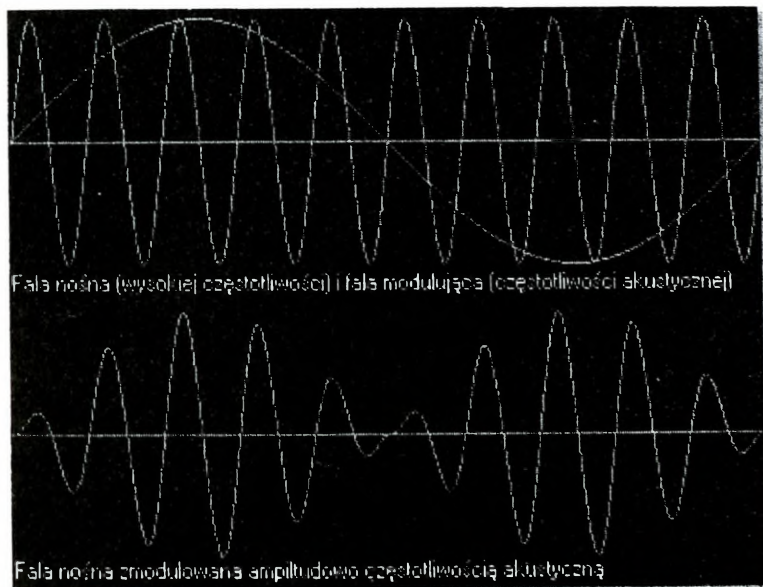
Rys. 9.53. Zasady rozchodzenia się fal radiowych różnych częstotliwości

Można przyjąć, że fale o częstotliwościach wyższych od 30 MHz rozchodzą się już całkowicie prostoliniowo i nie odbijają się od jonosfery. Zatem zasięg łączności przy tych częstotliwościach ograniczony jest optyczną widzialnością, albo położeniem horyzontu. Oczywiście im wyżej znajduje się antena, tym dalej widać - i większy zasięg połączeń. Tak właśnie jest w przypadku pasma używanego w łączności lotniczej, obejmującego zakres od 118 do 136,975 MHz - wystarczają nadajniki o mocach od kilku do 50 W.

Warto jeszcze zwrócić uwagę na fakt, że siła sygnału maleje wraz z odległością od nadajnika. Podobnie jak w przypadku każdego rodzaju pola, natężenie pola elektromagnetycznego wysłanego przez antenę jest odwrotnie proporcjonalne do drugiej potęgi odległości - zatem sygnał w odległości 10 km od anteny będzie 100 razy słabszy, niż w odległości 1 km.

9.9.2. Modulacja, kanały

Sama obecność "w eterze" fali o określonej częstotliwości informuje odbiorcę o jednej tylko rzeczy - ktoś nadaje. To jednak zbyt mało, aby przekazać jakąkolwiek treść. Podstawową falę o określonej częstotliwości i jednorodnym przebiegu poddaje się więc modulacji, zmieniając w pewien sposób charakter przebiegu. Najprostszym rodzajem modulacji jest kluczkowanie - włączanie i wyłączanie nadawania, co umożliwia przekazywanie informacji alfabetem Morse'a.



Rys. 9.54. Przykład modulacji fal radiowych

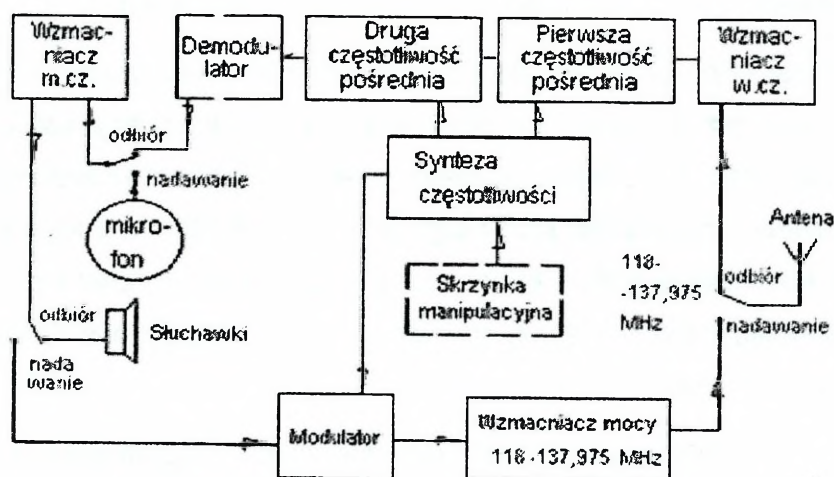
Przekazywanie głosu za pośrednictwem fal radiowych wymaga zastosowania innych sposobów - modulacji amplitudy (AM), czyli siły sygnału, częstotliwości (FM) lub fazy.

W lotniczej łączności radiowej wykorzystywana jest modulacja amplitudy (konkretnie - dwuwstępowa modulacja A3E). Pochodzący z mikrofonu sygnał elektryczny o częstotliwości akustycznej po wzmacnieniu nakładany jest w modulatorze na falę nośną, powodując zmianę jej siły w takt drgań powietrza przenoszącego głos.

Zmodulowanie fali nośnej powoduje pojawienie się poniżej i powyżej jej częstotliwości tzw. wstęp

System lotniczej łączności radiowej jest, jak dotąd, podstawowym środkiem zapewnienia załodze statku powietrznego informacji umożliwiających bezpieczny start, przelot i lądowanie. Na pokładzie samolotu montuje się dwie niezależne radiostacje. W przypadku mniejszych maszyn wystarcza jedna radiostacja z preselekcją częstotliwości, co daje możliwość szybkiej zmiany kanału.

Radiostacje pokładowe są budowane w układzie tzw. transceivera (*transmitter-receiver*), gdzie nadajnik i odbiornik są ze sobą integralnie związane. Trakt odbiorczy ma prawie zawsze podwójną przemianę częstotliwości, co daje dużą selektywność i odporność na zakłócenia.



Rys. 9.55. Schemat pokładowej radiostacji UKF

Dla lotniczej łączności radiowej w paśmie VHF przydzielono międzynarodowe pasmo 118 do 136.975 MHz z modulacją amplitudy A3E. Odstęp częstotliwości mię-

dzy kanałami wynosi 25 kHz. Zalecana głębokość modulacji wynosi 70%. Moc wyjściowa nadajnika jest różna - od 5 do 50 watów.

Od 7 października 1999 roku w pewnych obszarach kontroli ruchu lotniczego Europy obowiązuje odstęp międzykanałowy 8,33 kHz. Dotyczy to przelotów na poziomach lotu od FL 245 (około 7460 m). Pozwala to na zwiększenie liczby kanałów łączności z 720 do 2280. Zakres 118 - 136.975 MHz mają także radiostacje samolotów wojskowych. Wojskowe i rządowe statki powietrzne dysponują dodatkowymi kanałami w paśmie UHF od 225 do 400 MHz z emisją A3E.

Na samolotach komunikacyjnych montuje się dodatkowe radiostacje krótkofalowe, tzw. kompanijne, przeznaczone do łączności z centralą linii lotniczych. Pracują one w paśmie 2 - 29.9 MHz z emisją A3E (dawniej także z telegrafią A2A). Przy mocy około 100 W uzyskują one zasięg około 5000 km.

W czasie lotów dalekodystansowych, szczególnie przez oceany, gdzie sektory kontroli są ogromne, ciągły odbiór całej korespondencji radiowej byłby męczący dla załogi. W takich przypadkach stosuje się system selektywnego wywołania SELCAL, blokujący transmisję przeznaczoną dla innych statków powietrznych.

Cechą charakterystyczną radiostacji pokładowych jest solidna i zwarta budowa. Stacje małej mocy, przeznaczone dla niewielkich awionetek lub szybowców są budowane w postaci jednego pudełka. Spotyka się także radiostacje wykonane na kilka ustalonych kanałów (znana u nas stacja szybowcowa RS 6101 ma 9 kanałów VHF). W samolotach komunikacyjnych w kokpicie umieszcza się tylko panel z elementami kontrolnymi i sterującymi, natomiast same radiostacje są umieszczone razem z resztą aparatury elektronicznej.

W większości samolotów słuchawki i mikrofony załogi są połączone z radiostacją poprzez skrzynki ASP (*Audio Selector Panel*). ASP umożliwia przełączanie się między dwoma radiostacjami, odsłuch sygnałów pomocy radionawigacyjnych, połączenie między członkami załogi (interkom, czyli z rosyjska SPU - *samolotnoje pieriegowornoje ustrojstwo*).

Mikrofony lotnicze różnią się głównie stopniem tłumienia hałasu zewnętrznego, trafiającego do uszu i mikrofonu. Te dla pilotów samolotów komunikacyjnych i turystycznych pozwalają słyszeć odgłosy otoczenia. W mikrofonach stosuje się proste układy odfiltrujące hałas - najczęściej są to po prostu otworki z tyłu mikrofonu.

Powodują one wzajemne znoszenie się tych fal akustycznych, które z obu stron membrany mają takie samo natężenie.

W samolotach szybkich - bojowych i akrobacyjnych - słuchawki są zamontowane wewnątrz kasku, a rolę mikrofonu pełni laryngofon, umieszczony w obroży na szyję. Laryngofon przejmuje drgania akustyczne bezpośrednio z krtani.

W samolotach pasażerskich jest dodatkowy system łączności do użytku personelu kabinowego i dla nagłośnienia (tzw. PA, czyli *public address*). Zasadniczo służy on do transmitowania pokrzepiających tyrad kapitana do kochanych pasażerów i porywających instruktaży postępowania w sytuacjach awaryjnych (kamizelki ratunkowej się nie je, tylko zakłada, i to nie przez nogi, itd.). Kpiny kpinami, ale wiedza o tym jak nie związać się w baleron paskami kamizelki, o położeniu wyjść awaryjnych i jak z nich skorzystać może się, uchowaj Boże, przydać.

Naziemne urządzenia łączności radiowej są skonstruowane nieco inaczej. Radiostacje w układzie transceivera są stosowane tylko na małych lotniskach lub jako awaryjne. Są one budowane jako przenośne lub ręczne. Łączność dla potrzeb kontroli ruchu lotniczego zapewniają stacjonarne zestawy nadawczo - odbiorcze, złożone z oddzielnego nadajnika i odbiornika.

Anteny nadawcze i odbiorcze podlegają tym samym regułom fizycznym. Różnice konstrukcyjne między nimi wynikają z miejsca ich umieszczenia i zasady działania konkretnego urządzenia, posługującego się łącznością radiową. Szczególnie widoczne jest to w przypadku lotniczych systemów nawigacyjnych i łączności. W systemach opartych na radionamierzaniu mamy do czynienia ze współpracą urządzeń o charakterystyce dookólnej z urządzeniami działającymi kierunkowo. Radiolokacja wykorzystuje głównie anteny kierunkowe.

Konstrukcja anten urządzeń pokładowych podlega ograniczeniom wymiarów, miejsca umieszczenia czy oporu aerodynamicznego. Ze względu na coraz wyższe prędkości przelotowe samolotów i potrzebę ograniczenia zużycia paliwa konieczne stało się zmniejszanie masy i wymiarów anten, oprofilowywanie lub wręcz wkomponowywanie w konstrukcję płatowca. A ilość nadajników i odbiorników radiowych na pokładach samolotów komunikacyjnych wciąż rośnie.

Radiostacje pokładowe są budowane w układzie tzw. transceivera (*transmitter - receiver*), gdzie nadajnik i odbiornik są ze sobą integralnie związane. Trakt odbiorczy

ma prawie zawsze podwójną przemianę częstotliwości, co daje dużą selektywność i odporność na zakłócenia.

Cechą charakterystyczną radiostacji pokładowych jest solidna i zwarta budowa. Stacje małej mocy, przeznaczone dla niewielkich awionetek lub szybowców są budowane w postaci jednego „pudełka”. Spotyka się często radiostacje wykonane na kilka ustalonych kanałów (znana u nas r/stacja szybowcowa RS 6101 ma 9 kanałów VHF). W samolotach komunikacyjnych w kokpicie umieszcza się tylko panel z elementami kontrolnymi i sterującymi, natomiast same radiostacje są umieszczone w kadłubie razem z resztą aparatury elektronicznej.

W samolotach pasażerskich jest dodatkowy system łączności do użytku personelu kabinowego i dla nagłośnienia (tzw. PA, czyli *public address*). Zasadniczo służy on do transmitowania pokrzedających tyrad kapitana do pasażerów i porywających instruktaży postępowania w sytuacjach awaryjnych.

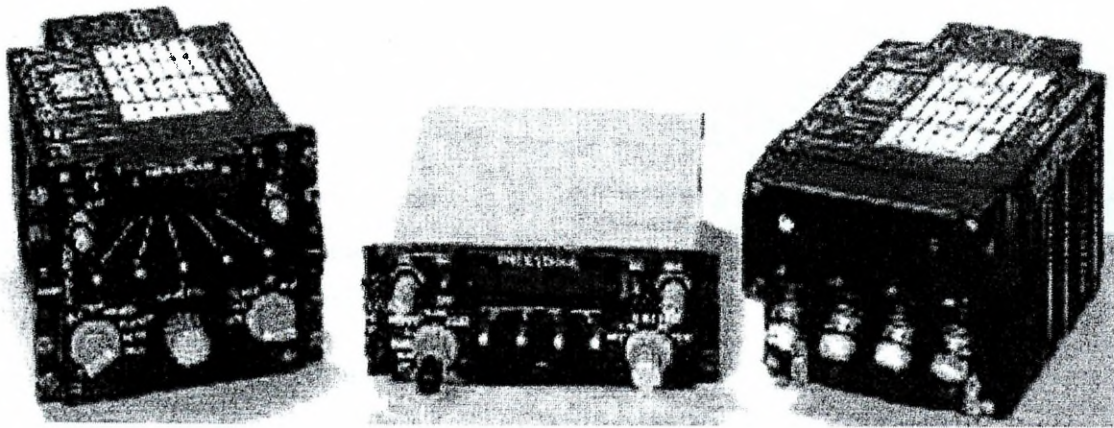
Na pokładach samolotów wyposażonych w system ACARS (*Aircraft Addressing and Reporting System*) spotyka się trzeci zestaw radiowy VHF, służący wyłącznie do automatycznej wymiany depesz telegraficznych. Ponieważ depesze ACARS są krótkie i nadawane z prędkością 2400 bitów na sekundę, powszechne jest rozwiązanie wykorzystujące do nadawania radiostację komunikacyjną.

Współczesne radiostacje pokładowe samolotów bojowych są wielofunkcyjnymi systemami łączności radiowej. Wiele z nich ma możliwość pracy w zakresie od 30 do 400 MHz z modulacją amplitudy lub częstotliwości. Do standardowych możliwości należy kodowanie i dekodowanie korespondencji radiowej, układy utrudniające zakłócanie (ECCM - *Electronic Counter Countermeasures*) *Have Quick* i *Have Quick II* oraz współpraca z pokładową magistralą cyfrową *MIL-STD-1553B*.

Samoloty bezpośredniego wsparcia wojsk mogą współpracować (łączność i namiar kierunkowy) z osobistymi radiostacjami *TACBE*, służącymi do wzywania pomocy albo wsparcia lotniczego.

Coraz częściej radiostacje pokładowe umożliwiają transmisję sygnałów systemu *Link 11*. System ten, znany również jako *TADIL* (*Tactical Digital Data Link*), jest rodzajem radiolinii do przesyłania danych o sytuacji taktycznej do i z samolotu w czasie rzeczywistym (np. obraz sytuacji powietrznej z systemu *AWACS*).

Na zdjęciu poniżej są pokazane dwie wersje radiostacji pokładowej Collins AN/ARC-182. Po lewej wersja jednoczęściowa po prawej dwuczęściowa z oddzielnym panelem sterowania (w środku). AN/ARC-182 może oprócz normalnej łączności fonicznej transmitować sygnał *Link 16*, współpracującego z monitorem JTIDS (*Joint Tactical Information Display System*)



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.56. Dwie wersje radiostacji pokładowej Collins AN/ARC-182

9.10. Urządzenia pomiarowe i ostrzegające

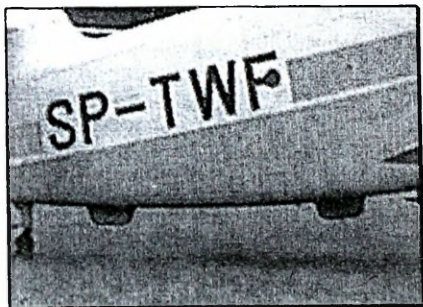
Pierwsze bez wątpienia urządzenie ostrzegające o bliskości gruntu zastosowano w roku 1916 na jednym z brytyjskich myśliwców B.E.2. Była to piętnastometrowa linka z ciężarkiem, zwisająca pod lądującym samolotem. Kiedy ciężarek zaczynał podskakiwać na gruncie, w kokpicie dzwonił dzwonek. W założeniu miało to ułatwiać lądowanie w nocy.

Projekt wyposażenia w ów "system" większej ilości samolotów odrzucono pod jakimś tam pozorem, co zapewne uratowało życie pewnej liczbie mieszkańców okolic lotnisk.

Przez długi czas sprawę uważano za załatwioną - jak się chce latać, trzeba strzec się zejścia zbyt nisko albo przeoczenia jakiejś górki. I tyle. Miękki szalik, chroniący przed otarciem szyi przy ciągłym rozglądaniu się, stał się nieodłącznym atrybutem pilota.

Zmiany przysły po II wojnie światowej, wraz ze skonstruowaniem radiowysokościomierza. Radiowysokościomierz jest dalekim krewnym pokładowego radaru nawigacyjnego. Porównując fazę emitowanej fali radiowej z fazą fali odbitej od powierzchni Ziemi wskazuje aktualną wysokość bezwzględną.

Nowoczesne radiowysokościomierze wykorzystują technikę impulsową.



Typowe radiowysokościomierze działają w zakresie 0 - 1500 m, z dokładnością około pół metra. Niektóre mają możliwość ustawienia alarmu przekroczenia wysokości minimalnej.

Anteny radiowysokościomierza, osobno nadawczą i odbiorczą, umieszcza się w plastikowych owiewkach pod kadłubem lub na dolnej powierzchni statecznika poziomego.

Radiowysokościomierz jest bardzo przydatnym urządzeniem, ale w praktyce wykazuje pewien zasadniczy niedostatek: owszem, ostrzega o bliskości terenu, ale tego który został już za samolotem. Dlatego też skonstruowano bardziej rozbudowane układy ostrzegawcze, nazwane GPWS (*Ground Proximity Warning System*). W GPWS pierwszych generacji do radiowysokościomierza dodano radiolokacyjny miernik odległości, podający dystans do przeszkód z przodu samolotu. W samolotach komunikacyjnych rolę tę pełnił radar pokładowy.

Dane z radiowysokościomierza, miernika odległości albo z radaru i wysokościomierza barometrycznego trafiały do urządzenia ostrzegawczego. W razie przekroczenia minimum odległości od ziemi w którejś osi układy logiczne urządzenia wypracowują decyzję o ostrzeżeniu.

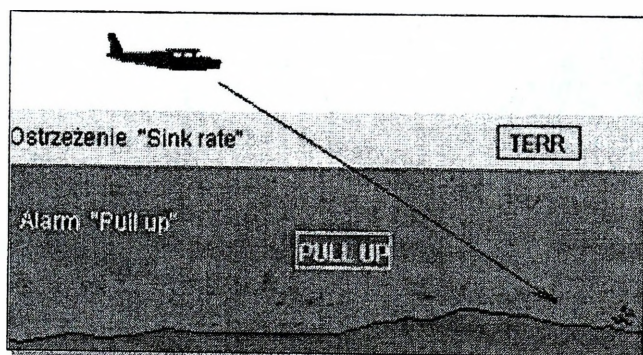
Rozwój technologii układów elektronicznych na początku lat pięćdziesiątych umożliwił szersze zastosowanie techniki cyfrowej w lotniczych urządzeniach pokładowych. Nowsze typy GPWS pobierają dodatkowo informację o przestrzennej pozycji statku powietrznego z odbiornika GPS. Dane pozycyjne są na bieżąco porównywane z przechowywaną w pamięci urządzenia bazą danych o rzeźbie terenu. Baza danych GPWS jest uproszczonym modelem trójwymiarowej powierzchni ziemi w postaci siatki kwadratów o boku 9 lub 10 kilometrów.

Według przepisów JAR (*Joint Aviation Regulations*) statki powietrzne o maksymalnej masie startowej powyżej 5700 kg i maksymalnej ilości miejsc pasażerskich powyżej 9 powinny być wyposażone w GPWS.

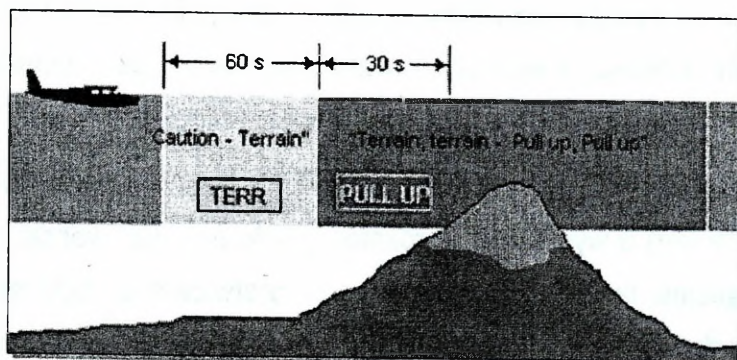
Każdy GPWS montowany na samolotach przewożących pasażerów musi udzielać informacji albo ostrzeżenia przez podświetlenie napisu i głosem.

W zależności od sytuacji i fazy lotu wyodrębniono sześć trybów działania GPWS.

1 - Przekroczenie prędkości schodzenia - udziela ostrzeżenia "sink rate" przy zbyt gwałtownym zmniejszaniu wysokości lotu. W fazie podejścia końcowego ostrzeżenie jest włączane przy przekroczeniu prędkości pionowej 1000 stóp na sekundę (305 m/s).

