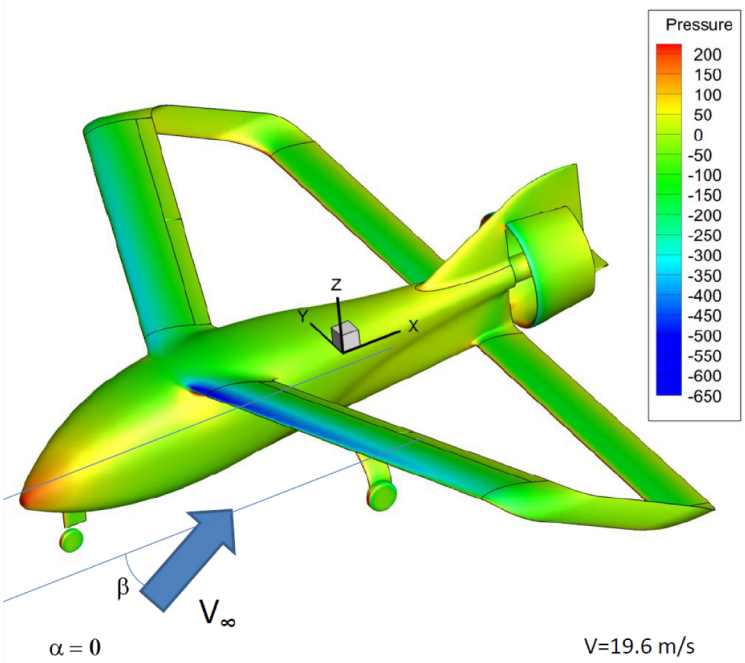
instytutlotnictwa
warszawa, rok założenia 1926

Cezary Galiński

Wybrane Zagadnienia Projektowania Samolotów



Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa nr 44

Cezary Galiński

WYBRANE ZAGADNIENIA PROJEKTOWANIA SAMOLOTÓW

instytutlotnictwa
warszawa, rok założenia 1926

Mojej Mamie

Cezary Galiński

WYBRANE ZAGADNIENIA PROJEKTOWANIA SAMOLOTÓW

instytutlotnictwa
warszawa, rok założenia 1926

WARSZAWA 2016

BIBLIOTEKA INSTYTUTU LOTNICTWA

Kolegium Redakcyjne Biblioteki Naukowej Instytutu Lotnictwa:
Dr hab. inż., prof. nadzw. Witold Wiśniowski (przewodniczący)
Prof. dr hab. inż. Maciej Bossak
Dr hab., prof. nadzw. Joanna Cygler
Prof. dr hab. inż. Roman Domański
Dr hab. inż., prof. nadzw. Cezary Galiński
Prof. dr hab. inż. Zdobysław Goraj
Prof. dr hab. inż. Zdzisław Gosiewski
Prof. dr hab. inż. Antoni Jankowski
Prof. dr hab. inż. Jerzy Kozak
Dr hab., prof. nadzw. Romana Ratkiewicz-Landowska
Dr hab. inż., prof. nadzw. Grzegorz Socha
Prof. dr hab. inż. Kazimierz Szumański
Prof. dr hab. inż. Adam Wiśniewski
Prof. dr hab. inż. Piotr Wolański

Recenzenci:
Prof. dr hab. inż. Marek Idzior
Prof. dr hab. inż. Bogusław Łazarz

Projekt i opracowanie komputerowe okładki:
Radosław Suchożebrski

Ilustracja na okładce: Rozkład ciśnienia na jednej z badanych konfiguracji samolotu ILX32 MOSUPS, autor Adam Dziubiński.

Edycja, skład komputerowy: GRETZA Robert Gretzyngier

ISBN: 978-83-63539-31-3
eISBN: 978-83-63539-36-8

Copyright by Cezary Galiński, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa

Książka dostępna online: http://ilot.edu.pl/sklep/

Wydawca: Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa
al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
telefon (48 22) 846 00 11 wew. 391
faks (48 22) 846 44 32

Druk: MAZOWIECKIE CENTRUM POLIGRAFII
ul. Słoneczna 3C, 05-270 Marki
Nakład 20 egz.

WSTĘP I PODZIĘKOWANIA

Oddając do rąk czytelników niniejszą książkę chciałbym przeprosić za jej ograniczony zakres i skrótową prezentację większości zagadnień. Powstała ona przede wszystkim z myślą o studentach pierwszych lat studiów na kierunku lotnictwo, którym często trzeba wyjaśnić podstawy techniki lotniczej bez wchodzenia w szczegóły, te ostatnie pozostawiając wykładom specjalistycznym. Pobieżny charakter przedstawionej wiedzy o projektowaniu i konstrukcji samolotów ma służyć lepszemu zrozumieniu złożoności tego procesu i stanowić podstawę do dalszego pogłębiania wiedzy w tym obszarze. Celem więc niniejszej książki nie jest prezentacja szczegółowych metod analizy poszczególnych zagadnień, lecz raczej syntezy ich wyników. Na koniec nie mniej ważnym powodem jest to, że książkę kiedyś trzeba skończyć, nawet jeśli nie jest kompletna i doskonała. Zdając sobie sprawę z niedoskonałości niniejszej pracy chciałbym bardzo serdecznie podziękować recenzentom: Prof. dr hab. inż. Markowi Idziorowi, Prof. dr hab. inż. Bogusławowi Łazarzowi oraz innym osobom, które pomagały mi podnieść jej poziom na różnych etapach jej powstawania: Prof. dr hab. inż. Stefanowi Szczecińskiemu, dr hab. inż. Witoldowi Wiśniowskiemu, dr inż. Romanowi Świtkiewiczowi, dr inż. Alfredowi Baronowi, dr inż. Ewie Cichockiej, dr inż. Witoldowi Witowskiemu, dr inż. Jerzemu Kaniowskiemu, dr inż. Jackowi Mieloszykowi, dr inż. Marcinowi Figatowi, dr inż. Agnieszce Kwiek, mgr inż. Krzysztofowi Piwkowi, mgr inż. Piotrowi Jaśkowskiemu i Robertowi Gretzyngierowi.

Dziękuję władzom Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej oraz Instytutu Lotnictwa za umożliwienie zdobycia doświadczenia niezbędnego do napisania tej książki jak i za udogodnienia w jej tworzeniu. Większość rysunków zamieszczonych w tej książce wykonałem w ramach projektów finansowanych przez NCBR: POKL 04.01.01-00-002/08 oraz POKL 04.01.01-00-061/10. Korzystałem przy tym z oprogramowania Solid Works udostępnionego mi dzięki uprzejmości firmy CNS Solutions, która mi to oprogramowanie w tym celu udostępniła, za co jestem jej niezmiernie wdzięczny. Chciałbym też podziękować

muzeom, które udostępniły swoje zbiory w celu skompletowania dokumentacji fotograficznej zamieszczonej w niniejszej książce. Były to następujące muzea i organizacje:

- Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie http://www.muzeumlotnictwa.pl/,
- Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie http://www.muzeumwp.pl/,
- Musée de l´Air et de l´Espace Aéroport de Paris – Le Bourget http://www.museeairespace.fr/,
- Science Museum w Londynie http://www.sciencemuseum.org.uk/,
- Imperial War Museum w Londynie http://www.iwm.org.uk/visits/iwm-london,
- Imperial War Museum w Duxford http://www.iwm.org.uk/visits/iwm-duxford,
- RAF Museum w Hendon http://www.rafmuseum.org.uk/
- Brooklands Museum http://www.brooklandsmuseum.com/,
- The Smithsonian's National Air and Space Museum w Waszyngtonie https://airandspace.si.edu/,
- National Museum of the U.S. Air Force's w Dayton http://www.nationalmuseum.af.mil/,
- Experimental Aircraft Association w Oshkosh http://www.eaa.org/eaa-museum,
- Pima Air Museum w Tucson http://www.pimaair.org/,
- Museum of Flight w Seattle https://www.museumofflight.org/,
- Центральный Музей Военно-Воздушных Сил b Монино http://monino.ru/,
- Letecké muzeum Kbely http://www.vhu.cz/muzea/zakladni-informace-o-lm-kbely/,
- Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim http://www.deutsches-museum.de/en/flugwerft/information/,
- Flygvapenmuseum Linköping http://www.flygvapenmuseum.se/,
- Il Museo Storico dell'Aeronautica Militare Bracciano http://www.aeronautica.difesa.it/museovdv/Pagine/default.aspx.
- Breitling Superconstelation Flyers Association http://www.superconstellation.org/index.php/de/
- Rolls-Royce Heritage Trust

W pracy wykorzystano również niektóre wyniki projektów finansowanych przez MNiSW nr O N509 025836 oraz NCBiR nr PBS1/A6/14/2012.

SPIS TREŚCI

Wykaz skrótów i oznaczeń 11
Ważniejsze oznaczenia 11
Ważniejsze skróty 13

ROZDZIAŁ 1 PROJEKTOWANIE SAMOLOTU 14
1.1 Źródła wymagań technicznych stawianych projektowanym samolotom 17
1.1.1 Założenia Taktyczno-Techniczne 18
1.1.2. Regulaminy zawodów, konkursów, rekordów 19
1.1.3. Analizy ekonomiczne 20
1.1.4. Projekty badawcze 22
1.2. Typowe wymagania 25
1.2.1. Bezpieczeństwo 25
1.2.2. Ładunek użyteczny 27
1.2.3. Prędkości 28
1.2.4. Pułap 29
1.2.5. Zasięg 30
1.2.6. Długotrwałość 31
1.2.7. Start i Lądowanie 32
1.2.8. Koszt zakupu i/lub eksploatacji 33
1.2.9. Trwałość 34
1.2.10. Niezawodność 36
1.2.11. Gotowość 38
1.2.12. Wpływ na środowisko 38
1.3. Proces projektowania samolotu 39

ROZDZIAŁ 2 – STUDIUM WYKONALNOŚCI 47
2.1. Analiza trendów 47
2.2 Definicja misji 50
2.3 Szacunkowa biegunowa analityczna 52

2.4 Masa startowa i masa własna samolotu 55
2.5 Obciążenie powierzchni i obciążenia ciągu (mocy) w różnych fazach lotu60
2.5.1. Wznoszenie 60
2.5.2. Zasięg – samoloty śmigłowe 62
2.5.3. Zasięg – samoloty odrzutowe 62
2.5.4. Zakręt „dowolny”. 64
2.5.5. Zakręt prawidłowy 65
2.5.6. Prędkość maksymalna 67
2.6 Optymalne obciążenie powierzchni i obciążenia ciągu (mocy). . . . 68
2.6.1. Start 70
2.6.2. Lądowanie 72
2.6.3 Wznoszenie 73
2.6.4. Prędkość minimalna 74
2.6.5. Warunki przelotowe i inne wymagania. 74
2.7 Analiza kosztów 75
2.7.1 Rozwój konstrukcji 76
2.7.2 Wsparcie prac badawczo rozwojowych 77
2.7.3 Cena silnika i awioniki 77
2.7.4 Robocizna 78
2.7.5 Materiały 78
2.7.6 Oprzyrządowanie i narzędzia 79
2.7.7 System zapewnienia jakości. 79
2.7.8 Próby w locie 79
2.7.9 Stawki godzinowe. 79
2.7.10 Cena samolotu 80
2.8 Studium wykonalności bezzałogowego samolotu eksperymentalnego. 80
2.8.1 Studium wykonalności bezzałogowego samolotu doświadczalnego w układzie zespolonych skrzydeł 82

ROZDZIAŁ 3 – PŁAT NOŚNY 90
3.1. Dobór profilu 91
3.1.1. Podstawowe definicje i charakterystyki profili 91
3.1.2. Wpływ lepkości na charakterystyki profili 97
3.1.3. Wpływ ściśliwości na charakterystyki profili 100
3.1.4. Maksymalna grubość profilu 102
3.1.5 Ugięcie szkieletowej 105
3.1.6 Profile samostateczne 106

3.1.7. Położenie maksymalnej grubości profilu 108
3.1.8 Profile nadkrytyczne 110
3.2. Dobór geometrii płata 111
3.2.2. Średnia cięciwa aerodynamiczna 112
3.2.3. Kąt zaklinowania 113
3.2.4. Wydłużenie 114
3.2.5. Zbieżność 116
3.2.6. Zwichrzenie aerodynamiczne i geometryczne 120
3.2.7. Kąt wzniosu. 121
3.2.8. Kąt skosu 122
3.3 Sterowanie poprzeczne. 129
3.4 Urządzenia zwiększające współczynnik siły nośnej 136

ROZDZIAŁ 4 – USTERZENIA 143
4.1 Kilka uwag na temat stateczności 143
4.2 Układy usterzeń 147
4.3 Profil i skos usterzenia poziomego. 168
4.4 Sterowanie podłużne i kierunkowe 170
4.5 Siły niezbędne do sterowania 173
4.6 Nietypowe układy sterowania 178

ROZDZIAŁ 5 – KADŁUB 180
5.1. Układ ogólny 180
5.2 Pomieszczenia dla załogi, pasażerów i ładunków 190
5.2.1 Kabiny załogi 190
5.2.2 Kabina pasażerska. 194
5.2.3 Ładunek 198
5.3 Górnopłat, czy dolnopłat. 200
5.4 Aerodynamika kadłuba. 207

ROZDZIAŁ 6 – PODWOZIE 215
6.1 Wymagania ogólne. 215
6.2 Najczęściej stosowane konfiguracje podwozia 217
6.3 Inne układy podwozi 226
6.4 Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych goleni podwozi 229
6.5 Podwozia chowane. 236
6.6 Drgania shimmy 242
6.7 Inne rodzaje „podwozi” 247

ROZDZIAŁ 7 – INTEGRACJA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO 252
7.1 Przegląd spalinowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie 252
7.2 Przegląd nietypowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie 265
7.3 Zakres zastosowań spalinowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie 269
7.4 Silnik i inne źródła zasilania dla instalacji pokładowych 271
7.5 Gdzie zamontować zespół napędowy?. 274
7.6 Montaż zespołu napędowego 291
7.7. Chłodzenie zespołu napędowego 300
7.8 Wloty i wyloty 306
7.9 Śmigła 318

ROZDZIAŁ 8 – KSZTAŁTOWANIE I ANALIZA BRYŁY SAMOLOTU 337
8.1 Kształtowanie bryły samolotu 337
8.1.1 Mały samolot jednosilnikowy 339
8.1.1 Duży samolot dwusilnikowy. 343
8.2 Analiza masowa 350
8.3 Analiza charakterystyk aerodynamicznych 353
8.4 Analiza stateczności i sterowności. 355
8.5 Analiza osiągów 356

ROZDZIAŁ 9 – OBWIEDNIA OBCIĄŻEŃ SAMOLOTU 361
9.1 Procedura wyznaczania obwiedni obciążeń samolotu 361
9.2 Obciążenia wymiarujące 371

Zakończenie 377
Bibliografia 378

WYKAZ SKRÓTÓW I OZNACZEŃ

Ważniejsze oznaczenia

AoA, α – kąt natarcia
AR – wydłużenie skrzydła
b – rozpiętość skrzydeł
C – jednostkowe zużycie paliwa
c_a – cięciwa profilu
c_R – cięciwa przykadłubowa płata
c_T – cięciwa końcówki płata
C_x – współczynnik oporu
C_{xind} – współczynnik oporu indukowanego
C_{x0} – współczynnik oporu samolotu przy $C_z = 0$
C_z – współczynnik siły nośnej
C_{zmax} – maksymalny współczynnik siły nośnej
D – średnica
$\delta_{e,r,f}$ – wychylenie steru wysokości, kierunku, klapy lub klapki
e – współczynnik Oswalda
ε – odchylenie strug za płatem
ϕ – kąt przechylenia
G – gradient wznoszenia
g – przyspieszenie ziemskie
Γ – wznios płata
γ – kąt toru lotu
h_f – wysokość fal
H – pułap lotu
H_E – stawka za roboczogodzinę
H_H – odległość skrzydła od usterzenia poziomego w kierunku pionowym
I_{ij} – moment bezwładności
i_S – kąt zaklinowania płata względem kadłuba
K – doskonałość aerodynamiczna płatowca
κ_H – cecha objętościowa usterzenia poziomego
κ_V – cecha objętościowa usterzenia pionowego
l_H – odległość od ¼ SCa skrzydła do ¼ SCa usterzenia poziomego
l_V – odległość od ¼ SCa skrzydła do ¼ SCa usterzenia pionowego
λ – zbieżność płata
Λ – skos płata (krawędzi natarcia Λ_{LE}, linii 25% cięciw $\Lambda_{c/4}$)
M – moment pochylający
Ma – liczba Macha
m – masa
m_c – masa załogi
m_e – masa samolotu pustego
m_f – masa paliwa
m_L – masa samolotu po wylądowaniu
m_n – masa samolotu po zakończeniu n-tego etapu misji

m_p – masa ładunku użytecznego
m_{TO} – masa startowa
N – moc zespołu napędowego
n – współczynnik obciążenia
n_{am} – liczba samolotów amortyzująca prace rozwojowe
n_{B+R} – liczba prototypów
n_p – liczba samolotów wyprodukowanych
n_{zam} – liczba zamówionych samolotów
n_k – liczba kół
ν – lepkość kinematyczna
η – sprawność
ω – prędkość obrotowa śmigła
.
ψ – prędkość kątowa odchylania
P_x – siła oporu
P_z – siła nośna
P_s – nadmiar mocy
q – ciśnienie dynamiczne
R – zasięg
Re – liczba Reynoldsa
r – promień
R_p – liczba samolotów produkowanych w ciągu miesiąca
ρ – gęstość powietrza
S – powierzchnia rzutu skrzydeł na płaszczyznę poziomą, traktowana zwykle jako powierzchnia odniesienia S_{ref}
SCa – średnia cięciwa aerodynamiczna
S_{wet} – powierzchnia omywana
s_L – długość lądowania
s_{TO} – długość startu
σ – stosunek gęstości powietrza do gęstości na poziomie odniesienia
T – siła ciągu
t – czas
t_c – grubość profilu
u – prędkość podmuchu pionowego
W – ciężar
w – prędkość wznoszenia lub opadania
v – prędkość podmuchu czołowego
V – prędkość po torze
V_{min} – prędkość minimalna
V_p – prędkość projektowa
$\bar{Y}$ – położenie średniej cięciwy

Ważniejsze skróty

AoA – angle of attack
APU – Auxiliary Power Unit
BAE – British Aerospace
BMW – Bayerische Motoren Werke AG
BWB – blended wing-body
CAD – computer aided design
CFD – computer fluid dynamics
CS – Certification Specifications
DH – De Havilland
EASA – European Aviation Safety Agency
ETOPS – Extended range Twin Operations certificate
FAA – Federal Aviation Administration
FAI – Fédération Aéronautique Internationale
FAR – Federal Airworthiness Regulations
FW – Focke-Wulf Flugzeugbau AG
IAW – Instytut Aerodynamiczny Warszawski
IWM – Imperial War Museum
LD, ULD – unit load device
LEX – leading edge extension
MAC – mean aerodynamic chord
MiG – Mikojan i Guriewicz
MIL, MIL-STD – Military Standards
MOSUPS – MOdel Samolotu w Układzie Połączonych Skrzydeł
NACA – National Advisory Committee for Aeronautics
NASA – National Air and Space Administration
NTSB – National Transportation Safety Board
PW – Politechnika Warszawska
PW, PT – Pratt Whittney
PZL – Polskie Zakłady Lotnicze
RAF – Royal Air Force
RAT – Ram Air Turbine
RWD – Rogalski, Wigura, Drzewiecki
SAAB – Svenska Aeroplan AB (Aktiebolag)
TRL – Technology Readiness Level
UAV – Unmanned Aerial Vehicle
USAF – United States Air Force
SDSA – Simulation and Dynamic Stability Analysis
STOL – Short Take-Off and Landing
ZTT – Założenia Taktyczno-Techniczne

Rozdział 1
PROJEKTOWANIE SAMOLOTU

Przystępując do lektury książki poświęconej projektowaniu samolotów warto sobie zadać pytanie, po co w ogóle chcemy projektować samoloty. Można oczywiście projektować i budować samoloty z miłości do lotnictwa, z chęci zrealizowania swojej wymarzonej koncepcji itp. Zwykle jednak taka motywacja okazuje się być bardzo kosztownym i czasochłonnym hobby. A do tego, po latach pracy samolot okazuje się bezużyteczny, lub użyteczny dla bardzo ograniczonej liczby odbiorców. Właściwym celem projektowania samolotu powinno więc być osiągnięcie zysku ekonomicznego. Oznacza to, co prawda, konieczność skonfrontowania swojej wizji z wymaganiami rynku, ostatecznie jednak trud ten zwykle się opłaca. W tym miejscu warto zaznaczyć, że tylko niewielka grupa potencjalnych klientów pragnie kupić właśnie samolot. Zazwyczaj, bowiem zależy im raczej na realizacji pewnej szczególnej misji. Misją tą może być na przykład przewiezienie pewnej grupy ludzi lub towarów na pewną odległość, albo wykonanie szczegółowych zdjęć pewnego obszaru. W pierwszym przypadku misję tą można zrealizować przy pomocy samochodu, pociągu lub statku, w drugim te same zdjęcia można wykonać z pokładu satelity umieszczonego na orbicie okołoziemskiej. Jeżeli zamiast tego chcemy sprzedać klientowi akurat samolot, to musi on realizować zdefiniowaną przez klienta misję bardziej efektywnie, niż konkurencyjne rozwiązania techniczne [159, 175]. Dlatego też z definicji misji wynikają założenia i warunki techniczne, które projektowany samolot ma spełnić. Są one zazwyczaj szczegółową specyfikacją właściwości technicznych samolotu, wyrażoną w taki sposób, aby z jednej strony jednoznacznie wykazać przewagę konkurencyjną zaproponowanego rozwiązania, a z drugiej strony precyzyjnie zdefiniować, jakie cele techniczne ma osiągnąć zespół konstruktorów. Współczesne wymagania techniczne powinny zawierać informację o oczekiwanych cechach funkcjonalnych nowego płatowca, o jego bezpieczeństwie, trwałości, niezawodności, gotowości do wykonywania misji, ekonomice i wpływie na środowisko w całym cyklu życia, z recyclingiem włącznie.

W procesie tworzenia warunków technicznych niezwykle ważny jest dialog i wzajemne zrozumienie pomiędzy twórcami, a przyszłymi użytkownikami samolotu. Historia pełna jest przykładów zarówno dobrej, jak i złej współpracy tych dwóch stron zainteresowanych nowym samolotem. Można w tym miejscu przytoczyć dla przykładu historię dwóch samolotów pasażerskich, zaprojektowanych w latach 60-tych XX wieku: Concorde'a oraz Boeinga 747.

Rys.1.1. Szybciej, czy taniej? Samolot naddźwiękowy Concorde *(Brooklands Museum)* i szerokokadłubowy Boeing 747

Pierwszy z nich był europejskim cudem techniki zaprojektowanym w celu przewożenia ok. 100 osób z dużą prędkością naddźwiękową na dystansach międzykontynentalnych. Program jego rozwoju był też jednym z najbardziej prestiżowych przedsięwzięć tamtych czasów zrodzonym w konkurencji między pomiędzy przemysłami USA, Europy i ZSRR. Pod względem technicznym Concorde był konstrukcją wizjonerską, pod względem koncepcyjnym jednak był przedstawicielem bardzo konserwatywnego założenia, że samolot jest tym lepszy im szybciej lata. W ciągu kilkudziesięciu lat poprzedzających powstanie Concorde'a założenie to było słuszne. Na przełomie jednak lat 60-tych i 70-tych

czasy się zmieniły. Coraz większa liczba osób chciała podróżować samolotami, ale dysponowała ograniczonymi środkami. Pojawiły się bardzo silne ruchy proekologiczne. Miał też miejsce pierwszy globalny kryzys naftowy, w efekcie którego znacząco wzrosły ceny paliw. Problemy te zauważył jeden z konkurentów europejskiego konsorcjum projektującego Concorde'a. Konkurentem tym okazała się amerykańska firma Boeing. W Boeingu również projektowano pasażerski samolot naddźwiękowy, który miał być nawet bardziej imponujący od Concorde'a. Równocześnie jednak Boeing brał udział w przetargu na duży samolot transportowy dla amerykańskiej armii. Boeing miał też ogromne doświadczenie w projektowaniu samolotów podwójnego przeznaczenia cywilno-wojskowego. Takie pary samolotów jak B-17 i Boeing 307, XB-15 i Boeing 314, B-29 i Boeing 377 oraz KC-135 i Boeing 707 łączyła ogromna baza wspólnych elementów konstrukcyjnych. Z tego też względu również w przypadku przetargu na duży wojskowy samolot transportowy Boeing prowadził szczegółowe negocjacje z liniami lotniczymi. W efekcie tych negocjacji okazało się, że linie lotnicze potrzebują samolotu, który niekoniecznie lata bardzo szybko, ale przewozi pasażerów tanio. Dlatego też prace nad pasażerskim samolotem naddźwiękowym w Boeingu przerwano, a oferta przedstawiona armii dotyczyła samolotu wyglądającego jak powiększony samolot pasażerski. W efekcie Boeing przegrał zarówno konkurencję w dziedzinie samolotów naddźwiękowych, jak i przetarg na wojskowy samolot transportowy. Zbudował jednak samolot, który najlepiej pasował do wymagań największej liczby potencjalnych użytkowników i dzisiaj liczba zbudowanych Boeingów 747 jest znacznie większa niż łączna liczba wyprodukowanych naddźwiękowych samolotów Concorde i transportowych Lockheed C-5 Galaxy, który wygrał w przetargu wojskowym. Co ciekawe dotyczy to również wersji transportowej Boeinga 747. Wszystko to zostało osiągnięte dzięki bardzo szczegółowym negocjacjom z potencjalnymi użytkownikami i bardzo dokładnym obliczeniom finansowym związanym z podejmowanym przedsięwzięciem.

Z powyższego przykładu nie należy jednak wyciągać wniosku, że najlepsze są projekty uniwersalne, które nadają się równocześnie do bardzo wielu zastosowań. Próba połączenia wielu funkcji w jednym płatowcu jest nadzwyczaj wymagająca dla zespołu konstrukcyjnego i bardzo często kończy się niepowodzeniem. Przykładem jest tu amerykański program statków kosmicznych wielokrotnego użytku, w którym założono, że projektowany rakietoplan ma zaspokoić wszystkie potrzeby, wszystkich amerykańskich podmiotów w zakresie wynoszenia wszystkich ładunków na orbitę okołoziemską. Zbudowany w tym programie Space Shuttle okazał się ogromnym sukcesem technicznym i jednocześnie ogromnym niepowodzeniem organizacyjno-finansowym. Problemy związane z eksploatacją tego rakietoplanu na wiele lat znacząco obciążyły budżet NASA i doprowadziły do dwóch tragicz-

Rys.1.2. Space Shuttle – rakietoplan do wszystkiego. Tylko jak drogo?
(Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)

nych katastrof. Lepiej więc jest skupić się na dużym, ale ograniczonym gronie potencjalnych użytkowników i ich możliwie podobnych wymaganiach.

1.1 Źródła wymagań technicznych stawianych projektowanym samolotom

Źródłami wymagań technicznych stawianych samolotom są zazwyczaj:

a) Zamawiający nowy typ samolotu
   - Dla samolotów wojskowych – wojsko, w oparciu o planowanie strategiczne
   - Dla samolotów cywilnych – linie lotnicze, w oparciu o wyniki badań rynku, lub firmy prywatne, w oparciu o własne potrzeby

b) Przemysł lotniczy, wychodzący z własną ofertą nowego typu, w oparciu o badania rynku

c) Organizacje publiczne, odpowiedzialne za badania i rozwój lotnictwa, w oparciu o prognozy i wizje rozwoju lotnictwa

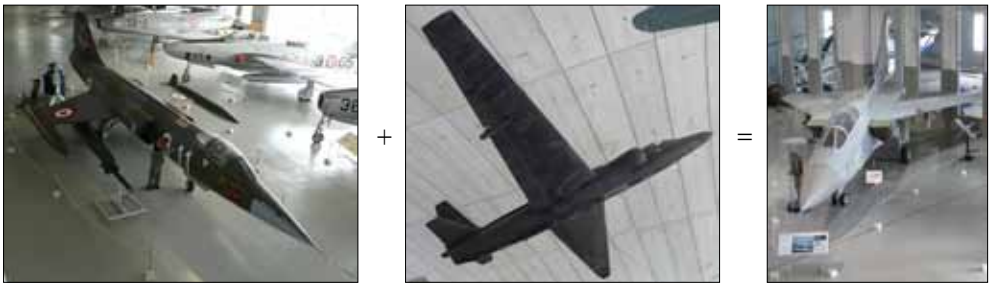
d) Osoby prywatne lub firmy realizujące własne wizje rozwoju statków powietrznych

e) Organizacje użyteczności publicznej organizujące imprezy sportowe (aerokluby)

Wymagania te mogą być sformułowane na kilka sposobów.

1.1.1 Założenia Taktyczno-Techniczne

Pierwszym z nich są, zazwyczaj bardzo szczegółowe, wymagania wojskowe. Największe armie świata zwykle bardzo dokładnie wiedzą czego potrzebują i bardzo szczegółowo to opisują w wielostronicowych Założeniach Taktyczno-Technicznych (ZTT). Zaletą tego rodzaju ZTT jest ich szczegółowość. Dzięki niej projektanci i konstruktorzy dokładnie wiedzą, co mają zbudować. Czasem jednak tak szczegółowe ZTT okazują się wewnętrznie sprzeczne, a tym samym niezwykle trudne do spełnienia. Przykładem może tu być równoczesne wymaganie bardzo dużej długotrwałości lotu i zasięgu z wymaganiem możliwości osiągania prędkości naddźwiękowej i wysokiej manewrowości. Pierwsze z tych wymagań preferuje samoloty o bardzo dużym wydłużeniu skrzydeł, przy zastosowaniu stosunkowo grubego ich profilu, podczas gdy drugie wymaganie faworyzuje samoloty z cienkimi skrzydłami o małym wydłużeniu. Rozwiązaniem tego dylematu może być zastosowanie zmiennego skosu skrzydeł, które przy małych prędkościach przelotowych rozkładane są tak, aby uzyskać jak największe wydłużenie, a co za tym idzie i doskonałość aerodynamiczną, natomiast przy dużych prędkościach skrzydła składane są wzdłuż kadłuba w celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego (rys.1.3). Rozwiązanie to zastosowano w przypadku kilku samolotów, okazało się skuteczne, jednak stosunkowo ciężkie i kosztowne.



a) b) c)

Rys.1.3. Jak pogodzic sprzeczne wymagania, bez względu na koszty. Samoloty: a) F-104 – szybki o małym wydłużeniu skrzydeł, b) TR-1 o bardzo dużym zasięgu i dużym wydłużeniu skrzydeł oraz c) wielozadaniowy Tornado o zmiennej geometrii skrzydeł. *(a), c) Il Museo Storico dell'Aeronautica Militare Bracciano, b) Imperial War Museum, Duxford)*

Spotykając się z takimi sprzecznościami w ZTT warto więc podjąć próbę negocjacji z klientem w celu uświadomienia mu wszystkich konsekwencji zapisanych przez niego założeń i sprawdzenia, czy niektórych spośród sprzecznych wymagań nie dałoby się zmodyfikować.