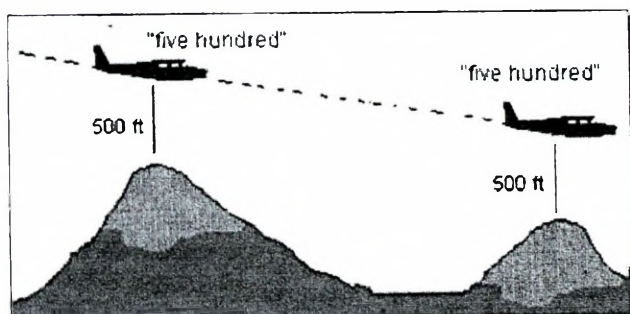


2 - Wznoszenie się elewacji terenu - W odległości 90 sekund lotu od spodziewanego miejsca przecięcia się toru lotu z powierzchnią ziemi system udziela informacji "caution, terrain" i zapala lampkę "TERR". W odległości 30 sekund od miejsca prognozowanej kolizji włącza się ostrzeżenie "terrain terrain - pull up, pull up" i lampka ostrzegawcza "PULL UP".



3 - Utrata wysokości po starcie - System udziela ostrzeżenia "don't sink" (lampa "TERR") jeżeli do wysokości bezwzględnej 50 stóp (15,2 m) samolot przejdzie do schodzenia. Tryb ten jest aktywny do czasu osiągnięcia wysokości 700 stóp (213 m) nad przeszkodami.

4 - Przekroczenie wysokości 500 stóp (152,4) nad powierzchnią terenu - Zmniejszenie wysokości bezwzględnej do 500 stóp jest sygnalizowane głosem: "five hundred". Tryb ten włącza się gdy samolot leci blisko terenu i tryby 1 i 2 są nieaktywne.



5 - Podejście poniżej ścieżki schodzenia - Sygnalizuje zejście poniżej 3 - stopniowej ścieżki schodzenia. Aktywuje się w czasie podejścia według ILS, po wypuszczeniu podwozia.

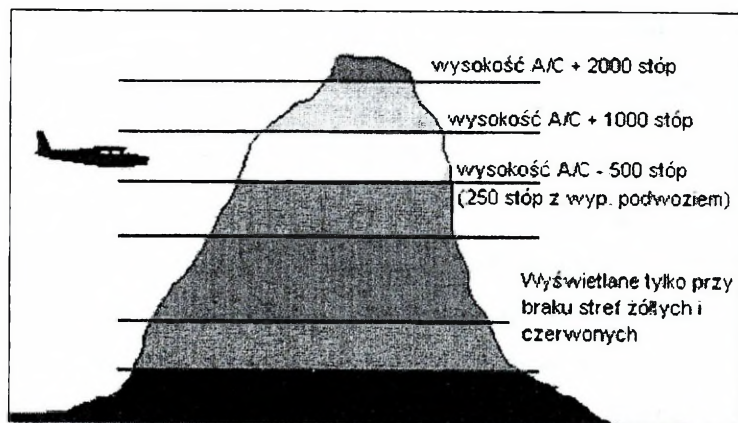
6 - Ostrzeżenie o nadmiernym przechyleniu - Włącza się przy przekroczeniu kąta przechylenia w zależności od wysokości: 40° przy 150 stopach (46 m) nad ziemią do 10° na wysokości 30 stóp (9 m).

W udoskonalonych odmianach GPWS, nazywanych EGPWS (*Enhanced GPWS*) i TAWS (*Terrain Awareness and Warning System*), występuje jeszcze siódmy tryb pracy, służący do wykrywania uskoku wiatru w czasie podejścia końcowego. Charakterystyczne dla uskoku wiatru zachowanie samolotu jest sygnalizowane ostrzeżeniem "windshear, windshear" i osobną lampką ostrzegawczą.

Wyświetlacz GPWS/TAWS pokazuje zobrazowanie rzeźby terenu w postaci siatki kwadratów (9 x 9 km) o wysokości wyróżnionej kolorami. Konwencja zobrazowania może być tradycyjna, jak na mapie fizycznej z warstwicami co 500 stóp. Aktualnej wysokości lotu odpowiada granica między polami żółtym i czerwono nakrapia-

nym. Można też użyć "czystszej" zobrazowania tzw. *peak mode*, z wyróżnieniem elewacji terenu na wysokości lotu i powyżej (patrz rysunek niżej).

Typ zobrazowania można ustalić tylko przy montażu urządzenia na samolocie, co uniemożliwia błędną interpretację wskazań w razie zmiany konwencji.



Rys. 9.57. Zobrazowanie wyświetlacza rzeźby terenu GPWS/TAWS

9.10.1. System ostrzegawczy TCAS

System ostrzegawczy TCAS właściwie nie jest systemem nawigacyjnym. Sam TCAS nie umożliwia określenia pozycji statku powietrznego - jego zadaniem jest ograniczenie możliwości kolizji w powietrzu poprzez ostrzeżenie pilota o zbliżaniu się innych samolotów i, gdy odległość zmaleje poniżej wartości progowej, zalecenie właściwego postępowania.

Często natygam się na spory o tłumaczenie akronimu TCAS. Jest to nazwa stosowana przez amerykańską FAA. Oficjalnie TCAS nazywa się *Traffic Collision Avoidance System*. Jednak często spotyka się w literaturze dawniejszą wykładnię *Terminal Alert/Collision Avoidance System*, biorącą się z tego że TCAS działając w bezpośrednim otoczeniu statku powietrznego jest ostatnią instancją chroniącą przed kolizją. Zresztą zawsze można się wykpić, przechodząc na nazwę ACAS (*Airborne Collision Avoidance System*), pod którą system ten został standaryzowany przez ICAO.

Pierwsze prace nad TCAS podjęto w Stanach Zjednoczonych jeszcze w latach pięćdziesiątych z inicjatywy FAA. Działanie TCAS jest uzależnione od transponderów radaru wtórnego innych samolotów. System pracuje jak uproszczony radar wtórny.

Wysyła zapytania i odbiera odpowiedzi transponderów innych samolotów za pomocą zestawu anten, po czym określa sektor przestrzeni i kierunek przemieszczania się źródeł sygnałów. Na tej podstawie wyznacza czas do ewentualnej kolizji. Jeżeli tak śledzony statek powietrzny odpowiada na zapytania TCAS modem C (identyfikacja i wysokość) lub modem S, system może określić czas potrzebny do osiągnięcia jednakowej wysokości lotu.

W rozwoju systemu TCAS wyodrębniono się trzy główne typy:

a/ TCAS I, najprostszy, był zaprojektowany dla lotnictwa ogólnego. Nadajnik TCAS I wysyła zapytania modu C (takie same, jakie są wysyłane przez radar wtórny). Odpowiedzi transponderów są odbierane przez odbiornik TCAS i kierowane do prostego mikroprocesorowego przelicznika określającego odległość. Kierunkowa charakterystyka zespołu anten odbiorczych pozwala na określenie położenia odpowiadającego samolotu w poziomie (prawo, lewo, przód, tył).

TCAS I mógł jedynie określić, który z pobliskich samolotów podejrzanie się zbliża. Było to sygnalizowane podświetleniem odpowiedniego sektora na prostym wskaźniku i ostrzeżeniem głosowym (*Traffic, traffic*). Taka informacja nazywa się *Traffic Advisory* (TA). Pilot po odebraniu TA musi wizualnie zlokalizować źródło niepokoju, zmienić kurs lub wysokość lotu i powiadomić kontrolę. Urządzenia TCAS I są nadal używane, głównie na starszych samolotach dyspozycyjnych, chociaż nie były nigdy objęte międzynarodowym standardem.

b/ TCAS II wysyła zapytania modami A/C i S. Od TCAS I różni się przede wszystkim tym, że jest w stanie dokładnie określić ruch w płaszczyźnie pionowej zbliżającego się samolotu. Dzięki temu może udzielić tzw. *Resolution Advisory* (RA), czyli określić manewr, niezbędny dla uniknięcia kolizji.

Istnieją dwa poziomy RA: zapobiegawczy (*preventive*) i wykonawczy (*positive*). Zapobiegawczy RA informuje pilota, że zmiana wysokości lub kursu może spowodować konflikt, natomiast wykonawczy RA doradza manewr pionowy dla uniknięcia kolizji. W przypadku współpracy z transponderami lub radarem wtórnym z modem S poziomu drugiego i wyższych inne samoloty i/lub kontrola ruchu lotniczego są powiadamiane o RA i wykonywanym manewrze.

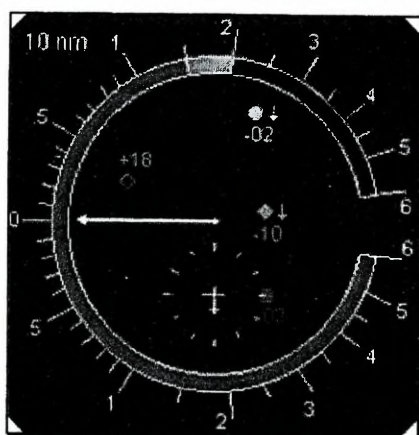
11 listopada 1993 TCAS II został uznany przez ICAO jako międzynarodowy standard pod nazwą ACAS II (dokładne specyfikacje są w *Aneksie 10 ICAO*). W Sta-

nach Zjednoczonych od 30 grudnia 1993 każdy samolot zabierający powyżej 30 pasażerów musi być wyposażony w TCAS II.

c/ TCAS III jest nadal w fazie prób. Zasadniczo jest ulepszonym TCAS II, który dopuszcza wykonawczy RA z manewrem także w płaszczyźnie poziomej. Ulepszony zespół anten ma zwiększyć dokładność systemu i zmniejszyć liczbę fałszywych alarmów. Przewiduje się że TCAS III będzie wykorzystywał poziom trzeci (lub wyższe) modu S dla sygnalizowania własnej pozycji samolotu określonej według satelitarnego systemu nawigacyjnego.

Orientacyjne położenie wykrytych przez TCAS II statków powietrznych i ewentualne RA jest zobrazowane na małym wyświetlaczu ciekłokrystalicznym. Zapobiegawcze lub wykonawcze RA może być także sygnalizowane na ekranach EHSI i EADI, jakkolwiek sam TCAS II i jego wyświetlacz są niezależne od systemu zarządzania lotem i mogą pracować poprawnie gdy jest on wyłączony. Niezależnie od wskaźników TA i RA są sygnalizowane głosem.

Wyświetlacz TCAS II zawiera zasadniczo dwa instrumenty: symboliczny plan sytuacji w zasięgu wykrywania (od 4 do 30 mil, tu 10 mil) i wariometr IVSI (*Instantaneous Vertical Speed Indicator*) z paskowym wskaźnikiem RA.



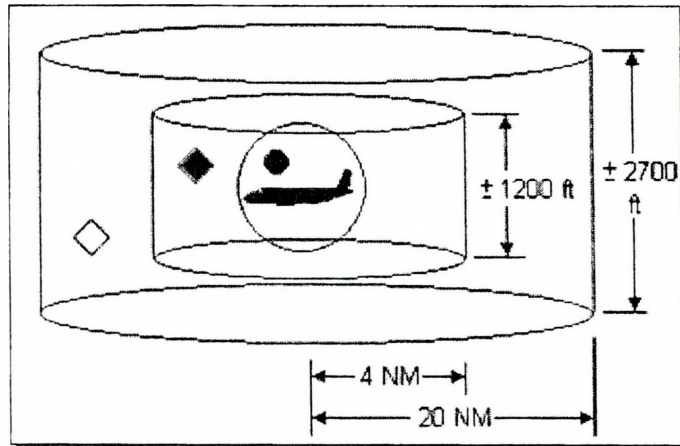
Wyświetlacz TCAS na rysunku sygnalizuje RA zalecające wznoszenie od 1500 do 2000 stóp na minutę. Zielony sektor oznacza zalecany zakres prędkości pionowej. Symbole samolotów oznaczają:

- niebieski lub biały obrys rombu - niekolizyjny,
- niebieski lub biały romb - bliski ale niekolizyjny,
- żółte kółko - *traffic advisory*,
- czerwony kwadrat - zagrożenie (RA).

BR> Przy symbolu jest podana wysokość w setkach stóp (względem własnej) i strzałka oznaczająca wchodzenie lub schodzenie.

Wokół symbolu własnego samolotu jest zaznaczony dwumilowy okrąg, ale należy pamiętać, że ma on znaczenie tylko orientacyjne. RA jest generowane na podstawie wyliczonego czasu do spotkania. W przypadku, gdy jest więcej źródeł zagrożenia

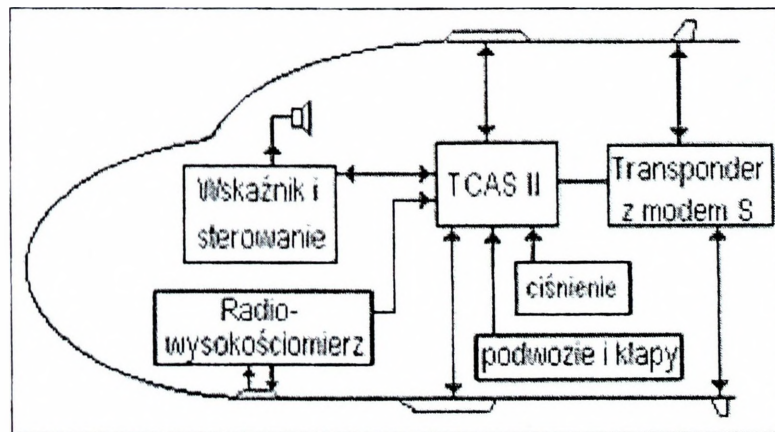
żenia, system stara się załatwić je pojedynczym RA, albo udzielać osobnych niesprzecznych RA dla poszczególnych zagrożeń z osobna.



Źródło: <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>

Rys. 9.58. Idea działania systemu eliminacji kolizji TCAS

TCAS II jest rozwijany od 1981 roku. W czasie prac konstrukcyjnych i testów powstało kilka wersji. Pierwszą wersją na tyle dopracowaną aby można było w praktyce ocenić TCAS II była wersja 6 (rok 1989). W trakcie eksploatacji system dawał zbyt dużo fałszywych alarmów, powodowanych głównie przez samoloty na podejściach lub na lotniskach. Dla ograniczenia tego zjawiska, w wersji 6.04 wprowadzono uwzględnianie wysokości bezwzględnej z radiowysokościomierza. Aktualna wysokość barometryczna jest porównywana ze wskazaniami radiowysokościomierza dla otrzymania elewacji powierzchni ziemi. Samoloty, których wysokość wychodzi w granicach 380 stóp ponad poziomem gruntu są uważane za "wylądowane".



Rys. 9.59. Schemat ideowy systemu TRAS i usytuowanie na pokładzie

Obecnie wszystkie nowe urządzenia ACAS muszą spełniać wymagania wersji 7.0, charakteryzującej się większymi możliwościami współpracy z systemem kontroli ruchu lotniczego.

W europejskiej przestrzeni powietrznej TCAS II jest obowiązkowy dla samolotów o masie startowej powyżej 15 ton masy startowej lub powyżej 30 miejsc pasażerskich od 1 stycznia 2000 roku. Od 31 marca 2001 roku wszystkie istniejące instalacje TCAS muszą być zmodernizowane do standardu wersji 7.

Od 1 stycznia 2005 roku obowiązek ten ma dotyczyć także samolotów o masie startowej powyżej 5700 kg lub powyżej 19 miejsc pasażerskich.

9.10.2. Satelitarny system ratowniczy SARSAT / KOSPAS

System SARSAT/KOSPAS jest międzynarodowym systemem satelitarnym, uruchomionym w 1982 roku dla celów poszukiwawczo - ratowniczych. Nazwa składa się z akronimu angielskiego (*Search and Rescue Satellites*) i rosyjskiego (*Kosmiczeskaja Sistemma Poiska Awaryjnych Sudow*).

System służy do lokalizacji statków morskich, powietrznych i osób w niebezpieczeństwie. Ma zasięg globalny i jest dostępny 24 godziny na dobę. Oblicza się, że dotąd SARSAT pomógł uratować około 8000 osób.

Użytkownicy są zaopatrzeni w nadajniki ratownicze. System jest w stanie wykryć i dokładnie zlokalizować włączony nadajnik, oraz powiadomić o tym fakcie właściwe dla danego rejonu służby poszukiwawczo - ratownicze. Nadajniki są rejestrowane, co umożliwia identyfikację wzywającego pomocy. Ponadto nadajniki wykorzystują międzynarodowe częstotliwości bezpieczeństwa. Wyróżnia się trzy rodzaje nadajników:

- nadajniki morskie EPIRB (*Emergency Position Indicating Radio Beacon*), uruchamiane automatycznie lub ręcznie,
- lotnicze ELT (*Emergency Locator Transmitter*, dawniej ELBA - *Emergency Locator Beacon*),
- osobiste PLB (*Personal Locator Beacon*).

Wśród nadajników ratowniczych ELT wyróżnia się kilka zasadniczych typów:

- stałe samoczynnego działania (ELT(AF) - *Automatic fixed ELT*), zamocowane na stałe w strukturze statku powietrznego i uruchamiane pod wpływem odpowiednio silnego wstrząsu, zalania wodą lub ręcznie,
- przenośne samoczynnego działania (ELT(AP) - *Automatic portable ELT*), działające podobnie jak stałe, ale całkowicie autonomiczne i łatwe do wymontowania i przenoszenia;
- wyrzucalne samoczynnego działania (ELT(AD) - *Automatically deployable ELT*), stałe ELT samoczynnie odrzucane w przypadku aktywacji; są wyposażone w spadochron, niezatopialne i charakteryzują się szczególnie odporną konstrukcją. Z reguły są wyposażone w światło błyskowe.
- przenośne (ELT(S) - *Survival ELT*), podobne do osobistych, są podłączane do instalacji samolotu (ładowanie baterii itp.), często wyposażone w możliwość aktywacji samoczynnej.

Działanie systemu zaczyna się od włączenia nadajnika ratunkowego. Dla zabezpieczenia przed fałszywym alarmem, włączony nadajnik nadaje akustyczny sygnał ostrzegawczy, dając czas na wyłączenie (2 - 10 minut, zależnie od typu i miejsca instalacji). Po upływie tego czasu aktywuje się, i wysyła sygnał alarmowy do satelitów SARSAT/KOSPAS. Może się zdarzyć, że w zasięgu nadajnika nie ma żadnego z satelitów systemu - średni czas oczekiwania wynosi około 10 minut.

Sygnały, wstępnie obrobione na pokładzie satelity, są retransmitowane do bezobsługowych stacji naziemnych LUT (*Local User Terminal*). Stacji tych jest 38. Stacje określają lokalizację nadajnika na podstawie analizy efektu Dopplera, wywołanego ruchem satelitów względem źródła sygnałów. Pomiar dopplerowski daje dwie lokalizacje: rzeczywistą i lustrzaną (po przeciwnej stronie płaszczyzny ruchu satelity). Do wyliczenia, która jest rzeczywista bierze się pod uwagę kierunek obrotów Ziemi. Dane dotyczące lokalizacji nadajnika są przekazywane linią telefoniczną do centrum operacyjnego (MCC - *Mission Control Centre*) kraju, do którego należy LUT. Następnie powiadamia się służby SAR, właściwe dla rejonu wypadku. W przypadku nadajników 406.025 MHz automatycznie jest powiadamiane MCC albo RCC (*Rescue Control Centre*) kraju, w którym zarejestrowano nadajnik.

Nadajniki SARSAT pracują na następujących częstotliwościach:

- 121.5 MHz (emisja A1A) - używana tylko do lokalizacji. Emisja nadajników 121.5 MHz nie zawiera żadnej informacji identyfikacyjnej; są to nadawane z częstotliwością 3 Hz sygnały o tonie schodzącym od 1420 do 490 Hz. Wymagana jest możliwość pracy ciągłej do 48 godzin w temperaturze -20°C .

- 243.0 MHz (emisja A1A) - używana przez nadajniki wojskowe NATO. Parametry analogiczne do 121.5 MHz (obie te częstotliwości nie są obsługiwane przez przekaźniki geostacjonarne).

- 406.025 MHz (emisja G2B) - nadawany co 50 sekund sygnał dla lokalizacji satelitarnej i identyfikacji nadajnika. Depesza trwa od 440 do 520 milisekund (tzw. długa). Wymagana autonomiczność wynosi 24 godziny, a zakres temperatur od -40°C do $+55^{\circ}\text{C}$ dla urządzeń klasy I i -20°C do $+55^{\circ}\text{C}$ dla klasy II.

W ELT sygnale 406.025 MHz jest zakodowana informacja o statku powietrznym wzywającym pomocy. Jest ona wprowadzana do pamięci urządzenia przy pomocy komputera osobistego (interfejs -232) albo dołączanym modulem programującym. W nadajnikach ratowniczych stosuje się pamięci typu nieulotnego, utrzymujące informację także przy braku zasilania.

Dane te są nadawane w postaci 112 lub 144-bitowej depeszy z prędkością transmisji 400 bodów. W przypadku ELT nadajnik ma moc 5 watów i pracuje z polaryzacją kołową (tzw. RHCP - *Right Hand Circular Polarisation*). Format depeszy i wymagania techniczne precyzuje dokument COSPAS/SARSAT C/S G.005.

Depesza identyfikacyjna zawiera między innymi numer identyfikacyjny nadajnika ratowniczego, numer ICAO i znaki statku powietrznego (dla ELT), nazwę właściciela itp. Numer identyfikacyjny jest nadawany przy rejestracji urządzenia. Rejestrację nadajników ELT i EPIRB prowadzą władze właściwe dla kraju macierzystego jednostki. W Polsce jest to Urząd Regulacji Telekomunikacji (URT). Nadajniki osobiste PLB także muszą być rejestrowane. Co prawda amerykańskie służby ratownicze reagują na wezwania z nierejestrowanych nadajników, ale służby SAR innych krajów w zasadzie nie mają takiego obowiązku. PLB rejestruje się przez przesłanie odpowiedniego formularza bezpośrednio do Biura Rejestracji SARSAT (*Beacon Registration, NOAA, E/SP3, RM 3320, FB-4, 5200 Auth Road, Suitland, MD 20746-4304, USA, Fax 301-568-8649*).

Rozdział 10

POKŁADOWE SYSTEMY I INSTALACJE

Współczesne statki powietrzne są wyposażone w systemy i instalacje służące do:

- zapewnienia bezpieczeństwa lotu;
- uzyskania odpowiedniej sprawności i osiągnięć;
- wytworzenia wewnątrz pomieszczeń warunków zbliżonych do normalnych;
- doprowadzenia w każdym warunkach lotu paliwa, olejów, cieczy chłodzących do zespołu napędowego i innych urządzeń.

Rodzaje pokładowych instalacji energetycznych:

- hydrauliczne
- pneumatyczne
- elektryczne
- mieszane

Przeznaczenie pokładowych instalacji energetycznych

Instalacje te służą do uruchamiania zespołów, które zmieniają swe położenie podczas lotu np. podwozie, kłapy zakrzydłowe, hamulce aerodynamiczne, stery, hamulce itp.

10.1. Systemy pokładowe

System, zespół (na ogół liczny) instalacji i elementów powiązanych ze sobą różnorodnymi zależnościami, zbudowany w celu pełnienia określonych funkcji, realizowania określonych zadań itp., np. system sterowania

System pokładowy łączy na ogół działanie kilku instalacji np. system sterowania tworzy instalacja cięgien i popychaczy (linkowych lub sztywnych) wspomagana przez hydrauliczną instalację wspomaganą i elektryczną do przestawiania stateczników oraz trymerowania.

Elektroniczny system wskazujący EFIS tworzą:

- instalacje pomiarowe (instalacja odbioru ciśnień powietrza – prędkość, wysokość itp., instalacja pomiaru parametrów pracy zespołu napędowego – temperatury, obroty, ciśnienia)

- instalacja elektryczna
- instalacja odczytu danych nawigacyjnych itp.

Rodzaje systemów pokładowych

- Elektroenergetyczny
- Sterowania
- Nawigowania
- Automatycznego lądowania
- Ratowniczy
- Awaryjny system ostrzegania i uruchamiania procedur alarmowych

10.2. Osprzęt samolotu

Niezależnie od typu samolotu lub śmigłowca, ich własności operacyjnych i pilotażowych oraz przeznaczenia, wymagany jest niezbędny stopień wyposażenia w urządzenia nazywane ogólnie - osprzętem. Dla samolotów starszej, generacji stopień wyposażenia ograniczał się do kilku lub kilkunastu podstawowych przyrządów dostarczających pilotowi informacji o ruchu i położeniu samolotu w przestrzeni oraz stanie technicznym zespołu napędowego. W miarę rozwoju technicznego w lotnictwie zwiększa się rodzaj, liczba, wygląd i przeznaczenie wyposażenia mechaniczno-elektrycznego statku powietrznego⁶⁵.

Konstrukcja wyposażania osprzętowego z uwagi na specyficzne przeznaczenie opiera się na różnych dziedzinach nauki i techniki, a w szczególności na gazomechanice, mechanice, mechanice precyzyjnej, elektrotechnice, a we współczesnych statkach powietrznych na elektronice i technice komputerowej. Wygląd, rozmieszczanie oraz sposób zobrazowania informacji poparte zostały wieloletnimi badaniami ergonomicznymi.

W skład osprzętu współczesnego statku powietrznego wchodzi:

- Instalacje elektroenergetyczne (elektryczne), w skład których wchodzi urządzenia będące źródłami energii elektrycznej, przetwarzającej tę energię i przekazujące ją do odbiorników;

- Urządzenia i instalacje pomiarowe (pokładowe). Do tej grupy należą wszystkie przyrządy przekazujące informacje potrzebne do sterowania samolotem, przyrządy kontroli pracy zespołu napędowego oraz informujące o stanie instalacji i urządzeń samolotu, a także automatyka tych systemów;

- Systemy sterowania. W zależności od klasy samolotu są to układy wspomagające sterowanie ręczne, piloty automatyczne, systemy automatycznego sterowania statkiem powietrznym. Układy te pomagają, a w przypadku współczesnych samolotów umożliwiają pilotowi sterowanie bardzo złożonego dynamicznie układu jakim jest samolot, a tym samym pozwalają na wykonanie przez pilota innych podstawowych zadań (rozpoznanie, niszczenie celów itp.);

⁶⁵ J. Błaszczyk. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988

- Urządzenia nawigacyjne. Rozwiązują, na podstawie informacji z różnego rodzaju układów pomiarowych, zadania nawigacyjne określając współrzędne geograficzne statku, wartość i kierunek wektora prędkości, kierunek i odległości do celu i inne. Zadania te są szczególnie ważne w lotach w trudnych warunkach, np. bez widoczności ziemi;

- Urządzenia ochrony wysokościowej załogi. Stanowią je środki techniczne umożliwiające stworzenie warunków do życia, ratowania i indywidualnej ochrony załogi samolotu szczególnie przy lotach na dużych wysokościach;

- Urządzenia diagnostyczne. Są to urządzenia pokładowe lub naziemne pozwalające określić stan techniczny poszczególnych urządzeń samolotów i śmigłowców.

Przy współczesnym rozwoju techniki lotniczej wszystkie układy wchodzące w skład wyposażenia samolotu, a także płatowiec i zespół napędowy tworzą, jeden wielki system, który umożliwia precyzyjne wykonanie zadań postawionych pilotowi.

W konstrukcji i eksploatacji wyposażenia samolotów należy brać pod uwagę bardzo ciężkie i zmienne warunki pracy tych urządzeń. Warunkami tymi są: zmienne ciśnienia, temperatura, gęstość, wilgotność powietrza, zmiany położenia, przyspieszenia oraz drgania samolotu.

Parametry powietrza (ciśnienie, temperatura, wilgotność) istotnie zmieniają się wraz z wysokością lotu. Duże zmiany warunków pracy wymagają:

- wyboru odpowiednich materiałów;
- stosowania różnych kompensatorów i korektorów;
- umieszczania przyrządów w klimatyzowanych pojemnikach;
- stosowania układów ogrzewających;
- stosowania odpowiednich pokryć ochronnych.

10.2.1. Wyposażenie elektryczne

System elektroenergetyczny, zbiór współdziałających z sobą urządzeń wytwórczych, przesyłowych, rozdzielczych i odbiorczych, służących realizacji ciągłej dostawy energii elektrycznej o odpowiednich parametrach jakościowych do poszczególnych odbiorników na pokładzie. Integralnymi jego częściami są źródła i wytwornice energii elektrycznej (akumulatory, prądnice), sieć elektryczna, przetworniki, regulatory, mierniki, wyłączniki i zabezpieczenia.

Wyposażenie elektryczne samolotu można podzielić na:

- źródła i przetworniki energii elektrycznej;
- odbiorniki energii elektrycznej;
- sieć przekazywania i rozdzielania energii elektrycznej.

Źródła i przetworniki energii elektrycznej

Do zasilania wyposażenia większości użytkowanych samolotów niezbędna jest na pokładzie energia elektryczna:

- prądu stałego o napięciu 27 V;
- prądu przemiennego, jedno- lub trójfazowego o napięciu 35 V, 115 V, 208 V i częstotliwości 400 Hz.

Podstawowymi źródłami energii elektrycznej na statku powietrznym są prądnice prądu stałego i przemiennego wraz z urządzeniami regulacyjnymi i zabezpieczającymi. Do przetwarzania energii prądu stałego na energię prądu przemiennego służą przetwornice, prądu przemiennego na prąd stały - prostowniki, a do podwyższenia lub obniżenia napięcia prądu przemiennego - transformatory. Awaryjnym (zapasowym) źródłem prądu są akumulatory.

Lotnicze prądnice prądu stałego

Podstawowym źródłem prądu stałego w samolotach są prądnice lub prądnice-rozruszniki. Te drugie najczęściej stosowane są do zasilania sieci elektrycznej

samolotów myśliwskich. Prądnice są to maszyny elektryczne prądu stałego, które w czasie uruchomienia silnika lotniczego pracują jako silniki szeregowo-bocznikowe napędzające wirnik zespołu napędowego silnika odrzutowego, a następnie po uruchomieniu i uzyskaniu przez silnik określonej prędkości obrotowej w wyniku zmiany połączenia elektrycznego pracują jako prądnice prądu stałego.

Wirnik prądnicy napędzany jest przez silnik lotniczy poprzez przekładnię zębatą.

Z prądnicą prądu stałego współpracuje regulator napięcia, przekaźnik różnicowo-zwrotny, automat zabezpieczający sieć przed przepięciami oraz transformator stabilizujący.

Regulatory napięcia są przeznaczone do utrzymania stałej wartości napięcia w sieci przy zmianach prędkości obrotowej prądnicy i obciążenia sieci.

Przekaźnik różnicowo-zwrotny służy do przyłączenia prądnicy do sieci elektrycznej samolotu wtedy, gdy jej napięcie przewyższa napięcie sieci przy zasilaniu z akumulatorów, automatycznego odłączenia prądnicy od sieci w przypadku zaistnienia odwrotnego przepływu prądu oraz zapobiega możliwości podłączenia prądnicy z niewłaściwą (odwrotną) biegunowością.

Automaty zabezpieczenia sieci przed przepięciami przeznaczone są do odłączenia prądnicy z sieci w przypadku awaryjnego podwyższenia napięcia związanego z niewłaściwą pracą prądnicy np. uszkodzenie regulatora napięcia.

Lotnicze prądnice prądu przemiennego

Podstawowymi źródłami prądu przemiennego są prądnice synchroniczne jedno- lub trójfazowe. Podobnie jak prądnice prądu stałego, prądnice prądu przemiennego współpracują z urządzeniami regulującymi i zabezpieczającymi. Prądnice prądu stałego i przemiennego napędzane są wirnikiem silnika lotniczego poprzez skrzynkę napędu agregatów. Częstotliwość prądu, wytwarzanego przez prądnice prądu przemiennego zależy od prędkości obrotowej wirnika prądnicy napędzanego przez silnik lotniczy i zmienia się w zakresie 350-900 Hz.

Zastosowanie w samolotach prądu przemiennego do zasilania niektórych urządzeń umożliwiło:

- zwiększenie napięcia sieci do 200-300 V, a tym samym obniżenie natężenia prądu i masy instalacji elektrycznej;
- zastosowanie bardziej niezawodnych silników prądu przemiennego;
- otrzymanie prądu stałego za pomocą urządzeń prostowniczych.

Częstotliwość prądu przemiennego ma wartość 400 Hz i jest kompromisem między masą urządzeń, a stratami energetycznymi ze względu na to, że przy wzroście częstotliwości wymiary gabarytowe silników elektrycznych zasilanych prądem przemiennym maleją, ale rosną straty w obwodach magnetycznych.

Przetwornice lotnicze

Spora grupa urządzeń wymaga zasilania prądem przemiennym o stabilizowanej (stałej) częstotliwości 400 Hz. Wymienione wcześniej prądnice prądu przemiennego nie spełniają tego warunku. Aby prąd przemienny miał stabilizowaną częstotliwość, niezbędny jest napęd prądnicy o stałej prędkości obrotowej. Takim napędem są silniki elektryczne prądu stałego lub specjalne silniki hydrauliczne.

Najczęściej spotykanym rozwiązaniem, przy otrzymywaniu prądu przemiennego o stabilizowanej częstotliwości są przetwornice elektromaszynowe tzn. maszyny elektryczne składające się z napędu w postaci silnika prądu stałego i połączonej z nim na wspólnym wale prądnicy prądu przemiennego. Na zewnątrz umieszczona jest skrzynka sterująca z układami stabilizacji częstotliwości i napięcia oraz układami pozwalającymi na zdalne przyłączenie przetwornicy do sieci elektrycznej samolotu.

Chemiczne źródła energii elektrycznej

Chemicznymi źródłami energii elektrycznej są baterie akumulatorów pokładowych i lotniskowych. Akumulatory pokładowe służą do zasilania w locie niezbędnych urządzeń w przypadku uszkodzenia prądnicy lub jej odłączenia od sieci. W sytuacjach awaryjnych umożliwiają uruchomienie silnika. Są więc zapasowymi (awaryjnymi) źródłami energii elektrycznej.

Akumulatory pokładowe dzielimy na kwasowe, w których elektrolitem jest kwas siarkowy i zasadowe, w których elektrolitem jest wodorotlenek potasu. Oznaczenia

typów akumulatorów charakteryzują równocześnie ich własności konstrukcyjne i eksploatacyjne.

Akumulatory pokładowe wolno instalować, jeżeli ich napięcie sprawdzone pod obciążeniem jest wyższe od 24 V (kwasowe) i 21 V (zasadowe). O aktualnej pojemności akumulatorów informuje pilota licznik amperogodzin, którego wskazówkę ustawia się na wartość pojemności w momencie umieszczenia akumulatora na samolocie.

Sieć elektryczna samolotu

Sieć elektryczną samolotu stanowią takie elementy jak:

- przewody elektryczne;
- bezpieczniki;
- elementy komutacyjne (wyłączniki, przyciski, przełączniki, przekaźniki, styczniki itp.);
- złącza sieciowe;
- urządzenia przeciwzakłóceńowe (ekrany, filtry, metalizacja).

Sieć elektryczna prądu stałego jest zwykle siecią jedнопроводową (dodatnie zaciski źródeł prądu i odbiorników połączone są przewodem, a ujemne z masą samolotu). Siecią elektryczną prądu stałego przesyła się energię z akumulatorów pokładowych, prądnicy lub lotniskowego źródła zasilania do wszystkich odbiorników prądu stałego. Włączenie jednego z wymienionych źródeł energii powoduje zasilanie szyny głównej węzła energetycznego, do której poprzez bezpieczniki podłączone są pozostałe szyny zasilające odbiorniki.

Oprócz sieci elektrycznej prądu stałego w samolocie występuje sieć elektryczna prądu przemiennego, którą przesyła się energię elektryczną do odbiorników tej energii oraz przewody sterujące, sygnalizacyjne i łączące poszczególne zespoły wyposażenia samolotu. Wszystkie przewody elektryczne w samolocie prowadzone są w wiązках mocowanych do kadłuba. Długość wszystkich przewodów w wiązках jest bardzo duża i w nowoczesnych samolotach pasażerskich dochodzi do 250 km.

Elektryczny układ rozruchu i sterowania silnika

Elektryczny układ rozruchu silnika umożliwia wykonanie następujących czynności:

- automatyczne uruchomienie silnika zarówno na ziemi jak i w powietrzu;
- wykonanie zimnego rozruchu;
- przeprowadzenie wewnętrznej konserwacji silnika.

W skład układu rozruchu wchodzi: skrzynka automatyki rozruchu, rozrusznik, cewki zapłonowe, świece zapłonowe, elektromagnetyczne zawory paliwowe, zawory powietrzne i tlenowe, automat czasowy, aparatura sterująca.

Oprócz układu rozruchu silnika w skład układu sterowania wchodzi:

- układ sterowania zakresami pracy silnika, który jest przeznaczony do zmiany zakresu pracy oraz umożliwia włączenie i sterowanie pracą dopalacza;
- układ sterowania wlotem do silnika {stożkiem}.

W najnowszych samolotach układy sterowania silnikami lotniczymi są coraz bardziej rozbudowywane i wymagają zastosowania układów komputerowych.

Oświetlenie samolotu

Oświetlenie samolotu można podzielić na:

- instalację wewnętrznego oświetlenia, służący do oświetlenia przyrządów, wskaźników oraz aparatury sterującej w kabinie. Ze względu na najkorzystniejsze warunki adaptacji oka oświetlenie kabiny ma kolor czerwony;

- instalację zewnętrznej sygnalizacji świetlnej, służący do wskazywania w nocy położenia oraz informujący o kierunku lotu samolotu, tym samym zapobiegający możliwości zderzenia.

- reflektory pokładowe stanowią układ oświetlenia miejsca startu, lądowania i kołowania.

10.2.2. System sterowania

Jakość realizacji zadań stawianych współczesnemu lotnictwu, w dużej mierze zależy od doskonałości technicznej statków powietrznych oraz sposobów kierowania i eksploatacji. Efekty lotnictwa mierzone są stopniem zgodności jego działania z postawionymi celami (zadaniami). Dla uzyskania dużej efektywności działania, współczesne statki powietrzne wyposażone są w różnorodne urządzenia pokładowe oraz urządzenia obsługi technicznej na ziemi. Wyposażenie pokładowe i naziemne zapewnia działanie lotnictwa w trudnych warunkach meteorologicznych, o każdej porze dnia i we wszystkich rejonach Ziemi. Współczesny statek powietrzny wraz z wyposażeniem pokładowym i naziemnym stanowi złożony, wieloobwodowy, wieloparametryczny system sterowania. Jakość wykonania zadania przez ten system zależy od jego urządzeń do sterowania.

W tym przypadku przez sterowanie będziemy rozumieli takie celowe oddziaływanie na proces roboczy (statek powietrzny), które powoduje jego zachowanie lub działanie zgodne z założonym celem.

W procesie sterowania statkiem powietrznym poważną rolę odgrywa człowiek-operator, nazywany pilotem. Bezspornie stanowi on najistotniejszy element tego systemu. Właściwości psychomotoryczne pilota w istotny sposób wpływają na doskonałość procesu sterowania. Działania pilota w czasie lotu polega na obserwacji, oddziaływaniu na urządzenia statku powietrznego i jego systemy pokładowe w czasie i przestrzeni, w celu uzyskania lotu zgodnego z postawionym zadaniem.

Pilot obserwuje statek przy pomocy swoich zmysłów. Zmysł wzroku odgrywa najważniejszą rolę, ponieważ przy pomocy wzroku pilot uzyskuje 70-80% informacji niezbędnych do sterowania. Stan statku powietrznego i jego urządzeń zobrazowany jest na przyrządach w postaci zakodowanych położań wskazówek, tarcz, taśm, indeksów, cyfr, sygnałów świetlnych i akustycznych. Tę grupę informacji o stanie układu nazywamy informacjami instrumentalnymi.

Jeżeli na podstawie obserwacji przyrządów i analizy uzyskanej informacji pilot stwierdzi, że statek powietrzny lub urządzenia pokładowe zachowują się niezgodnie z założonym zadaniem, dokonuje odpowiednich oddziaływań na organy sterujące. Oddziaływania te polegają na wytworzeniu, przy pomocy silnika i powierzchni

sterujących (stery, lotki, klapy) odpowiednich sił i momentów, które działając na statek powietrzny zapewnią jego lot według założonego toru.

W warunkach dużego zakresu zmian prędkości i wysokości lotu (charakterystyczne dla współczesnego lotnictwa) pilotowanie staje się bardzo złożonym procesem. Wymaga od pilota odbioru i analizy dużej ilości informacji, podejmowania decyzji i wykonania odpowiednich działań przy pomocy organów sterowania. Wszystkie te czynności stanowią dla pilota ogromne obciążenie psychoenergetyczne, które w istotny sposób wpływa na jakość działania systemu sterowania.

Aby odciążyć pilota i stworzyć mu bardziej komfortowe warunki pracy, stosuje się automatyzację wielu czynności, szczególnie w zakresie zbierania, przetwarzania i zobrazowania informacji.

Inną przyczyną wprowadzania automatyki na pokład statków powietrznych jest fakt, że charakterystyki pilotażowe tych ostatnich ulegają ciągłemu doskonaleniu, natomiast możliwości psychofizyczne pilota osiągnęły swój stan krytyczny. Przejawia się to w tym, że odbiór i analiza otrzymywanej przez pilota informacji stają się coraz trudniejsze. Występuje permanentny deficyt czasu, który uniemożliwia podejmowanie i realizację decyzji w czasie sterowania.

Kolejną przyczyną jest niedostępność załogi do wielu urządzeń w czasie lotu, co wymaga zastosowania układów automatycznych do przekazywania wskazań do stabilizacji i zdalnego ich monitorowania.

Najważniejszą dziedziną, która wymaga automatyzacji, są procesy związane ze sterowaniem. Ze względu na szczegóły funkcjonowania układy sterowania można podzielić na:

- automaty (regulatory), których głównym przeznaczeniem jest poprawa, a w zasadzie dostosowanie charakterystyk pilotażowych statków powietrznych do możliwości psychomotorycznych pilota-operatora;
- piloty automatyczne, których przeznaczeniem jest sterowanie ruchami kątowymi statku powietrznego (ruch wokół środka masy);
- układy przeznaczone do sterowania ruchem środka masy statku powietrznego.

Układy łączące w sobie wszystkie wymienione funkcje nazywamy systemami automatycznego sterowania statków powietrznych. W zależności od fazy lotu i zadania wykonywanego w danej fazie pilot-operator wykorzystuje odpowiednio dobrane zakresy pracy systemu automatycznego sterowania.

W grupie automatów poprawiających charakterystyki pilotażowe (stabilność, wskaźniki sterowności statycznej i dynamicznej) można wymienić:

- automaty tłumienia drgań kąta pochylenia, przechylenia i odchylenia;
- automaty i mechanizmy obciążenia;
- automaty i mechanizmy odciążenia i efektu odciążenia;
- automaty regulacji przełożenie między wychyleniem drążka sterowego, a wychyleniem płaszczyzny sterującej;
- automaty wyważenia (efektu trymerowego);
- automaty podłużnego i bocznego sterowania;
- automaty ograniczania niebezpiecznych lub granicznych warunków lotu;
- układy aktywnego sterowania.

Istota działania wymienionych automatów polega na dodatkowym wychyleniu powierzchni sterujących zgodnie z przyjętą regułą sterowania.

Regułą sterowania nazywamy funkcję (równanie) opisującą wychylenie powierzchni sterującej w zależności od wielkości charakteryzujących stan dynamiczny statku powietrznego np. kąta pochylenia, wysokości i prędkości liniowej czy kątowej. Wychylenie powierzchni sterującej zależy nie tylko od wychylenia przez pilota organów sterujących np. drążka sterowego, ale także od automatu. To dodatkowe wychylenie powierzchni sterującej wykonywane jest bez udziału pilota. W wyniku takiego działania statek powietrzny uzyskuje inne własności statyczne i dynamiczne, których pilot ze względu na swoje własności psychomotoryczne nie byłby w stanie uzyskać.

Do grupy układów sterowania ruchem kątowym statku powietrznego należą piloty automatyczne kąta pochylenia, przechylenia, kursu, przeciążenia itp. Przy pomocy pilota automatycznego można stabilizować zadane położenie kąto-

względnie zmieniać je zgodnie z potrzebami. Układy te ułatwiają pilotowanie statku powietrznego szczególnie w czasie długotrwałego lotu.