1.1.2. Regulaminy zawodów, konkursów, rekordów

W tym przypadku wymagania określone są regulaminem danego konkursu, zawierającym zazwyczaj stosunkowo niewiele zastrzeżeń, które jednak muszą być bezwzględnie przestrzegane. Niespełnienie któregokolwiek z nich skutkuje niedopuszczeniem danej konstrukcji do konkurencji. Przykładem mogą tu być wyczynowe szybowce, dla których organizuje się zawody w kilku oddzielnych kategoriach różniących się rozpiętością skrzydeł, rodzajem stosowanej mechanizacji skrzydeł, balastem wodnym i rodzajem podwozia.

Stosunkowo niewielka liczba wymagań pozwala zazwyczaj na dużą swobodę z zakresie stosowanych konstrukcji, jednakże organizacja zawodów z regulaminem nie zmienianym przez wiele lat skutkuje „zbieganiem" się przyjmowanych rozwiązań do rozwiązania optymalnego dla danej kategorii. Postęp techniczny w zakresie aerodynamiki, czy też inżynierii materiałowej, może przy tym powodować, że rozwiązanie optymalne zmienia się z biegiem czasu.

Czasami jednak liczba wymagań jest szczególnie mała. Ma to miejsce zazwyczaj w przypadku płatowców rekordowych, gdzie często jedynym wymaganiem jest wykonanie jakiejś misji lepiej niż inni. W tym przypadku można oczekiwać ogromnej różnorodności konstrukcji. Różnorodność ta jest znakomitym poligonem doświadczalnym dla nowych pomysłów, materiałów, technologii itp. Samoloty

a)

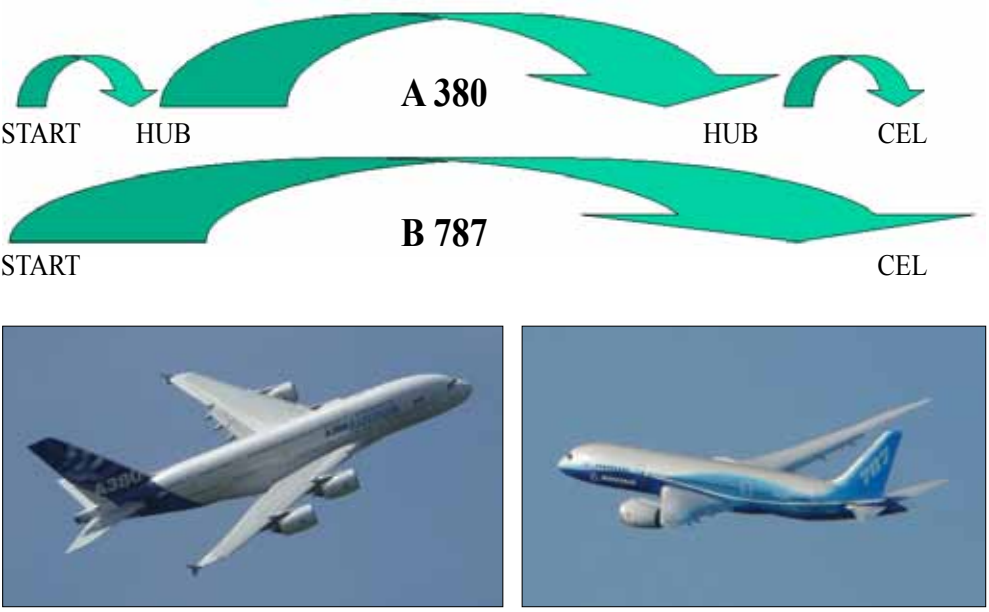
b)

Rys.1.4. Samoloty przeznaczone do bicia rekordów i udziału w zawodach: a) Scaled Global Flyer i b) Nemezis *(Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)*

wyczynowe i rekordowe mogą więc w pewnym zakresie pełnić funkcję demonstratorów nowych rozwiązań technicznych, stosowanych następnie w samolotach użytkowych.

1.1.3. Analizy ekonomiczne

Jest to najbardziej niepewne źródło informacji, wymagające najczęściej prowadzenia długotrwałych negocjacji z wieloma potencjalnymi klientami. Wnioski z tych negocjacji są przy tym bardzo często niejednoznaczne. Przykładem może tu być rozwój międzykontynentalnych samolotów pasażerskich na przełomie XX i XXI wieku. Dla wszystkich było oczywiste, że podróż lotnicza powinna być możliwie tania i zrealizowana w możliwie komfortowych warunkach. Jednakże niewielkie przesunięcia nacisku na któreś z tych - wyrażonych bardzo ogólnie – wymagań, skutkowało przyjęciem zupełnie odmiennych rozwiązań konstrukcyjnych i organizacyjnych. Przykład Boeinga 747 i Concorde wykazał, że redukcja kosztów osiągana dzięki zwiększaniu rozmiarów samolotu i jego ładunku użytecznego jest bardziej znacząca niż wygoda wynikająca z krótkiego czasu podróży samolotem naddźwiękowym. Duży samolot jest jednak ekonomiczny tylko wtedy, gdy lata pełny. Potrzebuje również zazwyczaj długiego pasa startowego. Powstał więc światowy system dużych lotnisk węzłowych, tzw. Hub'ów oraz ogromna sieć mniejszych lotnisk dowozowych [163]. Typowa podróż międzykontynentalna składa się zazwyczaj z trzech etapów: dolotu małym samolotem (50-200 pasażerów) do lotniska węzłowego, przelotu właściwego pomiędzy dwoma lotniskami węzłowymi, realizowanego bardzo dużym samolotem (300-500 pasażerów) oraz kolejnego dolotu małym samolotem do lotniska docelowego. W schemacie tym najdłuższy odcinek realizowany jest bardzo ekonomicznie dużym samolotem (zużycie paliwa rzędu 2,2 kg/100 pasażerokilometrów). Dla takiego trybu operacji transportowych zaprojektowano nowy, jeszcze większy samolot Airbus 380. Obydwa doloty są jednak znacznie mniej ekonomiczne (zużycie paliwa rzędu 3,2÷4,5 kg/100 pasażerokilometrów). Co gorsza konieczność przesiadania się jest uciążliwa dla pasażerów i często wydłuża całą podróż o wiele godzin, gdyż liczba małych samolotów dowożących i wywożących pasażerów z lotniska węzłowego jest ograniczona przepustowością pasów startowych. Nie da się jej zwiększyć bez budowy nowych pasów ze względu na konieczność zachowania odpowiedniej separacji pomiędzy samolotami. To z kolei powoduje coraz większy rozrost i coraz większe zatłoczenie lotnisk węzłowych. Pojawiła się więc chęć powrotu do komunikacji lotniczej opartej na przelotach docelowych polegających na realizacji całej podróży w jednym tylko przelocie. Z punktu widzenia pasażerów ta koncepcja wydaje się być bardziej dogodna, gdyż zapewnia najkrótszy możliwy czas trwania podróży samolotem



Rys 1.5. Jak najtaniej przelecieć z punktu A do punktu B? Airbus 380 i Boeing 787

poddźwiękowym. Problemem okazuje się jednak ekonomia. Na lotniskach początkowych i docelowych jest zazwyczaj zbyt mało pasażerów chętnych do odbycia podróży na konkretnej trasie, aby uzasadnione było zastosowanie bardzo dużych samolotów. Co gorsza lotniska takie często nie posiadają wystarczająco długich pasów startowych. Dlatego też pojawiła się potrzeba opracowania nowego typu samolotu dalekiego zasięgu, zabierającego 200-300 pasażerów, który mógłby latać na najdłuższych nawet trasach, przy kosztach jednostkowych niewiele tylko wyższych od kosztów transportu bardzo dużymi samolotami. Realizacja tego zadania wymagała wprowadzenia w samolocie Boeing 787 wielu rewolucyjnych rozwiązań technicznych, począwszy od zastosowania kompozytów [24, 104] zbrojonych włóknem węglowym, jako głównego materiału konstrukcyjnego w strukturze nośnej, a skończywszy na sprowadzeniu do minimum wykorzystania w wyposażeniu innych instalacji niż instalacja elektryczna. Zastosowanie tak wielu nowatorskich rozwiązań zaowocowało znaczącym wzrostem ryzyka technicznego związanego z wdrożeniem samolotu do eksploatacji. Dlatego też w chwili pisania niniejszego podręcznika nie jest jeszcze pewne, która z tych koncepcji odniesie sukces. Na wszelki wypadek obydwaj główni konkurenci zabezpieczyli się, budując średni samolot dalekiego zasięgu - Airbus 350 oraz nową wersję samolotu Boeing 747-8. Warto jednak przy okazji zwrócić uwagę na rosnące zainteresowanie transportu lotniczego małymi samolotami [18, 95, 207, 208, 277].

1.1.4. Projekty badawcze

Nie wszystkie samoloty projektowane są w celu podjęcia ich produkcji seryjnej. Samoloty eksperymentalne są zazwyczaj przeznaczone tylko do zbadania jakiejś nowej idei w zakresie budowy lub eksploatacji samolotów. Jedynym więc wymaganiem stawianym takiego typu płatowcom jest możliwość zbadania tejże idei. Niestety są to zazwyczaj bardzo kosztowne projekty, jako że zwykle nie przewiduje się podjęcia produkcji seryjnej eksperymentalnego samolotu. Po zrealizowaniu wszystkich zaplanowanych lotów badawczych umieszczany jest on najczęściej w muzeum, o ile w trakcie realizacji badań nie uległ uszkodzeniom uniemożliwiającym jego ekspozycję. Fakt ten może się wydawać zaskakujący, a jego wyjaśnieniem jest skala Poziomu Dojrzałości Technicznej (TRL-Technology Readines Level). Skala ta określa w jakim stopniu dana koncepcja nadaje się już do praktycznego użytku. Na samym dole tej skali znajdują się pomysły przychodzące do głowy naukowcom i inżynierom. Teoretycznie zweryfikowane pomysły znajdują się wyżej na tej skali. Jeszcze wyżej znajdują się pomysły zbadane eksperymentalnie w warunkach laboratoryjnych. Ponad nimi znajdują się pomysły dla których

9	Pierwszy egzemplarz wersji seryjnej, zbadany w warunkach rzeczywistych, specyficznych dla danej wersji samolotu (pustynna, arktyczna, tropikalna itp.)
8	Pierwszy egzemplarz seryjny, zbadany w typowych warunkach rzeczywistych
7	Pierwszy prototyp wyrobu zbadany w typowych warunkach rzeczywistych
6	Kompletny demonstrator zbadany w warunkach odpowiadających rzeczywistym
5	Podstawowe elementy demonstratora zintegrowane i zbadane w warunkach odpowiadających rzeczywistym
4	Podstawowe elementy demonstratora zintegrowane i zbadane w warunkach laboratoryjnych
3	Badania podstawowe, teoretyczne i/lub eksperymentalne nowego pomysłu, czy zjawiska
2	Sformułowana i uzasadniona koncepcja wykorzystania nowego pomysłu, czy zjawiska
1	Nowy pomysł, zaobserwowane nowe zjawisko itp.

Rys.1.6. Skala Poziomu Dojrzałości Technicznej (TRL – Technology Readiness Level)

a)

b)

Rys.1.7. a) Samolot doświadczalny X-1, pierwszy samolot naddźwiękowy *(Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)*; b) dynamicznie podobny model samolotu ILX-32 do badań własciwości układu zespolonych skrzydeł.

zbudowano demonstrator i przebadano go w warunkach rzeczywistych. Kolejny poziom zajmują konstrukcje zaprojektowane do celów użytkowych, wykorzystujące wiedzę z poprzednich poziomów, ale jeszcze nie przebadane lub przebadane w warunkach poligonowych. Najwyższy 9-ty poziom tej skali zajmują konstrukcje zaprojektowane do celów użytkowych i sprawdzone w warunkach, w których będą eksploatowane.

Dla przykładu przedstawiony na rys 1.7.a) samolot eksperymentalny X-1 to poziom TRL = 6. Jest wyposażony we wszystko co niezbędne do lotu z prędkością naddźwiękowa, ale nie nadaje się do niczego innego. Można go było stosunkowo szybko zaprojektować, zbudować i przebadać, ale nie dało się go przerobić na samolot użytkowy, choćby ze względu na zbyt małą długotrwałość lotu, wynikającą z zastosowania do napędu silnika rakietowego. Z drugiej strony zdobyta przy jego pomocy wiedza posłużyła do zaprojektowania pierwszych bojowych samolotów naddźwiękowych. Pisząc o nich warto zwrócić uwagę na fakt, że ten sam samolot użytkowy może mieć dwa różne poziomy TRL, w zależności od tego gdzie przeprowadzono badania. Samolot użytkowy zaprojektowany, zbudowany, przebadany i eksploatowany na danym kontynencie, w danej strefie klimatycznej będzie miał

TRL=9. Jeśli jednak produkująca go firma zechce go sprzedać klientowi z innego kontynentu, lub innej tylko strefy klimatycznej, to TRL takiego samolotu automatycznie spadnie do poziomu 8. Dopiero po przeprowadzeniu stosownych badań na miejscu, samolot ten znajdzie się znowu na TRL=9.

Przedstawiona powyżej skala jest tak długa po prostu dlatego, że nie wszystkie pomysły są dobre, inne są dobre, ale mają tyle ograniczeń, że nie daje się ich wykorzystać praktycznie, a jeszcze inne dałyby się wprowadzić do eksploatacji, ale nie wytrzymują konkurencji z innymi pomysłami. W chwili gdy odkrywca wpada na dany pomysł nie zna tych ograniczeń, ani nawet nie ma podstaw do oceny samego pomysłu. Zanim więc pomysł trafi do eksploatacji musi być gruntownie przebadany. Próby natychmiastowego wprowadzania do eksploatacji pomysłów niesprawdzonych kończą się zwykle spektakularnymi i kosztownymi niepowodzeniami. Trzeba się więc pogodzić z długą i stopniową drogą od pomysłu do eksploatacji, która pomimo wysokich kosztów i tak zwykle okazuje się tańsza niż pośpiech. A skoro nowe pomysły należy badać stopniowo, to warto pomyśleć o obniżeniu kosztów poszczególnych etapów badań. W celu zaoszczędzenia środków przyznanych na realizację projektów badawczych obejmujących badania w locie, bardzo często nie projektuje się całego samolotu eksperymentalnego od podstaw, lecz wykorzystuje możliwie dużo podzespołów z innych, produkowanych seryjnie samolotów. Przykładem takiego projektu był eksperymentalny samolot wysokomanewrowy ze skrzydłami skośnymi do przodu X-29, w którym wykorzystano odpowiednio przystosowane: kadłub samolotu F-5 oraz podwozie i komputer pokładowy z samolotu F-16. Od nowa zaprojektowano tylko układ płatów nośnych. W realizacji tego typu projektów bardzo często są też wykorzystywane modele dynamicznie podobne, które są zazwyczaj bezzałogowymi samolotami odwzorowującymi w skali najważniejsze właściwości pełnowymiarowego samolotu, np. rys 1.7.b). Koncepcja ta pozwala na znaczącą redukcję kosztów, zmniejsza jednak dokładność dokonywanych pomiarów, ze względu na konieczność przeliczania wyników z zastosowaniem teorii podobieństwa. Dodać przy tym należy, że nie wszystkie właściwości fizyczne danego obiektu dają się przeskalować, co jest znaczącą trudnością w trakcie analizy wyników eksperymentu. Istotnym problemem jest zwłaszcza brak możliwości zachowania liczby Reynoldsa. Z tego względu w pewnych wypadkach realizacja badań w skali okazuje się być niemożliwa lub nieopłacalna. Jest to więc metoda bardzo użyteczna, mająca jednak wyraźne ograniczenia stosowalności. Pozwala ona na przykład skutecznie badać dynamikę lotu samolotu, ze względu na duże znaczenie liczb Strouhala i Froude'a w takich badaniach, gdyż liczby te w modelu dynamicznie podobnym daje się zachować. Szczególnie użyteczne są też modele dynamicznie podobne w badaniach procesu przeciągnięcia, które są bardzo trudne do zrealizowania innymi metodami. Z drugiej strony zupełnie nie warto badać

w ten sposób osiągów samolotu w warunkach ustalonych i to z dwóch powodów. W warunkach ustalonych najważniejsza jest właśnie liczba Reynoldsa, zazwyczaj nie zachowana w modelu latającym. Co gorsza warunki ustalone w rzeczywistej atmosferze praktycznie nigdy nie występują. Zdecydowanie lepsze wyniki w tym przypadku uzyskuje się więc przy pomocy badań w tunelach aerodynamicznych.

1.2. Typowe wymagania

Najważniejszy zestaw wymagań zawarty jest w przepisach budowy statków powietrznych. Są one bowiem tworzone na bazie doświadczeń zdobytych przez ponad 100 lat istnienia lotnictwa. Doświadczenia te, często tragiczne, zostały w przepisach spisane i w oparciu o nie nadzory lotnicze dopuszczają kolejne typy samolotów do eksploatacji. W pewnym sensie przepisy te są więc najlepszym podręcznikiem budowy statków powietrznych „napisanym krwią poległych lotników". Dlatego też nie wolno ich lekceważyć, wręcz przeciwnie - należy możliwie jak najbezwzględniej je przestrzegać, nie tylko dlatego, że od ich spełnienia zależy dopuszczenie do lotu przez nadzór, ale przede wszystkim dlatego, że od ich spełnienia zależy życie i zdrowie użytkowników i osób postronnych.

Wszystkie pozostałe wymagania mają charakter operacyjny i muszą się mieścić w ramach ograniczeń stawianych przez bezpieczeństwo.

1.2.1. Bezpieczeństwo

W chwili obecnej istnieją na świecie dwie najważniejsze organizacje zajmujące się między innymi uaktualnianiem i egzekwowaniem przepisów zdatności do lotu statków powietrznych. Są to amerykańska FAA oraz europejska EASA. Każda z nich dysponuje własnym zestawem przepisów. Przepisy amerykańskie oznaczono skrótem FAR, europejskie skrótem CS [213-216]. Oprócz nich istnieją również przepisy budowy samolotów wojskowych, np. MIL, opracowywane przez stosowne organizacje wojskowe. Żadna z organizacji opracowujących przepisy nie jest oczywiście w stanie stworzyć uniwersalnego zestawu wymagań dla każdego płatowca. Niewielka firma produkująca samoloty lekkie nie byłaby w stanie pozwolić sobie na stosowanie takich samych przepisów jak duża fabryka samolotów pasażerskich. Samoloty lekkie projektuje się więc w oparciu o uproszczone przepisy, zawierające nieco większe zapasy bezpieczeństwa, pokrywające uproszczone metody dowodzenia bezpieczeństwa. Takie przepisy nie byłyby jednak odpowiednie dla dużych linii lotniczych walczących o każdy 1% efektywności floty samolotów. Duże samoloty transportowe projektuje się więc w oparciu o dużo bardziej skom-

plikowane przepisy, pozwalające na zbliżenie się do zdefiniowanych ograniczeń, kosztem zastosowania bardziej zaawansowanych i bardziej kosztownych metod projektowania. Duże samoloty projektowane są jednak zazwyczaj przez duże i zamożne firmy, które mogą sobie pozwolić na stosowanie takich metod. Dzięki temu duże samoloty są projektowane znacznie dokładniej. Mają np. znacznie dokładniej wyznaczane obciążenia a równocześnie znacznie dokładniej znane są możliwości ich przenoszenia. Oznacza to, że można uzyskać relatywnie znacznie mniejszą masę konstrukcji i równocześnie wyższy poziom bezpieczeństwa niż to ma miejsce w samolotach lekkich.

Z drugiej strony trudno by było sobie wyobrazić wspólne wymagania dla tak różnych statków powietrznych jak samoloty, szybowce i śmigłowce. Z tych też względów każda ze wspomnianych organizacji dysponuje kilkoma zestawami wymagań, odpowiednimi dla różnych typów statków powietrznych. Zastosowanie konkretnego zestawu przepisów często wiąże się z ograniczeniem zakresu dopuszczalnych zadań, jakie można realizować przy pomocy certyfikowanego na ich podstawie płatowca. Dotyczy to zwłaszcza przewozu pasażerów.

Wybrane zestawy przepisów przedstawiono w tabeli 1.1. Jak widać nie wszystkie przepisy europejskie mają swoje odpowiedniki amerykańskie i na odwrót. Wiąże się to zazwyczaj ze specyfiką danego rynku. Dla przykładu w Stanach Zjednoczonych od wielu lat nie produkuje się masowo szybowców, które są domeną przemysłu europejskiego. Dlatego też wśród przepisów amerykańskich brakuje np. odpowiednika przepisów CS-22.

Przestrzeganie przepisów zapewnia zwykle akceptowalny poziom bezpieczeństwa konstrukcji lotniczej. Jednakże bezpieczeństwo jest jednym z najważniejszych czynników marketingowych w przemyśle lotniczym. Chcąc przekonać po-

CS			FAR
21	Procedury certyfikacji		21
22	Szybowce		-
23	Samoloty lekkie: kategorii normalnej, użytkowej, akrobacyjnej i transportu lokalnego		23
25	Duże samoloty	Samoloty transportowe	25
27	Małe śmigłowce	Śmigłowce normalne	27
29	Duże śmigłowce	Śmigłowce transportowe	29
VLA	Bardzo lekkie samoloty	Bardzo lekkie obiekty latające	103
VLR	Bardzo lekkie wiropłaty		

Tab.1.1. Stosowane obecnie przepisy budowy statków powietrznych

tencjalnych pasażerów do latania, linie lotnicze nie mogą sobie pozwolić na stałą liczbę katastrof w roku i to pomimo ciągle narastającego ruchu lotniczego. Dlatego też poziom bezpieczeństwa w lotnictwie musi rosnąć szybciej od natężenia ruchu. Gdyby pozostawał stały, to wraz ze wzrostem ruchu lotniczego częstotliwość katastrof stawałaby się coraz większa. Dla przykładu, gdyby poziom bezpieczeństwa z roku 2000 był taki sam w roku 2010, to bylibyśmy w tym roku świadkami katastrofy jednego dużego samolotu pasażerskiego co tydzień. Z tego względu niektóre firmy zalecają swoim konstruktorom spełnianie wymagań bardziej rygorystycznych niż te zawarte w przepisach.

1.2.2. Ładunek użyteczny

Ładunek użyteczny jest jednym z najważniejszych wymagań, determinuje bowiem cel istnienia samolotu. Często ma on dominujący wpływ na geometrię i konstrukcję płatowca. Przykładem jest tu amerykański samolot szturmowy A-10 (rys 1.8), którego głównym uzbrojeniem jest ciężkie sześciolufowe działko GAU-8/A Avenger kalibru 30mm. Jak na działko lotnicze jest to broń ogromna. Ma ono długość 6,4m i masę 281 kg. Zmieszczenie takiego działka wewnątrz samolotu było nie

Rys/ 1.8. Samolot szturmowy A-10
(Imperial War Museum, National Museum of the U.S. Air Force's)

lada wyzwaniem, gdyż zajmuje ono niemal połowę długości kadłuba samolotu. Zadanie utrudniał ogromny odrzut i szybkostrzelność działka w połączeniu z wymaganą celnością. Umieszczenie strzelającej w danym momencie lufy gdziekolwiek poza płaszczyzną symetrii samolotu zaowocowałoby trudnościami z utrzymaniem kierunku lotu, a to z kolei uniemożliwiłoby osiągnięcie zakładanej celności. Tymczasem w przedniej części kadłuba, w płaszczyźnie symetrii instaluje się zazwyczaj przednie podwozie. W A-10 trzeba było przednie podwozie zainstalować po prawej stronie kadłuba.

1.2.3. Prędkości

Kolejnym, nadzwyczaj ważnym wymaganiem, bardzo często jest prędkość. Może to być prędkość maksymalna, przelotowa lub minimalna. Samolotem, którego konstrukcja zdominowana została przez wymaganie jak największej prędkości maksymalnej, był amerykański samolot rozpoznawczy SR-71 (rys.1.9.), w którego wymaganiach napisano, że ma być tak szybki, żeby żadna rakieta przeciwlotnicza nie mogła go przechwycić [43, 84, 218]. Na przełomie lat 50-tych i 60-tych XX wieku można było zdefiniować taką prędkość, gdyż istniała bariera prędkości nieprzekraczalna dla rakiet kierowanych. Była to bariera cieplna związana z pojawianiem się plazmy w warstwie przyściennej otaczającej rakietę. Plazma ta powstaje na skutek

Rys.1.9 Samolot rozpoznawczy SR-71
(The Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)

przepływu powietrza przez falę uderzeniową oraz tarcia powierzchni rakiety o powietrze przy prędkościach hiperdźwiękowych. Plazma skutecznie izoluje rakietę od otoczenia. W pokrytych warstwą plazmy rakietach przestają działać zarówno systemy na podczerwień, jak i radary a nawet zwykłe radioodbiorniki. Powyżej pewnej prędkości nie da się więc w prosty sposób naprowadzać rakiety na cel, a startująca z ziemi rakieta musi przecież lecieć szybciej niż przechwytywany samolot. Samolot odpowiednio szybki mógł więc uciec każdej rakiecie kierowanej. Z drugiej strony, lecąc na odpowiedniej wysokości mógł też omijać rakiety niekierowane. SR-71 latał z taką właśnie prędkością i na odpowiedniej wysokości, dzięki czemu żaden egzemplarz nigdy nie został zestrzelony, pomimo że wystrzelono do nich ponad 1000 rakiet różnego rodzaju. Nietykalność tego samolotu okupiono jednak ogromnymi trudnościami technicznymi związanymi z ponad trzykrotnym przekraczaniem prędkości dźwięku. Dość powiedzieć, że temperatura pokrycia tego samolotu przy prędkości maksymalnej w wielu miejscach przekraczała temperaturę topienia stopów aluminium, które były wówczas podstawowym materiałem konstrukcyjnym stosowanym w lotnictwie. Z tego względu SR-71 powstał w dużej mierze ze stopów tytanu. Były to jednak materiały nowe i nieznane. Ich wprowadzenie do produkcji wywołało tyle trudności technicznych, że wymagało wprowadzenia zupełnie nowych procedur. Efektem ubocznym tego projektu okazało się więc powstanie systemów zapewnienia jakości.

1.2.4. Pułap

Kolejnym nadzwyczaj istotnym wymaganiem jest pułap. Wiele samolotów optymalizowanych jest do lotów w ściśle określonym zakresie wysokości n.p.m. Typowym przykładem są tu samoloty pasażerskie, projektowane tak, aby latać na pułapach stratosferycznych. Prekursorem w tej dziedzinie był Boeing 307 (rys.1.10.),

Rys.1.10. Samolot pasażerski Boeing 307
(The Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)

który dostosowano do lotów na dużych wysokościach w celu zlikwidowania objawów choroby lokomocyjnej wśród pasażerów. Przyczyną tejże choroby są zazwyczaj gwałtowne i nieoczekiwane ruchy samolotu lecącego między 0-3000m nad poziom gruntu w silnie sturbulizowanej warstwie powietrza. Aby tego uniknąć postanowiono latać wyżej. Na dużych wysokościach spada jednak gęstość powietrza, co utrudniałoby pasażerom oddychanie. Rozwiązaniem okazało się stosowanie szczelnych kabin ciśnieniowych utrzymujących ciśnienie odpowiadające znacznie niższemu pułapowi niż pułap lotu samolotu. W chwili obecnej praktycznie wszystkie samoloty pasażerskie mają kabiny ciśnieniowe, zwłaszcza, że silniki turbinowe okazały się być bardziej ekonomiczne na dużych wysokościach niż na małych. Z tych też względów samoloty dalekiego zasięgu latają zazwyczaj na pułapach przekraczających 10000m, utrzymując jednocześnie ciśnienie w kabinie odpowiadające zazwyczaj około 2000m n.p.m.

1.2.5. Zasięg

Trudno przecenić znaczenie wymagania, jakim jest zasięg. Jeśli bowiem samolot ma przewieźć jakiś ładunek, to zazwyczaj ma tego dokonać z danego miejsca do innego. Jego zasięg musi więc być wystarczająco duży, aby uniknąć konieczności lądowania i uzupełniania paliwa. Opracowano, co prawda, techniki tankowania w locie, są one jednak trudne i niebezpieczne. Stosowane są więc tylko w wojsku. W lotnictwie cywilnym bazuje się na zasięgu samolotu bez tankowania w locie. Ciekawym przypadkiem samolotu rekordowego przeznaczonego do lotów o bardzo dużym zasięgu był zaprojektowany przez Burta Rutana Voyager (rys.1.11.),

Rys.1.11. Samolot rekordowy Voyager
(The Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)

Rys.1.12. Kabina samolotu rekordowego Voyager
(Experimental Aircraft Association Museum Oshkosh)

który miał tak duży zasięg, że umożliwił pobicie w jednym locie rekordów świata w locie docelowym i po obwodzie zamkniętym. Połączenie tych dwóch rekordów było możliwe dzięki wykonaniu przelotu dookoła kuli ziemskiej. Gigantycznemu zasięgowi ponad 40000km nie towarzyszyła jednak duża prędkość przelotowa samolotu, a chęć pomieszczenia bardzo dużej ilości paliwa w bardzo małym płatowcu katastrofalnie wpłynęła na komfort załogi (rys.1.12). W kabinie zawierającej jedno miejsce siedzące i jedno leżące, dwie osoby musiały spędzić prawie 11 dni, aby zrealizować cel przedsięwzięcia.

1.2.6. Długotrwałość

Czasem zamiast dużej odległości ważne jest osiągnięcie jak największej długotrwałości lotu. Jest to szczególnie ważne w przypadku samolotów rozpoznawczych, które powinny spędzać jak najwięcej czasu nad obserwowanym terenem. Współczesnym wyzwaniem jest zaprojektowanie i zbudowanie samolotu bezzałogowego, który mógłby się utrzymywać w powietrzu przez wiele miesięcy bez lądowania [38]. Teoretycznie zbudowanie takiego samolotu wydaje się być możliwe z zastosowaniem napędu elektrycznego, zasilanego z akumulatorów i baterii słonecznych. Samolot taki powinien wystartować o świcie wykorzystując moc zgromadzoną w akumulatorach i wznieść się na pułap około 15000m doładowując akumulatory przez cały czas dzięki bateriom słonecznym. Dzięki temu po zapadnięciu zmierzchu mógłby on kontynuować lot napędowy. Po wyczerpaniu się zasobów energii z akumulatorów samolot zaczynałby opadanie, lotem ślizgowym i kontynuował je aż do świtu. O świcie baterie słoneczne powinny umożliwić uruchamianie napędu, ponowne wznoszenie się i uzupełnianie energii w akumulatorach. Samolot taki byłby ciekawą alternatywą dla satelitów, mógłby bowiem przez wiele miesięcy krążyć

Rys. 1.13. Samolot bezzałogowy Aerovironment Pathfinder
(The Smithsonian's National Air and Space Museum Washington)

nad wybranym terenem. Budowa takich samolotów napotyka jednak na ogromne trudności związane z bardzo niskimi gęstościami powietrza i temperaturami panującymi na pułapach rzędu 15km oraz silnemu oddziaływaniu promieniowania kosmicznego na elementy elektroniczne i elektryczne wyposażenia. Dochodzą do tego ciągle jeszcze niewystarczające wydajności baterii słonecznych oraz gęstości energii magazynowanej w akumulatorach. W efekcie ideę tą udało się do tej pory zrealizować tylko w przypadku kilku samolotów eksperymentalnych i to w dodatku latających w okolicach równika, gdzie kąt padania promieni słonecznych jest najkorzystniejszy.

1.2.7. Start i Lądowanie

Bardzo często transport lotniczy jest jedynym środkiem szybkiego transportu dalekiego zasięgu na obszarach o trudnych warunkach terenowych. Często również są to obszary zbyt ubogie, aby możliwe było powszechne stosowanie śmigłowców. Na takich obszarach doskonale sprawdzają się samoloty krótkiego startu i lądowania (STOL – Short TakeOff and Landing). Właściwości tego typu przydają się również bardzo zamożnym instytucjom, takim jak wojsko, jeżeli istnieje potrzeba połączenia właściwości krótkiego startu i lądowania z dużą prędkością przelotowa niedostępną dla śmigłowców. Samoloty tego typu charakteryzują się zwykle zastosowaniem bardzo bogatej mechanizacji płata nośnego, czasami nawet pogar-

szającej jego osiągi przelotowe. Zazwyczaj również samoloty takie dysponują zespołami napędowymi o dużym nadmiarze mocy lub ciągu. Niezmiernie ważne jest w nich również podwozie, narażone na brutalne stykanie się z ziemią w trakcie lądowań. Czasem też konieczne jest stosowanie specjalnych środków umożliwiających lądowanie na śniegu, lub podmokłych pasach startowych (rys.1.14.).

Rys.1.14. Samolot krótkiego startu i lądowania DHC-6 Twin Otter

1.2.8. Koszt zakupu i/lub eksploatacji

Zdarzają się również zestawy wymagań technicznych nienarzucających nadzwyczajnych osiągów w żadnej dziedzinie, ale wymagające określonego kosztu zakupu samolotu lub określonych kosztów w całym okresie jego eksploatacji. Przykładem takich wymagań były wymagania na szybowiec klasy światowej, który powinien być wystarczająco tani, aby spopularyzować szybownictwo na całym świecie. Dodatkowo miał to być szybowiec bezpieczny i łatwy w eksploatacji. Wymagania na taki szybowiec sformułowała FAI pod koniec lat 80-tych ubiegłego wieku. FAI miała też wskazać drogą konkursu taki szybowiec i rozgrywać z jego wyłącznym udziałem zawody rangi mistrzostw świata. Liczono również na wprowadzenie szybownictwa do programu igrzysk olimpijskich, właśnie dzięki nowej klasie dają-

Rys.1.15. Szybowiec klasy światowej PW-5 (*fot. Wojciech Frączek*)

cej równe szanse wszystkim pilotom. Konkurs został rozstrzygnięty w 1992 roku, a zwycięzcą okazał się polski szybowiec PW-5 zaprojektowany na Politechnice Warszawskiej (rys.1.15.).

Wymagania mogą też bardziej szczegółowo opisywać koszty eksploatacji samolotu, a nawet zawierać oczekiwanie ze strony klienta, że producent zapewni serwis w całym cyklu życia samolotu za określoną kwotę.

1.2.9. Trwałość [51, 145-148, 263, 268]

W pionierskich czasach lotnictwa ogromne koszty rozwoju statków powietrznych kompensowano stosowaniem do konstrukcji płatowców drewna, które było materiałem tanim, łatwo dostępnym i łatwym w obróbce. Co więcej, znaczna liczba gatunków drewna pozwalała na szeroki wybór jego właściwości, zwłaszcza, że niektóre z nich okazały się wystarczające w celu tworzenia konstrukcji lekkich i wystarczająco mocnych. Podejście takie było właściwe w przypadku budowy samolotów „na własne potrzeby" konstruktorów oraz w przypadku małoseryjnej produkcji dla amatorów zapaleńców. Okazało się też wystarczające dla produkcji masowej w trakcie I Wojny Światowej, jako że okres eksploatacji samolotu od wyprodukowania do zestrzelenia nie przekraczał zazwyczaj kilku tygodni. Ponadto lotnictwo rozwijało się gwałtownie, więc samoloty „starzały się moralnie" znacznie szybciej niż technicznie (bardzo duża częstotliwość pojawiania się nowych generacji samolotów o znacząco lepszych właściwościach i wypieranie starych generacji). Jednakże po zakończeniu wojny nowoczesność samolotów przestała być kwestią najistotniejszą dla pilotów, których i tak było zbyt wielu. Początkowo sądzono, że zapasy samolotów wystarczą na wiele lat, sprzedawano je więc pilotom odchodzącym do cywila i uruchamiającym prywatną działalność cyrkową, agrolotniczą, czy też pocztową. Bardzo szybko okazało się jednak, że trwałość drewnianych samolotów, krytych płótnem i przechowywanych na wolnym powietrzu jest bardzo niska, ze względu na niszczący wpływ warunków atmosferycznych i biosfery. W związku z tym użytkownicy instytucjonalni, tacy jak wojsko czy linie lotnicze, już w połowie lat dwudziestych zaczęli wykazywać zainteresowanie posiadaniem samolotów bardziej trwałych niż drewniane. Wśród istniejących wówczas materiałów naturalnym wyborem okazały się metale, a wśród nich stopy aluminium, charakteryzujące się dużą wytrzymałością właściwą (stosunek wytrzymałości do gęstości). Trwałość konstrukcji metalowych nie jest jednak gwarantowana samym zastosowaniem metalu. Metale podlegają bowiem korozji oraz zjawisku zmęczenia, polegającemu na pojawianiu się i rozwijaniu się mikrouszkodzeń nawet przy niewielkich, ale powtarzających się wielokrotnie obciążeniach. Chęć podwyższania trwałości wymusiła więc rozwój wiedzy w zakresie wytrzymałości zmęczeniowej, zabezpieczania me-

tali przed korozją i pokrewnych. O tym jak poważnym problemem jest zmęczenie powłok kadłuba samolotu pasażerskiego pod wpływem cyklicznych zmian ciśnienia przekonała się najdobitniej firma De Haviland, która po serii katastrof pierwszego odrzutowego samolotu pasażerskiego Comet, bezpowrotnie utraciła rynek na rzecz producentów amerykańskich. Doprowadziło to również do gwałtownego rozwoju badań zmęczeniowych konstrukcji cienkościennych, które wcześniej nie były prowadzone aż tak intensywnie. Były one tym bardziej niezbędne, że stopy aluminium będące podstawowym materiałem stosowanym ówcześnie w lotnictwie nie wykazują istnienia trwałej wytrzymałości zmęczeniowej podobnej do występującej w przypadku stopów żelaza. Badania te umożliwiły też optymalizację modeli eksploatacji samolotów. Początkowo przyjęto model eksploatacji oparty o zasadę bezpiecznego okresu eksploatacji tzw. resursu. Polegała ona na tym, że w początkowym okresie badań w locie samolotu gromadzono informacje na temat widma obciążeń, jakim samolot podlega [260]. Na podstawie tej informacji planowano i przeprowadzano badania zmęczeniowe i określano bezpieczny okres eksploatacji, w trakcie którego nie powinno dojść do żadnych uszkodzeń zmęczeniowych. Okres ten mógł być definiowany np. przez liczbę godzin spędzonych w locie, lub liczbę operacji startu i lądowania. Po wyczerpaniu się resursu każdy samolot danego typu obowiązkowo wycofywany był z eksploatacji, niezależnie od stanu, w jakim się znajdował. W uzasadnionych ekonomicznie przypadkach określano zakres remontu kapitalnego, jaki samolot danego typu obowiązkowo musiał przejść, aby jego resurs mógł być przedłużony. Ten model eksploatacji jest stosowany do dzisiaj, zwłaszcza w przypadku samolotów latających stosunkowo rzadko (kilka-kilkanaście godzin w tygodniu). W ich przypadku resurs wyczerpuje się zazwyczaj po wielu latach eksploatacji. Model ten nie był jednak satysfakcjonujący dla linii lotniczych, które eksploatują samoloty znacznie intensywniej (kilka-kilkanaście godzin dziennie). W tym przypadku resurs wyczerpywał się bardzo szybko i trzeba było wycofywać z eksploatacji samoloty znajdujące się w bardzo dobrym stanie technicznym. W związku z tym opracowano model eksploatacji według stanu, wykorzystując fakt, że użytkownicy eksploatujący samoloty bardzo intensywnie, dysponują zazwyczaj bardzo bogatą bazą techniczną. Najogólniej rzecz ujmując model eksploatacji według stanu zakłada bardzo bliską współpracę użytkownika z producentem. Użytkownik obserwuje uważnie eksploatowane samoloty i informuje producenta o wszystkich zaobserwowanych zdarzeniach i uszkodzeniach. Z kolei producent ocenia na bieżąco, czy i w jakim zakresie samolot powinien podlegać naprawie po danym zdarzeniu. Na podstawie zaobserwowanych zdarzeń sporządza się również biuletyny, rozsyłane następnie do wszystkich użytkowników danego typu samolotu. Dzięki temu personel techniczny każdego użytkownika ma możliwość szybszego wykrywania ewentualnych uszkodzeń i usuwania ich na bie-

żąco a nawet działań wyprzedzających w stosunku do tych części samolotu, które mogą w najbliższym czasie ulec uszkodzeniu. Dzięki zastosowaniu takiego modelu eksploatacji możliwe jest wykorzystywanie danego egzemplarza samolotu przez wiele lat, bez długotrwałych przestojów wynikających z wyczerpania się resursu i oczekiwania na remont kapitalny.

W chwili obecnej dokonuje się kolejna zmiana materiałów stosowanych w konstrukcji płatowców. Coraz szerzej stosuje się bowiem kompozyty. Charakteryzują się one znacznie lepszą trwałością zmęczeniową od metali. Oczekuje się więc, że kolejne generacje samolotów będą jeszcze bardziej trwałe. Może to doprowadzić do pojawienia się problemu z utylizacją przestarzałych samolotów, których już nikt nie będzie chciał eksploatować. Problem ten może się okazać tym trudniejszy do rozwiązania, że niektóre z materiałów kompozytowych są znacznie trudniejsze do recyclingu niż metale.

1.2.10. Niezawodność [51, 145-148, 263, 268]

W modelu eksploatacji według resursu producent gwarantuje, że w jego trakcie nie dojdzie do żadnego uszkodzenia zmęczeniowego samolotu. Z jednej strony skłania to producentów do zaniżania wielkości resursu, zwłaszcza w początkowym okresie eksploatacji danego typu samolotu. Z drugiej jednak strony znacząco zwiększa bezpieczeństwo. W modelu eksploatacji według stanu nie ma gwarancji, że do żadnego uszkodzenia zmęczeniowego nie dojdzie. W związku z tym samoloty eksploatowane według stanu muszą być projektowane zgodnie z zasadą bezpiecznego zniszczenia. Zasada ta zakłada, że samolot musi być zaprojektowany w taki sposób, aby uszkodzenie dowolnego elementu nie powodowało katastrofalnych następstw. W szczególności oznacza to, że każdy istotny element samolotu musi być zwielokrotniony. Dzięki temu, w przypadku uszkodzenia danego elementu, jego funkcję przejmuje element rezerwowy. Zasada ta dotyczy zarówno struktury, jak i zespołów napędowych oraz awioniki. W zakresie projektowania struktury preferuje to zastosowanie rozwiązań statycznie niewyznaczalnych, w których zwielokrotnienie występuje z założenia. Niestety nie można założyć, że zastosowanie rozwiązań statycznie niewyznaczalnych w większości konstrukcji samolotu automatycznie gwarantuje spełnienie zasady bezpiecznego zniszczenia, gdyż o bezpieczeństwie nie decyduje większość konstrukcji, lecz jej najsłabsze ogniwo. Gdyby się na przykład zdarzyło, że statycznie niewyznaczalne skrzydło jest zamontowane do statycznie niewyznaczalnego kadłuba przy pomocy trzech okuć. Sposób mocowania byłby więc statycznie wyznaczalny. W tym przypadku uszkodzenie choćby jednego okucia doprowadziłoby do katastrofalnego w skutkach zniszczenia konstrukcji. Dopiero zastosowanie rozwiązań statycznie niewyznaczalnych w całej

konstrukcji i uważna jej analiza może zagwarantować, że żadne uszkodzenie nie okaże się katastrofalne w skutkach. W przypadku wyposażenia samolotu zasada ta zostaje zazwyczaj spełniona poprzez zastosowanie kilku oddzielnych systemów tego samego rodzaju oraz systemów rezerwowych. Przykładem może tu być zastosowanie kilku (np. trzech) instalacji hydraulicznych, z których każda wychyla inne powierzchnie sterowe. Zastosowanie tego rozwiązania gwarantuje, że uszkodzenie jednej instalacji hydraulicznej nie unieruchomi wszystkich powierzchni sterowych, gdyż przynajmniej niektóre będą nadal napędzane przez instalacje pracujące poprawnie. Warto przy tym zauważyć, że żadna powierzchnia sterowa nie powinna być w tym przypadku napędzana przez dwie instalacje, gdyż uszkodzenie jednej instalacji i tak może zablokować tą powierzchnię, co z kolei może doprowadzić do uszkodzenia również drugiej instalacji. Ciekawe jest również podejście do stosowanych w awionice komputerów. Często są one wyposażane w co najmniej trzy procesory, pracujące na zasadzie głosowania. Jeśli jeden z procesorów wypracuje błędną decyzję, to zostanie przegłosowany przez pozostałe procesory. Rozwiązanie działa, pod warunkiem, że każdy z procesorów jest innego typu, dzięki czemu w określonych warunkach żadne dwa nie mogą popełnić tego samego błędu.

W przypadku zespołów napędowych, przez wiele lat obowiązywała zasada, że samolot przeznaczony do transportu dalekodystansowego musi być wyposażony w co najmniej trzy silniki, przy czym po awarii dwóch silników samolot powinien być w stanie kontynuować lot z minimalnym wznoszeniem. Dzięki temu awaria jednego silnika pozwalała bezpiecznie kontynuować lot mając jeszcze jeden silnik w rezerwie. Niestety zwielokrotnienie liczby silników znacząco zwiększa liczbę urządzeń na pokładzie samolotu, zwiększa się więc również liczba możliwych awarii. Dwukrotne zwiększenie liczby silników nie zwiększa więc dwukrotnie niezawodności samolotu. Z drugiej strony niezawodność zespołów napędowych stale rosła, dzięki temu możliwe stało się dopuszczenie do lotów dalekodystansowych samolotów dwusilnikowych. Przy czym dla każdego takiego typu samolotu określa się tzw. ETOPS, czyli dystans od najbliższego lotniska, w jakim samolot musi się znajdować w każdej chwili lotu. Zazwyczaj ETOPS ma wartość rzędu 40 minut ÷ 1 godziny. Samoloty takie nie lecą więc po najkrótszej trasie, lecz po takiej, która gwarantuje spełnienie ww. warunku. Samoloty dwusilnikowe mają zazwyczaj mniejszy ETOPS, lecą więc po nieco dłuższej trasie niż samoloty trzy i czterosilnikowe. Pomimo tego opłaca się eksploatować samoloty dwusilnikowe na wielu trasach, np. północnoatlantyckiej.

1.2.11. Gotowość [51, 145-148, 263, 268]

Najlepszy nawet samolot nie będzie mógł realizować przewidzianych dla niego zadań jeśli czas jego obsługi, napraw i remontów będzie nadmiernie długi. Dlatego też samoloty powinny mieć nie tylko wysoką niezawodność ale również charakteryzować się łatwością obsługi i niską pracochłonnością obsługi i napraw. Sprzyja temu zastosowanie zaawansowanych systemów diagnostycznych, pozwalających bardzo szybko identyfikować ewentualne awarie. Innym niezwykle istotnym czynnikiem jest racjonalne rozmieszczenie wyposażenia pokładowego i luków dostępowych. Nagromadzenie licznych urządzeń w pobliżu jednego luku utrudnia obsługę, gdyż wielu specjalistów musi korzystać z tego samego luku, a nie mogą zazwyczaj robić tego równocześnie. Jeszcze większa strata czasu może wynikać z przesłaniania jednych urządzeń przez inne. Uszkodzenie urządzenia w głębi luku wymaga bowiem demontażu kilku innych urządzeń, co samo w sobie jest stratą czasu, a powoduje też ryzyko powstania błędów instalacji. Dążyć należy więc do rozmieszczenia urządzeń i luków w taki sposób, aby obsługujący samolot specjaliści nie przeszkadzali sobie wzajemnie. Ponadto wszystkie połączenia powinny być zaprojektowane w sposób jednoznaczny i utrudniający dokonanie jakichkolwiek błędnych połączeń. Dotyczy to z resztą nie tylko wyposażenia samolotu, ale również wielu elementów jego struktury i napędu. Napędy obsługuje się i przegląda stosunkowo często, a w wielu wypadkach konieczne jest również częste demontowanie struktury. Ekstremalnym przypadkiem są tu szybowce, które często lądują w terenach przygodnych, poza lotniskami i bez możliwości startu za samolotem holującym. We wszystkich takich przypadkach trzeba szybowiec zdemontować, przewieźć na lotnisko transportem lądowym i zmontować na lotnisku, często wciągu jednej nocy, w trakcie zawodów. Niektóre z nich zaprojektowane są więc w taki sposób, że cały montaż zajmuje zaledwie kilka minut dwóm wprawnym osobom, a wszystkie połączenia układów sterowania dokonują się automatycznie. Po tak krótkim czasie szybowiec osiąga gotowość do wykonania kolejnego lotu.

1.2.12. Wpływ na środowisko [81, 268]

Wbrew powszechnemu mniemaniu lotnictwo jest jednym z najczystszych środków transportu. Wielkie samoloty pasażerskie spalają co prawda ogromne ilości paliwa w każdym locie, ale przelatują również ogromne dystanse, a linie lotnicze starają się wykorzystać do maksimum każdy spalony litr nafty lotniczej. W efekcie, w pełni załadowany, 168-miejscowy Airbus 320 spala tylko 0,029 kg paliwa na pasażerokilometr, a jego najnowsza wersja Airbus 320 Neo ma spalać poniżej 0,025 kg paliwa na pasażerokilometr. Są to wielkości niewiele tylko gorsze niż osiągane

w transporcie kolejowym. Tak niskie zużycie paliwa wynika ze specyfiki techniki lotniczej, w przypadku której, od samego jej zarania starano się zredukować każdy zbędny kilogram masy i każdy Newton oporu aerodynamicznego. Większe zużycie paliwa oznacza bowiem konieczność wzięcia na pokład większej jego masy, co oznacza redukcję ładunku użytecznego lub zasięgu samolotu, ma więc nadzwyczaj niekorzystne skutki dla użytkownika.

Nie należy jednak popadać w samozachwyt. Niskie zużycie paliwa i wynikająca z tego niska emisja dwutlenku węgla nie jest bowiem najbardziej istotnym czynnikiem wpływającym na środowisko w przypadku lotnictwa. Należy bowiem pamiętać, że silniki lotnicze emitują również parę wodną oraz tlenki azotu [155]. Para wodna jest naturalnym produktem spalania węglowodorów i gazem cieplarnianym bardziej niebezpiecznym niż dwutlenek węgla, zwłaszcza ta tworząca smugi kondensacyjne w stratosferze. Z kolei wzrost emisji tlenków azotu jest paradoksalnie konsekwencją dążenia do obniżania zużycia paliwa. Najprostszą metodą obniżania zużycia paliwa jest podwyższanie sprawności silnika. To zaś najłatwiej osiągnąć podwyższając temperaturę, w której prowadzi się spalanie. Niestety w wyższych temperaturach spalać się zaczyna również azot znajdujący się w powietrzu zassanym do wnętrza komory spalania silnika. W efekcie mniejszej emisji dwutlenku węgla i pary wodnej często towarzyszy większa emisja tlenków azotu. Mogą one powodować kwaśne deszcze. Już sam ten fakt ilustruje jak trudnym zagadnieniem jest redukcja wpływu techniki lotniczej na środowisko i jak trudno jest sformułować warunki techniczne w tej dziedzinie. Dodać przy tym należy, że emisja gazów nie jest jedynym czynnikiem wpływu lotnictwa na środowisko. Samoloty wytwarzają również hałas [118, 119, 223, 224], uprzykrzający życie mieszkańcom dzielnic sąsiadujących z lotniskami, skuszonych do zamieszkania tam niskimi cenami nieruchomości. Każdy z samolotów prędzej czy później musi też zostać poddany recyclingowi, lub ulec katastrofie, a niemal każdy zawiera duże ilości materiałów niebezpiecznych. Ekstremalnym przypadkiem były tu próby zbudowania samolotu z napędem nuklearnym. Poddawane próbom w locie prototypy zawsze latały z asystą samolotów towarzyszących, na których pokładach przewożono drużyny dekontaminacyjne, których zadaniem miało być przeprowadzenie dekontaminacji miejsca ewentualnej katastrofy.

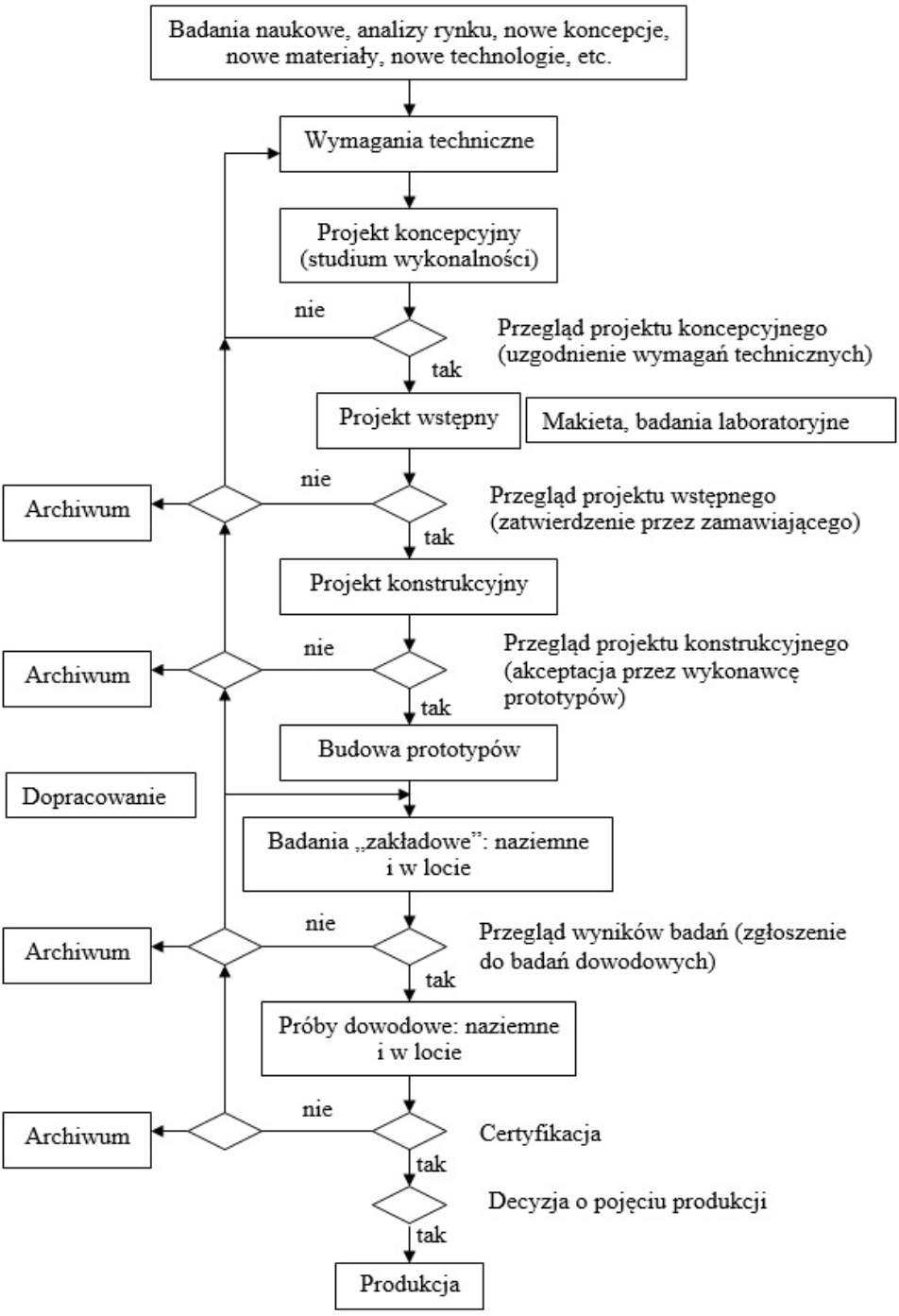
1.3. Proces projektowania samolotu

Projektowanie samolotu jest procesem iteracyjnym. Oznacza to, że nie da się go zrealizować od razu „w pierwszym podejściu". Wynika to z faktu, że zaczynając projekt „od czystej kartki papieru", projektant nigdy nie dysponuje kompletem

informacji niezbędnych do zrealizowania udanego projektu. Zwykle wiele z tych informacji musi być założonych na podstawie doświadczenia i intuicji projektanta. W kolejnych iteracjach założenia te są weryfikowane. Z tego powodu nie opłaca się zaczynać projektowania od szczegółowego projektu konstrukcyjnego. Wymagałby on bowiem zbyt wielu poprawek przed podjęciem decyzji o budowie prototypu. Zwykle więc realizuje się projekt metodą kolejnych przybliżeń (rys.1.16). Zaczyna się od przeglądu wyników dostępnych badań, technologii i nowych koncepcji, analiz rynku i możliwości finansowych, w celu określenia, jaki nowy samolot jest potrzebny i oszacowania związanego z tym ryzyka oraz określenia jaki nowy typ samolotu da się zaprojektować. Dokonuje się też wstępnych analiz technicznych, ekonomicznych wpływu na środowisko i innych. Etap ten kończy się zwykle sformułowaniem wymagań techniczno-ekonomicznych. Następnie przechodzi się do projektu koncepcyjnego, zwanego też studium wykonalności, w ramach którego ustala się podstawowe parametry nowego płatowca. Pojawiają się też rysunki prezentujące jego wygląd i rozmieszczenie wyposażenia. Dalej analizuje się rozkład masy, charakterystyki aerodynamiczne, stateczność, osiągi i obciążenia. Projektuje się strukturę i bada jej wytrzymałość. Na koniec analizuje się koszty. Wszystkie te analizy dokonywane są przy braku wielu niezbędnych precyzyjnych informacji, powinny więc być realizowane przez najbardziej doświadczonych projektantów firmy. Muszą oni często zakładać wartości pewnych wielkości na podstawie wcześniejszych doświadczeń. Proces ten powtarza się wielokrotnie. Zwykle w każdej kolejnej iteracji projektanci dowiadują się coraz więcej na temat nowego samolotu i zbliżają jego właściwości do tych, które założono.

Jeśli w wyniku opisanego powyżej procesu okaże się, że nie da się zbudować płatowca o założonych właściwościach technicznych, ekonomicznych i środowiskowych, to podejmuje się negocjacje w celu odpowiedniej modyfikacji wymagań technicznych.

Jeśli w wyniku opisanego powyżej procesu okaże się, że da się zbudować płatowiec o założonych właściwościach technicznych, ekonomicznych i środowiskowych, to przystępuje się do realizacji projektu wstępnego, którego celem jest weryfikacja założeń przyjętych na etapie projektu koncepcyjnego i uściślenie zastosowanych rozwiązań. Etap ten jest niezwykle ważny, gdyż kolejny jest tak kosztowny, że praktycznie żaden producent samolotów nie byłby w stanie sfinansować go samodzielnie. Z tego powodu zatwierdzony projekt wstępny jest prezentowany potencjalnym klientom. Często na tym etapie przyjmowane są zamówienia. Biorąc pod uwagę liczbę tych zamówień szacuje się liczbę samolotów możliwych do sprzedania i podejmuje decyzje o podjęciu dalszych prac. Wymagają one zazwyczaj zaciągnięcia kredytów w bankach, w związku z tym projektant musi być pewny obiecywanych osiągów z dużą dokładnością, sięgającą 2%. Nie zrealizowanie obietnic



Rys.1.16. Przykładowy przebieg procesu projektowania

może zaowocować rozczarowaniem klientów i wycofaniem zamówień prowadząc do bankructwa firmy. Na tym etapie dokonuje się więc dokładnych analiz numerycznych aerodynamiki i wytrzymałości struktury samolotu. Niestety wymagana dokładność obliczeń jest porównywalna z osiągalną, w związku z tym pełne dotrzymanie obietnic udaje się zwykle tylko w przypadku projektów rozwojowych (np. Boeing 737 –600, -700, -800, -900 w stosunku do –300, -400, -500). Wynika stąd ogromny konserwatyzm firm lotniczych, które bardzo niechętnie podejmują realizację zupełnie nowych projektów, preferując modernizację starych. Z tego względu bardzo ważne jest obniżanie ryzyka związanego z projektem. W tym celu buduje się różnego rodzaju demonstratory, np. przeznaczone do badań w tunelu aerodynamicznym lub do badań wytrzymałościowych. Można też zbudować tzw. demonstrator latający, którego nadrzędnym celem jest weryfikacja poprawności wybranych elementów projektu, a jednocześnie przekonanie potencjalnych klientów oraz instytucji finansowych, że projekt jest bliski realizacji i osiągnięcia założonych wymagań. Zwykle demonstrator taki dość dobrze odwzorowuje geometrię zewnętrzną przyszłego samolotu, dzięki czemu możliwa jest szczegółowa weryfikacja jego aerodynamiki. Demonstrator taki jest jednak zwykle cięższy od płatowca docelowego. Wynika to z faktu, że poszczególne jego elementy skonstruowane są mniej dokładnymi i mniej pracochłonnymi metodami, wymagającymi jednak większego zapasu bezpieczeństwa. Nie ma to wielkiego wpływu na wyniki badań, gdyż uzyskanie takiej samej masy startowej jak w założeniach może się odbyć kosztem zmniejszenia masy użytecznej, która składa się zazwyczaj wyłącznie z aparatury pomiarowej. Można też zaprojektować i przebadać latający demonstrator w skali, tzw. model dynamicznie podobny (rozdz. 1.1.4., 2.8.), odwzorowujący najistotniejsze cechy docelowego płatowca. Zastosowanie takiego modelu pozwala na efektywną i bezpieczną weryfikację, zwłaszcza najbardziej awangardowych projektów, przy jednoczesnej oszczędności finansowej.