Układy sterowania ruchem środka masy statku powietrznego bardzo ściśle powiązane są z układami nawigacyjnymi. W układach nawigacyjnych określa się pozycję (miejsce statku), prędkość i kierunek, w którym należy się poruszać, aby trafić do celu. Natomiast systemy sterowania ruchem środka masy, wytwarzają odpowiedni układ sił i momentów, działających na samolot tak, by ruch samolotu odbywał się zgodnie z obliczoną w systemie nawigacyjnym trasą lotu. Współczesne systemy sterują samolotem nie tylko za pomocą powierzchni ruchomych, ale także sterują wektorem ciągu zespołu napędowego.

10.2.3. Układy sterowania lotem

Personel latający eksploatowanych obecnie samolotów komunikacyjnych składa się z co najmniej dwóch osób (w najnowocześniejszych maszynach są to dwaj piloci). Starsze typy samolotów posiadały nieco liczniejszą obsadę, którą oprócz pilotów stanowili: nawigator, radiooperator i inżynierowie pokładowi - mechanicy. W celu zapewnienia obydwu pilotom jednakowych możliwości sterowania samolotem, sterownice (czyli wolanty i pedały steru kierunku) są zdwojone, a dźwignie sterujące klapami skrzydłowymi i pracą silników znajdują się pomiędzy stanowiskami pilotów. W celu podniesienia bezpieczeństwa, przepisy budowy samolotów komunikacyjnych wymagają, aby każdy układ sterownia (ster wysokości, ster kierunku, lotki) był zdublowany. W razie niesprawności jednego z układów, drugi ma zapewnić takie same możliwości sterowania samolotem.

System sterowania, to zbiór współdziałających z sobą instalacji:

- mechanicznych, drążków i cięgien giętkich do sterowania lotkami, sterami wysokości
- hydraulicznych, do wzmacniania sił we wszystkich kanałach sterowania
- elektro-hydraulicznych, do wychylania stateczników i trymerów

10.3. Instalacje pokładowe

Instalacja, zespół urządzeń złożony z przewodów (rur, przewodów elektrycznych itp.) i osprzętu (wyłączników, zaworów itp.) służący do prowadzenia czynnika energetycznego (np. prądu elektrycznego, gazu, wody, oleju), odpadów (np. ścieków, śmieci), sygnałów (np. telefonicznych) itd. Instalacja wyposażana jest zazwyczaj w urządzenia przesyłowe, pomiarowe i zabezpieczenia.

Podział instalacji pokładowych ze względu na rodzaj czynnika roboczego:

- hydrauliczne
- pneumatyczne
- elektryczne
- mieszane

Podział instalacji pokładowych ze względu na znaczenie i funkcję:

- główne
- pomocnicze
- awaryjne

Podział instalacji pokładowych ze względu na przeznaczenie:

- sterownicze
- zasilające
- regulujące
- sygnalizujące
- pomiarowe

Podział instalacji pokładowych ze względu na rodzaj czynnika roboczego i przeznaczenie :

- Paliwowa
- Hydrauliczna
- Pneumatyczna
- Elektryczna

- Tlenowa
- Przeciwpożarowa
- Klimatyzacyjna
- Przeciwoblodzeniowa
- Katapultowa
- Ewakuacyjna

10.3.1. Instalacja paliwowa

Instalacja paliwowa jest przeznaczona do magazynowania niezbędnej do lotu ilości paliwa i zasilania paliwem silników statku powietrznego we wszystkich warunkach występujących w czasie użytkowania

Elementy

- Zbiorniki wewnętrzne (kadłubowe i skrzydłowe) oraz zewnętrzne (podwieszane)
- System przetaczania paliwa (pompy, zawory, przewody paliwowe)
- Systemy ciśnieniowe
- Systemy odcinające i wyrównawcze

Instalacje napełniania zbiorników

- grawitacyjne
- ciśnieniowe

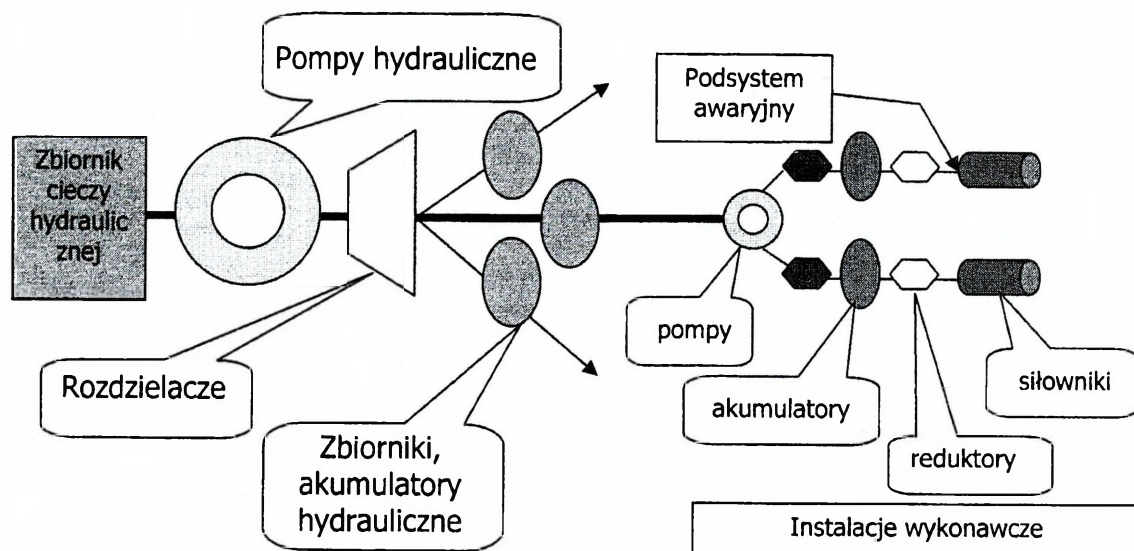
Sygnalizatory napełnienia

- zewnętrzne obsługowe sygnalizatory napełnienia
- sygnalizatory krytycznej pozostałości paliwa

10.3.2. Instalacja hydrauliczna

Instalacja hydrauliczna statku powietrznego jest przeznaczona do realizowania przez urządzenia pokładowe operacji hydro-mechanicznych, nakazanych przez załogę lub systemy automatyki, niezbędnych w danych warunkach lotu

Podstawowe elementy instalacji



Zasadnicze podsystemy:

- główny podsystem zasilania
- podsystemy rezerwowe
- podsystem zasilania awaryjnego

Instalacja hydrauliczna może być przeznaczona do:

- wysuwania i chowania podwozia
- wysuwania i utrzymywania w położeniu eksploatacyjnym klap oraz ich chowania
- wychylania i chowania hamulców aerodynamicznych
- hamowania postojowego
- hamowania kół i sterowania przednim kołem
- awaryjnego hamowania kół

- wzmacniania sił w układzie sterowania statku powietrznego
- przestawiania stateczników
- uruchamiania rewersorów ciągu itp..

Zasadnicze elementy systemu:

- pompy ciśnieniowe
- zbiorniki i zasobniki hydrauliczne
- zawory zwrotne, kierunkowe i bezpieczeństwa
- przewody hydrauliczne
- nadajniki, regulatory i sygnalizatory ciśnienia
- siłowniki

10.3.3. Instalacja pneumatyczna

Instalacja pneumatyczna jest najczęściej przeznaczona do dublowania zadań instalacji hydraulicznej i realizacji czynności sterowniczych za pomocą czynnika innego niż hydrauliczny (sprężone powietrze, azot)

Instalacja pneumatyczna może być używana do:

- awaryjnego wypuszczenia podwozia i klap zaskrzydłowych
- ciśnieniowania zbiorników hydraulicznych
- awaryjnego hamowania

Instalacja pneumatyczna może być używana do:

- otwierania i zamykania drzwi, osłon kabiny, zaworów itp.
- napełniania węży uszczelniających
- uruchamiania spryskiwaczy szyb kabiny

10.3.4. Instalacja klimatyzacyjna

Instalacja jest przeznaczona do wytworzenia w kabinie statku powietrznego takich warunków, które umożliwiają załodze i pasażerom lot w różnych, zmieniających się warunkach otoczenia ziemskiego

Funkcje instalacji

- regulacja wartości i prędkości zmian ciśnienia atmosferycznego w kabinie
- regulacja temperatury powietrza w kabinie
- wentylacja kabiny
- utrzymywanie odpowiedniej czystości powietrza

10.3.5. Instalacja tlenowa

Instalacja tlenowa jest przeznaczona do dostarczania załodze, a w sytuacjach awaryjnych również pasażerom, wystarczającej ilości tlenu do zachowania funkcji życiowych na eksploatacyjnych wysokościach lotu

10.3.6. Instalacja przeciwołodziowa

Instalacja służy do sterowania ogrzewaniem (jeśli to możliwe na danym typie) wybranych elementów konstrukcji płatowca i zespołu napędowego oraz doprowadzania na wiatrochron i inne miejsca spirytusu etylowego w celu usunięcia oblodzenia

10.3.7. Instalacja przeciwpożarowa

Instalacja jest przeznaczona do:

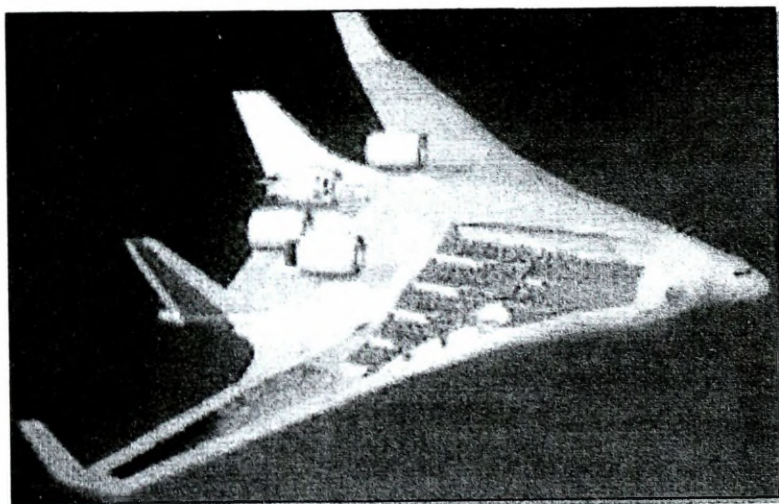
- sygnalizowania powstania i ugaszenia pożaru silników (w gondolach silników)
- czynnego gaszenia pożaru w gondolach silników poprzez doprowadzenie czynnika gaśniczego

Rozdział 11

Samoloty przyszłości

Samoloty przyszłości zaczyna się projektować już dzisiaj. Jak będą one wyglądały można dzisiaj tylko przypuszczać, analizując kierunki prowadzonych badań i programów w lotnictwie wojskowym i cywilnym.

Nowy samolot pasażerski prawdopodobnie będzie miał kształt skrzydła, na wzór "niewidzialnego"⁶⁶. Unosić go będzie aerodynamiczna siła nośna, wytwarzana przez całą jego powierzchnię. Wyeliminowanie kadłuba i ogona doprowadzi do ograniczenia wagi, a przez to do zredukowania energii potrzebnej do przewyższenia oporu powietrza⁶⁷. Konstruktorzy rozłożyli masę struktury wewnętrznej latającego skrzydła w taki sposób, aby obniżyć ciężar całkowity maszyny i móc zastosować silniki o mniejszej mocy, a tym samym lżejsze. Równocześnie jednak samolot stałby się niestateczny. Czy można temu zaradzić? Oczywiście jak zwykle za pomocą "gromady" komputerów, które poruszałyby powierzchniami sterowymi, tworząc sztuczną dynamiczną stabilność.



Rys. 11.1. Samolot pasażerski przyszłości

Sprawą najważniejszą jest to, żeby samoloty latały bezpiecznie. Jeżeli już ryzyko katastrofy jest nieuniknione, to trzeba, żeby szkody były jak najmniejsze. Droga

⁶⁶ <http://planes.w.interia.pl/b2.htm>

⁶⁷ http://planes.w.interia.pl/latajace_skrzydlo.htm

proceed through a revolution in technical reviews. The equipment used today for recording flight parameters in the future will be able to record acceleration of the aircraft⁶⁸. On their basis, stresses will be calculated, to which individual parts of the machine will be subjected. In this way, maintenance will not be performed after a certain number of flight hours, but at the appropriate moment. In the future, it will be possible to measure stresses directly on the parts, thanks to sensors placed inside them, made of optical fibers, which will transmit signals to the pilot about damage. After landing, the aircraft itself will "report" to the mechanic, what happened and indicate parts that are "in pain" and need control.

Collisions during flight will be possible to avoid thanks to satellite navigation systems, which will indicate to pilots and other aircraft the position of the machine - at a distance of a few meters - warning the pilot about dangerous situations and, if necessary, acting for him. Besides increasing safety, this will also allow for the flight of several aircraft at the same time, like a "skyway", which will also significantly reduce waiting times on the runway or in the air.

The Wright brothers would not be able to predict this, about which they dreamed as constructors almost 100 years after their first flight. Large aircraft carrying 1000 passengers, orbiters covering the route New York-Adelaide in Australia in a matter of hours and autonomous, intelligent fighter aircraft - these are the greatest challenges of aviation in the 21st century. To realize these dreams, quieter, more powerful and fuel-efficient engines (gasoline can be replaced by gas) are needed. The greatest progress we can expect in aircraft equipment is thanks to the rapid development of electronics.

In the European Airbus consortium, work is underway on an aircraft that will be able to carry up to 800 passengers⁶⁹. The aircraft is to be put into service in 2003. It will then be the largest passenger jet, capable of flying 16,000 kilometers without landing. Airbus A3XX, with two full passenger decks, will be even larger than Boeing 747. Passengers on A3XX, even those traveling in the economy class, will have significantly wider

⁶⁸ http://planes.w.interia.pl/czarna_skrzynka.htm

⁶⁹ <http://planes.w.interia.pl/A3XX.jpg>

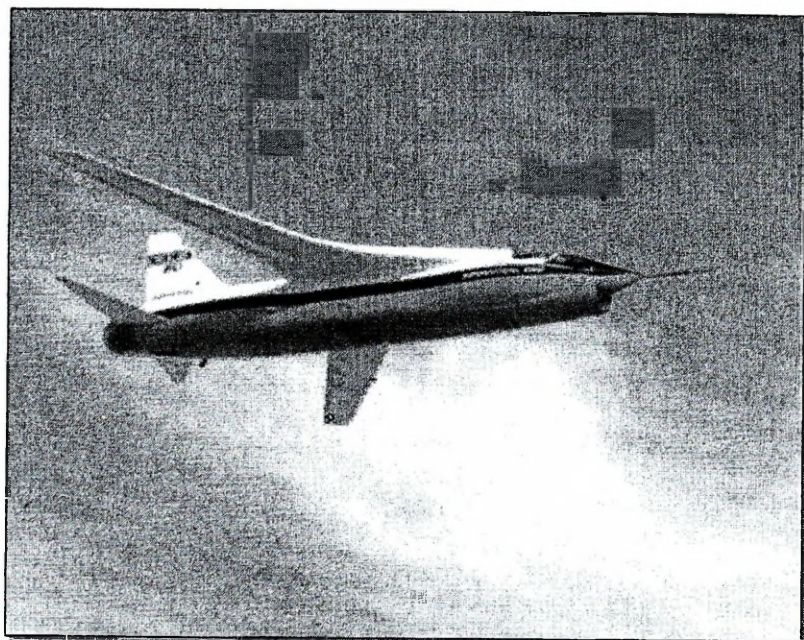
fotele i więcej miejsca wokół siebie. W dwupiętrowym samolocie zaprojektowano szerokie i przestronne korytarze. We wnętrzu tego giganta można poczuć się jak w luksusowym hotelu.

W historii rozwoju lotnictwa można wyodrębnić okresy, w których dokonano wynalazków, rozwinięto teorie, przeprowadzono eksperymenty oraz wdrożono rozwiązania organizacyjne i konstrukcyjne decydujące o jakościowym i ilościowym wzroście właściwości nowo projektowanych konstrukcji. Do takich brzemiennej w skutki okresów należy niewątpliwie ostatnie 20 lat. Etap ten charakteryzuje przede wszystkim poszukiwanie nowych rozwiązań, które w najbliższej przyszłości mogą zadecydować o nawet rewolucyjnych zmianach konstrukcji samolotów. W niniejszym rozdziale zostaną omówione niektóre najważniejsze problemy oraz nowości, wdrożone do praktyki konstruktorskiej w ostatnich latach.

11.1. Skrzydła nadkrytyczne

Skrzydła te są modyfikacją skrzydeł skośnych, w których zastosowano profile nadkrytyczne, opracowane w celu zwiększenia doskonałości samolotu w zakresie przydźwiękowych prędkości lotu. Nazwa pochodzi od wyższej krytycznej liczby Macha, wykazywanej w stosunku do klasycznego skrzydła skośnego. Skrzydło to charakteryzuje się grubą krawędzią natarcia i stosunkowo płaskim profilem odpowiednio wygiętej części tylnej, co prowadzi nie tylko do bardziej równomiernego rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy, a tym samym i przesunięcia SP bardziej ku tyłowi, lecz także i wzrostu krytycznej liczby Macha ok. 10-15%. Oznacza to wzrost prędkości samolotu przydźwiękowego (o prędkości maksymalnej rzędu 1000 km/h) o około 100-150 km/h bez wystąpienia charakterystycznego wzrostu oporu i pogorszenia stateczności samolotu. Do zbadania własności tych skrzydeł wykorzystano samolot naddźwiękowy *Crusader* oraz zmodyfikowano prototyp samolotu F-111A⁷⁰.

⁷⁰ J. Błaszczak. Wprowadzenie w technikę lotniczą. WAT. Warszawa 1988.



Rys. 11.2. Sylwetka samolotu LTV F-8 *Crusader* ze skrzydłami nadkrytycznymi

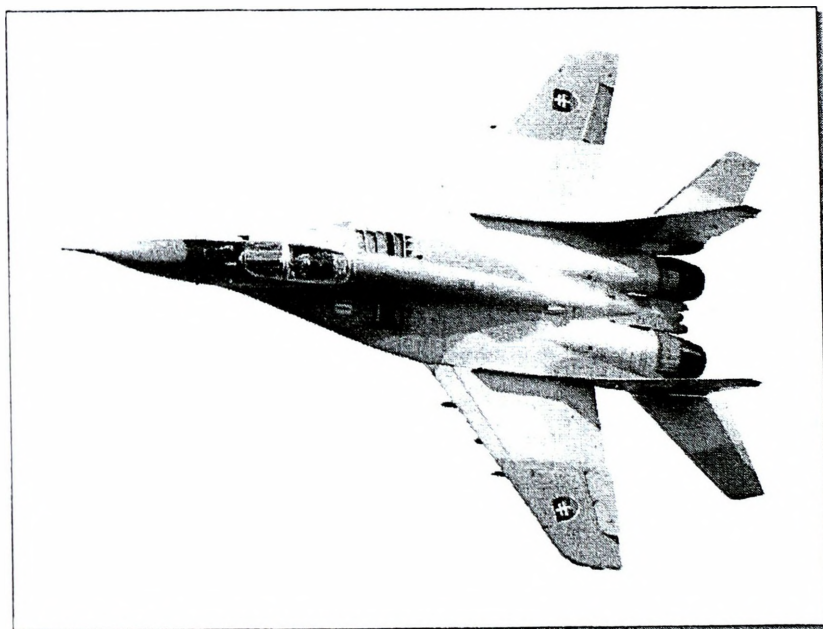
11.2. Skrzydła pasmowe ⁷¹

Skrzydło pasmowe, modyfikacja układu delty stabilizowanej celem zapewnienia lepszej manewrowości i sterowności przy dużych kątach natarcia. Składa się z przykadłubowego odcinka skrzydła ostrołukowego (o skosie ponad 75°), przechodzącego w klasyczne skrzydło trapezowe o małym wydłużeniu. Wykazuje mały opór falowy i indukowany, wysoki współczynnik siły nośnej i dużą krytyczną liczbę Macha. Szeroko stosowane w myśliwcach nowej generacji (F-18, F-16, MiG-29).

Analiza wad i zalet skrzydeł prostych i skośnych wskazuje, że obszary prędkości, w których oba rodzaje skrzydeł są najbardziej przydatne dla samolotów nadźwiękowych, nie pokrywają się, lecz wzajemnie uzupełniają. Z tego względu ponad 20 lat temu podjęto próbę zastosowania skrzydeł o zmiennej geometrii, a później problem zbudowania skrzydeł, które umownie można nazwać skośno-prostymi. Obie próby z pomyślnym wynikiem podjęto w lotnictwie wojskowym dla uzyskania (poza

⁷¹ Dotychczas stosowane nazwy skrzydeł wiązano z ich kształtem w widoku z góry. Nazwę skrzydła pasmowego wiązano z charakterem jego opływu, w czasie którego powstaje pewnego rodzaju pasmo wirów o dużej energii. Decyduje ono o własnościach skrzydła, dlatego uznano, że proponowana nazwa jest bardziej odpowiednia od formalnej, według której skrzydło powinno nosić nazwę skośno-prostego. Dotyczy to również nazwy „skrzydło nadkrytyczne”.

określonymi osiągamy) dużej manewrowości (wykonania manewru w jak najkrótszym czasie przy stałej stracie prędkości). Manewrowość istotnie zależy od własności aerodynamicznych samolotu: nośności skrzydła, wzrostu oporu, zmiany skuteczności sterowania, utraty stateczności, drgania skrzydeł i usterzenia, przechyłów spowodowanych oderwaniem strumienia na skrzydłach przy dużej prędkości lotu itp. Powodem ograniczeń aerodynamicznych jest oderwanie strumienia, które może występować w różnych postaciach i z różnych przyczyn. Jest ono dominującym problemem aerodynamicznym w procesie projektowania samolotu bojowego.