Po zrealizowaniu wszystkich tych prac podejmuje się decyzję o przyszłości projektu. Może on zostać zatwierdzony do realizacji, albo wrócić do etapu projektu koncepcyjnego, albo zostać odesłany do archiwum. Tych ostatnich przypadków jest niestety najwięcej. Na szczęście środki zainwestowane w nieudane projekty daje się częściowo odzyskać, jeśli zawartość archiwum jest dostępna dla projektantów i mogą oni z niego czerpać wiedzę o przyczynach wcześniejszych niepowodzeń. Zwiększa to szanse sukcesu kolejnych projektów.

Po zatwierdzeniu projektu wstępnego przystępuje się do realizacji szczegółowego projektu konstrukcyjnego. Na tym etapie konstruuje się każdą część i każdy zespół samolotu oraz wykonuje ich szczegółową dokumentację techniczną (konstrukcyjną, technologiczną [276] i eksploatacyjną). Na podstawie tej dokumentacji

zbudowane zostaną następnie prototypy do badań w locie i do badań naziemnych, w tym do badań niszczących.

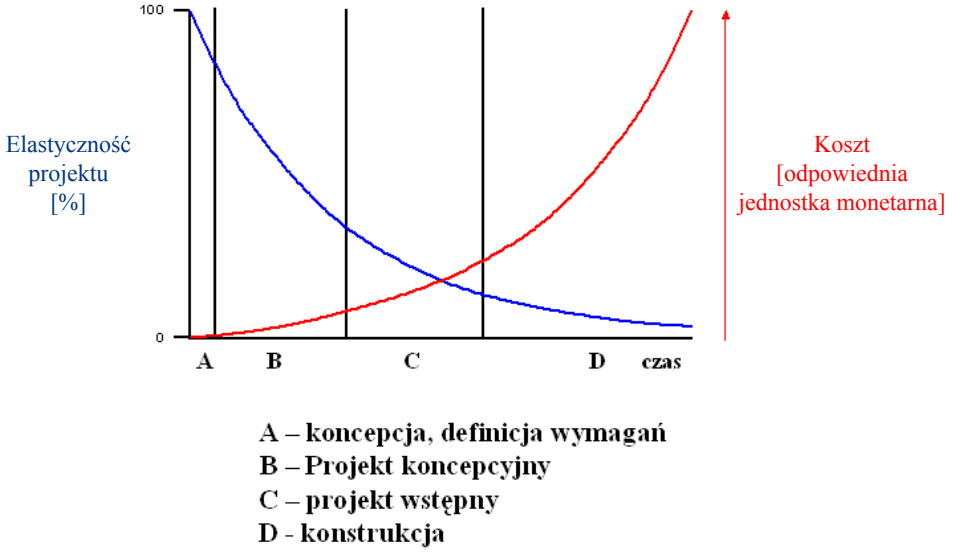
Prototypy są już w pełni dojrzałymi konstrukcjami, dostosowanymi jednakże do przeprowadzenia badań. Zazwyczaj mają one pewną ilość dodatkowych uchwytów i otworów przeznaczonych do instalacji dodatkowego wyposażenia pomiarowego. Badania zwykle mają dwa etapy. W pierwszym realizowane są eksperymenty mające na celu stwierdzenie, czy samolot spełnia wymagania i nadaje się do certyfikacji. W drugim realizowane są próby dowodowe z udziałem przedstawicieli nadzoru lotniczego, który ma wydać certyfikat zdatności do lotu nowej konstrukcji. Nie oznacza to jednak, że zakończenie badań zakładowych jest odpowiednim momentem do poinformowania nadzoru o tworzeniu nowego samolotu. Jest wręcz przeciwnie. W trakcie obydwu faz badań może być konieczne wprowadzenie pewnych zmian konstrukcyjnych. Im wcześniej nadzór zostanie poinformowany o nowym projekcie i im bardziej będzie zaangażowany w jego tworzenie, tym mniejsze jest prawdopodobieństwo pojawienia się konieczności wprowadzania poważnych zmian w trakcie realizacji prób dowodowych. Z kolei zbyt późne poinformowanie nadzoru może się zakończyć odmową wszczęcia postępowania certyfikacyjnego i zmarnowaniem sił i środków zainwestowanych w projekt. Wydaje się iż najbardziej odpowiednim momentem do poinformowania nadzoru o zamiarze zaprojektowania nowego samolotu jest zakończenie z powodzeniem fazy projektu koncepcyjnego, a najpóźniej wstępnego. Po zakończeniu procesu certyfikacji można przystąpić do produkcji samolotu, najlepiej w wytwórni posiadającej certyfikat organizacji produkującej sprzęt lotniczy [213].

Ciekawym zagadnieniem jest zagospodarowanie prototypów wykorzystywanych w badaniach. Bardzo często producent zatrzymuje prototypy do dalszych badań mających na celu doskonalenie płatowca. Warto jednak zauważyć, że koszt wytworzenia prototypów jest bardzo wysoki (znacznie wyższy niż samolotów produkowanych seryjnie), a okres wprowadzenia nowego typu samolotu do eksploatacji bywa trudny dla producenta pod względem finansowym. Zdarza się więc, że wyposażenie pomiarowe jest demontowane a prototypy są sprzedawane. Biorąc pod uwagę znaczną ilość wylatanych w próbach godzin oraz nietypową konstrukcję są one zazwyczaj sprzedawane po niższej cenie niż normalne samoloty z produkcji seryjnej. Daje się więc w ten sposób odzyskać tylko część kosztów poniesionych na ich wytworzenie. Tym niemniej może to być konieczne dla przetrwania firmy i utrzymania produkcji. Po pewnym czasie można z resztą prototypy odkupić od ich użytkowników i przywrócić im funkcje badawcze.

Wydawać by się mogło, że etap projektu konstrukcyjnego i badań prototypów jest najważniejszy w całym procesie, gdyż to właśnie w tym etapie bierze udział najwięcej osób i wydatkowane są największe środki. Okazuje się jednak, że

równie ważny jest każdy z etapów z projektem koncepcyjnym włącznie. Można to zrozumieć analizując wykres elastyczności i kosztów projektu (rys.1.17.). Na etapie projektu koncepcyjnego ponoszone są bardzo niewielkie wydatki, z drugiej strony swoboda projektantów jest tu jednak największa. Początkowo mogą oni wprowadzać dowolne modyfikacje, nie ponosząc niemalże żadnych kosztów. Przechodząc do projektu wstępnego i kolejnych etapów projektowania możliwości wprowadzania zmian szybko maleją, natomiast ich koszty szybko rosną. Na etapie badań prototypów wprowadzenie jakiejkolwiek zmiany jest niezwykle kosztowne, a można wprowadzać tylko nieznaczne modyfikacje. Jeśli więc na etapie projektu koncepcyjnego popełniony zostanie istotny błąd, to wyeliminowanie go później może okazać się zupełnie niemożliwe.

Z tego względu projekt koncepcyjny opracowują zwykle najbardziej doświadczeni inżynierowie, zdolni rozważać wszystkie istotne aspekty nowej konstrukcji. Na bazie sformułowanych wymagań, projektowanie koncepcyjne zaczyna się zwykle od analizy przeznaczenia samolotu i misji, jaką ma realizować. Szkicuje się też koncepcję samolotu.



Rys.1.17. Możliwość wprowadzania zmian do projektu i koszty ich wprowadzania [108]

Pozwala to na wyznaczenie podstawowych jego parametrów, takich jak pożądane masy, obciążenie powierzchni nośnej i mocy (ciągu). Z wymagań i analizy przeznaczenia samolotu wynikają też przesłanki co do wyposażenia i ładunku użytecznego. Zestawia się więc niezbędne wyposażenie, co pozwala na szczegółową syntezę geometrii samolotu oraz analizę jej właściwości aerodynamicznych

i bardziej szczegółową analizę masową. Uzyskane w ten sposób informacje na temat mas, momentów bezwładności oraz współczynników aerodynamicznych i ich pochodnych pozwalają dokonać analizy stateczności samolotu. Na tym etapie niezbędne są zazwyczaj pewne poprawki, np. zmiana powierzchni usterzeń, warto więc wprowadzić je przed przystąpieniem do kolejnych etapów. Jeśli okaże się, że samolot jest wystarczająco stateczny, można przystąpić do analizy osiągów zespołu napędowego i całego samolotu. Znając osiągi można wyznaczyć obciążenia, jakim samolot będzie poddany w trakcie eksploatacji. To z kolei pozwala na zaprojektowanie struktury i przeanalizowanie jej wytrzymałości. Znając strukturę, napęd i wyposażenie samolotu można dokładniej niż poprzednio przeprowadzić analizę masową. Co więcej, na tym etapie można sprawdzić również właściwości ekonomiczne i eksploatacyjne samolotu oraz jego wpływ na środowisko. Analizy te zazwyczaj prowadzą do wniosku, że projekt nie spełnia założonych wymagań. Dysponując jednak danymi ze wszystkich wcześniejszych etapów można zmodyfikować koncepcję samolotu w taki sposób, żeby w kolejnej iteracji do tych wymagań się zbliżyć.

Mając nową koncepcję należy po raz kolejny przeprowadzić wszystkie wymienione powyżej etapy aż do kolejnej oceny zgodności z wymaganiami. Zwykle i ta próba nie daje jeszcze satysfakcjonujących rezultatów. Można jednak ocenić czy w wyniku modyfikacji koncepcji projekt zbliżył się do zakładanych wymagań, czy też nie. Jeżeli różnica miedzy zakładanymi a osiągniętymi właściwościami samolotu jest mniejsza niż poprzednio, to taki proces projektowania można przedstawić w postaci zbieżnej spirali projektowej (rys.1.18.) [63]. W przeciwnym razie spirala ta jest rozbieżna. Rosnące rozbieżności między wymaganiami, a osiąganymi właściwościami mogą świadczyć o potrzebie drastycznej zmiany koncepcji lub o tym, że takiego samolotu w ogóle nie da się zbudować. Trzeba wtedy podjąć próbę negocjacji wymagań technicznych z zamawiającym. Może się w związku z tym wydawać, że projektowanie samolotu w oparciu o własne analizy, bez zamówienia od konkretnego klienta, jest łatwiejsze, gdyż wystarczy podjąć decyzję o obniżeniu wymagań, bez konieczności negocjowania z kimkolwiek. Trzeba jednak pamiętać, że taką decyzję ostatecznie i tak zweryfikuje rynek. Z tego względu podjęcie takiej decyzji, przy niepełnej wiedzy o możliwych konsekwencjach, wcale nie jest łatwe.

Z drugiej strony, jeżeli w każdej kolejnej iteracji osiąga się wyniki coraz bliższe założonym, to można kontynuować rozwój projektu w tym samym kierunku. Pojawia się jednak pytanie, kiedy zakończyć proces projektowania. Odpowiedź na to pytanie jest dość zaskakująca. Według prof. Sołtyka proces projektowania kończy się z chwilą, gdy ostatni samolot zejdzie z linii produkcyjnej. W trakcie całego okresu produkcji pojawiają się bowiem propozycje stworzenia wersji rozwojowych samolotu. W dzisiejszych czasach należałoby jednak ten proces przedłużyć

Rys.1.18 Zbieżna spirala projektowa [63]

aż do chwili złomowania ostatniego samolotu. Zdarzały się bowiem przypadki, gdy użytkownicy zwracali się do jego producenta o przeprowadzenie modernizacji typu samolotu, którego już w biurze konstrukcyjnym nikt nie pamiętał. Nie powinno to dziwić, zważywszy, że nawet najbardziej sprawny proces projektowania zbiega się do założonych wymagań asymptotycznie, a wymagania te również mogą się zmieniać z biegiem czasu. Tym trudniejsze i wymagające większego doświadczenia jest więc podjęcie decyzji o tym, kiedy projekt można przedstawić światu. Zbyt długie doskonalenie może doprowadzić projekt niemal do doskonałości, ale spóźnionej, bo w tym samym czasie rynek opanują inne projekty nawet mniej doskonałe. Z drugiej strony zbyt wczesne wprowadzenie konstrukcji na rynek może doprowadzić do konfliktu z użytkownikami, wynikającego z nadmiernie wysokiej awaryjności nowego typu samolotu lub jego niepełnej funkcjonalności. Może się to wiązać również z koniecznością czasowego wyłączenia z eksploatacji floty wyprodukowanych i wprowadzonych do użytku samolotów, co fatalnie wpływa na wizerunek produktu i sprzedającej go firmy. W najgorszym razie może też dojść do serii katastrof z ofiarami śmiertelnymi.

Warto przy tym zwrócić uwagę na to, że uczestnictwo projektantów i konstruktorów w utrzymywaniu floty samolotów w ciągłej zdatności do lotu jest bezcennym źródłem wiedzy i doświadczenia, które mogą być wykorzystane do realizacji nowych wersji rozwojowych, czy też zupełnie nowych projektów.

ROZDZIAŁ 2
– STUDIUM WYKONALNOŚCI

Pierwszym etapem projektu koncepcyjnego samolotu powinno być studium wykonalności wymagań (rys.1.16.). Obejmuje ono między innymi analizę trendów, dobór podstawowych parametrów takich jak masa samolotu, moc (lub ciąg) silnika i powierzchnia nośna oraz ocenę kosztów realizacji projektu. Na tej podstawie można zdecydować, czy realizacja projektu jest możliwa w ramach zdefiniowanych wymagań, dostępnego czasu i środków materialnych. Na tym etapie dokonuje się również często wstępnej oceny konfiguracji i pierwszych szacunków osiągów samolotu. Informacje dotyczące bezpośrednio samolotu muszą być również uzupełnione analizami potrzeb w zakresie infrastruktury badawczej, możliwości wytwórczych i dostępności personelu inżynieryjnego itp. W niniejszej pracy przedstawione będą tylko zagadnienia i techniki projektowania związane bezpośrednio z płatowcem. Zagadnienia związane z rozwojem napędu i awioniki mają odmienną naturę niż te związane z rozwojem płatowca, wykraczają więc poza zakres jednej książki. Ponadto w przekonaniu autora równoczesne rozwijanie płatowca, jego napędu i wyposażenia nie jest racjonalne. Doświadczenie wykazuje bowiem, że czas niezbędny do osiągnięcia dojrzałości technicznej każdego z tych elementów jest inny. Historia zna mnóstwo przypadków, kiedy to zbudowany prototyp samolotu, miesiącami, a nawet latami czekał na rozwijany do niego silnik. Czasem dawało się go oblatać z napędem innym niż docelowy. Najczęściej jednak kończyło się to uzyskaniem znacznie gorszych osiągów niż zakładane. Z punktu widzenia projektu płatowca, najlepiej jest więc bazować na napędach i awionice dostępnych już na rynku „z półki", zostawiając margines na modyfikacje wynikające z pojawiania się kolejnych urządzeń.

2.1. Analiza trendów

Analiza trendów może służyć dwóm celom: zdefiniowaniu wymagań technicznych i zidentyfikowaniu metod ich realizacji. Pierwszy z nich występuje wtedy,

gdy zamawiający nie wyspecyfikuje szczegółowych wymagań, lub - gdy studium jest realizowane bez udziału zamawiającego. Należy w tym wypadku zastanowić się, które parametry mają być ważne dla projektowanego samolotu i porównać z wynikami osiąganymi przez konkurencyjne konstrukcje. Nie należy przy tym traktować zbyt wielu parametrów jako najważniejsze, gdyż próba zrealizowania zbyt wielu celów zwykle kończy się niepowodzeniem projektu. W praktyce priorytetem powinien być jeden lub co najwyżej dwa parametry. Dla samolotów transportowych może to być zasięg i ładunek użyteczny, dla samolotów STOL długość startu, dla szybowców maksymalna doskonałość, a dla samolotów akrobacyjnych prędkość wznoszenia lub promień zakrętu prawidłowego. Dane do porównania można czerpać z dowolnych źródeł. Najbardziej wiarygodnym jest jednak publikowany od wielu dziesiątków lat katalog Janes' All World Aircraft [106]. Korzystając z kolejnych jego roczników należy wyselekcjonować kilkadziesiąt konstrukcji podobnych do projektowanego samolotu. Słowo „podobnych" może tu być dość szeroko rozumiane. Jeśli projektowany samolot jest przedstawicielem typowej klasy (np. 70-miejscowych samolotów komunikacyjnych lub np. samolotów do szkolenia podstawowego), to można zazwyczaj znaleźć bardzo dużo tego typu konstrukcji. Jeśli jednak samolot ma być konstrukcją pionierską (np. rekreacyjny samolot odrzutowy lub wysokościowy samolot bezzałogowy), to podobieństwo trzeba traktować bardzo szeroko. W pierwszym z przykładów do porównania można wziąć np. rekreacyjne motoszybowce lub lekkie samoloty szkolne i turystyczne, w drugim zaniedbać jego bezzałogowość i analizować wszystkie samoloty wysokościowe.

Po wyselekcjonowaniu odpowiednich konstrukcji warto zestawić ich dane techniczne w tabeli, zwracając uwagę na to, czy poszczególne parametry podawane są w identycznych warunkach. Często zdarza się, że producenci podają parametry osiągowe w takich warunkach, aby ich konstrukcje wyglądały najkorzystniej na tle konkurencji. Jeśli jednak, dla każdego samolotu warunki będą inne, to dane będą nieporównywalne. Typowe przypadki tego rodzaju problemów to zasięg, podawany dla różnych warunków załadowania lub prędkość wznoszenia podawana na różnych wysokościach.

Na podstawie powyższego zestawienia należy sporządzić wykresy priorytetowych parametrów w funkcji daty oblotu lub podjęcia produkcji samolotu i aproksymować uzyskaną zależność krzywą. Z wykresów tych można wprost odczytać jakie wartości powinny mieć priorytetowe parametry, żeby projektowany samolot był konkurencyjny. Nie należy przy tym przykładać zbyt wiele uwagi do samych krzywych aproksymujących, gdyż reprezentują one przeciętne samoloty w danych okresach. Chcąc być konkurencyjnym należałoby raczej planować parametry wyższe niż wynikające z krzywych. Warto przy tym zauważyć,

że mało interesujące są wartości tych parametrów w chwili dokonywania analizy. Projektowany samolot pojawi się na rynku po 3–5 latach rozwoju, o ile jest to samolot mało skomplikowany, lub nawet po 20 latach rozwoju, w przypadku skomplikowanych samolotów bojowych. Należy się liczyć z tym, że w tym czasie pojawi się kolejna generacja konstrukcji i to z nimi nowoprojektowany samolot będzie musiał konkurować. W związku z tym krzywe trendu należy ekstrapolować o tyle lat na ile przewiduje się rozwój samolotu.

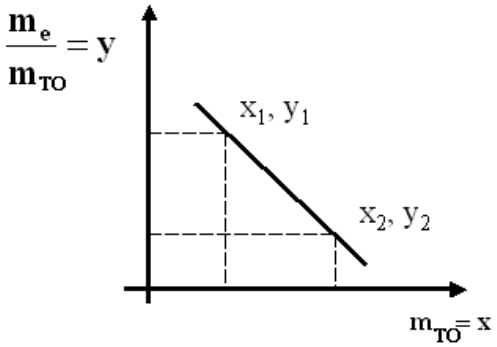
Nie są to jednak wszystkie informacje jakie można wydobyć z analizy konkurencyjnych produktów. Wszystkie samoloty podlegają tym samym prawom fizyki, którym podlegał będzie nowoprojektowany samolot. Można więc założyć, że na podstawie cech konkurencyjnych samolotów da się oszacować niektóre parametry tego nowego. Wśród tych cech najważniejszymi na etapie projektowania są obciążenie powierzchni, obciążenie ciągu i wydłużenie płata nośnego. W przypadku samolotów około- i naddźwiękowych również skos płata. Warto więc sporządzić wykresy priorytetowych parametrów w funkcji tych wielkości. Pozwoli to oszacować wartości obciążeń, wydłużenia i skosu, które ułatwią realizację założeń technicznych. Podobnie jak poprzednio, również i w tym wypadku może się pojawić konieczność ekstrapolacji, zwłaszcza jeśli parametry priorytetowe nowego samolotu mają być znacznie lepsze niż dla istniejących konstrukcji.

Oprócz powyższych, warto również ująć statystycznie inne charakterystyki samolotów, a w szczególności:

- Cechę objętościową usterzenia poziomego (4.1),
- Cechę objętościową usterzenia pionowego (4.2),
- Część rozpiętości skrzydeł objętą lotkami
- Względną cięciwę lotek
- Względną cięciwę steru wysokości
- Względną cięciwę steru kierunku
- Wznios

Tym razem nie ma potrzeby analizowania trendów, gdyż wyżej wymienione charakterystyki zwykle nie mają większego wpływu na parametry priorytetowe. Wystarczy więc obliczyć wartości średnie, które następnie można przyjąć jako pierwsze przybliżenie dla projektowanego samolotu.

Na koniec należy wyznaczyć zależność stosunku masy samolotu pustego do masy startowej w funkcji masy startowej. Tym razem oprócz wykresu przedstawiającego trend warto również wyznaczyć równanie linii trendu w postaci analitycznej. Często można ją przedstawić w postaci zależności:



Rys. 2.1. Statystyczna zależność ciężaru samolotu pustego od ciężaru startowego [217]

$$\frac{m_e}{m_{TO}} = A \cdot m_{TO}^{C} \cdot K_{vs} \tag{2.1}$$

Gdzie: A i C – współczynniki wynikające z wykresu $m_e/m_{TO} = f(m_{TO})$

$$C = \log\left(\frac{y_1}{y_2}\right) / \log\left(\frac{x_1}{x_2}\right) \tag{2.2}$$

$$A = \frac{y_1}{x_1^C} \tag{2.3}$$

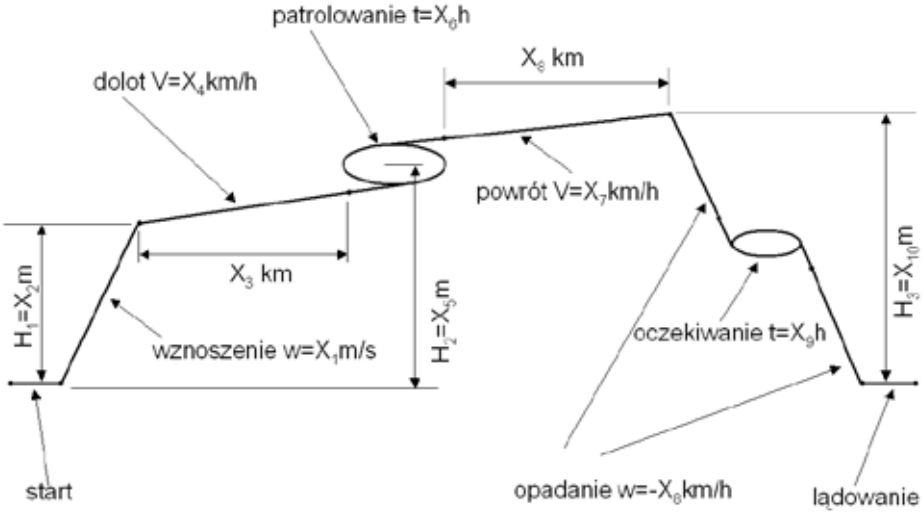
K_{vs} – współczynnik lekkości nowych technologii (jeśli np. w analizie trendów wszystkie samoloty są metalowe, a nowy samolot ma być kompozytowy [24, 104], to można przyjąć, że K_{vs}=0,9, a jeśli w analizie trendów wszystkie samoloty mają stały skos a w nowym samolocie ma być zastosowane skrzydło ze zmiennym skosem, to K_{vs}=1,04)

Wartości współczynników A i C można też znaleźć w literaturze [217].

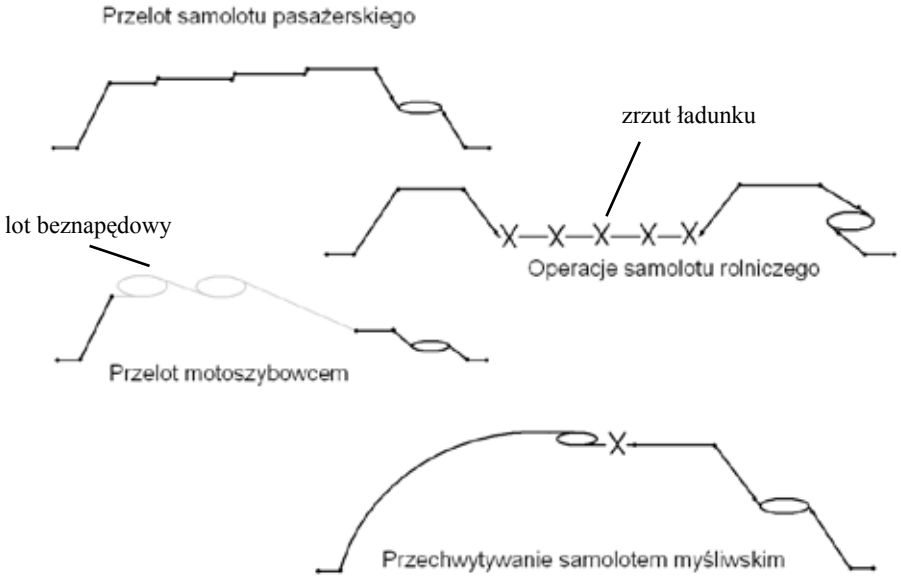
2.2 Definicja misji

Kolejnym etapem projektu koncepcyjnego powinno być zdefiniowanie charakterystycznej misji samolotu [45, 46, 217, 181]. Pozwoli to następnie oszacować masę paliwa jaką samolot zużyje w trakcie jej realizacji i dalej masę startową samolotu. Definicja misji powinna zawierać podstawowe wymagania, takie jak ładunek, czy długość pasów startowych lotnisk, z których samolot ma operować oraz tzw. typowy profil misji, czyli prezentację wszystkich etapów typowego lotu, począwszy od uruchomienia silnika, poprzez rozgrzewanie go, kołowanie samolotu po lotnisku,

wznoszenie itd., aż do oczekiwania w kolejce do lądowania, lądowania, kołowania na stanowisko postojowe i wyłączenia silnika. Każdemu z tych etapów należy przypisać odpowiednie parametry, np.: pułap, dystans, czas trwania itp. Przykłady profili misji pokazują rys.2.2. i 2.3.



rys.2.2. Przykładowy profili misji z parametrami jej poszczególnych etapów



rys.2.3. Przykłady profili misji różnych typów samolotów

2.3 Szacunkowa biegunowa analityczna

Do wstępnego oszacowania masy samolotu konieczne będzie również oszacowanie wybranych charakterystyk aerodynamicznych samolotu, a w szczególności biegunowej analitycznej w postaci:

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \tag{2.4}$$

Gdzie:

C_x – współczynnik oporu samolotu

C_{xo} – współczynnik oporu samolotu przy $C_z = 0$

C_z – współczynnik siły nośnej samolotu

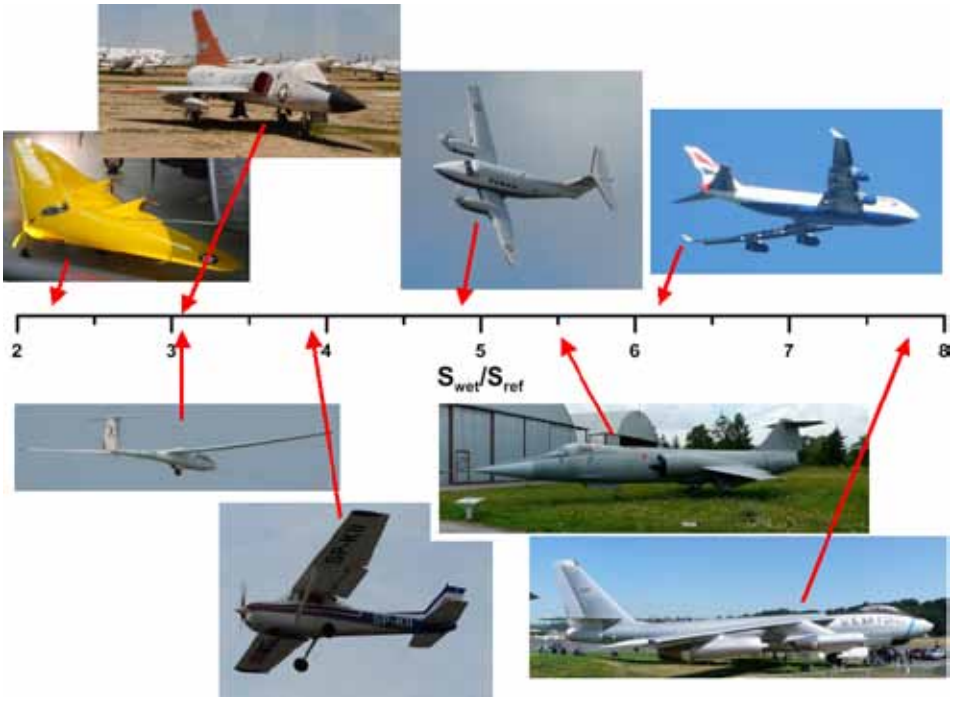
AR – wydłużenie płata np. z analizy trendów, zdefiniowane jako $AR=b^2/S$

$e \approx 0{,}8$ - współczynnik Oswalda

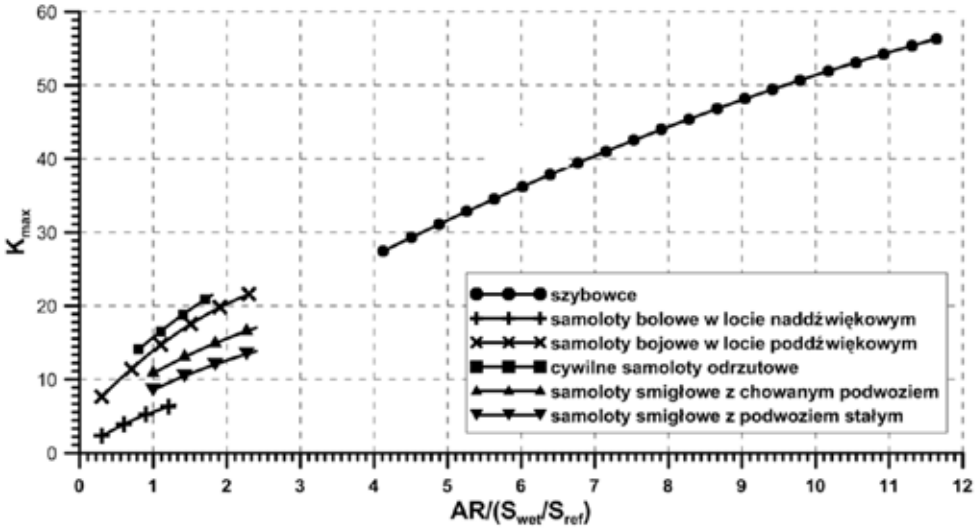
b – rozpiętość skrzydeł

S – powierzchnia rzutu skrzydeł na płaszczyznę poziomą, traktowana zwykle jako powierzchnia odniesienia S_{ref}

W powyższym równaniu C_x i C_z są zmiennymi, a AR jest znane z analizy trendów. Do pełnego zdefiniowania biegunowej analitycznej potrzebna będzie jeszcze wartość współczynnika C_{x0}. Można ją oszacować na podstawie geometrii przewidywanej konfiguracji samolotu i jego „powierzchni omywanej" – S_{wet}. Przez powierzchnię omywaną należy tu rozumieć każdą powierzchnię mającą kontakt z opływającym samolot powietrzem. W szczególności uwzględnić tu należy górną i dolną powierzchnię płata i usterzeń, całą powierzchnię kadłuba i gondol, powierzchnie szczelin w układzie sterowania itd. Na wstępnym etapie projektowania dokładne obliczenie powierzchni omywanej nie jest oczywiście możliwe. Można jednak porównać własną koncepcję samolotu z innymi, o znanym stosunku powierzchni omywanej do powierzchni odniesienia (rys.2.4.). Stosunek ten można z kolei wykorzystać w celu oszacowania maksymalnej doskonałości aerodynamicznej samolotu w oparciu o dane zawarte w literaturze (rys.2.5.).



Rys.2.4. Typowa powierzchnia omywana różnych układów samolotów [217] (*The Smithsonian's National Air and Space Museum, Washington, Pima Air Museum, Tucson, Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie, Museum of Flight, Seattle*)



Rys.2.5. Zależność maksymalnej doskonałości od wydłużenia i powierzchni omywanej [217]

C_{X0} można teraz obliczyć ze wzoru na maksymalną doskonałość, wyprowadzonego z biegunowej analitycznej. Doskonałość aerodynamiczna samolotu to stosunek siły nośnej do oporu, można ją więc zapisać jako:

$$\frac{C_z}{C_x} = C_z \cdot \frac{1}{C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} \tag{2.5}$$

Aby obliczyć dla jakiego Cz doskonałość jest maksymalna należy równanie (2.5) zróżniczkować:

$$\frac{d\frac{C_z}{C_x}}{dC_z} = \frac{1}{C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} + C_z \frac{2 \cdot C_z}{\pi \cdot AR \cdot e} \frac{-1}{\left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}\right)^2} \tag{2.6}$$

i pochodną przyrównać do zera:

$$0 = \frac{1}{C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} + C_z \frac{2 \cdot C_z}{\pi \cdot AR \cdot e} \frac{-1}{\left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}\right)^2} \tag{2.7}$$

Pomnóżmy teraz obie strony równania (2.7) przez $\left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}\right)^2$

$$0 = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} - C_z \frac{2 \cdot C_z}{\pi \cdot AR \cdot e} = C_{x0} - \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \tag{2.8}$$

Z równania (2.8) możemy obliczyć C_z maksymalnej doskonałości:

$$C_z = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}} \tag{2.9}$$

i odpowiadającą jej prędkość

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}}}} \tag{2.10}$$

Maksymalna doskonałość będzie więc miała wartość:

$$\left(\frac{C_z}{C_x}\right)_{\max} = \frac{\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}}}{C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} = \frac{\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}}}{C_{x0} + \frac{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}}{\pi \cdot AR \cdot e}} = \frac{\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}}}{2 \cdot C_{x0}} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{\pi \cdot AR \cdot e}{C_{x0}}} \tag{2.11}$$

Znając maksymalną doskonałość samolotu można na tej podstawie obliczyć C_{x0}. Można oczekiwać, że C_{x0} będzie się mieścić w zakresie:

Typ samolotu	C_{x0}
Bojowe	0,014 – 0,02
Duże samoloty transportowe	0,018 – 0,024
Małe dwusilnikowe	0,022 – 0,028
Jednosilnikowe z podwoziem chowanym	0,02 – 0,03
Jednosilnikowe z podwoziem stałym	0,025 – 0,04
Rolnicze z aparaturą agro	0,06 – 0,08
Motoszybowce	0,014 – 0,02

Tab.2.1 Typowe wartości oporu minimalnego samolotu [272]

2.4 Masa startowa i masa własna samolotu

Następnie można wyznaczyć masę startową i masę pustego samolotu jedną z dwóch przedstawionych poniżej metod. W obydwu przypadkach korzysta się z tych samych zależności wiążących masę samolotu po zrealizowaniu danej fazy lotu z masą samolotu przed rozpoczęciem jej realizacji. Nieco inny jest tylko sposób ich wykorzystania.

Metoda 1 (dla samolotów zrzucających ładunek w trakcie lotu)

W przypadku tej metody zakłada się masę startową (tzn. masę przed rozpoczęciem fazy startu), a potem oblicza się masy po kolejnych fazach, zakładając, że masa na początku danej fazy lotu jest równa masie na końcu poprzedniej fazy. W przypadku wszystkich faz lotu spadek masy samolotu wynika ze spalania paliwa znajdującego się w jego zbiornikach. W fazie wykonania zadania spadek masy może też wynikać ze zrzutu części ładunku użytecznego (np. uzbrojenia podwieszanego, wody, środków chemicznych, skoczków spadochronowych itp.) [221]. Należy przy tym zaznaczyć, że faza startu obejmuje wszystkie operacje wykonywane na ziemi przed lotem, tzn. uruchomienie silnika, rozgrzewanie silnika, kołowanie, rozbieg itd. Podobnie faza lądowania obejmuje wszystkie operacje wykonywane na ziemi po locie. Przy czym masa samolotu pustego, to masa po wylądowaniu, pomniejszona o masę ładunku dowiezionego na lotnisko docelowe, masę rezerwy paliwa – ok. 5% całkowitej masy paliwa i masę paliwa niezużywalnego – ok. 1% całkowitej masy paliwa (w instalacji paliwowej zawsze pozostaje pewna ilość paliwa, którego nie da się z niej usunąć)

Procedura obliczeń będzie więc następująca:

1) Założyć dowolną masę startową m_{TO}
2) Obliczyć masę samolotu po starcie
3) Obliczyć masę samolotu po wznoszeniu
4) Obliczyć masę samolotu po dolocie do celu
5) Obliczyć masę samolotu po wykonaniu zadania
6) Obliczyć masę samolotu po powrocie
7) Obliczyć masę samolotu po oczekiwaniu w kolejce do lądowania
8) Obliczyć masę samolotu po lądowaniu i kołowaniu
9) Obliczyć masę samolotu pustego m_{E1}
10) W oparciu o analizę trendów wyznaczyć bardziej realistyczną masę samolotu pustego m_{E2} (zakładana masa startowa* stosunek masy samolotu pustego do masy startowej z równania (2.1))
11) Obliczyć różnicę mas m_{E1}- m_{E2}
12) Zmodyfikować odpowiednio masę startową m_{TO} i wrócić do punktu 2)

Obliczenia należy prowadzić aż do uzyskania zgodności mas m_{E1} i m_{E2} na poziomie 0,1%. Na podstawie dwóch pierwszych iteracji można wyznaczyć liniową zależność różnicy pomiędzy masami startowymi (zakładaną m_{TOi} i otrzymaną m_{TOi+1}) od zakładanej masy startowej (m_{TOi}), a następnie zmodyfikować masę startową w taki sposób, aby oczekiwana różnica pomiędzy nimi była równa zero. Pozwoli to zmniejszyć niezbędną ilość iteracji.

Metoda 2 (Dla samolotów nie zrzucających ładunku w trakcie lotu)

W przypadku tej metody realizuje się następujący algorytm:

1) Obliczyć stosunki mas przed i po każdej fazie lotu.
2) Obliczyć iloczyn wyznaczonych w pierwszym kroku proporcji.

$$\frac{m_L}{m_{TO}} = \frac{m_1}{m_{TO}} \cdot \frac{m_2}{m_1} \cdot \frac{m_3}{m_2} \cdot \ldots \cdot \frac{m_n}{m_{n-1}} \cdot \frac{m_L}{m_n} \tag{2.12}$$

3) Obliczyć stosunek masy paliwa do masy startowej

$$\frac{m_f}{m_{TO}} = 1{,}06 \cdot \left(1 - \frac{m_L}{m_{TO}}\right) \tag{2.13}$$

Współczynnik 1,06 w powyższym wzorze oznacza rezerwę paliwa i paliwo niezużywalne.

4) Masę startową można teraz obliczyć z równania:

$$m_{TO} = m_c + m_f + m_p + m_e \tag{2.14}$$

gdzie:
m_{TO} – masa startowa
m_c – masa załogi
m_f – masa paliwa
m_p – masa „ładunku użytecznego”
m_e – masa samolotu pustego

W tym celu masę samolotu pustego i masę paliwa należy pomnożyć i podzielić przez masę startową

$$m_{TO} = m_c + m_p + \frac{m_f}{m_{TO}} m_{TO} + \frac{m_e}{m_{TO}} m_{TO} \tag{2.15}$$

a następnie przekształcić do postaci:

$$m_{TO} = \frac{m_c + m_p}{1 - \frac{m_f}{m_{TO}} - \frac{m_e}{m_{TO}}} \tag{2.16}$$

W równaniu tym masa załogi i masa ładunku użytecznego znane są zwykle z warunków technicznych. Stosunek masy samolotu pustego do masy startowej znany jest z analizy trendów (2.1), natomiast stosunek masy paliwa do masy startowej z równania (2.13). Otrzymane w ten sposób równanie będzie nieliniowe i uwikłane, w związku z tym należy je rozwiązać iteracyjnie.

W przypadku obydwu powyższych metod można zakładać następujące zależności między masą po zrealizowanej fazie lotu a masą przed rozpoczęciem tej fazy [42, 217]:

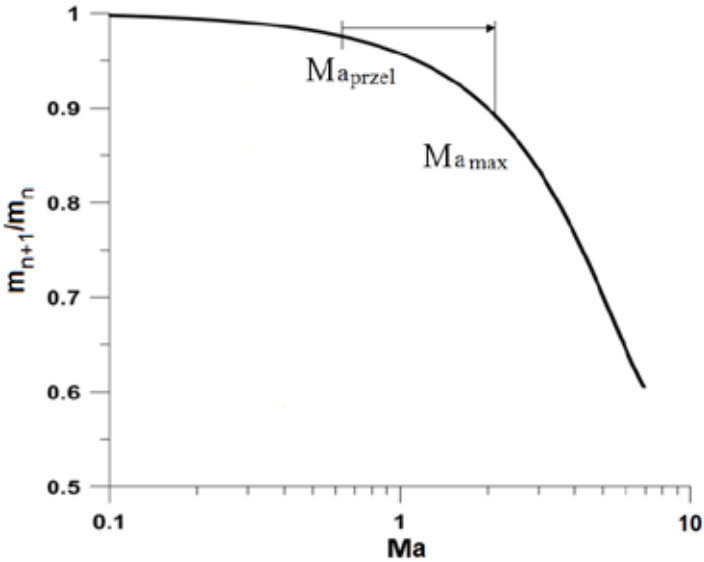
Start: $$0{,}97 \le m_1 / m_{TO} \le 0{,}975 \tag{2.17}$$

Wznoszenie i rozpędzanie: Jeżeli prędkość na początku i końcu wznoszenia jest taka sama (np. taka jak tuż po starcie), to zmiana liczby Macha wynika ze zmiany prędkości dźwięku pomiędzy pułapem końcowym i początkowym. Pozwala to wprost wykorzystać wykres przedstawiony na rys.2.6, gdyż prędkość tuż po starcie jest zwykle bardzo niska (rzędu Ma=0,1). Wystarczy więc obliczyć liczbę Macha po wznoszeniu i rozpędzaniu do prędkości przelotowej na pułapie przelotowym

i odczytać z wykresu stosunek masy samolotu po wznoszeniu i rozpędzaniu do jego masy przed rozpoczęciem tego manewru.

Jeśli natomiast zależy nam na obliczeniu spadku masy paliwa w wyniku rozpędzania np. od prędkości przelotowej do maksymalnej, to stosunek masy przed i po rozpędzaniu należy pomnożyć i podzielić przez masę tuż po starcie (2.18). W wyniku przekształcenia otrzymujemy stosunek masy samolotu po wznoszeniu i rozpędzaniu od startu do prędkości maksymalnej podzielony przez stosunek masy samolotu po wznoszeniu i rozpędzaniu od startu do prędkości przelotowej. Obydwa te stosunki można odczytać wprost z wykresu na rys.2.6.

$$\frac{m_{n+1}}{m_n} = \frac{m_{M\,\max}}{m_{Mprzel}} = \frac{m_{M\,\max}}{m_{Mprzel}} \cdot \frac{m_{M=0,1}}{m_{M=0,1}} = \frac{m_{M=0,1}}{m_{Mprzel}} \cdot \frac{m_{M\,\max}}{m_{M=0,1}} = \frac{m_{M\,\max}}{m_{M=0,1}} \cdot \left(\frac{m_{Mprzel}}{m_{M=0,1}} \right)^{-1} \quad (2.18)$$



Rys.2.6 Zależność proporcji miedzy masą przed i po rozpędzaniu w funkcji przyrostu liczby Macha [42, 181]

Przelot: W celu obliczenia spadku masy posługujemy się równaniem Breguet'a [42, 217]

samoloty odrzutowe $$R = \frac{V}{C \cdot g} \cdot k_Z \cdot K_{\max} \cdot \ln(m_n / m_{n+1}) \quad (2.19)$$

samoloty śmigłowe $$R = \frac{\eta}{C \cdot g} \cdot k_Z \cdot K_{\max} \cdot \ln(m_n / m_{n+1}) \quad (2.20)$$

Gdzie:
R - zasięg
V – prędkość przelotowa samolotu
g~9,81m/s^2 – przyspieszenie ziemskie
η~0,8 - sprawność śmigła
C – jednostkowe zużycie paliwa w kg/h/kN dla silników odrzutowych, kg/h/kW dla silników śmigłowych [40, 42, 217]
K_{max} – maksymalna doskonałość
k_Z – współczynnik wynikający z faktu, że samolot zwykle nie leci z maksymalną doskonałością. W pierwszym przybliżeniu można przyjąć, że $k_Z = 0,8$.

Lot z maksymalnym ciągiem: $$\frac{m_{n+1}}{m_n} = 1 - \frac{C_{\max} \cdot T_{\max} \cdot t_{\max}}{m_n} \tag{2.21}$$

Gdzie:
Cmax – zużycie paliwa przy ciągu (mocy) maksymalnym
T_{max} – maksymalny ciąg (moc)
t_{max} – czas pracy silnika na maksymalnym ciągu (mocy)

Patrolowanie, oczekiwanie: Znowu posługujemy się równaniem Breguet'a, tym razem dla długotrwałości lotu:

samoloty odrzutowe $$t = \frac{1}{C \cdot g} \cdot k_P \cdot K_{\max} \cdot \ln(m_n / m_{n+1}) \tag{2.22}$$

samoloty śmigłowe $$t = \frac{\eta}{C \cdot g} \cdot k_P \cdot K_{\max} \cdot \frac{1}{V} \cdot \ln(m_n / m_{n+1}) \tag{2.23}$$

gdzie:
t – długotrwałość lotu
k_P – współczynnik wynikający z faktu, że samolot zwykle nie leci z maksymalną doskonałością. W pierwszym przybliżeniu można przyjąć, że $k_P = 0,8$.

Lądowanie: $$0,97 \le m_{n+1} / m_n \le 0,975 \tag{2.24}$$

2.5 Obciążenie powierzchni i obciążenia ciągu (mocy) w różnych fazach lotu

Znając z powyższych rozważań masę startową i masę samolotu pustego oraz z analizy trendów - obciążenie powierzchni i ciągu, można by w zasadzie wyznaczyć również powierzchnię płata i moc zespołu napędowego projektowanego samolotu. Jednakże przyjęcie obciążenia powierzchni i ciągu wprost z analizy trendów nie uwzględnia szczególnych wymagań jakie projektowany samolot ma spełnić. Warto więc obydwa te parametry wyznaczyć bardziej racjonalnie i na koniec tylko porównać z wartościami uzyskanymi z analizy trendów.

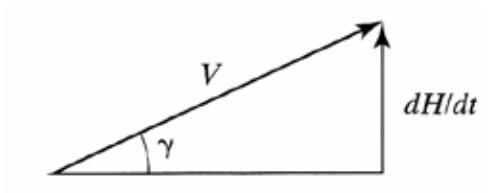
Niniejszy podrozdział zawiera przykłady wyprowadzeń zależności wiążących obciążenie powierzchni i obciążenie ciągu, które mogą być używane przy wstępnych szacunkach oraz do określenia podstawowych danych geometrycznych samolotu i charakterystyk zespołów napędowych. Podane zależności są w większości wynikiem uproszczonych analiz, mogą się więc różnić od prezentowanych w innych źródłach w zależności od stopnia uproszczenia modelu samolotu. W związku z tym nie nadają się do szczegółowej oceny osiągów samolotu. Zależności przydatne do ostatecznej analizy osiągów należy zaczerpnąć ze specjalistycznych podręczników do mechaniki lotu [np. 41, 124, 162, 180, 252, 61, 62, 64-67, 204, 206].

2.5.1. Wznoszenie

Prędkość wznoszenia określona jest wzorem [42]:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \gamma = \frac{P_s}{1 + \frac{V}{g}\frac{dV}{dH}} \tag{2.25}$$

Gdzie: Ps – nadmiar mocy



Rys.2.7. Definicja gradientu wznoszenia

$$P_s = V\frac{(T - P_X)}{W} \tag{2.26}$$

Dla dV/dH=0

$$\sin\gamma = \frac{T - P_X}{W} = G \tag{2.27}$$

Gdzie: G – gradient wznoszenia
W – ciężar

$$\frac{P_X}{W} = \frac{T}{W} - G \tag{2.28}$$

Opór P_X jest równy iloczynowi współczynnika oporu określonego biegunową analityczną (2.4), powierzchni i ciśnienia dynamicznego [3.1]. Iloraz P_X/W można więc przedstawić jako:

$$\begin{aligned}\frac{P_X}{W} &= \frac{q\cdot S}{W}\left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right) = \frac{q\cdot S}{W}\left(C_{x0} + \frac{1}{\pi\cdot AR\cdot e}\frac{W^2}{S^2q^2}\right) = \\ &= \frac{1}{W}\left(q\cdot S\cdot C_{x0} + \frac{W^2}{S}\frac{1}{\pi\cdot AR\cdot e\cdot q}\right) = \frac{q\cdot C_{x0}}{W/S} + \frac{W}{S}\frac{1}{q\cdot\pi\cdot AR\cdot e}\end{aligned} \tag{2.29}$$

Wstawiając wynik przekształceń (2.29) do równania (2.28) otrzymamy:

$$\frac{q\cdot C_{x0}}{W/S} + \frac{W}{S}\frac{1}{q\cdot\pi\cdot AR\cdot e} = \frac{T}{W} - G \tag{2.30}$$

Pomnóżmy teraz obie strony przez W/S

$$q\cdot C_{x0} + \left(\frac{W}{S}\right)^2\frac{1}{q\cdot\pi\cdot AR\cdot e} - \left(\frac{T}{W} - G\right)\frac{W}{S} = 0 \tag{2.31}$$

Jak widać jest to równanie kwadratowe ze względu na W/S, którego Δ równa jest:

$$\Delta = \left(\frac{T}{W} - G\right)^2 - 4\frac{C_{x0}}{\pi\cdot AR\cdot e} \tag{2.32}$$

a rozwiązania mają postać:

$$\frac{W}{S} = \frac{\frac{T}{W} - G \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W} - G\right)^2 - 4\frac{C_{x0}}{\pi\cdot AR\cdot e}}}{\frac{2}{q\cdot\pi\cdot AR\cdot e}} \tag{2.33}$$

Aby rozwiązania te miały wartości rzeczywiste, wyrażenie pod pierwiastkiem musi być dodatnie. Stąd też otrzymujemy warunek na T/W:

$$\frac{T}{W} \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{x0}}{\pi \cdot AR \cdot e}} \tag{2.34}$$

2.5.2. Zasięg – samoloty śmigłowe

Z równania Breguet'a wiemy że zasięg samolotu śmigłowego równy jest:

$$R = \frac{\eta}{C \cdot g} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \ln(W_n / W_{n+1}) \tag{2.35}$$

Maksymalny zasięg uzyskamy dla C_z maksymalnej doskonałości (2.9):

$$C_z = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}} \tag{2.36}$$

Pamiętając, że (3.1)

$$W = q \cdot S \cdot C_z \tag{2.37}$$

Otrzymamy:

$$\frac{W}{S} = q\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}} \tag{2.38}$$

2.5.3. Zasięg – samoloty odrzutowe

Z równania Breguet'a wiemy że zasięg samolotu odrzutowego równy jest:

$$R = \frac{V}{C \cdot g} \cdot \frac{C_z}{C_x} \cdot \ln(W_n / W_{n+1}) \tag{2.39}$$

Maksymalny zasięg uzyskamy gdy $V*C_z/C_x$ osiągnie wartość maksymalną, przy czym V możemy zastąpić przez

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_z}} \tag{2.40}$$

i otrzymamy:

$$\frac{V \cdot C_z}{C_x} = \frac{C_z}{C_x}\sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_z}} = \frac{\sqrt{C_z}}{C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}}\sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} \tag{2.41}$$

Wyrażenie to możemy teraz zróżniczkować po C_Z i przyrównać do zera:

$$\frac{d\dfrac{V\cdot C_z}{C_x}}{dC_z}=0=\frac{2\cdot W}{\rho\cdot S}\left(\frac{1}{2\sqrt{C_z}}\frac{1}{C_{x0}+\dfrac{C_z^2}{\cdot AR\cdot e}}+\sqrt{C_z}\frac{2\cdot C_z}{\cdot AR\cdot e}\frac{-1}{\left(C_{x0}+\dfrac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right)^2}\right) \tag{2.42}$$

A następnie uprościć

$$0=\frac{2\cdot W}{\rho\cdot S}\frac{1}{C_{x0}+\dfrac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}}\left(\frac{1}{2\sqrt{C_z}}+\sqrt{C_z}\frac{2\cdot C_z}{\pi\cdot AR\cdot e}\frac{-1}{\left(C_{x0}+\dfrac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right)}\right)=$$

$$=\frac{1}{2\sqrt{C_z}}+\sqrt{C_z}\frac{2\cdot C_z}{\pi\cdot AR\cdot e}\frac{-1}{\left(C_{x0}+\dfrac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right)} \tag{2.43}$$

Pomnóżmy teraz obie strony przez

$$\sqrt{C_z}\cdot\left(C_{x0}+\frac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right)$$

$$0=\frac{1}{2}\left(C_{x0}+\frac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}\right)-\frac{2\cdot C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}=\frac{C_{x0}}{2}-\frac{3}{2}\frac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e} \tag{2.44}$$

i przekształćmy w celu obliczenia C_z

$$\frac{C_{x0}}{2}=\frac{3}{2}\frac{C_z^2}{\pi\cdot AR\cdot e}$$

$$C_z=\sqrt{\frac{C_{x0}\cdot\pi\cdot AR\cdot e}{3}} \tag{2.45}$$

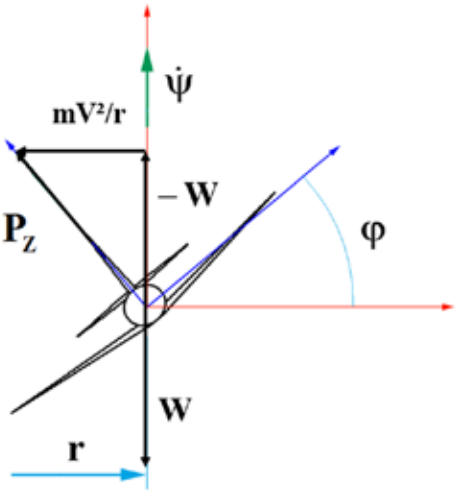
Pamiętając, że

$$\frac{W}{S}=q\cdot C_z$$

Otrzymamy, że największy zasięg samolotu odrzutowego uzyskamy gdy:

$$\frac{W}{S}=q\sqrt{\frac{C_{x0}\cdot\pi\cdot AR\cdot e}{3}} \tag{2.46}$$

2.5.4. Zakręt „dowolny”



Rys.2.8. Siły działające na samolot w zakręcie

Z warunków równowagi w zakręcie wynika, że:

$$\begin{cases} W = P_z \cdot \cos\varphi \\ \dfrac{m \cdot V^2}{r} = P_z \cdot \sin\varphi \end{cases} \tag{2.47}$$

Przechylenie samolotu wiąże się ze wzrostem współczynnika obciążenia [214-216]:

$$\cos\varphi = \frac{W}{P_z} = \frac{1}{n} \tag{2.48}$$

Pamiętając, że:

$$\cos^2\varphi + \sin^2\varphi = 1 \tag{2.49}$$

Możemy zapisać:

$$\left(\frac{1}{n}\right)^2 + \sin^2\varphi = 1 \tag{2.50}$$

$$\sin\varphi = \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}} \tag{2.51}$$

Wstawiając (2.51) do drugiego równania z układu (2.47) otrzymamy promień zakrętu:

$$r = \frac{m \cdot V^2}{P_z \cdot \sin\varphi} = \frac{W}{P_z}\frac{V^2}{g \cdot \sin\varphi} = \frac{V^2}{n \cdot g \cdot \sin\varphi} = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \tag{2.52}$$

Prędkość kątowa wynika ze związku pomiędzy prędkością kątową i liniową w ruchu po łuku

$$V = \dot{\psi} r \tag{2.53}$$

Wstawiamy (2.52) do (2.53), upraszczamy i otrzymujemy

$$\dot{\psi} = \frac{V}{r} = \frac{V \cdot g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V} = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V} \tag{2.54}$$

a przekształcając na **n**:

$$n = \sqrt{\left(\frac{V \cdot \dot{\psi}}{g}\right)^2 + 1} \tag{2.55}$$

Pamiętamy, że współczynnik obciążenia jest zdefiniowany jako:

$$n = \frac{P_z}{W} = \frac{q \cdot C_{z\max}}{W / S} \tag{2.56}$$

Wstawiając więc (2.55) do (2.56) otrzymamy obciążenie powierzchni pozwalające na wykonywanie zakrętów przy założonej prędkości kątowej:

$$\frac{W}{S} = \frac{q \cdot C_{z\max}}{\sqrt{\left(\frac{\dot{\psi} \cdot V}{g}\right)^2 + 1}} \tag{2.57}$$

2.5.5. Zakręt prawidłowy

Zakręt prawidłowy, to taki w którym pułap lotu samolotu nie ulega zmianie. Bardziej szczegółowo jest on opisany w rozdziale 4.4. Tu jednak należy wspomnieć o dodatkowych zależnościach jakie wynikają z ww. założenia. Układ (2.47) gwarantował brak przyspieszeń w kierunku pionowym. Nie pozwalał jednak wnioskować o ustalonej prędkości opadania/wznoszenia. Będzie ona równa zeru, jeśli w zakręcie spełniony będzie warunek:

$$T = P_x \tag{2.58}$$

Wstawiając biegunową równowagi (2.4) otrzymamy:

$$T = q \cdot S \cdot (C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e}) \tag{2.59}$$

Z kolei podzieliwszy równanie (2.59) przez W mamy:

$$\frac{T}{W} = \frac{q \cdot S}{W} \left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \right) \tag{2.60}$$

Pamiętając że

$$n = \frac{P_z}{W} = \frac{C_z \cdot q \cdot S}{W} \tag{2.61}$$

$$C_z = \frac{n \cdot W}{q \cdot S} \tag{2.62}$$

Możemy wyeliminować C_z z równania (2.60):

$$\frac{T}{W} = \frac{q \cdot C_{x0}}{W / S} + \frac{W}{S} \frac{n^2}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \tag{2.63}$$

Pomnóżmy je teraz przez W/S

$$\left(\frac{W}{S} \right)^2 \frac{n^2}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} - \frac{T}{W} \frac{W}{S} + q \cdot C_{x0} = 0 \tag{2.64}$$

Otrzymaliśmy równanie kwadratowe ze względu na W/S, dla którego

$$\Delta = \left(\frac{T}{W} \right)^2 - \frac{4 \cdot n^2 \cdot q \cdot C_{x0}}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \tag{2.65}$$

A rozwiązania mają postać:

$$\frac{W}{S} = \frac{\frac{T}{W} \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 - \frac{4 \cdot n^2 \cdot C_{x0}}{\pi \cdot AR \cdot e}}}{\frac{2 \cdot n^2}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}} \tag{2.66}$$

Wyrażenie pod pierwiastkiem musi być dodatnie skąd otrzymujemy warunek na T/W

$$\frac{T}{W} \geq 2 \cdot n \cdot \sqrt{\frac{C_{x0}}{\pi \cdot AR \cdot e}} \tag{2.67}$$

Z równania (2.63) możemy też wyliczyć maksymalny współczynnik obciążenia w zakręcie prawidłowym

$$n_{\max} = \sqrt{\frac{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}{W / S} \left(\left(\frac{T}{W} \right)_{\max} - \frac{q \cdot C_{x0}}{W / S} \right)} \tag{2.68}$$

A ponieważ (2.54):

$$\dot{\psi} = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V} \tag{2.69}$$

Więc maksymalna prędkość kątowa w zakręcie prawidłowym wyniesie:

$$\dot{\psi}_{\max} = \frac{g \cdot \sqrt{\frac{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}{W / S} \left(\left(\frac{T}{W} \right)_{\max} - \frac{q \cdot C_{x0}}{W / S} \right) - 1}}{V} \tag{2.70}$$

2.5.6. Prędkość maksymalna

W warunkach równowagi przy prędkości maksymalnej (większej lub równej zakładanej) w locie poziomym spełnione są równania:

$$P_x = \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot C_x \tag{2.71}$$

$$P_z = \frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot C_z \tag{2.72}$$

$$P_x = T \tag{2.73}$$

$$P_z = m \cdot g \tag{2.74}$$

Zakładając wyposażenie samolotu w śmigło o zmiennym skoku można przyjąć że sprawność śmigła jest bliska maksymalnej i nie mniejsza niż 80%. Ponadto można przyjąć biegunową analityczną w postaci (2.4)

Wstawiając (2.71) i (2.4) do (2.73) otrzymujemy:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot \left(C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \right) = T \tag{2.75}$$

Z kolei wstawiając (2.74) do (2.72) otrzymujemy:

$$C_z = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \tag{2.76}$$

Można teraz wstawić (2.76) do (2.75)

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} S \cdot \left(C_{x0} + \frac{4 \cdot m^2 \cdot g^2}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho^2 \cdot S^2 \cdot V^4} \right) = T \tag{2.77}$$

Dzieląc obie strony przez mg mamy:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot m \cdot g} S \cdot \left(C_{x0} + \frac{4 \cdot m^2 \cdot g^2}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho^2 \cdot S^2 \cdot V^4} \right) = \frac{T}{m \cdot g} \tag{2.78}$$

Wiedząc, że mg = W dostaniemy ostatecznie:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} \frac{S}{W} \left(C_{x0} + \frac{4}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho^2 \cdot V^4} \frac{W^2}{S^2} \right) = \frac{T}{W} \tag{2.79}$$

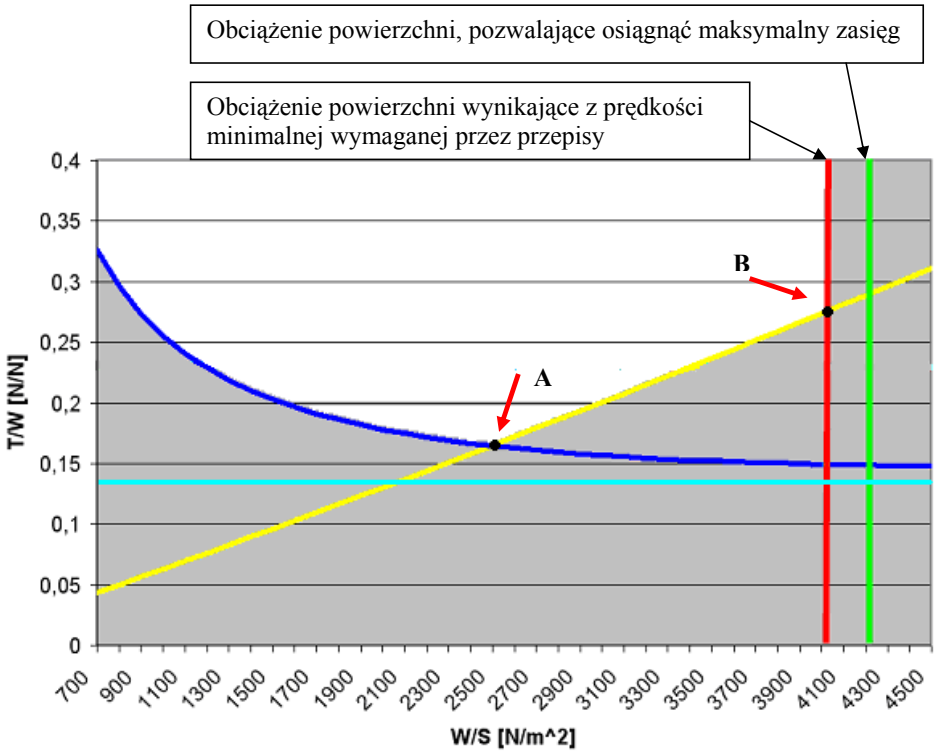
2.6 Optymalne obciążenie powierzchni i obciążenia ciągu (mocy)

Wyznaczenia obciążenia powierzchni (W/S) i obciążenia ciągu (W/T) przyszłego samolotu najwygodniej jest dokonać przy pomocy wykresu przedstawiającego zależność odwrotności obciążenia ciągu od obciążenia mocy dla zadanych wymagań technicznych (rys.2.9.).