Źródło: <http://www.af.mil/photos/fighters.shtml>

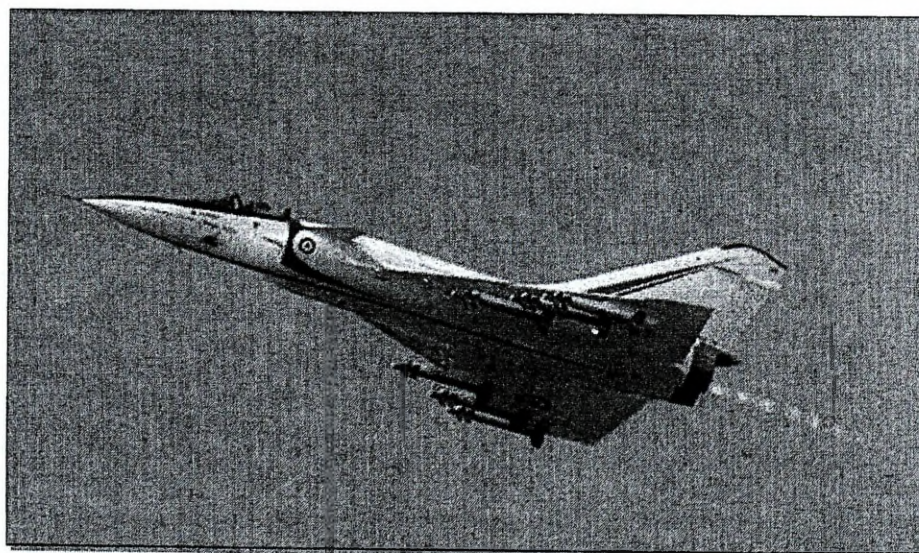
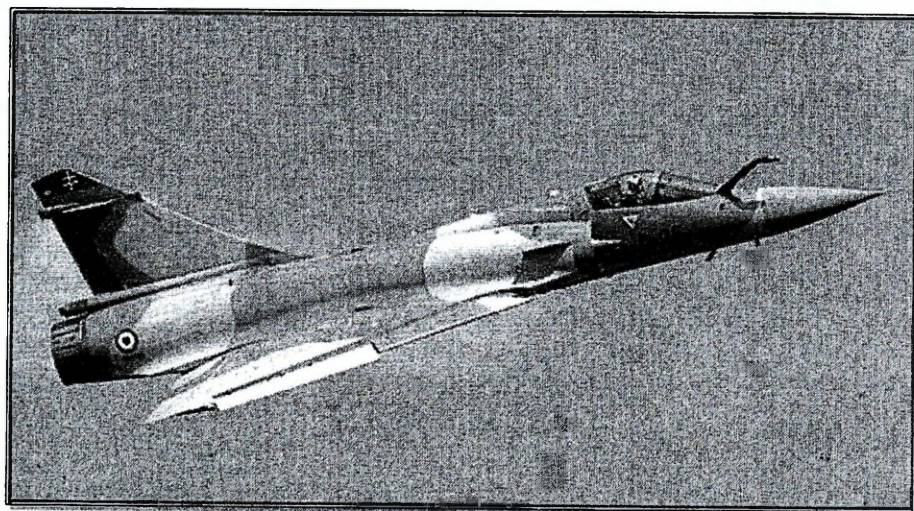
Rys. 11.3. Samolot Mig-29 – przykład skrzydła pasmowego

Jednym z możliwych rozwiązań prowadzących do uzyskania kontrolowanego przebiegu zjawiska oderwania strumienia jest zastosowanie skrzydeł o nowym kształcie, które ze względu na charakter opływu nazwano pasmowymi.

Działanie skrzydła pasmowego można scharakteryzować następująco: spiralny strumień wirów odrywający się od ostrej krawędzi natarcia o dużym skosie, ogranicza rozszerzający się ze wzrostem kąta natarcia obszar oderwania strumienia, zawarty między krawędzią natarcia i linią ponownego przylegania strumienia, indukuje szerokie obszary podciśnienia (wzdłuż osi wirów) i zwiększa energię warstwy przyściennej. Dzięki temu w obszarze większych kątów natarcia skrzydło pasmowe charakteryzuje

większe współczynniki siły nośnej i mniejsze oporu tzn. większa doskonałość w czasie wykonywania manewru. Natomiast w locie naddźwiękowym dodatkowa powierzchnia umieszczona przed skrzydłami podstawowymi ogranicza zakres przesunięcia SP do tyłu (por. samolot o zmiennej geometrii, co nie tylko ułatwia zachowanie odpowiedniej stateczności, ale zmniejsza jednocześnie opór wyważenia o ok. 20%.

Skuteczność skrzydeł pasmowych znacznie wzrasta przez wyposażenie ich w klapy (przednie i tylne) wzdłuż całej rozpiętości lub klapolotki. Skrzydła pasmowe zastosowano w wielu samolotach lotnictwa myśliwskiego np. F-16 i F-18.



Źródło: <http://www.af.mil/photos/fighters.shtml>

Rys. 11.4. Wytwornice wirów na przykładzie samolotów *Mirage 2000C* i *Super Mirage 4000*

Efekt skrzydła pasmowego można również osiągnąć przez zastosowanie bardzo stałych poziomych powierzchni nośnych umieszczonych na kadłubie przed skrzydłem. Powierzchnie te spełniają również zadania wytwornic wirów w lotach na dużych kątach natarcia, np. Mirage 2000 C i Super Mirage 4000.

11.3. Układ sterowania aktywnego

Sterowanie samolotem, polegające na oddziaływaniu przez pilota (autopilota) na powierzchnie sterów pozostające normalnie w stanie spoczynku względem stałych zespołów płatowca, nazwano biernym. Częścią składową takiego układu jest mechanizm sterowania łączący powierzchnie sterowe z odpowiednimi sterownicami w kabinie za pomoce linek lub rur cienkościennych (bądź jednych i drugich razem).

Na początku lat siedemdziesiątych mechanizm sterowania zastąpiono układem elektrycznego przekazywania sygnałów od sterownic na szybko działające urządzenia wykonawcze (silniki hydrauliczne) wychylające powierzchnie sterów. Pracę układu zabezpiecza komputer pokładowy współpracujący z miernikami prędkości kątowej, przyspieszenia, kąta natarcia itp., który poza tym koryguje również decyzje pilota sygnalizowane wychyleniem sterownic. Taki układ sterowania nazwano aktywnym (czynnym).

Podstawą koncepcji zastosowania sterowania aktywnego jest wykonania samolotu niestatecznego statycznie, zwłaszcza podłużnie, to znaczy przyjęcie usterzenia o mniejszej od obliczeniowej powierzchni. Niestateczność kompensowana jest w sposób dynamiczny przez ciągłe samoczynne oddziaływanie układu na powierzchnie sterowe (usterzenie, klapy przednie i tylne, klapolotki), prowadzące do zrównoważenia momentów działających na samolot.

Samolot wyposażony w taki układ sterowania może mieć mniejsze powierzchnię skrzydeł i usterzeń, a więc znacznie mniejszą masę i mniejszy opór czołowy.

Zastosowanie sterowania aktywnego zapewnia samolotowi:

- wyjątkową zwrotność uzyskaną przez skrócenie czasu niezbędnego do wychylenia powierzchni na sygnał układu sterowania. (np. prędkość kątowa klapolotek podczas ich wychylania w samolocie F-16 wynosi $80^{\circ}/s$), zapewnia również wykorzystanie klap przednich i tylnych jako powierzchni sterowych;

- mniejszą masę konstrukcji i mniejszy opór w wyniku zmniejszenia gabarytów powierzchni sterowych, zmniejszenie oporu wyważenia w lotach nadźwiękowych lub po zrzuceniu ładunku;
- szybsze reagowanie na działanie podmuchów i zmniejszenie obciążeń działających na konstrukcję, oznacza to wzrost wytrzymałości zmęczeniowej płatowca;
- tłumienie drgań samowzbudnych;
- odciążenia pilota od czynności reagowania na zmiany wyważenia zwłaszcza od stałego reagowania na zmiany parametrów toru lotu na małej wysokości i w warunkach burzliwej atmosfery;

W ogólnym przypadku oznacza to zwiększenie osiągow samolotu, żywotności płatowca i komfort lotu. Włączenie do układu sterowania aktywnego klap przednich lub tylnych umożliwia dodatkowo sterowanie rozkładem obciążenia wzdłuż rozpiętości. Przykładowo, przez jednoczesne wychylenie lotek do góry zostaną odciążone konsole skrzydłowe, a przez wychylenia klap do dołu - dociążone ich części przykadłubowe. Przy zachowaniu stałej siły nośnej skrzydła będą przejmowały mniejszy moment zginający. Szczególnie jest to istotne w czasie wykonywania manewru podczas lotu w burzliwej atmosferze. Z przeprowadzonych badań wynika, że zastosowanie aktywnego układu sterowania pozwala na zmniejszenie manewrowych obciążeń skrzydła o 8-10% i około 20% dla usterzenia wysokości. Prowadzi to do spadku momentów zginających, w przekrojach najbardziej niebezpiecznych, o około 13% dla skrzydła, 20% dla usterzenia i 50% dla kadłuba. Według obliczeń przeprowadzonych dla samolotów ciężkich wynika, że zastosowanie aktywnego układu sterowania prowadzi do zmniejszenia momentu zginającego skrzydła w czasie wykonywania manewru o 10-15%, w rezultacie prowadzi to do zmniejszenia masy skrzydła o 5%.

Układy aktywnego sterowania znalazły zastosowanie m.in. w samolotach myśliwskich F-16, F-18, Mirage 2000 i Super Mirage 4000, Gripen, Eurofighter, Su-27.

11.4. Samoloty o zwiększonej manewrowości

W dotychczas budowanych samolotach pilot posiadał możliwość oddziaływania na układ sterowania o czterech stopniach swobody: ciąg (opór), przechylenie, pochyczenie i odchylenie.

Podjęto koncepcję dodatkowego sterowania siłą nośną w celu pionowego oraz poziomego przemieszczania samolotu od toru lotu bez zmiany położenia kadłuba. Dla realizacji tych dwóch dalszych stopni swobody przewidywano zastosowanie obrotowo mocowanych skrzydeł (zmiana kąta zaklinowania w czasie lotu), których wychylenie zgodnie z ruchem steru wysokości wytworzy dodatkową siłę pionową przyłożoną w SM samolotu oraz dodatkowego usterzenia pionowego umieszczonego w przedniej części kadłuba, którego wychylenie zgodnie z wychyleniem steru kierunku wytworzy siłę boczną. Oznacza to, że sterowanie samolotem o sześciu stopniach swobody wymaga zastosowania 6-7 powierzchni ruchomych (2 skrzydła, 2 płyty usterzenia poziomego i 2 lub 3 płyty usterzenia pionowego). Rozwiązanie konstrukcyjne ruchomych skrzydeł jest skomplikowane, a efekt powyższy również można uzyskać w samolocie konwencjonalnym.

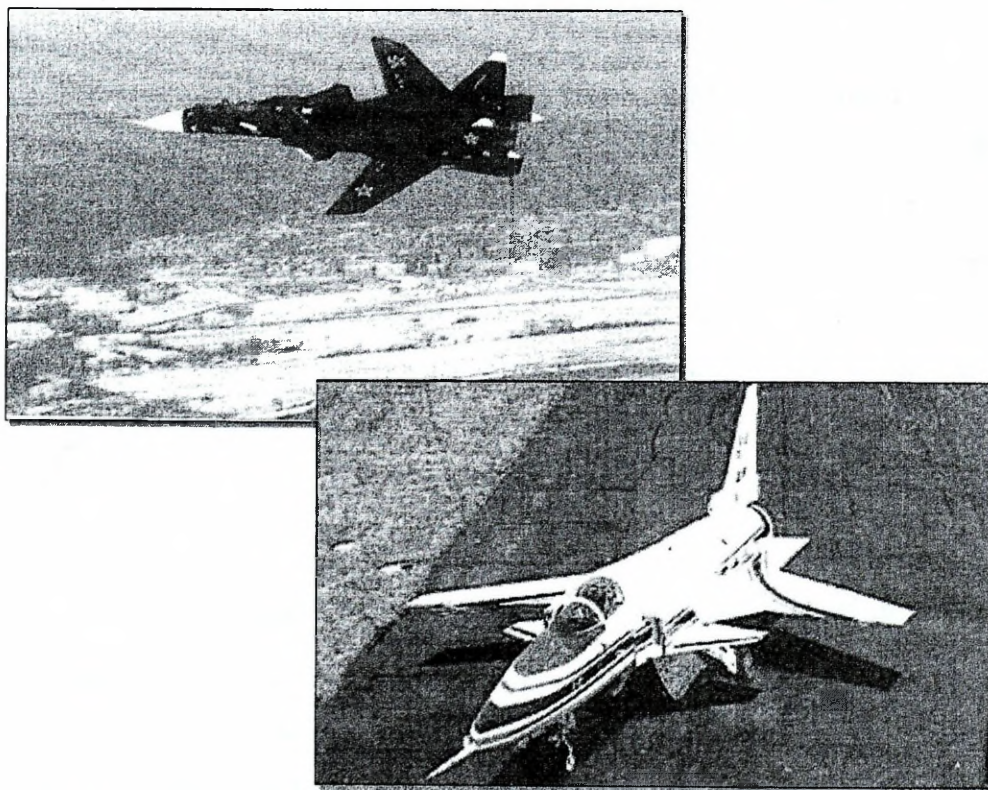
Podobny efekt do sterowania siłą nośną można uzyskać przez specjalne ukształtowanie dyszy wylotowej silnika. System sterowania dyszą (dyszami) jest zintegrowany z komputerowym systemem sterowania samolotem, co pozwala na sterowanie siłą nośną bądź oporem samolotu. Może mieć zastosowanie szczególnie podczas walki powietrznej (gwałtowne zmniejszenie prędkości) bądź w czasie dobiegu. Szacuje się, że dobieg przeciętnego samolotu myśliwskiego może ulec skróceniu z 1000 m do 300 m.

11.5. Konstrukcje z ujemnym skosem skrzydła

Zalety skosu skrzydeł jako sposobu złagodzenia zjawiska tzw. kryzysu falowego znane są od dawna. Skrzydło ustawione w przepływie ukośnie, opływane jest jak gdyby mniejszą prędkością, a mianowicie składową prędkości przepływu, prostopadłą do osi aerodynamicznej płata, równą $V_n = V \cos \alpha$. Druga składowa V_t , równoległa do powierzchni płata praktycznie nie ulega zmianie. Dzięki temu samoloty za skrzydłami skośnymi nogą osiągać znacznie większe poddźwiękowe prędkości lotu, nie

narażając się na nagły wzrost oporu towarzyszący zjawisku kryzysu falowego, spowodowany lokalnym przekroczeniem prędkości dźwięku przez strugi na płatach.

Intensywnemu upływowi strug ku końcu skrzydeł o skosie dodatnim przeciwdziała się różnymi sposobami stosując np. kierownice strug, przerywacze, sloty na krawędzi natarcia, skręcenie geometryczne itp. Przedsięwzięcia te poprawiają, opływ przy mniejszych prędkościach, ale zwiększają opór płata w locie naddźwiękowym. Skrzydła o skosie ujemnym, na których zjawisko upływu jest mniej intensywne, nie wymagają tak energicznego przeciwdziałania, są więc ekonomiczniejsze.



Źródło: <http://www.airforce-technology.com/projects/s37/index.html>

Rys. 11.5. Skrzydło o ujemnym skosie samolotu Su-47 Berkut i X-29A

Rozwiązanie problemu stało się możliwe wraz z pojawieniem się nowych materiałów konstrukcyjnych - kompozytów. Dzięki odpowiedniemu ułożeniu włókien węglowych w powłoce kompozytowej można uzyskać pożądany rozkład sztywności eliminujący to niebezpieczne zjawisko.

Przykładem konstrukcji, w której zastosowano płat nadkrytyczny z ujemnym skosem, jest samolot myśliwski Grumman X-29A, oblatany w 1984 r. Jest to wolnośny dolnopłat o układzie kaczk. Skrzydło ma obrys dwutrapezowy. Przykadłubowe

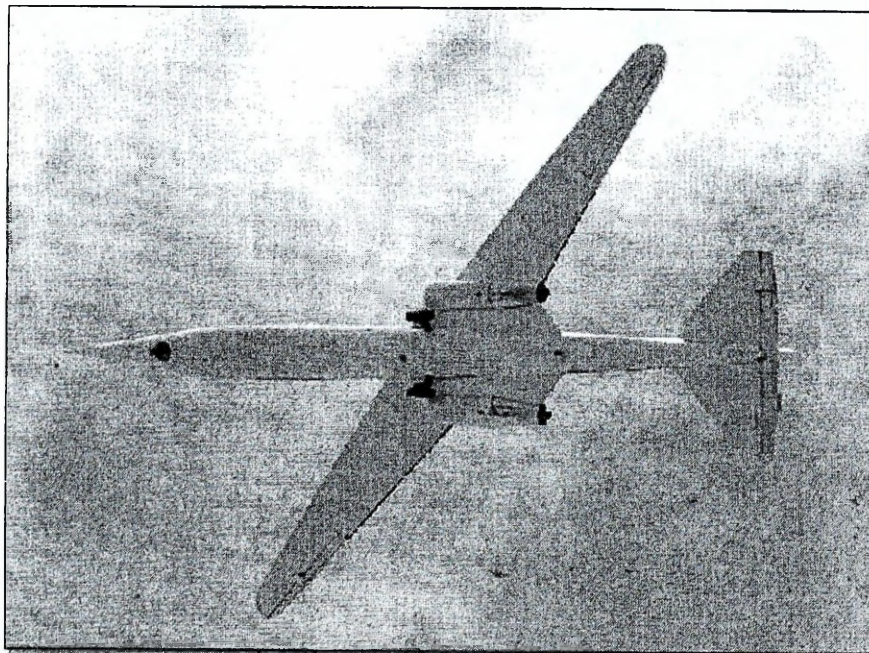
części skrzydeł przechodzą z tyłu w prostokątne brzechwy, biegnące wzdłuż kadłuba i zakończone powierzchniami sterowymi, których zadaniem jest wspomaganie działania przedniego usterzenia wysokości przy małych prędkościach, szczególnie w czasie startu. Zastosowanie dodatniego skosu u nasady skrzydła i obecność usterzenia przedniego pozwalają uniknąć oderwania strug w obszarze przykadłubowym, przez co zostaje zachowana skuteczność brzechw zaskrzydłowych wraz z ich powierzchniami sterowymi. Ostatecznie oderwanie przy dużych kątach natarcia rozpoczyna się w przekrojach położonych za załamaniem krawędzi natarcia, a zarówno końce skrzydła jak i jego nasada pozostają w "zdrowym" przepływie. Badania tunelowe wykazały, że samolot zachowuje sterowność poprzeczną, aż do kąta natarcia 90° ! Dzięki zastosowaniu skosu do przodu opór skrzydła X-29A jest o 20% mniejszy niż dla skrzydła ze skosem dodatnim.

Konstruktorzy samolotu uważają, że samolot myśliwski wyposażony w skrzydło o ujemnym skosie zbudowany w układzie kaczkę będzie lżejszy, tańszy i zwrotniejszy oraz będzie miał lepszą sterowność przy małych prędkościach i niższą prędkość przeciągnięcia niż obecne samoloty ze skrzydłami o dodatnim skosie. Dalej, współczesny samolot myśliwski o masie 19000 kg, może być zastąpiony samolotem o masie rzędu 13600 kg, czyli aż o około 29% lżejszym.

11.6. Niesymetryczna zmiana geometrii skrzydła

Innym przedsięwzięciem, mającym na celu polepszenie charakterystyk aerodynamicznych i masowych samolotu, jest zastosowanie niesymetrycznej zmiany geometrii skrzydła. Budowane dotychczas samoloty o symetrycznej zmianie geometrii charakteryzują określone zalety i wady. Podstawową zaletą jest możliwość zmiany kąta skosu krawędzi natarcia oraz wydłużenia skrzydeł zależnie od warunków lotu, dla uzyskania optymalnych charakterystyk nośnych. Natomiast podstawową wadą jest skomplikowana konstrukcja skrzydeł i ich duża masa, związana z koniecznością budowy dwóch węzłów obrotowych w płaszczyznach działania największych sił i momentów. Na masę skrzydeł dodatkowo wywiera wpływ koncentracja naprężeń (charakterystyczna dla połączeń punktowych) w węźle oraz mechanizmy synchronizacji wychyleń. Dość istotną wadą skrzydeł o symetrycznej zmianie geometrii są również niekorzystne charakterystyki aerodynamiczne przykadłubowych, stałych

części o dużym skosie, w konfiguracji minimalnego skosu (mała nośność) oraz skrzydeł podstawowych w konfiguracji maksymalnego skosu (przemieszczenie SP do tyłu zwiększając opór wyważenia) .

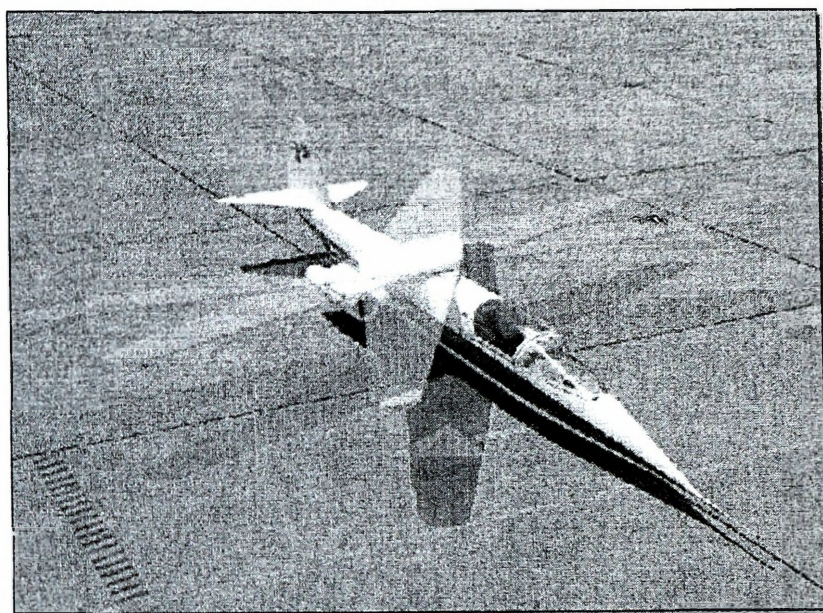


Źródło: <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>

Rys. 11.6. Samolot doświadczalny NASA AMES AD-1 o niesymetrycznej zmianie geometrii w locie

Samoloty o niesymetrycznej zmianie geometrii są pozbawione tych wad, bowiem obydwa skrzydła wykonuje się jako jeden zespół, z prostoliniowymi elementami siłowymi pracującymi jak belka jednopodporowa. Oznacza to, że moment zginający jest równoważony przez wewnętrzne siły struktury skrzydeł, a węzeł obrotowy przenosi jedynie siłę poprzeczną i moment skręcający. W tych warunkach wzrost masy konstrukcji jest niewielki. Dodatkową zaletą tego rodzaju skrzydeł są dobre charakterystyki nośne w konfiguracji zerowego skosu - ze względu na brak skośnych części przykadłubowych oraz stałe położenie SP (w węźle obrotowy n), niezależnie od skosu krawędzi natarcia. Wadą skrzydeł o niesymetrycznej zmianie geometrii jest wzrastająca niesymetryczność opływu samolotu w miarę wzrostu kąta skosu.