Linie zaznaczone na tym wykresie reprezentują równania opisujące zakładane wymagania techniczne. Ograniczony przez nie obszar biały oznacza kombinacje obciążenia powierzchni i ciągu, które pozwolą na spełnienie założonych wymagań.

Sporządzanie ww. wykresu należy rozpocząć od arbitralnego założenia szeregu obciążeń powierzchni nośnej (W/S), w zakresie zbliżonym do wynikającego z analizy trendów. Następnie należy obliczyć i wykreślić krzywe T/W=f(W/S) wynikające z kolejnych wymagań technicznych. Na koniec podjąć decyzję, które punkty z obszaru możliwych rozwiązań są najbardziej korzystne dla projektowanego samolotu.

W wielu przypadkach okazuje się, że wymagania są sprzeczne. Np. często optymalne obciążenie powierzchni dla warunków przelotowych bywa większe od obciążenia powierzchni umożliwiającego lądowanie na istniejących lotniskach lub pozwalającego na spełnienie przepisów dotyczących prędkości minimalnej. W tych przypadkach projektant musi wybrać które z wymagań są ważniejsze. W przypadku konfliktu z przepisami ważniejsze są oczywiście przepisy, gdyż niespełnienie ich uniemożliwia wykonywanie legalnych lotów. Rezygnacja z jakiegoś wymagania w postaci dokładnej nie jest jednak całkowitą rezygnacją z tego wymagania. Można bowiem rozważyć, w jaki sposób zbliżyć się do spełnienia nierealnego wy-



Rys.2.9. Przykład zależności odwrotności obciążenia ciągu od obciążenia powierzchni [19, 108, 226]

magania uwzględniając obszar dostępnych kombinacji T/W i W/S. Dla przykładu na rys.2.9. rozwiązaniem byłby punkt A, gdyby zależało nam na jak najmniejszym ciągu zespołu napędowego. Gdyby natomiast wymaganiem było uzyskanie jak największego zasięgu, to rozwiązaniem byłby punkt B.

W przypadku samolotów śmigłowych łatwiej dostępne są dane na temat obciążenia mocy, w związku z tym należy sporządzić wykres N/W w funkcji W/S wiedząc że

$$T = \frac{\eta \cdot N}{V} \tag{2.80}$$

Gdzie:

N – moc zespołu napędowego

η - sprawność śmigła (dla śmigieł o stałej prędkości obrotowej można przyjmować 0,8)

V – średnia prędkość w danej fazie lotu

2.6.1. Start

Niezależnie od typu samolotu zawsze istnieje ograniczenie długości jego startu. Wynika ono z liczby lotnisk z których projektowany samolot może startować. Ciężki samolot pasażerski przeznaczony dla 300-600 pasażerów może startować tylko z niewielkiej liczby dobrze przygotowanych lotnisk na świecie. Z drugiej jednak strony samolot do szkolenia podstawowego powinien być przystosowany do startu z małego lotniska aeroklubowego. Z kolei samolot krótkiego startu i lądowania (STOL) powinien być zdolny do startu z niewielkiej łąki. Długość startu należy więc przyjąć zależnie od typu samolotu i długości pasów startowych z których ma startować.

Zakładając więc długość startu, stosunek T/W można następnie oszacować z następującego wzoru:

$$\frac{T}{W} \geq \frac{0{,}133 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Z\max}} \frac{1}{\sigma}}{s_{TO} - 3{,}834 \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Z\max}} \frac{1}{\sigma}}} \qquad \left(\frac{N}{N}\right) \tag{2.81}$$

gdzie:

W – ciężar

S – powierzchnia nośna

T – ciąg

C_{zmax} – maksymalny współczynnik siły nośnej samolotu

σ - stosunek gęstości powietrza na wysokości lotniska do gęstości powietrza na poziomie morza

s_{TO} – zakładana długość startu na 15m

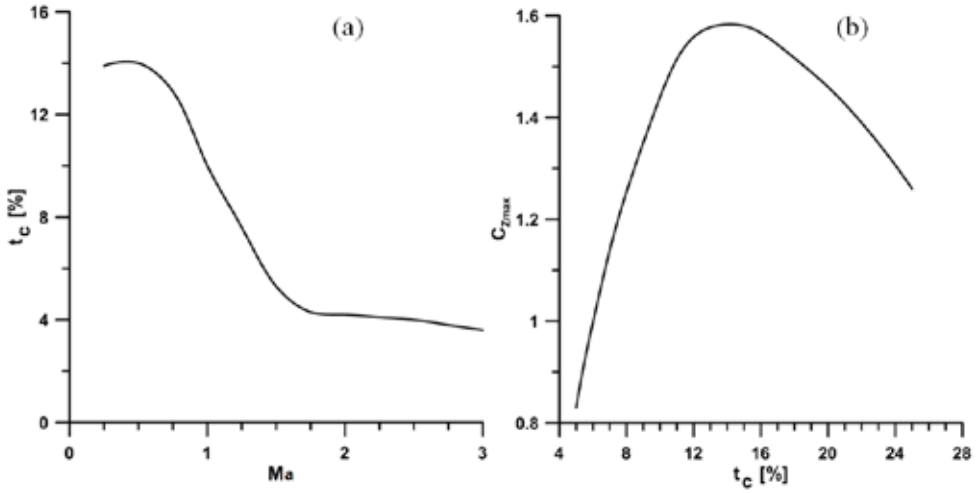
Wyprowadzony on został z anglosaskiego wzoru empirycznego [42]:

$$s_{TO} = 20{,}9(TOP) + 87\sqrt{(TOP)\cdot(T/W)} \ \text{[ft]} \tag{2.82}$$

Gdzie:

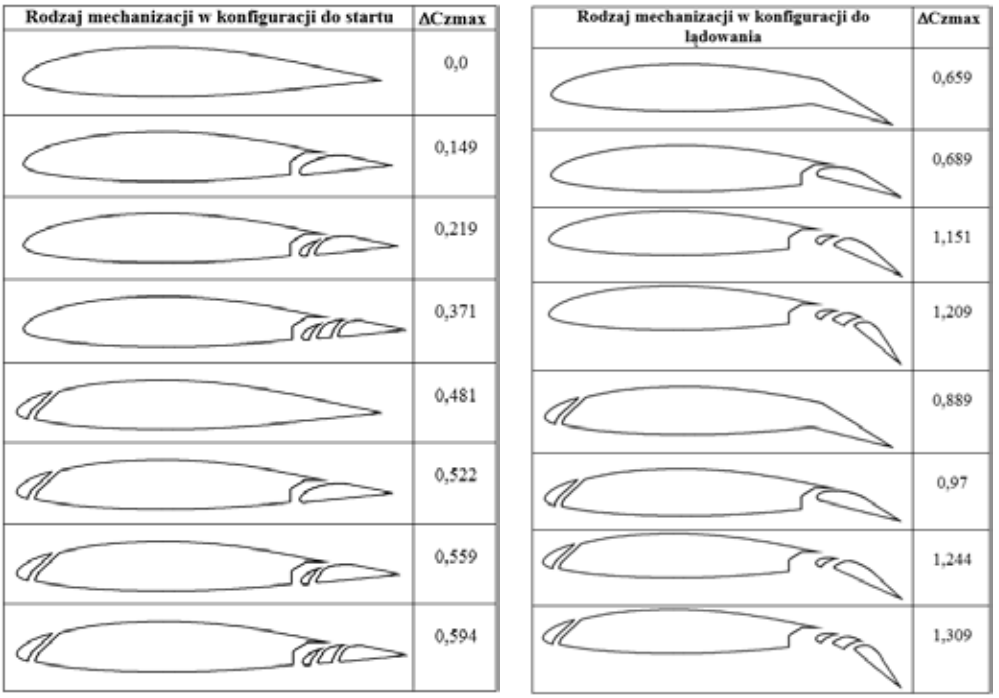
$$TOP = \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \frac{1}{C_{Z\max}} \left(\frac{W}{T}\right)_{TO} \frac{1}{\sigma} \tag{2.83}$$

Do obliczeń wg. wzoru (2.81) potrzebna jest znajomość maksymalnego współczynnika siły nośnej, jaki może wytworzyć płat nośny projektowanego samolotu. Nie uwzględniając wpływu mechanizacji (rozdz.3.4.), można go oszacować na podstawie rys.2.10.



Rys.2.10. Zależność statystyczna (a) grubości profilu od projektowej liczby Macha oraz (b) maksymalnego współczynnika siły nośnej od względnej grubości profilu. [42]

Wpływ mechanizacji płata można oszacować na podstawie rys.2.11. Pamiętać przy tym należy, że do startu zazwyczaj stosuje się mniejsze wychylenia mechani-



rys.2.11. Szacunkowy wpływ mechanizacji płata na maksymalny współczynnik siły nośnej [1-3, 79, 209]

zacji niż do lądowania. Ma to na celu obniżenie oporu aerodynamicznego samolotu podczas rozbiegu. W przybliżeniu można założyć, że konfiguracje po lewej stronie rysunku dotyczą startu, a po prawej lądowania.

Ponadto przyrost współczynnika siły nośnej dotyczy tylko tej części płata na której mechanizacja jest zamontowana. Przyrost C_{zmax} dla profilu należy więc zmniejszyć proporcjonalnie do stosunku tej części powierzchni płata, na której mechanizacja występuje do całej powierzchni płata.

Wymaganie dotyczące długości startu będzie spełnione, jeśli samolot będzie miał T/W większe niż obliczone dla każdego W/S.

2.6.2. Lądowanie

Podobnie jak w przypadku startu dla każdego typu samolotu zawsze istnieje ograniczenie długości lądowania. Nie da się jednak w tym wypadku określić stosunku T/W, gdyż podczas lądowania zespół napędowy zazwyczaj ustawiony jest na ciąg jałowy. Nie ma więc bezpośredniego związku miedzy ciągiem a długością lądowania. W związku z powyższym na wykresie rys.2.9. można umieścić tylko prostą pionową przecinającą oś odciętych w punkcie odpowiadającym obliczonemu obciążeniu powierzchni. Sens fizyczny tej prostej jest taki, że dla dowolnego maksymalnego ciągu silnika obciążenie powierzchni do lądowania jest takie samo i nie zależy od tego ciągu. Wspomniane obciążenie powierzchni można obliczyć ze wzoru:

$$\frac{W}{S} \leq \frac{\sigma \cdot C_{Z_{\max}} \cdot (s_L - 122)}{5648} \qquad \left[\frac{\mathbf{N}}{\mathbf{m}^2}\right] \tag{2.84}$$

Wyprowadzony on został z anglosaskiego wzoru empirycznego [42]:

$$s_L = 118 \cdot (LP) + 400 \tag{2.85}$$

gdzie:

$$LP = \left(\frac{W}{S}\right) \frac{1}{\sigma \cdot C_{L\max}} \tag{2.86}$$

Wartości s_L, C_{Zmax} można przyjąć kierując się takimi samymi zasadami jak poprzednio.

Obliczone w ten sposób obciążenie powierzchni dotyczy warunków do lądowania i nie może być wprost porównane z obciążeniem powierzchni podczas startu, gdyż w czasie pomiędzy startem a lądowaniem ciężar samolotu zmniejszył się o ciężar zużytego paliwa oraz ew. ciężar ładunku zrzuconego (np. uzbrojenia, środków chemicznych, skoczków spadochronowych itp.). Żeby więc obliczyć $(W/S)_S$

podczas startu pozwalające na osiągnięcie $(W/S)_L$ ze wzoru (2.84) podczas lądowania należy zastosować następującą procedurę:

1) Ze wzoru (2.84) obliczyć $(W/S)_L$
2) Znając ciężar samolotu w trakcie lądowania (z rozdziału 2.4) obliczyć powierzchnię ze wzoru:

$$S = \frac{W_L}{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \tag{2.87}$$

3) Obliczyć startowe $(W/S)_S$ dzieląc ciężar startowy (z rozdziału 2.4) przez obliczoną ze wzoru (2.87) powierzchnię.

Wyznaczone w ten sposób obciążenie powierzchni można już umieścić na wykresie (rys.2.9). Wymaganie dotyczące długości lądowania będzie spełnione jeśli samolot będzie miał obciążenie powierzchni mniejsze niż obliczone.

2.6.3 Wznoszenie

Bezpośrednio po fazie startu następuje zazwyczaj wznoszenie. Często jest ono bardzo ważnym ograniczeniem ze względu na organizację ruchu lotniczego, czy też bezpieczeństwo. W związku z tym przepisy specyfikują minimalne wartości prędkości wznoszenia dla pewnych konfiguracji samolotów. Prędkość wznoszenia może też być wymaganiem wynikającym z przeznaczenia danego samolotu. Obciążenie ciągu dla wymaganej prędkości wznoszenia można obliczyć ze wzoru:

$$\frac{T}{W} \geq \left(q \cdot C_{X_0} \left(\frac{S}{W}\right) + \left(\frac{W}{S}\right) \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \right) + G \tag{2.88}$$

który wynika z równania (2.31).

Aby skorzystać ze wzoru (2.88) niezbędna jest znajomość prędkości przy której ma być osiągnięta wymagana prędkość wznoszenia. Wstępnie można przyjąć, że największe wznoszenie osiąga się dla prędkości około $V_{min}+0{,}25(V_{max}-V_{min})$, Vmax można zaczerpnąć z analizy trendów (rozdział 2.1.) a Vmin i dH/dt z analizy trendów o ile przepisy nie stanowią inaczej (np. CS 22.49b, CS 22.65, CS 23.49c, CS 23.65, CS 25.121, CS VLA 49b, CS VLA 65). Często przepisy wymagają też sprawdzenia prędkości wznoszenia innej niż maksymalna, np. w przypadku samolotów wielosilnikowych wymagane jest sprawdzenie maksymalnej prędkości wznoszenia z pewną liczbą silników nie działających. Wymagany gradient wznoszenia jest wtedy odpowiednio mniejszy.

Warto zauważyć, że rozwiązanie równania (2.27) ze względu na W/S ma postać:

$$\frac{W}{S}=\frac{\left(\frac{T}{W}-G\right)\pm\sqrt{\left(\frac{T}{W}-G\right)^2-4\frac{C_{x0}}{\pi\cdot AR\cdot e}}}{\frac{2}{q\cdot\pi\cdot AR\cdot e}} \tag{2.89}$$

Wynika z tego, że równanie (2.31) ma sens fizyczny tylko wtedy gdy spełniony jest warunek:

$$\frac{T}{W}\geq G+2\sqrt{\frac{C_{x0}}{\pi\cdot AR\cdot e}} \tag{2.90}$$

Warunek ten można zaznaczyć na wykresie (rys.2.9.) w postaci prostej poziomej. Nie gwarantuje on jednak jeszcze uzyskania zakładanego wznoszenia dla każdego obciążenia powierzchni nośnej. W celu uzyskania prędkości wznoszenia co najmniej równej zakładanej trzeba zastosować zespół napędowy o ciągu większym lub równym niż opisane nierównościami (2.88) i (2.90).

2.6.4. Prędkość minimalna

Bardzo ważnym wymaganiem bywa prędkość minimalna samolotu, zwłaszcza jeśli ma on mieć stosunkowo niewielką prędkość wznoszenia. Warunek dotyczący prędkości minimalnej można wyprowadzić bezpośrednio ze wzoru na siłę nośną (3.1). Będzie on miał postać:

$$\frac{W}{S}\leq q\cdot C_Z \tag{2.91}$$

Podobnie jak poprzednio q oznacza ciśnienie dynamiczne, przy czym prędkość do jego obliczenia należy zaczerpnąć z analizy trendów, o ile przepisy nie stanowią inaczej (np. CS 22.49b, CS 23.49c, CS VLA 49b). Z kolei, ze względów bezpieczeństwa, C_Z powinno spełniać warunek $1{,}1*C_Z = C_{Zmax}$ w konfiguracji mechanizacji wynikającej z przepisów.

2.6.5. Warunki przelotowe i inne wymagania

Oprócz warunków wynikających z dostępnych lotnisk i przepisów bezpieczeństwa, samolot definiują również warunki wynikające z przeznaczenia. Mogą one dotyczyć np. warunków przelotowych, prędkości maksymalnej, maksymalnej prędkości kątowej w zakręcie zwykłym lub prawidłowym itp. Na wykresie (rys.2.9) należy więc umieścić również krzywe wynikające z tych wymagań. Niektóre z wzorów

przydatnych do wykreślenia tych krzywych można znaleźć w literaturze [42, 217, 220, 226] (patrz też rozdz. 2.5).

Dla przykładu bardzo częstym wymaganiem jest tu uzyskanie jak największego zasięgu. Dla samolotów śmigłowych maksymalny zasięg uzyskuje się gdy:

$$\frac{W}{S} \geq q\sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{x0}} \tag{2.92}$$

Dla samolotów odrzutowych gdy:

$$\frac{W}{S} \geq q\sqrt{\frac{C_{x0} \cdot \pi \cdot AR \cdot e}{3}} \tag{2.93}$$

W obu tych wypadkach, do obliczenia ciśnienia dynamicznego można przyjmować prędkość wynikającą z analizy trendów, gdyż prędkość przelotowa jest równie często stawiana jako wymaganie.

W obu przypadkach uzyskane obciążenie powierzchni nie jest porównywalne z obciążeniem powierzchni w warunkach startowych. W związku z tym należy zastosować taką samą procedurę jak w przypadku lądowania, z tą różnicą, że $(W/S)_{Przel}$ obliczone ze wzorów (2.92) lub (2.93) odnosić się będzie do ciężaru w połowie przelotu, a więc $W_{Przel} = W_{TO} - 0{,}5W_f$

2.7 Analiza kosztów

Ostatnim etapem studium wykonalności powinna być analiza kosztów. Może się bowiem okazać, że samolot, choć technicznie możliwy, nie będzie ekonomicznie opłacalny. Trudno, co prawda, jednoznacznie stwierdzić, co oznacza termin ekonomicznie opłacalny, gdyż co innego będzie on oznaczał w przypadku samolotów rekordowych, budowanych w jednym egzemplarzu, dla spełnienia ambicji sponsora dysponującego ogromnymi środkami, a co innego w przypadku samolotów pasażerskich, których seryjna produkcja ma przynieść producentowi zysk. Załóżmy jednak na chwilę, że chodzi o ten drugi przypadek. Na podstawie badań rynku można oszacować jaką liczbę samolotów o danych parametrach technicznych i cenie da się sprzedać przyszłym użytkownikom. Wystarczy więc sprawdzić, czy cena gwarantująca producentowi założony zysk jest niższa od ceny jaką da się uzyskać przy założonej wielkości produkcji. Należy więc oszacować minimalną cenę jednego z np wyprodukowanych seryjnie samolotów, zakładając że ich sprzedaż musi również pozwolić na pokrycie kosztów prac badawczo rozwojowych. Zakłada się przy tym, że po wyprodukowaniu $n_{am} = n_P$ samolotów zysk producenta wyniesie 0. Dla typowych samolotów lekkich $n_{am} \sim 150$ szt a dla komunikacyjnych $n_{am} \sim 250$

szt. Może się jednak zdarzyć, że z jakichś ważnych powodów firma pozwoli sobie na zwrot kosztów po wyprodukowaniu większej liczby sztuk, np. dla n_{am} = 400 szt, lub nawet n_{am} = 1000 szt.

Obliczenia rozpocząć należy od oszacowania robocizny, stawek płacowych i kosztów poszczególnych faz rozwoju i produkcji dostępnych z opublikowanych źródeł np. [42, 99, 149, 220]. Korzystając z tego źródła i biorąc pod uwagę istnienie inflacji, koszty można obliczyć dla roku 1970 oraz 1986, a następnie ekstrapolować do roku rozpoczęcia produkcji projektowanego samolotu, zakładając liniowy spadek wartości pieniądza.

W przypadku, gdy do oszacowania kosztów wykorzystujemy robociznę, ekstrapolować należy najpierw ilość roboczogodzin niezbędną do zbudowania samolotu (ze względu na postęp techniczny) oraz stawki godzinowe (ze względu na inflację itp.), a następnie pomnożyć liczbę roboczogodzin przez odpowiednie stawki. Otrzymanych w ten sposób kosztów ekstrapolować już dalej nie trzeba.

Liczba samolotów n_p oraz tempo produkcji R_p zwykle są różne dla fazy rozwoju i produkcji. Zazwyczaj buduje się kilka (n_{B+R}) prototypów w ciągu kilku lat, a w fazie produkcji kilkaset samolotów po kilka-kilkanaście w ciągu miesiąca. W związku z tym poszczególne koszta należy obliczyć osobno dla fazy rozwoju i produkcji wstawiając $n_P=n_{zam}$ dla fazy produkcji oraz $n_P=n_{B+R}$ dla fazy badawczo rozwojowej.

Zamieszczone poniżej wzory mają charakter empiryczny i wiążą ze sobą wielkości fizyczne i nie fizyczne (cena w USD). Dlatego tez trudno byłoby znaleźć związki pozwalające na przeliczanie jednostek. A ponieważ wzory zaczerpnięto z literatury amerykańskiej [42, 99, 149] w związku z tym pozostawiono tu jednostki oryginalne.

W_e [lb] – ciężar samolotu pustego
V_{max} [knot] – prędkość maksymalna
T [lb] – ciąg
Θ [º Rankine'a] – temperatura przed turbiną.
$n_{p,am}$ – liczba samolotów ($_p$) wyprodukowanych, ($_{zam}$) zamówionych, ($_{am}$) amortyzujących prace rozwojowe, ($_{B+R}$) liczba prototypów
R_p – liczba samolotów produkowanych w ciągu miesiąca.

Wynik uzyskamy w dolarach USA.

2.7.1 Rozwój konstrukcji [42, 99, 149]

$$H_E = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \text{ [godzin]} \tag{2.94}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	0,027	0,791	1,526	0,183
1986	4,860	0,777	0,894	0,163

Tab.2.2 Współczynniki niezbędne do oszacowania liczby roboczogodzin potrzebnych do zaprojektowania i skonstruowania samolotu.

2.7.2 Wsparcie prac badawczo rozwojowych (zaniedbywalne w fazie produkcji) [42, 99, 149]

$$C_D = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \text{ [USD]} \tag{2.95}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	0,00549	0,873	1,890	0,346
1986	45,42	0,630	1,300	0

Tab.2.3 Współczynniki niezbędne do oszacowania kosztów wsparcia prac rozwojowych.

2.7.3 Cena silnika i awioniki [42, 99, 149]

W literaturze dostępne są wzory pozwalające oszacować cenę silnika i awioniki o dowolnych parametrach. Jednakże prawdopodobieństwo, że na rynku dostępny jest akurat taki silnik, jest znikomo małe. Można co prawda założyć, że do nowego samolotu opracowany zostanie nowy silnik o takich parametrach, jakie są niezbędne. Jak już jednak wspomniano doświadczenie uczy, że postępowanie takie jest niepraktyczne, gdyż cykl rozwojowy silnika [7] jest znacznie dłuższy niż cykl rozwojowy samolotu. Jeśli więc ktoś chciałby rozpoczynać projekt samolotu i silnika równocześnie, to musi się liczyć z tym, że silnik nie będzie gotowy w momencie, gdy samolot nadawał się będzie już do pierwszego lotu [238]. W związku z tym po oszacowaniu ciągu, jaki ma mieć silnik do nowego samolotu, najlepiej jest poszukać na rynku produkowanego już silnika o porównywalnych parametrach i zastosować go co najmniej w pierwszej wersji samolotu. W tych okolicznościach liczenie ceny silnika nie ma sensu, gdyż można ją poznać na drodze zapytania ofertowego. Podobnie ma się sprawa z awioniką. Często jest ona tak unikalną cechą nowego typu samolotu, że nie podlega żadnej statystyce. Po raz kolejny lepiej jest zapytać o cenę wytwórcę awioniki. Z tych też względów podane niżej wzory zostały zamieszczone tylko dla formalności i ich stosowanie nie jest polecane.

$$C_{EN} = C_1 \cdot T_{\max-SL}^{C_2} \tag{2.96}$$

rok	C_1 silnik jednoprzepływowy	C_1 silnik wentylatorowy	C_2
1970	109	130	0,836
1986	-	-	-

Tab.2.4 Współczynniki niezbędne do oszacowania kosztów napędu w roku 1970 roku.

$$C_{EN} = C_1 \cdot \left[C_2 \cdot T_{\max-SL} + C_3 \cdot M_{\max} + C_4 \cdot \Theta_I - C_5\right] \tag{2.97}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5
1970	-	-	-	-	-
1986	1548,0	0,043	243,25	0,969	2228,0

Tab.2.5 Współczynniki niezbędne do oszacowania kosztów napędu w 1986 roku.

2.7.4 Robocizna [42, 99, 149]

$$H_{ML} = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \text{ [godzin]} \tag{2.98}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	20,348	0,740	0,543	0,524
1986	7,370	0,820	0,484	0,641

Tab.2.6 Współczynniki niezbędne do oszacowania liczby roboczogodzin potrzebnych do zbudowania samolotu.

2.7.5 Materiały [42, 99, 149]

$$C_{MM} = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \text{ [USD]} \tag{2.99}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	18,47	0,689	0,624	0,792
1986	11,00	0,921	0,621	0,799

Tab.2.7 Współczynniki niezbędne do oszacowania kosztów materiałów potrzebnych do zbudowania samolotu.

2.7.6 Oprzyrządowanie i narzędzia [42, 99, 149]

$$H_T = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \cdot R_p^{C_5} \text{ [godzin]} \tag{2.100}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5
1970	2,79	0,764	0,899	0,178	0,066
1986	5,99	0,777	0,696	0,263	0

Tab.2.8 Współczynniki niezbędne do oszacowania liczby roboczogodzin potrzebnych do zaprojektowania, skonstruowania i zbudowania oprzyrządowania do produkcji samolotu.

2.7.7 System zapewnienia jakości [42, 99, 149]

$$H_{QC} = 0{,}13 \cdot H_{ML} \text{ [godzin]} \tag{2.101}$$

rok	C_1
1970	0,13
1986	0,13

Tab.2.9 Współczynniki niezbędne do oszacowania liczby roboczogodzin potrzebnych do zapewnienia jakości samolotu.

2.7.8 Próby w locie (zaniedbywane w fazie produkcji) [42, 99, 149]

$$C_{FT} = C_1 \cdot W_e^{C_2} \cdot V_{\max}^{C_3} \cdot n_p^{C_4} \text{ [USD]} \tag{2.102}$$

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	0,000714	1,160	1,371	1,281
1986	1243,03	0,325	0,822	1,210

Tab.2.10 Współczynniki niezbędne do oszacowania kosztów badań samolotu w locie.

2.7.9 Stawki godzinowe [42, 99, 149]

rok	C_1	C_2	C_3	C_4
1970	16,0	11,50	10,0	10,0
1986	59,10	61,70	55,40	50,10

Tab.2.11 Współczynniki niezbędne do oszacowania stawek godzinowych poszczególnych grup pracowników.