Przewiduje się, że zastosowanie układu sterowania aktywnego, bądź skrzydeł z kompozytów o kontrolowanych odkształceniach, umożliwi skuteczną kontrolę warunków opływu.



Źródło: <http://www.dfr.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>

Rys. 11.7. AMES AD-1 – niesymetryczna zmiana geometrii

11.7. Konstrukcje klasy stealth

Technologia „stealth” to nie jedna, pojedyncza technologia, lecz zbiór kilku technologii, z których żadna nie jest sama w sobie technologią nową, ale ich kombinacja daje duże efekty. Ogólnie mówiąc – zadaniem technologii „stealth” jest zmniejszenie prawdopodobieństwa wykrycia środków napadu powietrznego przez nieprzyjaciela. Wiadomo, że wykrycie ŚNP może nastąpić przez wizualną obserwację, za pomocą stacji radiolokacyjnych i urządzeń akustycznych, elektroniczno – optycznych, wykorzystujących promieniowanie obiektu w zakresie podczerwieni oraz urządzeń rozpoznania radioelektronicznego.

W związku z tym ŚNP muszą mieć odpowiednie charakterystyki rzutujące na zmniejszenie możliwości ich wykrycia za pomocą wyżej wymienionych środków. Zakłada się, że jeśli nawet środek napadu powietrznego zbudowany z wykorzystaniem technologii „stealth” zostanie wykryty, to nastąpi to zbyt późno, aby nieprzyjaciel mógł na niego oddziaływać aktywnymi środkami obrony powietrznej.

Dotychczas najwięcej uwagi poświęca się poszukiwaniu metod zmniejszenia wykrywalności ŚNP przy użyciu stacji radiolokacyjnych. W tym przypadku decydującym parametrem jest skuteczna powierzchnia odbicia fal elektromagnetycznych. Zależy ona od kształtu ŚNP, materiału z jakiego jest on wykonany, częstotliwości pracy stacji radiolokacyjnej oraz przestrzennego usytuowania ŚNP przeciwnika względem RLS.

Tak więc zmniejszenie skutecznej powierzchni odbicia o np. 30% zmniejsza zasięg wykrywania RLS tylko o 16%, a przy zmniejszeniu skutecznej powierzchni odbicia o 75%, zasięg wykrywania obniża się o 29%. Wynika stąd wniosek, że istotne zmniejszenie zasięgu wymaga radykalnego obniżenia wartości skutecznej powierzchni odbicia. Wartość tego parametru zależy bardziej od kształtu obiektu czy zastosowanych materiałów konstrukcyjnych niż od jego wymiarów.

Wartość skutecznej powierzchni odbicia zależy również w dużej mierze od częstotliwości pracy stacji radiolokacyjnej.

Technologia „stealth” przewiduje trzy sposoby zmniejszenia skutecznej powierzchni odbicia, a mianowicie:

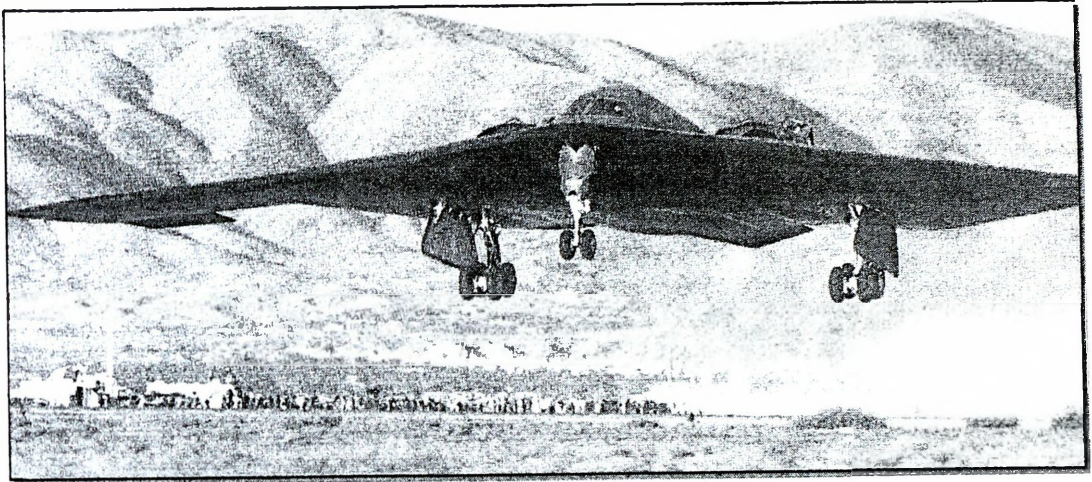
- dobór odpowiedniego kształtu płatowca;
- użycie w budowie płatowca materiałów pochłaniających energię fal elektromagnetycznych;
- wyeliminowanie wszelkiego rodzaju podwieszek zewnętrznych.

Projektując kształt płatowca konstruktorzy starają się unikać płaskich powierzchni, zwłaszcza pionowych, np. stateczników pionowych, które są najskuteczniejszymi reflektorami fal elektromagnetycznych.

Ponieważ obecnie istnieją trudności w skonstruowaniu samolotu pozbawionego w ogóle statecznika pionowego, stosuje się dwa stateczniki o łącznej powierzchni mniejszej niż pojedynczego w konwencjonalnym rozwiązaniu, przechylonych przy tym ku sobie, dzięki czemu uzyskuje się zarówno poprawę stateczności naturalnej jak i zmniejszenie wartości skutecznej powierzchni odbicia.

Jeżeli chodzi o układy skrzydeł samolotów klasy „Stealth”, to rozważane są zarówno delty jak i podwójne delty, korzystne z punktu widzenia minimalizacji skutecznej powierzchni odbicia. Bezspornie jednak, z tego ostatniego względu, najkorzyst-

niejszy jest układ latającego skrzydła, który został zastosowany w nowym amerykańskim samolocie bombowym typu B-2.



Źródło: <http://republika.pl/iceextreme/>

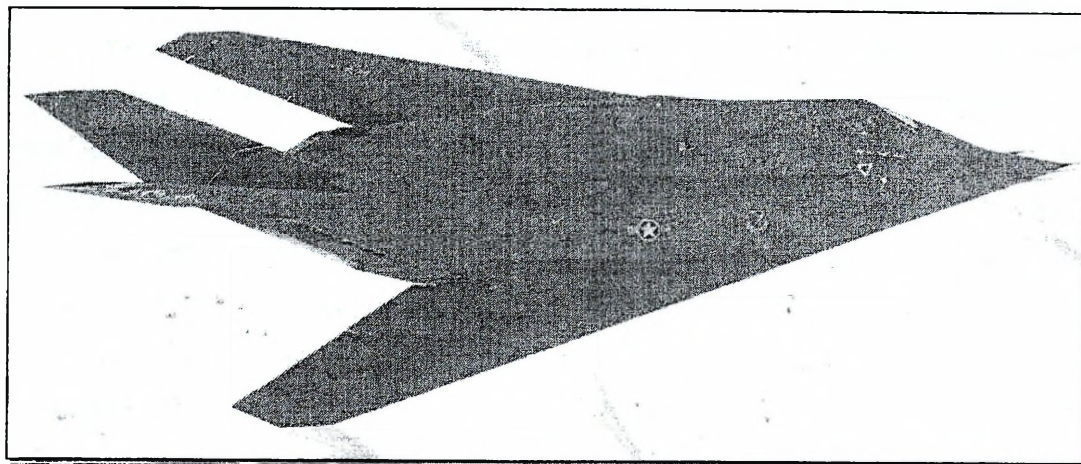
Rys. 11.8. Bombowiec stealth B – 2

W układzie latającego skrzydła niejako automatycznie likwiduje się problem przejść skrzydło – kadłub. Łatwe jest też wyeliminowanie podwieszonych zewnętrznych, dzięki stosunkowo dużej objętości wewnętrznej płatownicy, zapewniającej zarówno pomieszczenie zbiorników paliwowych, wszelkiego rodzaju zasobników z urządzeniami podwieszanymi dotychczas za zewnątrz, jak i uzbrojenia.

Duży wpływ na stateczną powierzchnię odbicia samoloty mają układy wlotowo – wylotowe silników. W celu zmniejszenia ich udziału w wartości skutecznej powierzchni odbicia samolotu zamierza się je przenosić na grzbiet płatownicy, z równoczesnym przesunięciem ku tyłowi, jak to widać na przykładzie samolotu F-117A.

Wyeliminowanie zewnętrznych podwieszonych samolotu jest z wielu względów kłopotliwe. Usytuowanie np. pocisków we wnętrzu płatownicy wymaga zastosowania takiego rozwiązania, aby przy danej liczbie pocisków zajmowana przez nie przestrzeń była jak najmniejsza oraz aby możliwe było ich bezpieczne odpalenie. Dążąc do minimalizowania takiej komory wewnętrznej dla pocisków, proponuje się np. składanie ich skrzydeł i stateczników. Dla rozwiązania problemu chowania pocisku w obrysie płatownicy bierze się pod uwagę także umieszczenie ich w swego rodzaju rynnie utworzonej w dolnej części samolotu, zakrytej dopasowaną do obrysu pokrywą, od-

rzucaną bezpośrednio przed odpaleniem pocisków, jak również stosowanie odpowiednich palet z pociskami, dopasowanych do obrysu płatowca.



Źródło: <http://www.combataircraft.com/index.asp>

Rys. 11.9. Nocny myśliwiec stealth F – 117 *Night Hawk*

Najlepiej znaną obecnie metodą redukcji skutecznej powierzchni odbicia fal elektromagnetycznych jest zastosowanie w konstrukcji samolotu materiałów niemetalicznych. Zasada pracy stacji radiolokacyjnej opiera się na fakcie indukowania w płatowcu, pod wpływem padającego na niego sygnału stacji radiolokacyjnej, sygnałów elektrycznych, które z kolei są źródłem energii (tak zwanego echa radiolokacyjnego).

W wypadku użycia materiałów nie przewodzących prądu elektrycznego zaindukują się w nim bardzo małe prądy, co spowoduje, że wytworzone echo radarowe będzie również bardzo małe.

Do najistotniejszych parametrów charakteryzujących efektywność materiałów pochłaniających zalicza się: współczynnik odbicia, zależność współczynnika odbicia od kąta pod jakim fala trafia w powierzchnię wykonaną z danego materiału oraz szerokość pasma częstotliwości pochłanianych fal.

Źródła zachodnie donoszą o prowadzeniu prac zmierzających od opracowania materiałów pochłaniających o współczynniku odbicia nawet mniejszym od 0,1%. Ważna jest przy tym, aby tak mała wartość tego współczynnika charakteryzowała dany materiał nie tylko przy trafieniu tafli prostopadle do wykonanej z niego powierzchni, ale także przy kątach znacznie mniejszych od 90°. Jak się przypuszcza,

niektóre z opracowanych w USA materiałów mnogą skutecznych nawet przy kącie padania wynoszących zaledwie 5°.

Jeżeli chodzi o szerokość pasma częstotliwości pochłanianych fal, już obecnie znane są materiały pochłaniające te fale w zakresie od 800 do 30 000 MNz. Do najlepiej znanych dziś materiałów pochłaniających energię fal elektromagnetycznych należą kompozyty z włókien grafitowych. Jednak materiały konstrukcyjne charakteryzujące się zdolnością pochłaniania energii nie są pod tym względem stuprocentowo skuteczne, poszukuje się więc specjalnych konstrukcyjnych form rozwiązań, zwiększających tę skuteczność. Rozważa się np. wykorzystanie rozwiązania zastosowanego w komorach bezdechowych w postaci ostrostupów wystających ze ścian, podłogi i sufitu. Chodzi o to, że jeżeli materiał może pochłoniąć 30% energii docierającej do jego powierzchni, to dzięki odbijaniu się fali od kolejnych, przeciwległych ostrostupów, za każdym odbiciem energia fali zmniejsza się o 30%. Przewiduje się, że zewnętrzne warstwy materiałów pochłaniających mogą się składać z elementów o kształcie stożków lub piramid. Ponadto bada się pokrycia wielowarstwowe, pochłaniające fale elektromagnetyczne o szerokim zakresie częstotliwości.

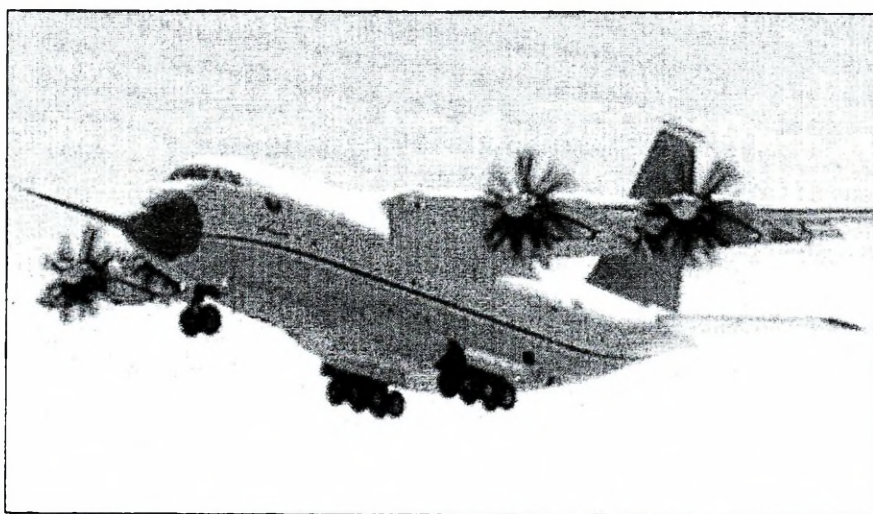
Osobną grupę materiałów pochłaniających stanowią tzw. absorbenty rezonansowe, tworzące warstwy interferencyjne. W tym przypadku część fal odbija się od zewnętrznej powierzchni, a część od warstwy znajdującej się pod spodem. Powstała niezgodność faz odbitych w ten sposób fal powoduje ich tłumienie. Naturalnie całkowite wytłumienie następuje tylko przy uzyskaniu identycznych amplitud obu odbitych fal i dokładnie przeciwnych faz. Aby jednak uzyskać tłumienie w dostatecznie szerokim paśmie częstotliwości, trzeba ponownie zastosować odpowiednią wielowarstwową strukturę takiego pokrycia.

Bada się także wielowarstwowe pokrycie z materiałów rozpraszających energię fal elektromagnetycznych, wykonane z tworzyw sztucznych i niejednorodnej struktury. Struktura pojedynczej warstwy zależy od częstotliwości fali, której energia ma zostać rozproszona. Zaletą w tym przypadku jest niezależność efektywności rozpraszania od kąta padania fali na powierzchnię zewnętrzną.

Ocenia się, że zastosowanie materiałów pochłaniających na pokrycie płaskich powierzchni i krawędzi obiektu latającego powinno zmniejszyć energię odbitej fali elektromagnetycznej o 20 dB.

11.8. Napęd śmigło-wentylatorowy

W ostatnich latach coraz więcej pojawia się informacji o napędzie śmigło-wentylatorowym - w nazewnictwie zachodnim "propfan". Jest to napęd pośredni między śmigłowym a dwuprzepływowym. Śmigło-wentylator jest w zasadzie nieobudowanym wentylatorem o małej liczbie łopat (lub szybkoobrotowym śmigłem wielołopatowym). Liczba łopat śmigło-wentylatorów mieści się w przedziale 8-16, bardzo często kształt łopaty jest "szablony" (jak skrzydła nośne samolotów naddźwiękowych), co pozwala na osiąganie stosunkowo dużych sprawności przy około- i naddźwiękowych prędkościach opływu łopat w warunkach dużych prędkości lotu samolotu.



Źródło: <http://www.airwar.ru/>

Rys. 11.10. An-70 samolot transportowy z silnikami śmigło-wentylatorowymi

Pojawienie się pierwszych silników śmigło-wentylatorowych było komentowane w sposób zróżnicowany. W krótkim czasie okazało się, że nowe silniki mogą stać się jednymi z nielicznych rozwiązań technicznych, które przyniosłyby efekty większe od przewidywanych.

Z przeprowadzonych badań wynika, że jeden z najistotniejszych parametrów silnika jakim jest jednostkowe zużycie paliwa, jest o około 20-30% niższe od jednostkowego zużycia paliwa obecnych dwuprzepływowych silników odrzutowych. Wyższy poziom hałasu wytwarzanego podczas pracy silnika, wymaga zastosowania w samolocie komunikacyjnym dodatkowej izolacji dźwiękowej, której masę ocenia się na 200-300 kg. Ten wzrost masy samolotu jest kompensowany zdecydowanie mniejszą

(o około 500 kg) masą silnika śmigło-wentylatorowego od porównywalnego silnika dwuprzepływowego.

Jak dotąd istnieje jeszcze dużo problemów nie rozwiązanych, choćby kłopoty z konstrukcją łopaty śmigła, jej podatnością na drgania samowzbudne, dokładnym sterowaniem kąta jej ustawienia, wzajemnym oddziaływaniem śmigła i wlotu powietrza do silnika, odpornością śmigła na uszkodzenia przez ciała obce i inne.

Zakłada się, że silnik ten będzie łączył najnowsze osiągnięcia konstrukcyjne i technologiczne dotyczące silników turbinowych i śmigieł. Przewiduje się, że stanie się on używanym napędem samolotów komunikacyjnych oraz wojskowych samolotów transportowych.

11.9. Komputery pokładowe

Rozwój elektroniki, a szczególnie techniki komputerowej pozwolił na wprowadzenie komputerów do lotnictwa. Komputery wspomagają wykonywanie zadań obciążających człowieka oraz zastępują bardzo rozbudowane urządzenia elektromechaniczne. Znalazły one duże zastosowanie w urządzeniach naziemnych rewolucjonizując symulatory lotu, usprawniając obsługę i diagnostykę naziemną, pracując w systemach kontroli ruchu powietrznego oraz ochrony lotniska. Wprowadzenie komputerów na pokład samolotów i śmigłowców zrewolucjonizowało ich wyposażenie integrując je w jeden system.

Pierwsze próby wykorzystanie komputerów w lotnictwie sięgają lat pięćdziesiątych, były to maszyny analogowe. Dopiero burzliwy rozwój komputerowej techniki cyfrowej w latach siedemdziesiątych minionego stulecia pozwolił na szersze wprowadzenie jej na pokład samolotu. Początkowo jednemu centralnemu komputerowi usiłowano podporządkować wszystkie urządzenia pokładowe, miało to uzasadnienie w koszcie i masie ówczesnych komputerów. Obecnie komputery i procesory są rozmieszczone w sposób zdecentralizowany, zwykle w pobliżu czujników bądź wskaźników, z którymi współpracują, rozproszone w różnych miejscach samolotu, komunikując się wzajemnie poprzez magistrale integrujące wszystkie urządzenia awioniczne w jeden zwarty system.

Wprowadzanie układów elektronicznych o dużej skali integracji doprowadziło do rewolucji w dziedzinie wykorzystania systemów sterowania, przekazywania i zobra-

zowania informacji na pokładzie samolotu. Komputery umożliwiły skonstruowanie wielu nowych urządzeń i wprowadzenie jakościowych zmian w urządzeniach już istniejących. Są to wskaźniki refleksyjne (wyświetlające obraz na tle przedniej szyby), wielofunkcyjne wskaźniki barwne, radary dopplerowskie, obserwacyjne urządzenia termalne (termowizyjne), laserowe dalmierza, oświetlacze i termolokatory, systemy walki elektronicznej, urządzenia identyfikacyjne, komputerowe systemy kierowania lotem, elektroniczne układy sterowania samolotem, uzbrojeniem oraz napędem i inne. Różnorodność zadań doprowadziła do pewnej specjalizacji komputerów pokładowych. Obecnie można wśród nich wyróżnić komputery nawigacyjne, danych powietrznych, do kierowania uzbrojeniem, sterujące urządzeniami awionicznymi, a także inne specjalistyczne maszyny współpracujące z radarem, urządzeniami radiokomunikacji, dystrybucji paliwa. Odrębną klasę tworzą komputery elektronicznych systemów starowania samolotem. Komputery pokładowe są znacznie zróżnicowane zależnie od przeznaczenia samolotu i wykonywanych zadań.

Oprogramowanie determinuje strukturę systemu, jego funkcje, możliwości i parametry użytkowe. Wymaga ono wiele uwagi i ścisłej kontroli, podobnie jak najbardziej newralgiczne systemy samolotów. Można powiedzieć, że komputery współpracujące z urządzeniami pokładowymi dają świadectwo nowoczesności samolotu, a oprogramowanie świadczy o innowacyjności funkcji spełnianych przez systemy pokładowe.

Wprowadzania techniki komputerowej zwiększyło:

- bezpieczeństwo latania dzięki dokładnemu i szybkiemu przekazywaniu informacji pilotowi;
- możliwości manewrowe samolotu;
- efektywność działania samolotów dzięki zwiększeniu celności i skuteczności ognia oraz walki elektronicznej.

11.10. Nowe materiały konstrukcyjne

Materiałem dominującym w konstrukcji samolotów jest duraluminium, czyli stop aluminium, miedzi i kilku innych pierwiastków, które nadają mu pożądane właściwo-

ści mechaniczne, plastyczne i technologiczne. Współcześnie około 80% struktury maszyny pasażerskiej stanowią elementy duralowe.

Drugą najważniejszą grupą metali używanych w konstrukcji samolotów są metale stopowe, używane do wykonywania elementów szczególnie obciążonych i narażonych na działanie wysokich temperatur. Coraz częściej też do budowy maszyn pasażerskich stosuje się tytan i jego stopy.

Największe nadzieje na przyszłość związane są z kompozytami. Najpopularniejszym kompozytem jest kompozyt szklano-epoksydowy, złożony z żywicy epoksydowych, zbrojonych włóknem szklanym. Poza włóknami szklanymi stosuje się także włókna węglowe, włókna aramidowe i kevlar.

Konstruktorzy pracują też nad nowymi materiałami, charakteryzującymi się większą wytrzymałością i mniejszą masą niż materiały używane obecnie. Jednym z nich jest GLARE (GLASS REINFORCED - dosł. wzmocnione szkło) uzyskany przez połączenie klasycznego kompozytu szklano-epoksydowego z blachą litową (lital jest stopem litu i glinu)⁷².

Stopy i metale wykorzystywane w lotnictwie

Duraluminium, dural, wieloskładnikowy stop aluminium, miedzi (2.0-4.9 %), magnezu (0.15-1.8 %), manganu (0.3-1.0 %) z domieszkami krzemu i żelaza, przeznaczony do obróbki plastycznej.

Duraluminium charakteryzuje się dobrymi własnościami mechanicznymi przy stosunkowo małym ciężarze właściwym ((2,8 g/cm³)) oraz dużą odpornością na korozję. Wykorzystywany jest głównie w przemysłach: lotniczym, samochodowym i chemicznym.

Dural || duraluminium (łc. durus "twardy" + n. łc. aluminium "glin") chem., technol. stop aluminium, miedzi, magnezu i manganu z domieszkami krzemu i żelaza o niskim ciężarze właściwym i dużej odporności na korozję; wykorzystywany w przemyśle chemicznym, lotniczym i samochodowym.

Aluminium stop, lekki stop, którego głównym składnikiem jest aluminium. Odznacza się małą gęstością, dobrymi własnościami mechanicznymi, odpornością na

⁷² Zaczepnięte z Ilustrowanej Encyklopedii Techniki Lotniczej "Współczesne Samoloty Pasażerskie" Autorstwa: B. Głowacki, G Sobczak. Wydanie I, Warszawa 2002. Wydawnictwo Lampart.

korozję, dobrą przewodnością cieplną. Odróżnia się stopy aluminiowe odlewnicze (do odlewania w piasku, kokili) i do przeróbki plastycznej (przez kucie, walcowanie, przeciąganie). Zastosowanie w przemyśle lotniczym, samochodowym i elektrotechnicznym. Do stopów aluminium należą m.in.: awional, duraluminium, silumin.

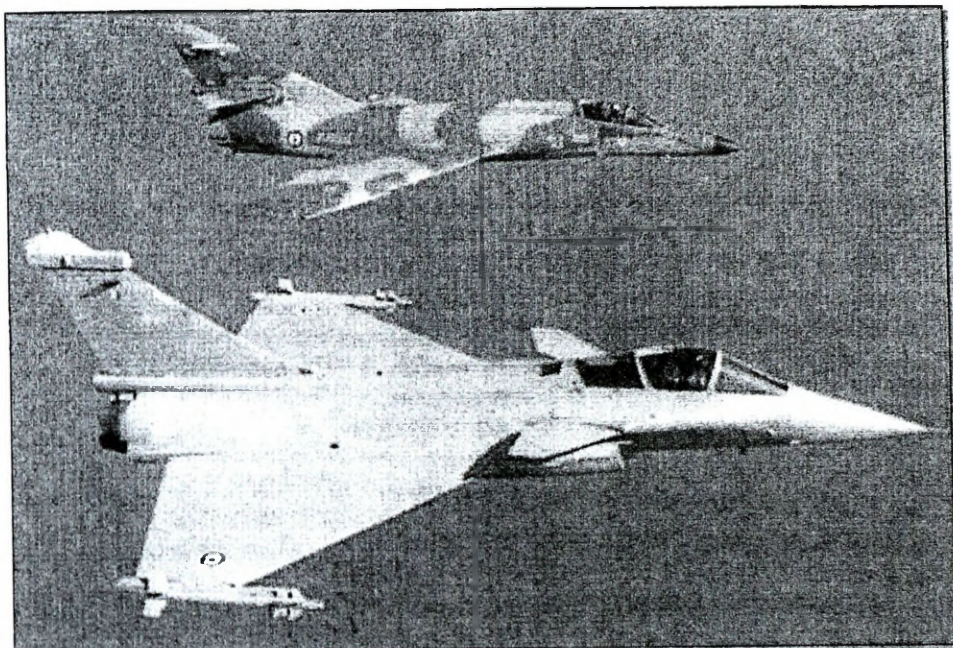
Awional, stop aluminium do obróbki plastycznej. Zawiera ok. 4% miedzi oraz niewielkie ilości magnezu, manganu i siarki. Stosowany jest głównie jako materiał konstrukcyjny w przemyśle lotniczym.

Silumin, alpaks, popularny w przemyśle motoryzacyjnym i lotniczym, odporny na korozję stop odlewniczy o dobrej lejułości. Zawiera ok. 87% glinu i 12% krzemu, z domieszkami miedzi, magnezu, manganu i niklu.

Szybki wzrost wymagań stawianych konstrukcjom lotniczym spowodował konieczność zastosowania jakościowo nowych materiałów do ich budowy. Statystyczny samolot wczesnych lat siedemdziesiątych był budowany w 30% ze stopów aluminium. Pojawienie się nowych stopów lekkich, kompozytów oraz materiałów hybrydowych niewątpliwie zmieni tę proporcję w przyszłości. Nie oznacza to jednak zupełnego wyeliminowania materiałów tradycyjnych.

W ostatnich latach dokonał się znaczny postęp w dziedzinie stopów lekkich. Jednym z kierunków badań było dążenie do uzyskania możliwie wytrzymałych stopów na bazie aluminium. Wzrost wytrzymałości uzyskano jednak kosztem wzrostu gęstości materiału, a co za tym idzie - masy samolotu. Badania na początku lat osiemdziesiątych doprowadziły do powstania nowej generacji stopów lekkich aluminium-lit, które są lżejsze o 10%, a pozostałe własności nie są gorsze od własności stopów aluminium. Jednym z pierwszych samolotów, w którym stopy Al-Li znalazły zastosowanie jest Rafale - francuski samolot myśliwski lat dziewięćdziesiątych.

Pośrednie miejsce między stopami i kompozytami zajmują konstrukcje warstwowe typu Arall. Są to cienkie arkusze blachy aluminiowej, przedzielone kompozycją na bazie włókien aramidowych. Materiał ten ma dużą wytrzymałość zmęczeniową, która po wystąpieniu uszkodzenia np. przestrzeliny, maleje w znacznie mniejszym stopniu, niż to ma miejsce w przypadku stopów.



Źródło: <http://www.avitop.com/pictures/default.htm>

Rys. 11.11. Rafale M01 i Super Etendard w locie

Dzięki temu Arall nadaje się szczególnie na elementy skrzydła i stateczników, w których wytrzymałość zmęczeniowa odgrywa decydującą rolę. Materiał Arall wykorzystano np. w samolocie Fokker F-27 i okazało się, że elementy te są lżejsze o 25% od stosowanych poprzednio.

W latach siedemdziesiątych przeprowadzono szereg badań i wdrożono do praktyki konstruktorskiej wiele kompozytów, tzn. tworzyw sztucznych, których podstawę stanowią włókna węglowe, borowe i inne, umożliwiające znaczne zmniejszenie masy płatowca w porównaniu z metalowymi materiałami konstrukcyjnymi. Przykładem może tu być konstrukcja statecznika pionowego aerobusu A-310 wykonanego całkowicie z kompozytu na bazie włókien węglowych. Statecznik ma o 20% mniejszą masę zawiera o 70% mniej elementów składowych niż jego odpowiednik wykonany metodami tradycyjnymi. Kompozyty, średnio biorąc, są dwukrotnie droższe od metali, mimo to koszt wyprodukowania tego statecznika jest o 30% mniejszy od kosztu statecznika ze stopów Al. Relacja między kosztami materiałów, a kosztami wytwarzania sprawia, że produkt finalny wykonany z kompozytów jest tańszy nie tylko w produkcji, ale i w eksploatacji.

Innym przykładem jest zastosowanie nowych materiałów w orbitalnym statku kosmicznym. W wyniku zastosowania najlepszych konwencjonalnych kompozytów o łącznej masie 1810 kg, masa wahadłowca zmalała o 1220 kg.

Szczególnym zagadnieniem jest zastosowanie kompozytów w konstrukcji śmigłowców wojskowych. Przykładowo skonstruowano łopatę praktycznie odporną na uszkodzenia mechaniczne spowodowane bezpośrednim trafieniem pocisku kal. 23 mm. Oblatano już śmigłowce, których kadłuby zbudowano wyłącznie z kompozytów. Zastosowanie kompozytów do budowy wirnika nośnego umożliwiło skonstruowanie łopat o konfiguracji niemożliwej do wykonania tradycyjnymi technologiami. Ciekawostką jest kształt łopaty, której przekrój przy nasadzie jest skręcony w stosunku do przekroju końcowego o 44° oraz zmienny kształt profilu wzdłuż długości łopaty. Zmiana profilu wzdłuż długości oraz skręcenie łopaty powoduje wzrost o 30% siły nośnej wytwarzanej przez wirnik. Wytrzymałość łopat na rozciąganie jest przy tym o 60% większa od wytrzymałości łopat klasycznych. Korzyści wynikające z zastosowania kompozytów do budowy śmigłowców są bardzo duże. Można oszacować, że udźwig śmigłowca, skonstruowanego zgodnie z najnowszymi tendencjami, byłby o około 60% większy od udźwigu śmigłowca budowanego według technologii lat siedemdziesiątych, przy zachowaniu tego samego zespołu napędowego.

Nowa generacja materiałów to nie tylko zysk dla producentów wynikający z mniejszej masy konstrukcji, ale także większa niezawodność sprzętu przy mniejszych nakładach na jego obsługę.

Udział materiałów jakościowo nowych będzie bardzo znaczny. Postęp w tej dziedzinie jest bardzo szybki, a właściwości nowo stosowanych materiałów przerażają niejednokrotnie najśmielsze oczekiwania konstruktorów. Wystarczy podkreślić, że obecnie z kompozytów produkuje się również elementy silników turbinowych, łopatki i korpusy sprężarek, a nawet płyty pancerne do ochrony kabiny pilota.

11.11. Kierunki rozwoju konstrukcji lotniczych

Eksploatowane obecnie samoloty wielu typów już w najbliższych latach będą musiały być zastąpione nowymi konstrukcjami. Według oceny niektórych firm zapotrzebowanie na samoloty wojskowe wzrośnie. Dlatego w wielu krajach trwają, bądź przystąpiono do prac nad nowymi konstrukcjami. Z analizy opublikowanych dotych-

czas projektów nowych samolotów, oblatanych bądź przewidywanych do oblotu wynika, że ich koncepcje oparto głównie na przedstawionych dotąd rozwiązaniach. Faktem jest, że i inne - wdrożone lub badane - wynalazki będą decydowały o właściwościach przyszłych samolotów na kierunkach dalszych badań.

Jeśli chodzi o sylwetkę samolotu, to na podstawie obecnie opracowywanych projektów, nie przewiduje się rewolucyjnych zmian z wyjątkiem urządzeń awionicznych. Lotnictwo komunikacyjne wprowadzi zapewne do eksploatacji kolosy mogące zabierać ponad 1000 pasażerów. Samoloty transportowe rozwijać będą prędkości naddźwiękowe. Śmigłowce zachowają swoją dotychczasową konfigurację, dysponować jednak będą dużymi prędkościami i możliwością zatrzymania wirnika w locie. Zostaną zbudowane nowoczesne samoloty myśliwskie wysokomanewrowe, klasy stealth i skróconego oraz pionowego startu i lądowania.

Poddaje się niekiedy w wątpliwość, czy samolot przyszłości, szczególnie myśliwski, będzie nadal samolotem załogowym. Otóż tak, samolot załogowy może szybko przystosować się do nagłej zmiany sytuacji, może być wyposażony w bardziej różnorodną broń, a także może stosować bardziej zróżnicowaną taktykę zależną od sytuacji. Człowiek może ponadto opanować i doskonalić nową taktykę, bez zmian wyposażenia i potrafi także przystosować się do różnych ograniczeń zewnętrznych. Samolotu bezzałogowego bowiem nie można "przygotować" na wszelkie niespodziewane sytuacje.

Jednym z kluczowych problemów przyszłych samolotów będzie polepszenie charakterystyk aerodynamicznych i obniżenie kosztów eksploatacji. Można będzie je uzyskać przez odpowiednie zaprojektowanie skrzydła. Przyniesie to duże korzyści pod względem zasięgu i masy użytecznej samolotów, zwłaszcza wówczas, gdy będą wykonywać zadania w szerokim zakresie prędkości, od pod- do naddźwiękowych. Samoloty wyposażone będą w skrzydła dostosowane do wykonywanego zadania. Będą to skrzydła, których krzywizna profilu będzie się zmieniać w poszczególnych fazach lotu w taki sposób, aby uzyskać największe doskonałości.

W prowadzonych obecnie badaniach, dąży się do uzyskania dokładnego i gładkiego pokrycia dla różnych wychyleń krawędzi skrzydła. Uzyska się to przez zastosowanie nowych materiałów (na przykład kevlar). Złożony układ serwomechanizmów połączony z układem sterowania, powoduje zmianę krzywizny, przy jednoczesnym,

automatycznie dobieranym, kształcie profilu zapewniającym minimalny opór. Odpowiednio odkształcone skrzydła, w części przedniej i tylnej, działają podobnie jak ruchome powierzchnie (klapy, lotki) w skrzydle konwencjonalnym, zabudowane na całej rozpiętości płata,

Ważnym zagadnieniem będzie zmniejszenie oporu czołowego samolotu. Najważniejszym narzędziem wiodącym do tego celu będzie cyfrowa symulacja aerodynamiczna. Stosowana obecnie symulacja przepływu powietrza wokół izolowanych zespołów płatowca, umożliwiła już znaczne optymalizowanie kształtów, prowadzących do istotnego poprawienia osiągnięć samolotu. Jednak możliwości obliczeniowe przepływu przestrzennego wokół całego płatowca, stworzy następna generacja komputerów o odpowiednio dużej pojemności i szybkości wykonywanych operacji. Komputery te będą stosowane do badań różnych kształtów przed ostatecznym wybraniem określonej konfiguracji modelu do badań tunelowych i dla prototypu. Nie wyeliminuje się zarówno badań tunelowych, jak i prób w locie, ale z pewnością zmaleją koszty opracowania samolotu.

Koszty opracowania nowego silnika są porównywalne z kosztem opracowania płatowca, w związku z tym, producent silników musi mieć zapewniony zbytni na około 3000 egzemplarzy, aby podjęcie produkcji było opłacalne. W ciągu najbliższych 20 lat możemy się spodziewać nowej generacji dużych dwuprzepływowych silników turbinowych do samolotów komunikacyjnych, nowej generacji silników do samolotów myśliwskich, oddania do eksploatacji napędu śmigło-wentylatorowego i najprawdopodobniej nowego silnika do samolotów pionowego startu i lądowania. Podobnie jak w przypadku płatowca, również przy doskonaleniu silników dużą rolę odgrywać będzie dynamika płynów, dzięki której w pełni znane będą charakterystyki przepływu trójwymiarowego między obracającymi się łopatkami. Konstruktorzy będą mogli przebadać znacznie większą liczbę różnorodnych konfiguracji, jeszcze przed próbami eksperymentalnymi na stanowiskach badawczych. Znacznie zmniejszy to koszty fazy procesu rozwojowego silnika. Rozwój idzie w kierunku zwiększenia wydajności sprzężarek, a tym samym w kierunku zmniejszenia liczby ich stopni. Dąży się do zwiększenia stosunku ciągu do masy napędu. Obecnie w silnikach uznanych za najlepsze, stosunek ten wynosi 7:1, a w przyszłych silnikach samolotów myśliwskich stosunek ten wynosić będzie 12:1.

Coraz większa złożoność systemów na pokładzie samolotu (do zadań nawigacji, łączności, wykrywania, uzbrojenia itp.) prowadzi do coraz większego obciążenia załogi. Przejawia się to zatłoczeniem tradycyjnych kanałów informacji układu samolotu - człowiek, obsługiwanych ręcznie lub wzrokowo. Pilot zaabsorbowany obsługiwaniem samolotu i jego systemów pokładowych ma coraz mniej czasu na wizualną obserwację otoczenia, co jest niezbędne w wielu fazach wykonywania zadania. Jak dotąd, wiele czynności w samolocie udało się zautomatyzować, lecz możliwości dalszej automatyzacji są ograniczone, choćby z tego powodu, że w załogowym samolocie bojowym nie wszystko da się przewidzieć. Potrzebne są nowe systemy nawiązywania łączności w systemie człowiek - samolot. Ponieważ słowo mówione jest najbardziej naturalnym sposobem porozumiewania się ludzi między sobą, zrodził się pomysł wykorzystania słowa do przekazywania informacji samolotowi. Dotychczas wykonano szereg prac badawczych, a dzięki postępowi w dziedzinie mikroelektroniki opracowano technikę przetwarzania słowa. Od kilku lat prowadzone są próby nad systemami konwersacyjnymi dla samolotów. Jednym z zastosowań będzie zintegrowany system kierowania lotem i prowadzenia ognia, w którym komputer będzie rozpoznawał niektóre rozkazy głosowe (mówione) i działał zgodnie z nimi. Komputer będzie również mógł "mówić" do pilota, np. podpowiadając mu tryb postępowania w sytuacjach krytycznych w locie lub w razie zagrożenia, co zwiększy żywotność samolotu. System ten pozwoli również, na wykonanie optymalnego manewru samolotu przy atakowaniu celów powietrznych i naziemnych.

Tworzywem konstrukcyjnym samolotów przyszłego pokolenia będą w dużej mierze materiały niemetalowe, kompozyty. Obecne właściwości kompozytów nie są jeszcze w pełni znane, w każdym bądź razie mniej niż metali. Częstokroć stop, dzięki któremu można zmniejszyć masę o 10%, jest bardziej atrakcyjną propozycją od kompozytu mogącego teoretycznie zmniejszyć masę o 30%. Dlatego nowe stopy cieszą się nadal niestąbnącym zainteresowaniem. Przyszłość jednak należeć będzie do kompozytów. Przewiduje się, że samoloty wojskowe przyszłego pokolenia będą budowane w 40% z kompozytów, a pozostała konstrukcja z tytanu i nowoczesnych stopów. Zakłada się również, że około 70% zewnętrznej powierzchni samolotu będzie wykonywane także z kompozytów.

Samoloty myśliwskie i wielozadaniowe będą nadal trzonem lotnictwa wojskowego z uwagi na swą ruchliwość i możliwości adaptacyjne do wykonywania różnych zadań (przechwytywanie, bombardowanie, rozpoznanie).

Największą aerodynamiczną innowacją w samolotach myśliwskich następnej generacji będzie połączenie naddźwiękowej prędkości przelotowej z doskonałą manewrowością przy prędkościach poddźwiękowych i możliwości operowania z krótkich pasów startowych. Cechami tych samolotów będą: układ kaczkowy, lot o sześciu stopniach swobody, automatyczna (zaprogramowana) zmiana krzywizny skrzydła, elektroniczny system sterowania, sztuczna stateczność i sterowanie wektorem ciągu, poprzez stosowanie dysz wylotowych o regulowanej geometrii. Dysze te nie tylko poprawią manewrowość, zwłaszcza w zakresie okołodźwiękowym, ale również przyczynią się do skrócenia startu oraz zapewnią duży ciąg ujemny przy lądowaniu. Odwrócenie ciągu będzie jeszcze możliwe dzięki obrotowo zamocowanemu usterzeniu wysokości (w układzie kaczkowym), które będzie spełniać rolę hamulca aerodynamicznego. W przyszłości oczekuje się, że zmiana kierunku ciągu będzie wykorzystana do sterowania zarówno podłużnego jak i poprzecznego tak, że samolot nie będzie musiał być wyposażony w zespół usterzeń (pionowe i poziome).

Jeżeli chodzi o osiągi samolotu myśliwskiego, to w najbliższych latach nie należy spodziewać się ich dalszego wzrostu. Nie istnieje potrzeba większych prędkości niż $Ma = 2$, wznoszenie też już jest wystarczające. Zastosowanie układu czynnego sterowania dało bardzo dobre zwrotność. Głównym zadaniem, jakie stoi przed nowymi samolotami jest zwiększenie tzw. zdolności operacyjnej.

Postęp w zakresie projektowania płatowca, jego aerodynamiki, napędu, będzie miał istotny wpływ na samolot, choć nie będzie to wpływ taki jak urządzeń elektronicznych. O przyszłym postępie zadecyduje niewątpliwie elektronika, inaczej mówiąc, awionika, która odegra dużą rolę zarówno w rozwoju płatowca, napędu, jak i użytkowaniu go oraz kierowaniu nim.

Bibliografia

1. *Anteny i rozchodzenie się fal radiowych*. Daniel Józef Bem, WNT, 1973 Warszawa. *AIP Polska*. Warszawa 12 sierpnia 1999.
2. Air Combat Command Concept of Operations for Endurance Unmanned Aerial Vehicles http://www.fas.org/irp/doddir/usaf/conops_uav/index.html
3. *Air Force Technology*, <http://www.airforce-technology.com/projects/s37/index.html>
4. *Air Traffic Control Training Manual, Section 4 Radar Theory*, Civil Aviation Authority, London, November 1981.
5. *Aeronautical Information Manual. Official Guide to Basic Flight Information and ATC Procedures*, www.faa.gov/ATPubs/AIM/index.htm
6. APL Space Dept. Projects and Missions: www.ihuapl.edu/sdhome/projects.html
7. *ATC Automation System Component Description*. Westinghouse Airspace Management Systems, 1995.
8. *Aviation Safety Network*: <http://aviation-safety.net/>
9. *Boeing 737-400/500*. Krótka Charakterystyka Techniczno - Eksploatacyjna. mgr inż. Andrzej Nidecki, inż. Tadeusz Wanat, PLL "Lot", Warszawa 1992.
10. *Boeing 767 Maintenance Manual*. PLL "Lot", Boeing, March 15, 1992.
11. *Civil Turbojet/Turbofan Specifications*, <http://www.iet-engine.net/civtfspec.html>
12. *Eksploatacja Lotniczych Przyrządów Pokładowych*. mgr inż Jan Lipski, WKŁ, Warszawa 1963.
13. *Eksploatacja Lotniczych Przyrządów Pokładowych*. mgr inż Jan Lipski, WKŁ, Warszawa 1963.
14. *Electrical Engineering Training Series*, <http://www.tpub.com/neets/index.htm>.
15. *Encyklopedia Techniki Lotniczej*. Wyd. MON, Warszawa 1978.
16. *Enhancing GNSS With Eurofix*. John Beukers, Beukers Technologies, August 30, 1999
17. Eurocontrol (Belgium): www.eurocontrol.be/.