2.7.10 Cena samolotu [42, 99, 149]

Cenę samolotu można obliczyć ze wzoru:

$$Cena = \frac{C_{E_P} + C_{ML_P} + C_{MM_P} + C_{T_P} + C_{QC_P} + C_{EN_P} + C_{P_P}}{n_z} + \\ + \frac{C_{E_{B+R}} + C_{D_{B+R}} + C_{ML_{B+R}} + C_{MM_{B+R}} + C_{T_{B+R}} + C_{QC_{B+R}} + C_{EN_{B+R}} + C_{FT_{B+R}} + C_{P_{B+R}}}{n_{am}} \tag{2.103}$$

W powyższym wzorze C_P oznacza zysk jaki zamierzamy osiągnąć. Minimalną cenę, zapewniającą zwrot kosztów po wyprodukowaniu n_{am} samolotów uzyskamy zakładając C_P=0. Do policzenia kosztów $C_{E_P}, C_{ML_P}, C_{MM_P}, C_{T_P}, C_{QC_P}, C_{EN_P}$ przyjmujemy $n_p = n_{zam}$ (liczba samolotów wyprodukowanych = liczba samolotów zamówionych). Do policzenia kosztów $C_{E_{B+R}}, C_{D_{B+R}}, C_{ML_{B+R}}, C_{MM_{B+R}}, C_{T_{B+R}}, C_{QC_{B+R}}, C_{EN_{B+R}}, C_{FT_{B+R}}$ przyjmujemy $n_p = n_{B+R}$ (liczba samolotów wyprodukowanych = liczbie prototypów). Po całkowitym zamortyzowaniu kosztów B+R drugi człon równania (2.103) można zaniedbać i obniżyć cenę samolotu lub zainwestować w jego rozwój.

2.8 Studium wykonalności bezzałogowego samolotu eksperymentalnego

Jak już wspomniano w rozdziale 1.1.4, ze względu na wysokie koszty projektowania nowego samolotu konstrukcje eksperymentalne projektuje się zazwyczaj inaczej niż konwencjonalne samoloty. Można założyć, że konstrukcja samolotu eksperymentalnego będzie wykorzystywała elementy istniejących samolotów produkowanych seryjnie. W tym przypadku projektant ma minimalny wpływ zarówno na masę jak i wymiary wykorzystywanych elementów. Studium wykonalności polega więc raczej na doborze dostępnych elementów, niż analizie masy, obciążenia powierzchni i mocy/ciągu (rozdz.2.4 i 2.5) oraz sprawdzeniu czy dana kombinacja pozwoli na uzyskanie odpowiednich osiągów. Jest to o tyle łatwiejsze, że znane są charakterystyki poszczególnych elementów, ogranicza jednak możliwości badawcze samolotu. Z drugiej strony, w celu ograniczenia kosztów można również zbadać charakterystyki eksperymentalnego samolotu bezzałogowego o odpowiednich charakterystykach, lecz w zmniejszonej skali. Pozwala to na zbadanie dowolnej konfiguracji samolotu, wymaga jednak zastosowania teorii podobieństwa w celu przeliczania właściwości samolotu w pełnej skali na właściwości modelu i na odwrót. W przypadku projektowania takiego modelu do badań w locie stosuje się zazwyczaj skale Frouda, które przedstawiono w tabeli 2.12. Dobór masy, obciążenia powierzchni i mocy/ciągu można w tym przypadku przeprowadzić podobnie

jak w rozdziałach 2.4 i 2.5, starając się tylko, aby w ramach posiadanego budżetu zaprojektować model o możliwie dużych wymiarach (dużej liczbie Reynoldsa). Nie zawsze jednak jest to celowe. W stosowanej w Polsce metodyce [71, 72, 90, 92, 93] dąży się do prowadzenia badań w locie i w tunelu aerodynamicznym przy pomocy tego samego modelu. Pozwala to uzyskać pełną zgodność charakterystyk aerodynamicznych obiektu badanego w tunelu i w locie, gdyż badany jest ten sam model. Źródłem błędów może więc być tylko aparatura pomiarowa, a w szczególności charakterystyka przepływu w tunelu aerodynamicznym. Pewnym utrudnieniem może być konieczność dostosowania konstrukcji modelu latającego do instalacji wagi aerodynamicznej oraz uwzględnienia obciążeń występujących w tunelu, które są większe od obciążeń w locie. Ponadto, stosując tą metodykę nie można stosować dowolnych wymiarów modelu, gdyż są one ograniczone wymiarami dostępnego tunelu aerodynamicznego.

Parametr	Skala
Długość ($l_{modelu}/l_{samolotu}$)	k
Liczba Froude'a $Fr_{modelu}/Fr_{samolotu}$	1
Liczba Strouhala $Str_{modelu}/Str_{samolotu}$	1
Masa $m_{modelu}/m_{samolotu}$	$k^3\sigma^{-1}$
Moment bezwładności $I_{modelu}/I_{samolotu}$	$k^5\sigma^{-1}$
Prędkość $V_{modelu}/V_{samolotu}$	$k^{1/2}$
Liczba Macha $Ma_{modelu}/Ma_{samolotu}$	$k^{1/2}/(a_m/a_s)$
Przyśpieszenie $g_{modelu}/g_{samolotu}$	1
Prędkość kątowa $\omega_{modelu}/\omega_{samolotu}$	$k^{-1/2}$
Przyśpieszenie kątowe $\Omega_{modelu}/\Omega_{samolotu}$	k^{-1}
Czas $t_{modelu}/t_{samolotu}$	$k^{1/2}$
Liczba Reynoldsa $Re_{modelu}/Re_{samolotu}$	$k^{3/2}\nu/\nu_o$
Ciśnienie dynamiczne $q_{modelu}/q_{samolotu}$	$k\sigma^{-1}$

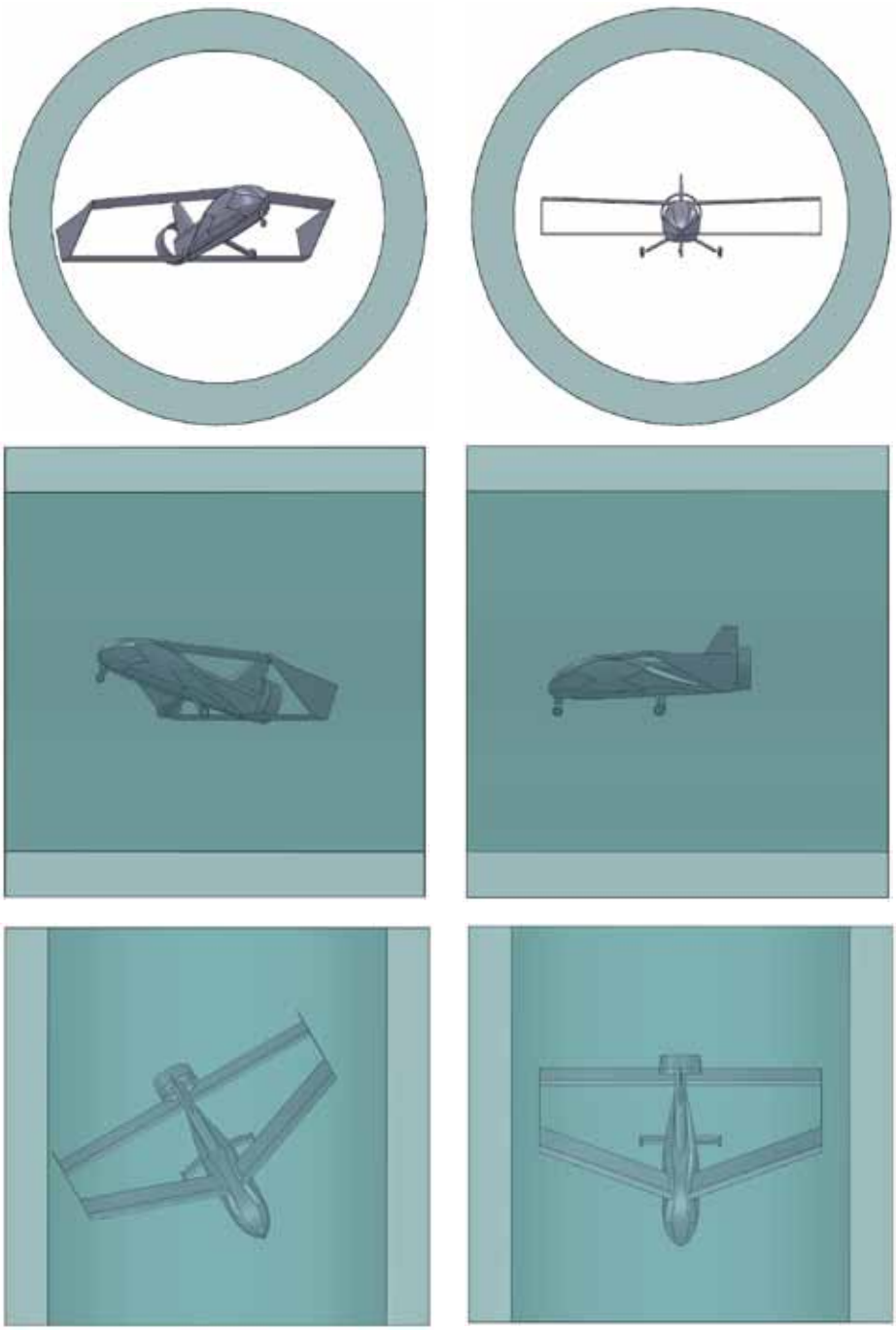
Tab.2.12 Skale Frouda, stosowane do przeliczania właściwości dynamicznych pomiędzy samolotem a jego modelem latającym [49, 253, 280].

2.8.1 Studium wykonalności bezzałogowego samolotu doświadczalnego w układzie zespolonych skrzydeł

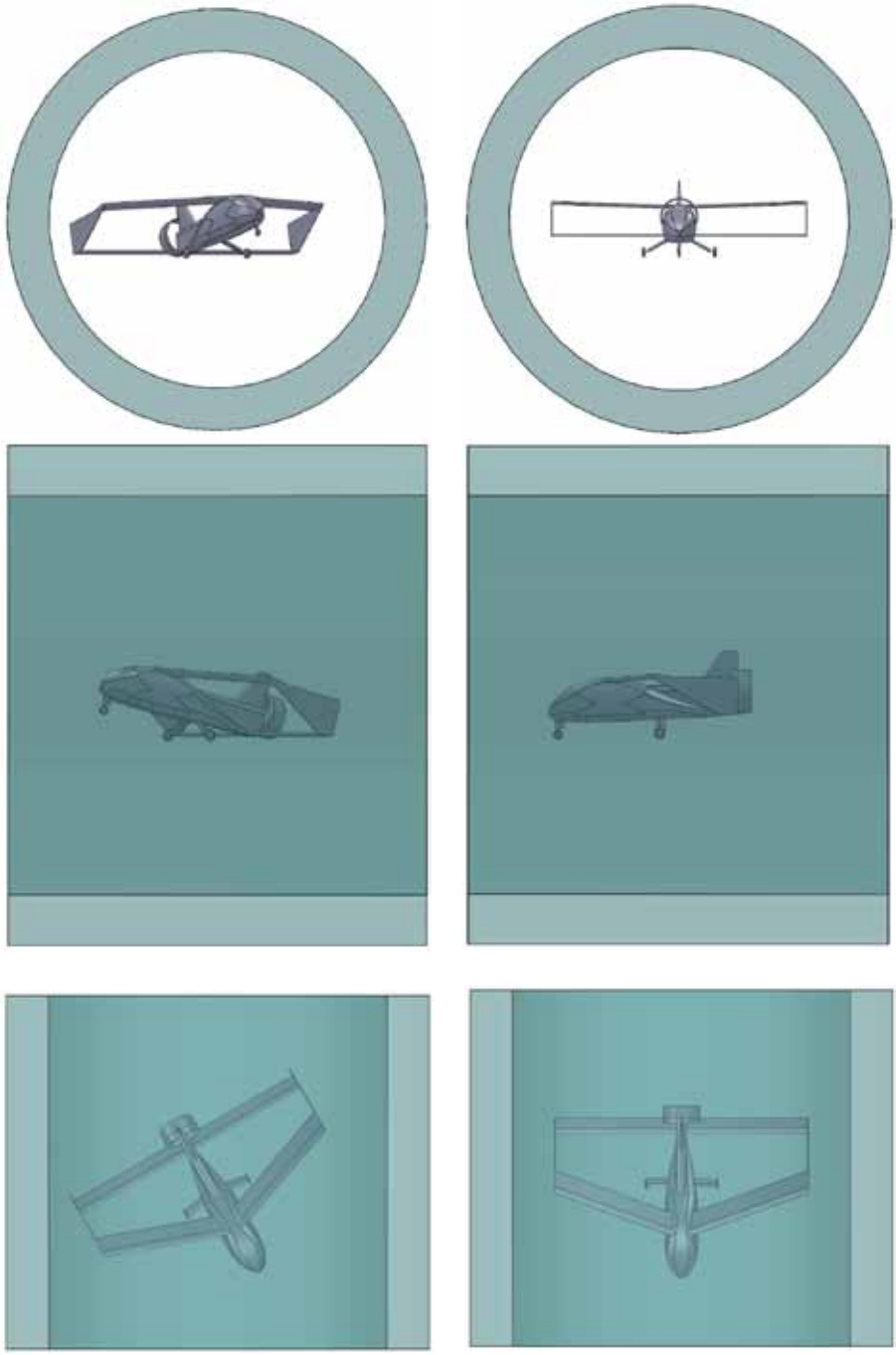
Proces realizacji studium wykonalności modelu przeznaczonego równocześnie do badań w tunelu i w locie zostanie zilustrowany na przykładzie realizowanego w latach 2012–2016 projektu MOSUPS, w ramach którego przebadano bezzałogowy samolot doświadczalny ILX-32 w układzie zespolonych skrzydeł [25, 26, 57, 73-78, 120, 151-153, 170, 171, 235, 249]. Celem projektu było [96] „*uzyskanie wiarygodnych informacji na temat cech płatowca w układzie zamkniętego płata (Joined-Wing) oraz uzyskanie odpowiedzi na pytanie: jak ukształtować bryłę płatowca w tym układzie, aby zapewniał wymagane osiągi i cechy lotne, tzn.:*

1. *satysfakcjonujące osiągi w całym zakresie prędkości i możliwości mechanizacji płatów (obliczenia + badania tunelowe, badania w locie są mniej wiarygodne i potrzebne)*
2. *stateczność i sterowność we wszystkich fazach lotu, również niedostępnych dla układu klasycznego (głębokie ślizgi, głębokie przeciągniecie etc.) oraz w niebezpiecznych fazach lotu*
3. *cechy pilotażowe (w tym wymagania ew. dodatkowego przeszkolenia pilota i obsługi) w tym ocena zdolności do wykonywania manewrów niedostępnych dla układu klasycznego*
4. *skuteczność układu sterowania płatowcem w takim układzie (powierzchnie sterowe, prawa sterowania, również elementy aktywnego sterowania (np. sterowanie ciągiem))*
5. *możliwość wykorzystania modelu w charakterze UAV zadaniowego*
6. *cechy eksploatacyjne*
   - *zdolność do skutecznego sterowania kątem ścieżki podejścia (klapy, hamulce, ślizgi, sterowany (odwracany ?) wektor ciągu)*
   - *hangarowanie*
   - *starty i lądowania w trudniejszym terenie*
   - *zachowanie się w burzliwej atmosferze*
7. *inne zalety i wady (które mogły objawić się w trakcie badań)”*

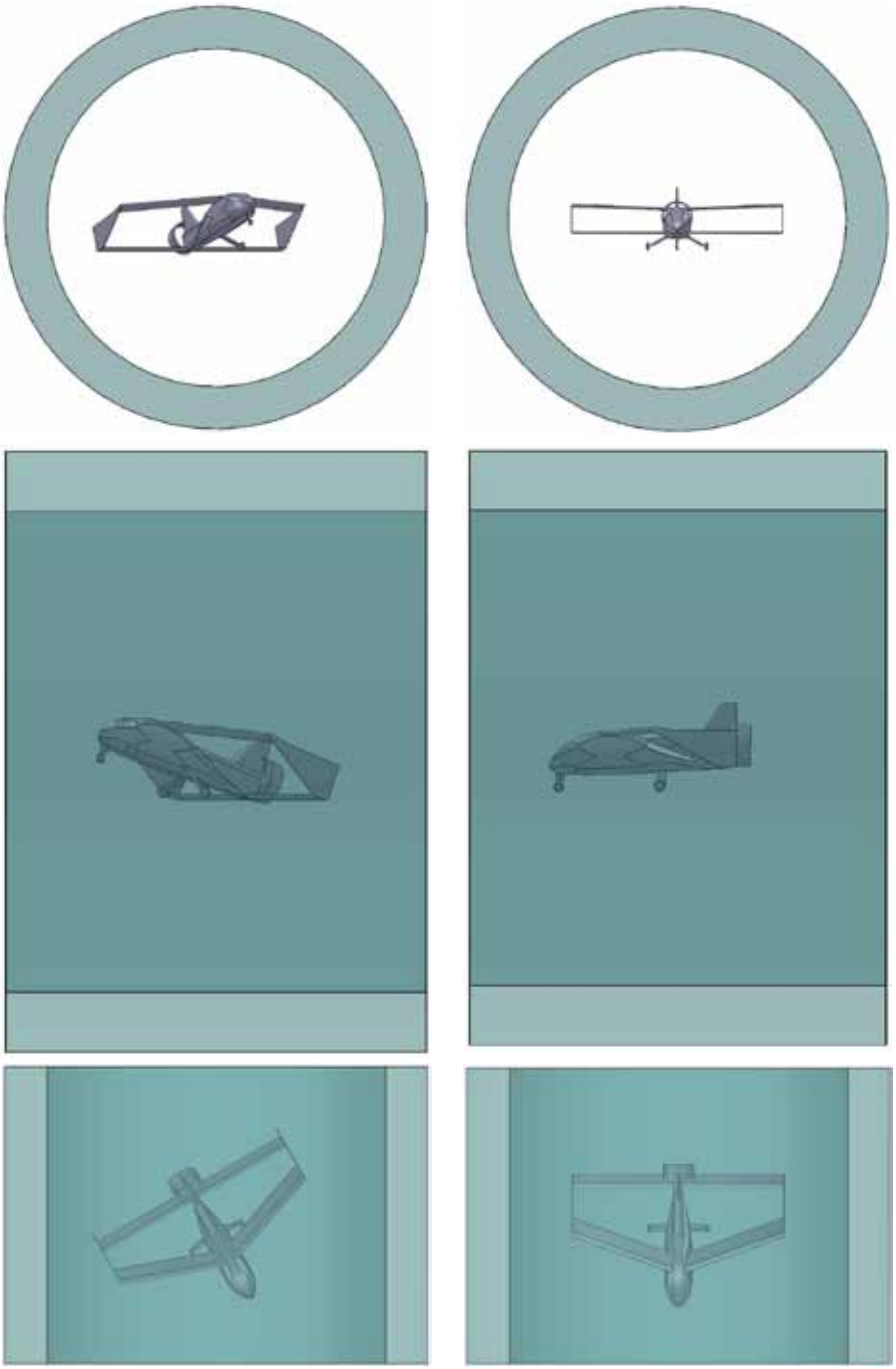
Osiągi obiektu badań można było oszacować na drodze obliczeniowej i na podstawie ewentualnych badań tunelowych, jednakże do zbadania pozostałych właściwości konieczne było zbudowanie latającego demonstratora. Zdecydowano się na zastosowanie sprawdzonej w innych projektach techniki wykorzystania tych samych struktur do badań tunelowych i badań w locie. Z tego względu postanowiono dopasować wymiary demonstratora do przestrzeni pomiarowej największego w Polsce tunelu aerodynamicznego T3 w Instytucie Lotnictwa. Tunel ten ma śred-



rys.2.12. Demonstrator w skali 1:3 na tle przestrzeni pomiarowej tunelu T3 Instytutu Lotnictwa.



rys.2.13. Demonstrator w skali 1:3,(3) na tle przestrzeni pomiarowej tunelu T3 Instytutu Lotnictwa.



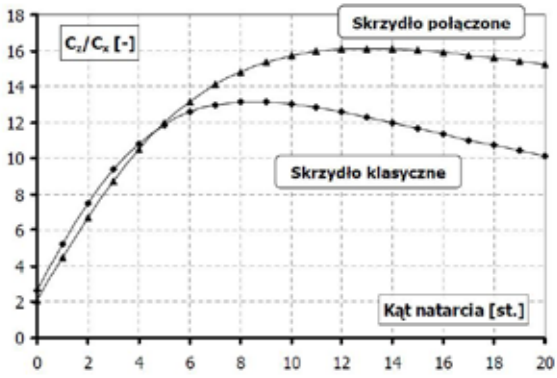
rys.2.14. Demonstrator w skali 1:4 na tle przestrzeni pomiarowej tunelu T3 Instytutu Lotnictwa.

nicę przestrzeni pomiarowej wynoszącą 5m. Założono jednak, że przez pierścień o zewnętrznej średnicy 5m i szerokości 0,5m przepływa strumień o niższej jakości niż przez koło o średnicy 4m. W związku z tym postanowiono tak dobrać wymiary demonstratora, aby dla szerokiego zakresu kątów natarcia i kątów ślizgu mieścił się on całkowicie wewnątrz strumienia o średnicy 4m. Takie założenie gwarantowało uzyskanie najwyższej jakości danych z badań w tunelu aerodynamicznym. Przyjmując przy tym, że samolot załogowy będący powiększoną wersją demonstratora powinien być porównywalny pod względem wymiarów i mas z samolotem Cessna 152 lub 172 oszacowano masy demonstratora do badań w locie. Masy te obliczono na podstawie skal podobieństwa Frouda, powinny więc pozwolić na przeliczanie właściwości lotnych demonstratora bezzałogowego na właściwości lotne samolotów załogowych. Analizę przeprowadzono dla trzech skal liniowych:

- dla skali 1:3 - Jeśli w skali 1:1 samolot miałby m_{TO}=760 kg (Cessna 152) i N=81kW, to model powinien mieć m_{TO}=28kg i N=3 kW. Jeśli w skali 1:1 m_{TO}=1110kg (Cessna 172) i N=155 kW, to model powinien mieć m_{TO}=41kg i N=5,7 kW.
- dla skali 1:3,(3) - Jeśli w skali 1:1 samolot miałby m_{TO}=760 kg (Cessna 152) i N=81kW, to model powinien mieć m_{TO}=20.52kg i N=2,2 kW . Jeśli w skali 1:1 m_{TO}=1110kg (Cessna 172) i N=155 kW, to model powinien mieć m_{TO}=29,97 kg i N=4,2 kW.
- dla skali 1:4 - Jeśli w skali 1:1 samolot miałby m_{TO}=760 kg (Cessna 152) i N=81kW, to model powinien mieć m_{TO}=11.9kg i N=1,3 kW . Jeśli w skali 1:1 m_{TO}=1110kg (Cessna 172) i N=155 KM, to model powinien mieć m_{TO}=17,4 kg i N=2,4 kW.

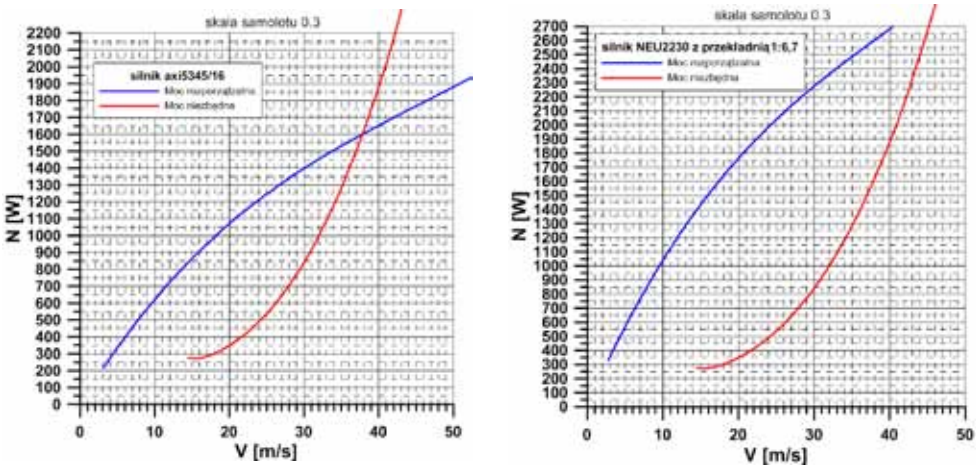
Masa obydwu wersji demonstratora w skali 1:3 okazała się większa niż 25kg. W istniejącej sytuacji prawnej oznaczałoby to konieczność rejestracji demonstratora i uzyskiwania każdorazowo pozwolenia na loty, co uznano za uciążliwe w przypadku projektu badawczego. Z drugiej strony, dla skali 1:4, masy obydwu wersji demonstratora (odpowiadającego samolotowi Cessna 152 i 172) musiałyby być znacząco mniejsze niż 20kg. Uznano, że przy takiej masie startowej nie dałoby się zainstalować na pokładzie demonstratora odpowiednio bogatego wyposażenia pomiarowego. Dla skali 1:3,(3) przeciętna masa demonstratora w lżejszej wersji mogłaby wynosić nieco ponad 20kg, podczas gdy w cięższej nieco poniżej 30kg. Oznaczało to, że z jednej strony pozwolenie na loty należałoby uzyskiwać tylko dla cięższej wersji demonstratora, natomiast lżejsza pozwalałaby zabrać znacznie bogatszy zestaw aparatury niż w przypadku nawet cięższej wersji w skali 1:4. Zdecydowano więc zastosować wymiary demonstratora w skali 1:3,(3).

W kolejnym kroku sprawdzono, jaki zespół napędowy powinien zostać użyty do napędu demonstratora. Wykorzystano przy tym oszacowaną według [161] charakterystykę demonstratora.



Rys.2.15. Charakterystyka aerodynamiczna demonstratora, założona na podstawie [161]

Ponadto założono, że demonstrator badany w tunelu aerodynamicznym powinien być napędzany elektrycznym zespołem napędowym. Dzięki temu nie trzeba było obawiać się rozkalibrowania wagi aerodynamicznej pod wpływem drgań silnika, zwłaszcza w trakcie uruchamiania go. Takie założenie zmniejszało również zanieczyszczenie tunelu spalinami, jak również ułatwiało obsługę demonstratora zawieszonego na wadze aerodynamicznej. Z drugiej jednak strony elektryczny zespół napędowy jest zwykle cięższy niż spalinowy, ze względu na mniejszą gęstość zmagazynowanej energii w akumulatorach niż w paliwie. Ponadto wraz z upływem czasu lotu masa samolotu napędzanego silnikiem spalinowym spada, ze względu na zużycie paliwa. Oznacza to, że prędkość wznoszenia w przypadku konieczności odejścia na drugi krąg przed lądowaniem jest większa niż tuż po starcie. W przypadku napędu elektrycznego jest odwrotnie, gdyż masa samolotu jest stała, a napięcie akumulatorów spada, co zmniejsza moc rozporządzalną. Oznacza to konieczność zastosowania napędu o większej mocy, a co za tym idzie również masie. Przyjęto założenie, że bezpieczna prędkość wznoszenia to 3m/s oraz że dla elektrycznego zespołu napędowego zostanie ona osiągnięta w trakcie odejścia na drugi krąg, jeżeli tuż po starcie prędkość wznoszenia będzie osiągała wartość około 6m/s. Rys.2.16. przedstawia zestawienia mocy niezbędnej i rozporządzalnej dla dwóch różnych zespołów napędowych dostępnych w handlu w momencie projektowania demonstratora. W tab.2.13 zestawiono pozostałe, szacowane parametry napędu i osiągi demonstratora. Na podstawie przedstawionych wyników uznano, że budowa użytecznego demonstratora w skali 1:3,(3) jest realna.



Rys.2.16. Wykresy mocy niezbędnej i rozporządzalnej dla demonstratora napędzanego dwoma różnymi elektrycznymi zespołami napędowymi

Typ silnika	NEU2230	AXI 5345/16
Liczba silników	1	1
Max nadmiar mocy [W] dla masy startowej 25 kg	1400	720
Wznoszenie [m/s]	6,95	3,5
Prąd [A] w trakcie wznoszenia	104	75
Napięcie [V]	48 (13s)	44,4(12s)
Czas wznoszenia na 200m [s]	28,8	55,9
Prąd zużyty na wznoszenie na 200m [Ah]	0,83	1,16
Prąd niezbędny do lotu z prędkością 20m/s [A]	19	21,9
Prąd niezbędny do lotu z prędkością 30m/s [A]	42	46,3
czas lotu z prędkością 20m/s na wys. 200m [min]	13,2	10,5
czas lotu z prędkością 30 m/s na wys. 200m [min]	6	5
Masa silnika [g]	1361	995
Masa akumulatora 5Ah [g]	1649	1649
Łączna masa napędu bez regulatorów [g]	3010	2644

Tab.2.13 Właściwości projektowanego demonstratora samolotu w układzie zespolonych skrzydeł

Jak widać wstępne szacunki sugerowały, że przy masie napędu z zasilaniem rzędu 12% masy startowej samolotu możliwe będzie wykonywanie lotów badawczych o długotrwałości rzędu 13 minut. Taką długotrwałość lotu uznano za wystarczającą do zbadania właściwości demonstratora.

Biorąc pod uwagę, że informacje przedstawione w [161] miały charakter szacunkowy, budowę demonstratora poprzedzono szczegółowymi analizami aerodynamicznymi i aerodynamiczną optymalizacją, które pozwoliły na dopracowanie geometrii demonstratora [57, 249]. Dzięki nim, maksymalną długotrwałość lotu udało się wydłużyć do około 20 minut, przy założeniu spokojnego lotu bez manewrów [153]. W próbach w locie, ze względów bezpieczeństwa ograniczano czas lotu do około 10 minut.

Szczegółowe analizy aerodynamiczne wykorzystano również w celu wyznaczenia obciążeń w tunelu aerodynamicznym. Są one zazwyczaj większe od obciążeń w locie, gdyż w tunelu realizuje się nawet takie przypadki kątów natarcia, ślizgu i wychyleń sterów, które nie mogą zdarzyć się w locie. Ponadto zmiany położenia modelu w tunelu wynikają z dynamiki wyposażenia tunelu, a nie z dynamiki samolotu. Na model w tunelu działają więc obciążenia zmieniające się niemal skokowo.

Biorąc pod uwagę wyniki analiz aerodynamicznych oraz analizy obciążeń skonstruowano i zbudowano strukturę modelu. Została ona następnie wyposażona w wewnętrzną wagę aerodynamiczną i przebadana w tunelu. Na podstawie wyników tych badań przeprowadzono symulację właściwości dynamicznych demonstratora oraz jego osiągów [151, 152]. Na tej podstawie stwierdzono, że można bezpiecznie zrealizować badania w locie. Wyniki tych symulacji przedstawiono również pilotowi, który na ich podstawie przygotował się do oblotu. Zanim jednak do niego doszło trzeba było zmodyfikować jeszcze strukturę modelu, usuwając z niej niepotrzebne już elementy przeznaczone do mocowania wagi aerodynamicznej oraz instalując elementy i wyposażenie niezbędne do realizacji badań w locie. Tak przygotowany demonstrator został oblatany 28 sierpnia 2014 roku, a następnie został gruntownie przebadany w locie.