18. Eurofix Project, Technological University Delft, Holland: www.eurofix.tudelft.nl/.
19. FAA: www.faa.gov/
20. *Federation of American Scientists*: www.fas.org.
21. *Global Positioning System Overview*:
http://www.colorado.edu/geography/aqcraft/notes/gps/gps_f.html.
22. *GLONASS characteristics*, NASA: <http://cddis.gsfc.nasa.gov/>.
23. *GPS reference beacon list*: <http://www.trimble.com/findbeacon.asp>.
24. *ICAO home page*: www.icao.org
25. *Ilustrowany Leksykon Lotniczy*. WKŁ, Warszawa 1988
26. *ł 62 M. Instrukcja po technicznej eksploatacji. Gława 23: Radioswiaznoje oborudowanie*. Wydanie 1983.
27. *ł 62 M. Instrukcja po technicznej eksploatacji. Gława 24: Elektrosnabżenie*. Wydanie 1984.
28. *Informator Pilota 2000*. Wyd.TRANSIT, 2000.
29. *Instrumenty pokładowe* <http://www.enter.net.pl/www/szybowce/index.htm>
30. *Lotnicze systemy nawigacyjne* <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>
31. *Ilustrowany Leksykon Lotniczy*. Osprżet i radioelektronika. WKŁ, Warszawa 1990.
32. *Informator Pilota 2000*. Wyd.TRANSIT, 2000.
33. *Instrukcja o ruchu lotniczym kontrolowanym (IL-4444)*. Przekład ICAO Doc 4444.
34. *Introduction To Radar Theory*. EUROCONTROL Training Documentation, Luxembourg, May 1994.
35. *International Loran Association (the ILA)* www.loran.org.
36. *Interference Levels In Aircraft at Radio Frequencies used by Portable Telephones* Civil Aviation Authority, doc. nr 9/40:23-90-02, London 2-05-2000
37. *Instrukcja o ruchu lotniczym kontrolowanym (IL-4444)*. Przekład ICAO Doc 4444.
38. *Introduction To Radar Theory*. EUROCONTROL Training Documentation, Luxembourg, May 1994.
39. *Karuzela Pod Gwiazdami*. Eugeniusz Banaszczyk, Iskry, Warszawa 1967

40. *Korzystanie z Wyposażenia Nawigacyjnego Samolotu IŁ-62 w Locie*. PLL "Lot", Warszawa 1978.
41. *Lotnictwo i Kosmonautyka*. Szymon Pilecki, WKŁ, Warszawa 1984.
42. *Lotnicze systemy nawigacyjne*, <http://www.heading.enter.net.pl/start.htm>
43. *Luftschiffe*. Peter Meyer, Bernard & Graefe Verlag, Bonn 1996
44. *Maintenance Of Instrument Landing System (ILS) Facilities*. US Department Of Transportation, FAA, July 15, 1986
45. Massachusetts Institute Of Technology - SATNAV group:
<http://satnav.atc.ll.mit.edu/>
46. *Maintenance Of Instrument Landing System (ILS) Facilities*. US Department Of Transportation, FAA, July 15, 1986
47. *Mark Wade's Encyclopedia Astronautica* <http://www.friends-partners.org/~mwade/spaceflt.htm>.
48. *Nawigacja Lotnicza. Zasady prowadzenia samolotów lekkich o załodze jednoosobowej*. Ryszard Jaszczyński, Politechnika Rzeszowska, 1990
49. *Najnowsze Konstrukcje Lotnicze*. Jerzy Kotliński, Andrzej Lasek, Szymon Pilecki, Jerzy Świdziński, Jerzy Winiarski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, Warszawa 1956.
50. *National Air Traffic Services Ltd.*: www.ais.org.uk/
51. *NASA History Office*: <http://history.nasa.gov/brief.html>
52. Navigator. Celestial Navigation Fundamentals:
http://www.tecepe.com.br/nav/inav_c11.htm.
53. *Nawigacja Lotnicza*. skrypt CRLK-5/N-12a/2533/62, Warszawa 1962.
54. *Nawigacja Lotnicza. Zasady prowadzenia samolotów lekkich o załodze jednoosobowej*. Ryszard Jaszczyński, Politechnika Rzeszowska, 1990
55. *New Loran Capabilities Enhance Performance of Hybridized GPS/Loran Receivers*. G. Linn Roth and Paul W. Schick, Locus Inc. 1999.
56. *Nowoczesny samolot wojskowy*. Tadeusz Królikiewicz. Wyd. MON, Warszawa 1979.

57. *Omega System User's Guide*. US Coast Guard COMDTPUB P16566.3, 3 July 1990.
58. *Parada Radarów*. Zbigniew Czekala, wyd. Bellona, Warszawa 1999.
59. *Podręcznik Nawigacji Lotniczej*. Waław Wyrozumski, WKŁ, Warszawa 1984.
60. *Podręcznik Pilota Samolotowego*. Jerzy Domicz, Lech Szutowski, Poznań 1998.
61. *Podręcznik Radiotelefonicznej Frazologii Lotniczej* (wprowadzony zarządzeniem Nr 10/90 Głównego Inspektora Lotnictwa Cywilnego z 6.11.1990)
62. *Podręcznik Sprawdzeń z Powietrza*. Instrukcja USAF, Doc AFM 55-8, 1963.
63. *Podstawowa nawigacja lotnicza*. F. Janik, C. Malinowski. Wyd. Komunikacyjne, Warszawa 1957.
64. *Podstawowe Wiadomości z Zakresu Urzędzeń Łączności Przewodowej i Radiowej Oraz Radionawigacyjnych, Stosowanych w Lotnictwie Cywilnym*. Stanisław Borucki, skrypt ZRLiLK, Warszawa 1975.
65. *Podstawy Technologii Satelitarnych Systemów Lokalizacyjnych GPS, GLONASS*: <http://navi.pl/>
66. *Polski Transport Lotniczy*. doc. dr Mieczysław Mikulski, mgr inż. Andrzej Glass, WKŁ, Warszawa 1980
67. *Podstawy Układów Nawigacyjnych*. Janusz Narkiewicz, WKŁ, Warszawa 1999
68. *Podręcznik Nawigacji Lotniczej*. Waław Wyrozumski, WKŁ 1984
69. *Podręcznik Pilota Samolotowego*. Jerzy Domicz, Lech Szutowski, Poznań 1998.
70. *Podstawowe Wiadomości z Zakresu Urzędzeń Łączności Przewodowej i Radiowej Oraz Radionawigacyjnych, Stosowanych w Lotnictwie Cywilnym*. opracował mgr inż. Stanisław Borucki, skrypt ZRLiLK, Warszawa 1975.
71. *Podstawy Układów Nawigacyjnych*. Janusz Narkiewicz, WKŁ, Warszawa 1999.
72. *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*. Marek Orkisz. Instytut Lotnictwa, Warszawa 2002.
73. *Poradnik lotniczy*. W. M. Ławski. Wyd. MON, Warszawa 1966.
74. *Problemy Przetwarzania Informacji*. pod redakcją Romualda Marczyńskiego, WNT, Warszawa 1970.
75. *Przyrządy pokładowe*, <http://www.szybowce.enter.net.pl/instrum.htm>

76. *Przyrządy pokładowe Samolotu Ił-18*. PLL "Lot", Warszawa 1978.
77. *Radar System Analysis*. David K. Barton, Prentice-Hall, New Jersey 1967.
78. *Radio Aids To Civil Aviation*. Editor: R.F. Hansford, wyd. Heywood & Company Ltd, London 1960
79. *Radio and Navigation Aids. Teachware*. CBT, European Organisation for the Safety of Air Navigation, Luxembourg 1998.
80. *Radio - Navigation And Its Relationship To Air Traffic Control*. UK Ministry Of Transport And Civil Aviation.
81. Russian Ministry Of Defence. GLONASS Information Center:
<http://mx.iki.rssi.ru/SFCSIC/>
82. *Samolot ATR 72. Wybrane Zagadnienia Techniczno - Eksploatacyjne*. mgr inż. Andrzej Nidecki, inż. Tadeusz Wanat, skrypt Wydziału Szkolenia PLL "Lot", Warszawa, czerwiec 1991.
83. *Samoloty kosmiczne*. Jacek Nowicki, Krzysztof Zięcina, WNT, Warszawa 1989.
84. *Sekrety Drugiej Wojny Światowej. Wojna Mózgów - Tajne badania naukowe i ich zastosowanie w czasie drugiej wojny światowej*. Brian Johnson, wyd. Zysk i S-ka, Poznań 1997.
85. *Sekrety prędkości samolotów*. Edmund Cichosz. WKiŁ, Warszawa 1972.
86. *Splątane Wiraże. Taktyka walk i bitew powietrznych lotnictwa myśliwskiego wczoraj, dziś i jutro*. Jerzy Gotowała, wyd. Bellona, Warszawa 1992.
87. *Sprawocznik po Radioelektronice*. Tom 1 pod red. A.A. Kulikowskiego, "Energia", Moskwa 1967.
88. *Sprawocznik po Radiolokacji*. M.Skolnik, wyd. "Sowietskoje Radio", Moskwa 1976.
89. Stowarzyszenie Polskich Kontrolerów Ruchu Lotniczego POLATCA
<http://www.polatca.pata.pl/>
90. *Systemy Radiokomunikacji Ruchomej*. Krzysztof Wesołowski, WKŁ, Warszawa 1998.
91. *Systemy Radionawigacyjne*. Zenon Jagodziński, wyd. MON, Warszawa 1961.

92. *Szkolenie Samolotowe. Podręcznik Nawigacji Lotniczej.* Wacław Wyrozumski, WKŁ, Warszawa 1984.
93. Szybowce: www.enter.net.pl/www/szybowce, Michał Setlak.
94. *Techniczny poradnik lotniczy. Silniki.* W. Cheda, M. Masalski. WKiŁ, Warszawa 1984.
95. *The Airline Pilots Association:* www.alpa.org/
96. *The Boeing 737 Technical Site* <http://www.b737.net/>
97. *Trimble Differential GPS:* www.trimble.com/gps/nfsections/diffGPS/
98. *The Decca Navigator System As An Aid To Survey.* Issue 5, Decca, London, England.
99. *The Future Navigation System (FANS).* Vincent P. Galotti Jr., Avebury Aviation, Aldershot 1997.
100. *The Loran-C User Handbook.* US Coast Guard COMDTPUB P16562.5
101. *Turbofan Engines,* http://www.aircraftenginedesign.com/abe_right3.html
102. *United States Standard Flight Inspection Manual,* Federal Aviation Administration Order 8200.1a, Distribution: ZVN-820, May 1996
103. *University of Manchester,* Department of Computer Science:
www.cs.man.ac.uk/
104. *University of Manchester, Early Electronic Computers:*
www.computer50.org/kaill/.
105. *Urządzenia Nawigacyjne.* Praca zbiorowa pod redakcją Wieńczysława Kona, Wydawnictwo Morskie Gdynia 1967
106. US Coast Guard Navigation Center: www.navcen.uscg.gov/.
107. US Naval Observatory. GPS Automated Data Service - GPS status:
<http://www.navcen.uscg.gov/ftp/gps/Status.txt>
108. GPS Automated Data Service - GPS active NANU (*Notice Advisory To Navstar Users*): <http://www.navcen.uscg.gov/ADO/GPSActiveNanu.asp>
109. *Vojenská Letadla.* Vaclav Nemecek, Nase Vojsko, Praha 1989

110. *Wojna Powietrzna nad Wietnamem*. Bogdan Stech, wyd. Lampart, Warszawa 1995.
111. *Wojny w Cyberprzestrzeni*. Jean Guisnel, wyd. Znak, Kraków 1998
112. *Wprowadzenie do Radaru Wtórneg*. Skrypt ZRLiLK, Warszawa 1976.
113. *Wprowadzenie w technikę lotniczą*. J. Błaszczyk i inni. WAT, Warszawa 1988.
114. *Zautomatyzowane Systemy Dowodzenia i Kierowania w Armjach Zachodnich*. Jan Nowicki, wyd. MON, Warszawa 1972.



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

- H. Binkowski, A. Ciupiński – Polityka obronna i siły zbrojne partnerów Polski z Grupy Wyszehradzkiej
- A. Bujak – Praca w terenie na szczeblach taktycznych według standardów NATO
- M. Cieślarczyk, P. Krawczyk, Z. Korulczyk – Poradnik metodyczny autorów prac kwalifikacyjnych
- A. Ciupiński, R. Białoskórski – Wczesne ostrzeżenie i zapobieganie współczesnym konfliktom zbrojnym w strategii Sojuszu Północnoatlantyckiego
- J. Czaja – Stolica apostołska wobec integracji europejskiej
- K. Czajka – Użycie artylerii w obronie oddziału
- P. Daniluk – Radiostacje pola walki
- A. Dawidczyk – Nowe wyzwania, zagrożenia i szanse dla bezpieczeństwa Polski u progu XXI w.
- Dowodzenie lotnictwem sił powietrznych w działaniach wojsk lądowych (praca zbiorowa)
- W. Drażczyk – Logistyka sił powietrznych w działaniach wielonarodowych
- Działania (operacje) połączone. Materiały z konferencji naukowej
- M. Gąska – Kompetencje organów władzy wykonawczej w dziedzinie obronności państwa i sił zbrojnych
- M. Gąska, A. Ciupiński – Międzynarodowe prawo humanitarne
- A. Glen, W. Marud – Kontrola przestrzeni powietrznej w czasie kryzysu i wojny
- J. Gotowała – Lotnictwo XXI wieku
- J. Groskrejc – Antropologiczne i aksjologiczne aspekty edukacji oficerów
- J. Groskrejc – Nauczyciel w edukacji. Funkcje – kompetencje – koncepcje kształcenia
- J. Halik – Metodyka opracowania pracy magisterskiej i studyjnej
- M. Huzarski (red.) – Taktyka ogólna wojsk lądowych
- K. Jąłoszyński – Terroryzm antyizraelski
- K. Jąłoszyński – Terroryzm czy terror kryminalny w Polsce?
- K. Jąłoszyński – Zagrożenie terroryzmem w wybranych krajach Europy Zachodniej oraz w Stanach Zjednoczonych
- J. Janczak – Zakłócanie informacyjne
- T. Jemiolo – Globalizacja. Szanse i zagrożenia
- T. Jemiolo, K. Malak (red.) – Bezpieczeństwo zewnętrzne Rzeczypospolitej Polskiej
- A. Józwiak, Cz. Marcinkowski – Wybrane problemy współczesnych operacji pokojowych
- L. Kanarski, P. Gawliczek – Przywództwo w armiach NATO
- L. Kanarski, B. Rokicki (red.) – Teoria i praktyka przywództwa wobec wyzwań edukacyjnych
- J. Kardas, K. Loranty – Wybrane problemy bezpieczeństwa i obronności państwa w opiniach pracowników administracji publicznej
- C. Kački – Izrael. Jego wpływ na rozwój sytuacji w regionie Bliskiego Wschodu
- W. Kitler (red.) – Obrona cywilna (niemilitarna) w obronie narodowej III RP
- W. Kitler – Obrona narodowa III RP. Pojęcie. Organizacja. System (rozprawa habilitacyjna)
- W. Kitler – Obrona narodowa w wybranych państwach demokratycznych
- Z. Klawitter – Wybrane aspekty systemu dowodzenia brygady zmechanizowanej (pancernej) w działaniach taktycznych
- Z. Klawitter – Rola i zadania zespołu wsparcia personalnego na stanowisku dowodzenia BZ/BPanc
- T. Kochański – Logistyka międzynarodowa
- K. Koliński – Dowodzenie siłami powietrznymi
- S. Korzeniowski – Żandarmeria wojskowa
- M. Kosiński – Umowa offsetowa i inne formy udziału państwa w międzynarodowym obrocie gospodarczym
- M. Kozub – Lotnictwo w operacjach połączonych
- M. Kozub – Lotnictwo w bojowym poszukiwaniu i ratownictwie
- J. Kręcikij – Metodyka pracy sekcji dowodzenia stanowiska dowodzenia oddziału i związku taktycznego
- J. Kręcikij – Współczesne kierowanie wojskami. proces dowodzenia
- R. Kwečka – Siły specjalne w kontekście współczesnych zagrożeń
- R. Kwečka, M. Gryga – Informacja w walce zbrojnej
- L. Łukaszuk – Międzynarodowe prawo pokoju i bezpieczeństwa
- L. Łukaszuk – Europejskie prawo pokoju i bezpieczeństwa
- L. Łukaszuk – Dyplomacja współczesna a problemy prawa i bezpieczeństwa międzynarodowego
- T. Majewski – Ankieta i wywiad w badaniach wojskowych

- J. Marczak (red.) – **Samoorganizacja społeczeństwa na rzecz bezpieczeństwa powszechnego. Samoobrona powszechna III RP**
- Z. Maślak, K. Kozłowski, P. Krawczyk – **Podstawy użycia lotnictwa myśliwskiego**
- Z. Maślak – **Podstawy teorii informacji obrony powietrznej**
- Z. Maślak (oprac.) – **Informacje w obronie powietrznej – potrzeby, wymagania, zagrożenia.**
Materiały z sympozjum naukowego
- W. Michalak – **Dominacja z powietrza**
- J. Michniak (red.) – **Projektowanie struktury organizacyjnej dowództwa brygady zmechanizowanej (pancernej)**
- G. Nowacki – **Informacja w walce zbrojnej. Materiały z sympozjum naukowego**
- G. Nowacki – **Strategiczne siły jądrowe wybranych państw**
- G. Nowacki – **Rozpoznanie satelitarne USA i Federacji Rosyjskiej**
- E. Nowak – **Gospodarowanie zasobami majątkowymi**
- I. Nowak – **Wybrane problemy historii polskiej techniki wojskowej XX wieku. Sprzęt i środki wojsk chemicznych**
- M. Obrusiewicz – **Wielonarodowe połączone siły zadaniowe CJTF**
- J. Pawłowski, A. Ciupiński (red.) – **Umiędzynarodowiony konflikt wewnętrzny**
- J. Płaczek – **Ewolucja polskiej myśli obronno-ekonomicznej w latach 1976–2000**
- J. Płaczek (red.) – **Gospodarka obronna Polski w końcu lat dziewięćdziesiątych. Szanse i zagrożenia**
- A. Polak – **Wybrane zagadnienia obrony wybrzeża w Polsce (1920–2002)**
- A. Polak – **Teoria grup operacyjnych w polskiej sztuce wojennej okresu międzywojennego**
- **Prawo w stosunkach międzynarodowych. Wybór dokumentów (praca zbiorowa)**
- K. Przeworski – **Ewakuacja jako sposób ochrony ludności**
- A. Radomyski – **Zagrożenie śmigłowcowe dywizji zmechanizowanej**
- A. Radomyski – **Metody i treść pracy zespołu OPL na stanowisku dowodzenia dywizji zmechanizowanej**
- S. Sadowski – **Podstawowe zagadnienia teorii walki zbrojnej**
- P. Sienkiewicz – **5 wykładów**
- A. Skrabacz – **Kobiety w obronie narodowej Polski u progu XXI w.**
- J. Skrzyp (red.) – **Informator geograficzny o państwach kandydujących do Sojuszu Północnoatlantyckiego**
- Z. Skwarek – **Powietrzne systemy wczesnego wykrywania i powiadamiania**
- K. Słaboń – **Sytuacja jeńców wojennych w konflikcie iracko-irańskim (1980–1988)**
- **Słownik terminów z zakresu bezpieczeństwa narodowego (praca zbiorowa)**
- **Słownik terminów z zakresu psychologii (praca zbiorowa)**
- M. Soloducha, P. Malinowski – **Użycie artylerii w szczególnych rodzajach działań bojowych**
- H. Spustek – **Wybrane zagadnienia badań operacyjnych i modelowania liniowego**
- Z. Stachowiak – **Metodyka i metodologia pisania prac kwalifikacyjnych (licencjackich, magisterskich i podyplomowych)**
- R. Stępień (red.) – **Edukacja w wyższych szkołach wojskowych**
- M. Strzoda, N. Prusiński – **System dowodzenia. Terminologia. Część I**
- M. Strzoda (red.) – **Wybrane terminy z zakresu dowodzenia i zarządzania**
- R. Szpyra – **Powietrzna sztuka operacyjna wybranych państw**
- B. Szulc, T. Majewski (red.) – **Rozwój kompetencji kierowniczych.**
Pomiar motywacji studentów i absolwentów AON do rozwoju kompetencji kierowniczych
- E.A. Wesołowska, A. Szerauc (red.) – **Patriotyzm – Obronność – Bezpieczeństwo**
- J. Wolejszo, Z. Fiołna – **Dowodzenie brygadą zmechanizowaną (pancerną) w obronie**
- J. Wolejszo – **Wybrane aspekty projektowania struktury organizacyjnej zespołu dowodzenia stanowiska dowodzenia brygady zmechanizowanej**
- J. Wolejszo, Z. Fiołna – **Dowodzenie brygadą zmechanizowaną (pancerną) w marszu**
- **Wojsko wobec polskiego października '56. Rezolucje, uchwały, listy (wybór, wstęp i opracowanie: E. J. Nalepa)**
- J. Wojtasik (red.) – **Studia z dziejów polskiej techniki wojskowej od XVI do XX wieku**
- E. Zabłocki – **Współczesne siły powietrzne**
- S. Zalewski – **Służby specjalne w państwie demokratycznym**
- L. Zapala – **W rembertowskiej Alma Mater**
- W. Zawadzki, T. Majewski, N. Prusiński – **Informacyjne uwarunkowania procesu decyzyjnego**
- B. Zdrodowski, M. Marszałek – **Operacje pozawojenne sił powietrznych**
- J. Zieliński (red.) – **Podstawowe założenia dydaktyki sztuki operacyjnej**
- J. Zuziak – **Dzieje Instytutu Józefa Piłsudskiego w Londynie 1947–1997**

Zamówienia przyjmujemy telefonicznie lub pisemnie