ROZDZIAŁ 3
– PŁAT NOŚNY

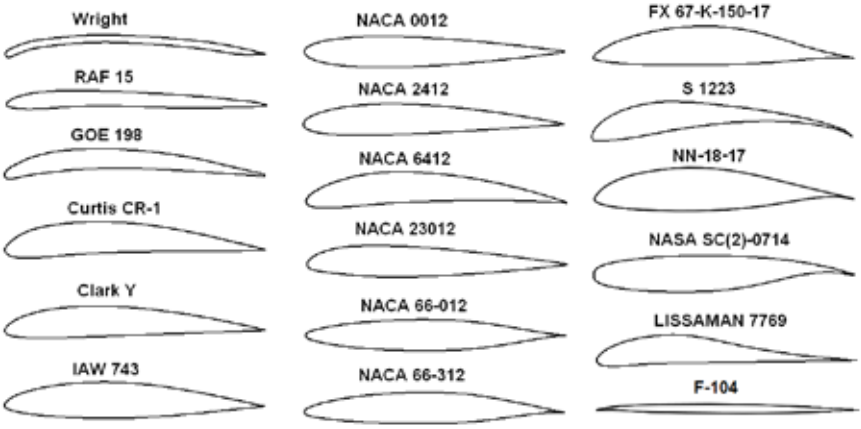
Wyznaczenie podstawowych parametrów samolotu zgodnie z rozdziałem 2 pozwala na naszkicowanie sylwetki samolotu. Zanim jednak do tego przystąpimy, warto przypomnieć sobie lub uzupełnić wiedzę na temat charakterystyk funkcjonalnych poszczególnych części samolotu. Przegląd tych charakterystyk wypada rozpocząć od płata nośnego, gdyż oprócz zespołu napędowego jest on tym elementem samolotu, który w najsilniejszy sposób wpływa na jego osiągi. Istnieje wiele parametrów opisujących geometrię płata nośnego. Najważniejsze spośród nich to:

- Profil
- Pole powierzchni nośnej (odniesienia) S;
- Średnia cięciwa aerodynamiczna Sca (lub MAC – mean aerodynamic chord),
- Rozpiętość b;
- Kąt zaklinowania płata względem kadłuba i_S;
- Wydłużenie AR (aspect ratio);
- Zbieżność λ;
- Skręcenie geometryczne i skręcenie aerodynamiczne płata;
- Wznios Γ;
- Kat skosu płata (krawędzi natarcia Λ_{LE}, linii 25% cięciw $\Lambda_{c/4}$);
- Parametry opisujące geometrię mechanizacji płata

Wśród nich największy wpływ na osiągi mają: profil, pole powierzchni nośnej (a raczej obciążenie powierzchni nośnej – por. rozdz 2.5), wydłużenie, kąt skosu, zbieżność i parametry mechanizacji. Pozostałe są istotne z innych względów (np. stateczności, czy właściwości użytkowych).

3.1. Dobór profilu

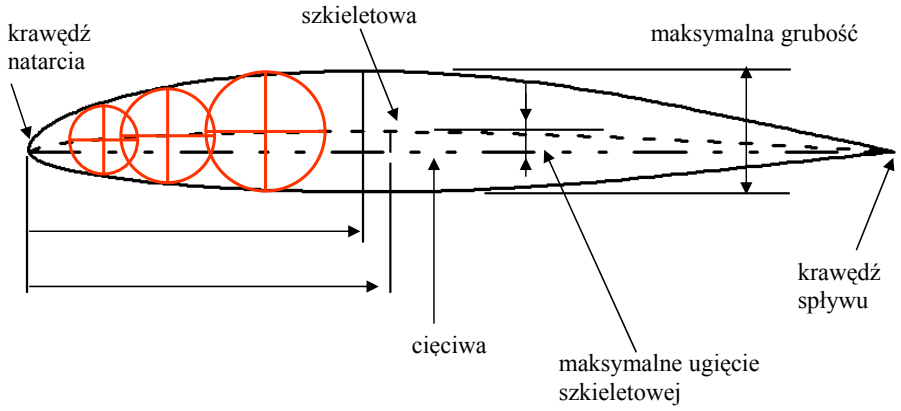
Profil płata, to jego przekrój płaszczyzną równoległą do płaszczyzny symetrii samolotu. Badania dotyczące profili aerodynamicznych towarzyszyły rozwojowi lotnictwa od samego początku. Nic też dziwnego, że w jego ponad 100 letniej historii zaprojektowano tysiące profili, różniących się kształtem i charakterystykami [1, 2, 4, 5, 20, 230-233, 282]. Rozwój metod numerycznych pozwala co prawda na optymalizację profili w taki sposób, aby ich charakterystyki były optymalne dla danego samolotu [134-136], tym niemniej na etapie projektowania koncepcyjnego, przed podjęciem czasochłonnych obliczeń CFD, nadal warto korzystać z obszernych baz danych istniejących profili. Przykłady profili aerodynamicznych przedstawiono na rys.3.1.



Rys.3.1. Przykłady profili aerodynamicznych

3.1.1. Podstawowe definicje i charakterystyki profili

Pomimo całej tej różnorodności wszystkim profilom można przypisać kilka charakterystycznych parametrów rys.3.2. Są to cięciwa, szkieletowa, maksymalna grubość względna, maksymalne ugięcie szkieletowej, współrzędna maksymalnej grubości, współrzędna maksymalnego ugięcia szkieletowej. Cięciwa to odcinek łączący krawędź natarcia profilu z krawędzią spływu. Szkieletowa to linia, na ogół krzywa, łącząca środki okręgów wpisanych w profil. Wynika z tego, że szkieletowa znajduje się w środku pomiędzy górnym i dolnym obrysem profilu. Szkieletowa pokrywa się z cięciwą tylko dla profili symetrycznych. Profile takie stosowane są zazwyczaj wtedy, gdy projektantowi zależy na symetrii właściwości płata, np. w skrzydłach samolotów akrobacyjnych lub w usterzeniach.



Rys.3.2. Definicje podstawowych parametrów geometrycznych profilu

Podstawowe siły aerodynamiczne działające na profil to opór i siła nośna. Siła nośna wynika ze scałkowania rozkładu ciśnień na obrysie profilu (rys.3.3.). Opór profilu oprócz sił ciśnieniowych zawiera również tarcie. Jest on skierowany wzdłuż kierunku wektora prędkości niezaburzonej (daleko od profilu) i zawsze zwrócony zgodnie ze zwrotem prędkości, natomiast siła nośna jest skierowana prostopadle do niego i może przyjmować zwroty zarówno do góry, jak i do dołu. Siły te opisuje się wzorami:

$$P_Z = q \cdot S \cdot C_Z, \quad Px = q \cdot S \cdot Cx \tag{3.1}$$

Gdzie:

P_Z – siła nośna (w literaturze anglosaskiej często oznaczana literą L – lift)

P_X – siła oporu (w literaturze anglosaskiej często oznaczana literą D – drag)

$q = \dfrac{\rho \cdot V^2}{2}$ – ciśnienie dynamiczne

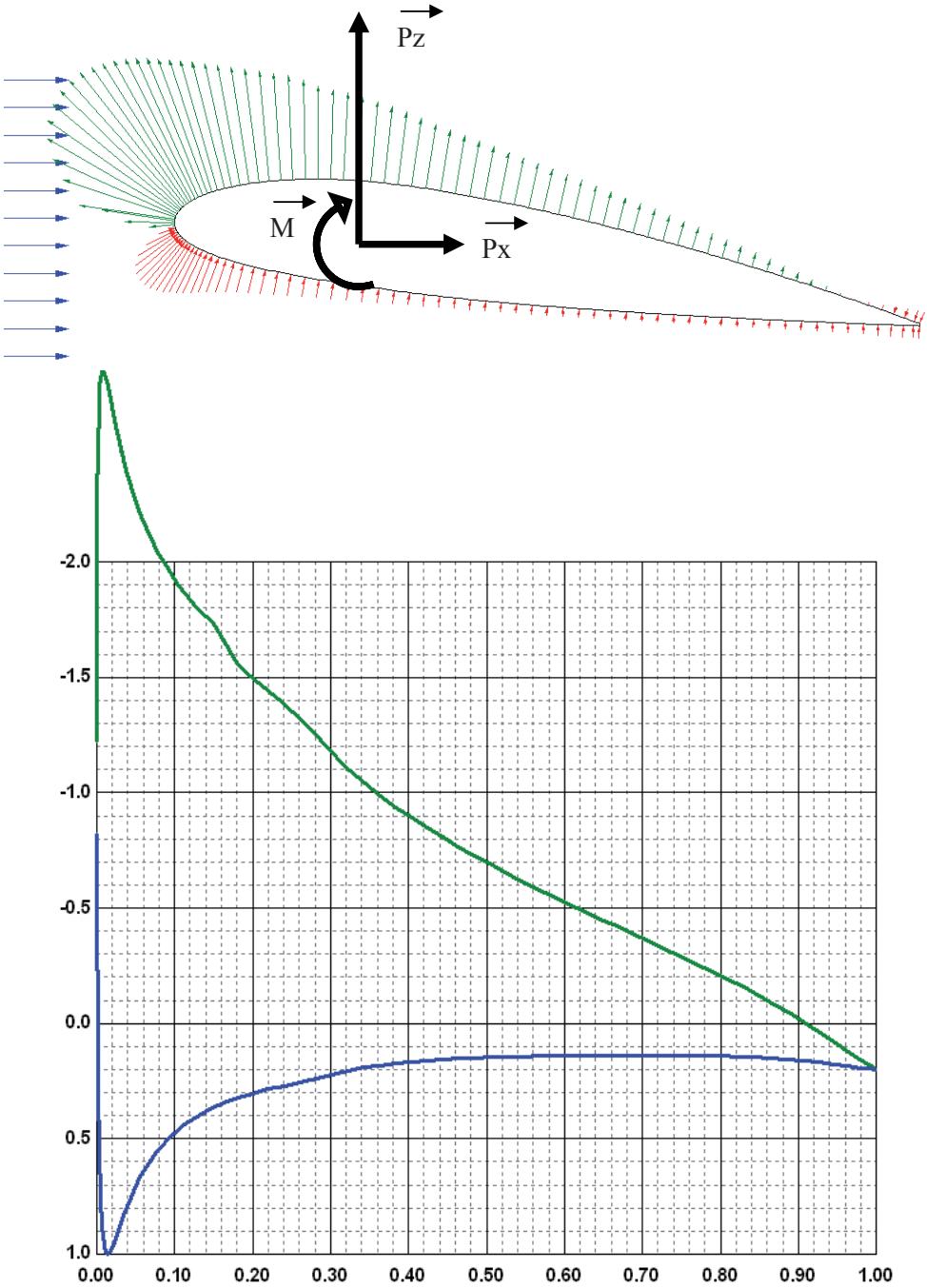
S – powierzchnia nośna

ρ – gęstość powietrza

V – prędkość niezaburzona

C_Z – współczynnik siły nośnej (w literaturze anglosaskiej zwykle oznaczany, jako C_L)

C_X – współczynnik siły oporu (w literaturze anglosaskiej zwykle oznaczany, jako C_D)



Rys.3.3. Rozkład ciśnienia na profilu NACA 2315 dla kąta natarcia 8° [198, 203]

W ogólności siły te nie muszą być przyłożone w tym samym miejscu dla wszystkich profili, co więcej dla danego profilu ich punkt przyłożenia może zmieniać swoje położenie. Dlatego też dla wygody często analizuje się te siły tak jakby były przyłożone w 25% cięciwy profilu, przy założeniu, że dodatkowo na profil działa również moment pochylający określony wzorem:

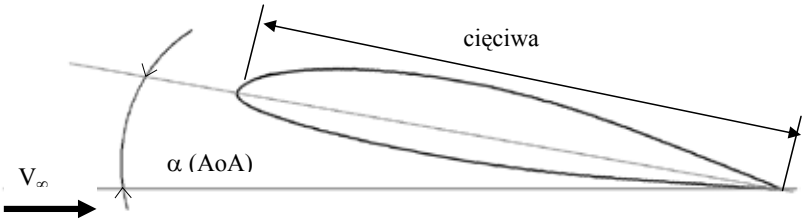
$$M = q \cdot S \cdot c_a \cdot C_m \tag{3.2}$$

Gdzie

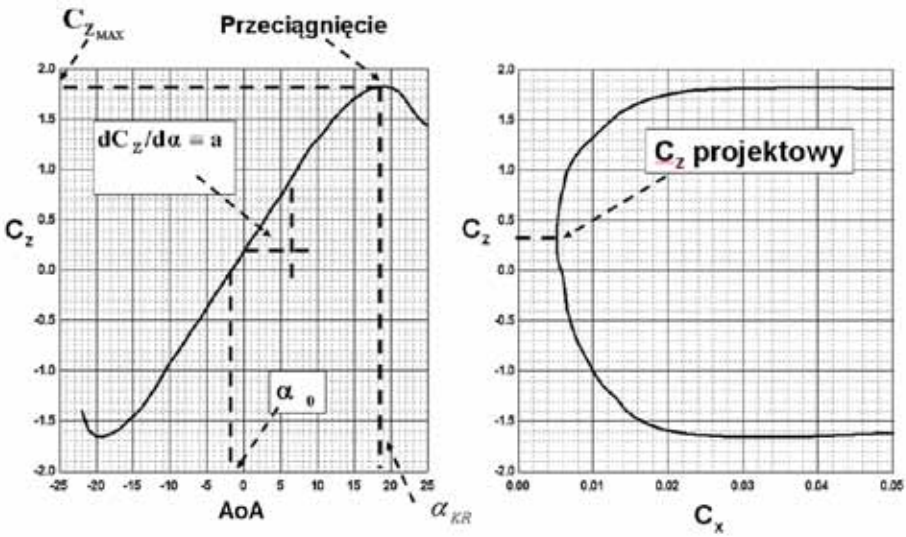
c_a – cięciwa profilu

C_m – współczynnik momentu pochylającego

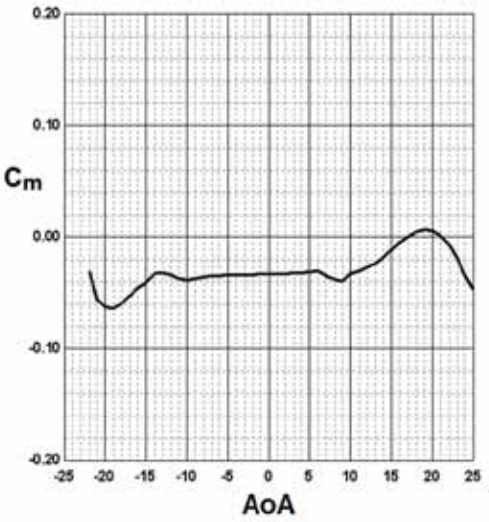
Współczynniki C_Z, C_X i C_m zmieniają swoje wartości w zależności od kąta natarcia, tj. od kąta pomiędzy kierunkiem wektora prędkości niezaburzonej a cięciwą profilu (rys.3.4). Typowe zależności tych współczynników od kąta natarcia przedstawione są na rys.3.5 i 3.6



Rys.3.4. Definicja kąta natarcia (angle of attack)



Rys.3.5. Typowe zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia (C_Z=f(AoA)) i biegunowa profilu (C_Z=f(C_X)) [198, 203].

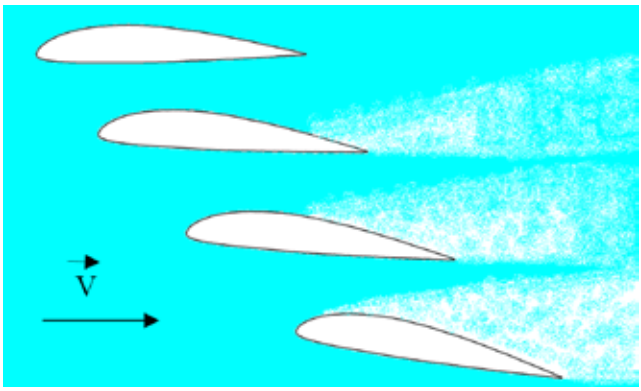


Rys.3.6. Typowa zależność współczynnika momentu pochylającego od kąta natarcia [198, 203]

Na rys.3.5. zaznaczono również kilka charakterystycznych cech tych zależności. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia jest w znacznym zakresie liniowa, oznacza to, że jej pochodna jest wtedy stała. Zazwyczaj wartość tej pochodnej oznacza się literą a. Dla większości profili $a<2\pi$ [1/rad]. Liniowa część charakterystyki przecina zazwyczaj oś $C_Z=0$. Dla profili symetrycznych $C_Z=0$ osiągane jest dla $\alpha=0$. Dla większości pozostałych (szkieletowa wygięta do góry) $C_Z=0$ osiągane jest dla $\alpha<0$. Odejście charakterystyki od liniowości związane jest zazwyczaj z oderwaniem warstwy przyściennej [109] na całości lub części profilu rys.3.7. Wywołuje to zazwyczaj również nieliniowość współczynnika momentu. W wyniku oderwania wartość współczynnika siły nośnej osiąga maksimum, a następnie spada. Sposób, w jaki spada jest niezwykle ważny dla własności pilotażowych samolotu. Jeśli charakterystyka spada gwałtownie, to po osiągnięciu kąta natarcia przeciągnięcia samolot będzie miał tendencje do gwałtownego „przeciągnięcia" i wpadania w „korkociąg" (por. rozdz. 4.2.). Jeśli jednak charakterystyka opada łagodnie, to „przeciągnięcie" będzie również łagodniejsze i będzie możliwe wyprowadzenie samolotu z tego stanu. Ważna jest również sama maksymalna wartość współczynnika siły nośnej, gdyż wpływa ona bezpośrednio na prędkość minimalną samolotu, zgodnie ze wzorem:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Z_{\max}}}} \tag{3.3}$$

Maksymalną wartość współczynnika siły nośnej można zwiększyć przy pomocy tzw. urządzeń supernośnych, które będą omawiane w rozdziale 3.4.



Rys.3.7. Rozwój oderwania warstwy przyściennej

Biegunowa profilu przyjmuje wartości dodatnie zarówno dla dodatnich jak i ujemnych kątów natarcia, przy czym minimum współczynnika oporu osiągane jest dla C_Z =0 tylko dla profili symetrycznych. Pozostałe profile projektuje się zazwyczaj tak, żeby minimum było dla C_Z >0. Można więc dobrać profil w taki sposób, aby prędkość projektowa samolotu (np. maksymalna) odpowiadała dokładnie minimalnej wartości oporu aerodynamicznego profilu zgodnie ze wzorem 3.4.

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Z(C_{X_{\min}})}}} \tag{3.4}$$

Gdzie:

V_P – prędkość projektowa samolotu

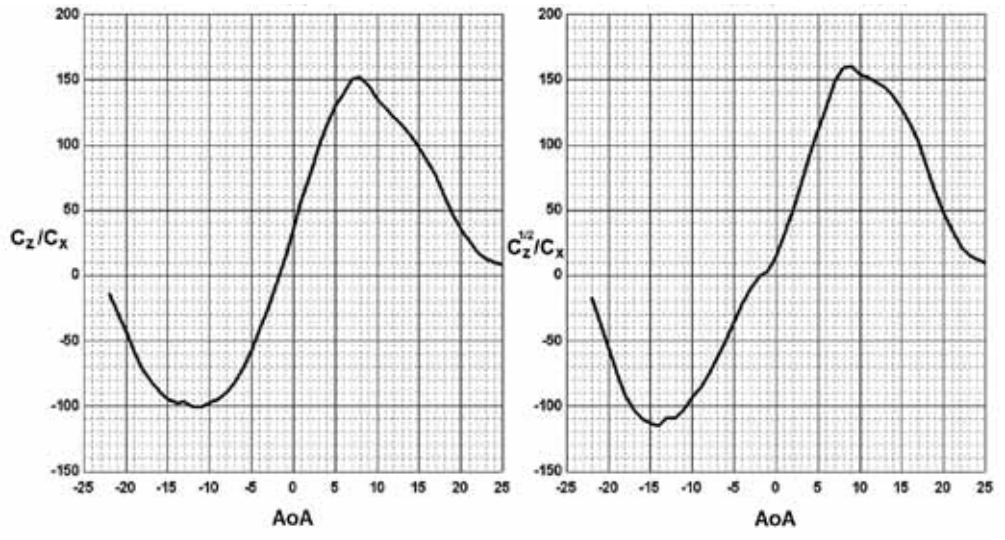
m – masa samolotu

ρ – gęstość powietrza

g – przyspieszenie ziemskie

S – powierzchnia odniesienia

Nie zawsze jest to jednak najbardziej korzystne. Często ważniejsze od minimalnego oporu są wartości maksymalnej doskonałości C_Z/C_X, czy też maksymalnej wartości funkcji energetycznej C_Z^3/C_X^2 (lub $C_Z^{1.5}/C_X$). Pierwsza z nich odpowiada za zasięg samolotu, druga za jego długotrwałość lotu [65]. Przykłady tych zależności od kąta natarcia pokazano na rys.3.8. Warto zauważyć, że maksymalne wartości tych funkcji nie muszą być i zazwyczaj nie są osiągane dla tego samego kąta natarcia. Zazwyczaj maksimum doskonałości osiągane jest dla mniejszego kąta natarcia.



Rys.3.8. Przykładowe zależności doskonałości i funkcji energetycznej od kąta natarcia [198, 203]

3.1.2. Wpływ lepkości na charakterystyki profili

Zależność charakterystyk profilu płata od lepkości otaczającego go powietrza wiąże się bezpośrednio z charakterem przepływu w tzw. warstwie przyściennej (rys.3.9). Jej występowanie wiąże się bezpośrednio z lepkością płynu i objawia się tym, że na powierzchni profilu prędkość płynu względem profilu jest równa zeru. Warstwa przyścienna kończy się w miejscu, w którym płyn ma taką prędkość, jaką miałby, gdyby profil był opływany płynem nielepkim. Jak z tego wynika w warstwie przyściennej mamy do czynienia z bardzo dużym przyrostem prędkości. Przyrost ten może mieć różny przebieg. Jeśli przepływ w warstwie przyściennej jest uporządkowany, tzn. nie dochodzi do wymiany masy i energii pomiędzy kolejnymi subwarstwami płynu, to rozkład prędkości w kierunku prostopadłym do profilu w danym miejscu przypomina krzywą drugiego stopnia. Taki przepływ nazywa się laminarnym. Przepływ turbulentny to taki, w którym dochodzi do wymiany masy i energii wewnątrz całej warstwy przyściennej. W efekcie dochodzi do intensywnego mieszania się płynu, dzięki czemu przyrost prędkości tuż przy ściance profilu jest znacznie bardziej gwałtowny. Pomimo tego turbulentna warstwa przyścienna jest znacznie grubsza od laminarnej.

Parametrem opisującym wpływ lepkości na charakterystyki aerodynamiczne jest liczba Reynoldsa.

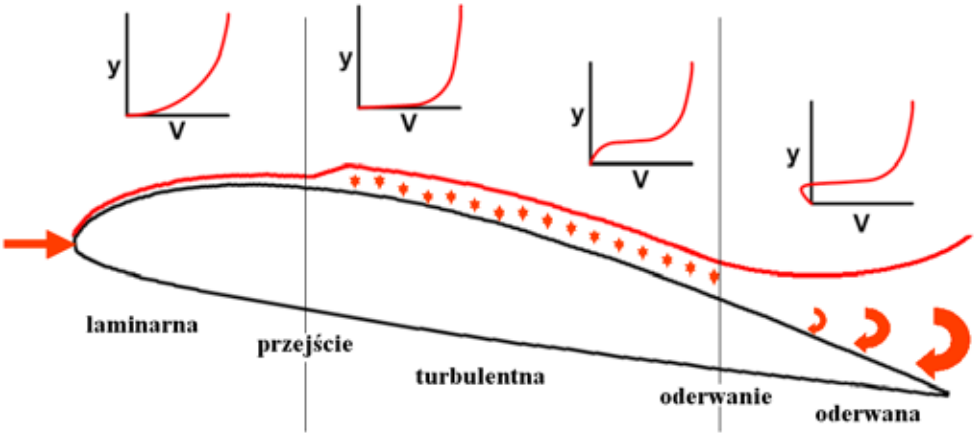
$$\mathrm{Re} = \frac{l \cdot V}{\nu} \tag{3.5}$$

gdzie

l – charakterystyczny wymiar liniowy (dla profili – cięciwa c_a)

V – prędkość niezaburzona

ν - lepkość kinematyczna płynu



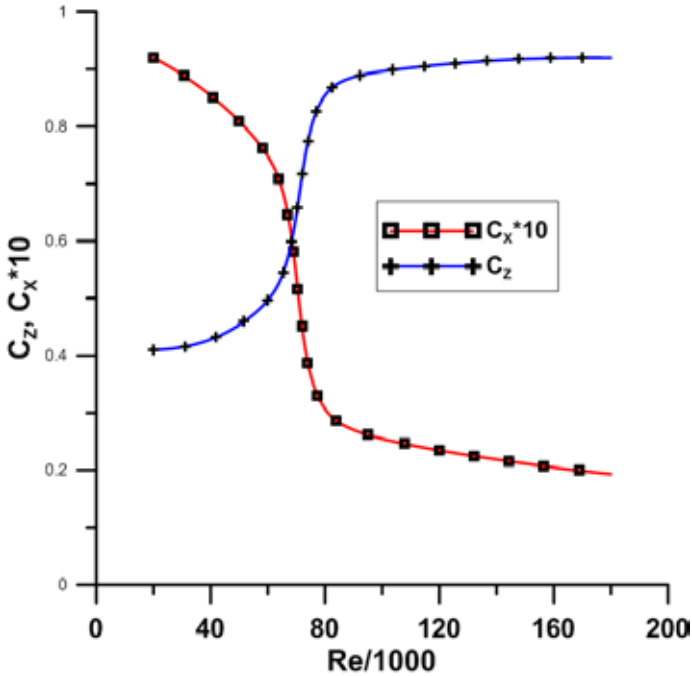
Rys.3.9. Rozwój warstwy przyściennej.

Dla typowych w lotnictwie liczb Reynoldsa większych niż 250000, współczynnik siły nośnej zwykle nieznacznie rośnie, a oporu nieznacznie maleje wraz ze wzrostem Re. Ponadto strata energii kinetycznej powietrza w warstwie przyściennej laminarnej jest w tym zakresie liczb Reynoldsa mniejsza niż w warstwie turbulentnej. W związku z tym zazwyczaj dąży się do uzyskania opływu laminarnego na jak największej części powierzchni samolotu, gdyż pozwala to zminimalizować jego opór. Dla liczb Reynoldsa mniejszych niż 250000 związek między oporem a laminarnością nie jest już tak oczywisty.

Wiąże się to z faktem, iż wraz ze spadkiem liczby Reynoldsa współczynnik oporu zaczyna coraz szybciej rosnąć, a współczynnik siły nośnej coraz szybciej spadać (rys.3.10.). Przy pewnej wartości liczby Reynoldsa, zwanej krytyczną liczbą Reynoldsa dochodzi zwykle do niemal skokowego wzrostu współczynnika oporu i podobnego spadku współczynnika siły nośnej. Dzięki intensywnemu mieszaniu w warstwie turbulentnej może się okazać, że zmiany te są mniej gwałtowne niż w przypadku opływy laminarnego. W pewnych przypadkach, przy małych liczbach Reynoldsa, może się więc okazać korzystnym celowe sturbulizowanie opływu. Rolę turbulizatora może spełniać np. uskok celowo wprowadzony na obrysie

profilu. Stosuje się to jednak głównie w modelach latających, lub bardzo małych samolotach bezzałogowych. Zaznaczyć przy tym należy, że wraz ze spadkiem liczby Reynoldsa coraz trudniej jest uzyskać opływ turbulentny, a przy bardzo małych wartościach Re jest on w ogóle niemożliwy.

Niektóre zjawiska, jak np. pęcherze laminarne (rys.3.11), skłaniają projektantów do turbulizowania opływu nawet przy nieco większych liczbach Reynoldsa, dochodzących do 1000000. Dotyczy to zwykle szybowców, lub samolotów bezzałogowych o średnich rozmiarach. Pęcherz laminarny powstaje, jeśli laminarna warstwa przyścienna oderwie się od profilu jeszcze przed turbulizacją. Może się zdarzyć, że tuż po oderwaniu opływ ulegnie jednak turbulizacji, a dzięki większej grubości warstwy turbulentnej „przyklei się" znowu do profilu.



Rys.3.10 Zależność współczynników oporu i siły nośnej profilu od liczby Reynoldsa [251]

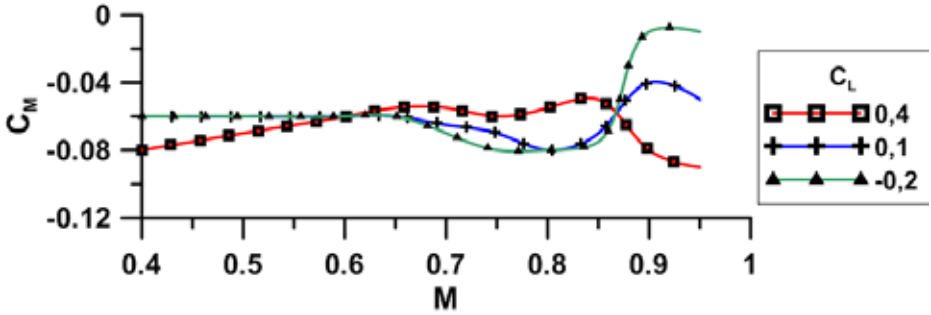
3.11. Rozwój pęcherza laminarnego

Zjawisko to pochłania dużo energii, co powoduje wzrost oporu profilu. Najskuteczniejszą metodą zwalczenia go jest sturbulizowanie opływu tuż przed punktem oderwania. Problem polega na tym, że położenie punktu oderwania może być różne w zależności od kąta natarcia. Chcąc się więc zabezpieczyć przed pojawianiem się bąbla laminarnego w całym zakresie prędkości, trzeba turbulizator umieścić przed najbardziej przednim położeniem punktu oderwania, co niepotrzebnie zwiększa opór przy pozostałych prędkościach. Może się też zdarzyć, że przy pewnych kątach natarcia bąbel występuje, a przy innych nie, co oznacza, że w tych zakresach kątów natarcia turbulizacja w ogóle była niepotrzebna. Z tych też względów prowadzi się obecnie badania nad urządzeniami, które turbulizowałyby opływ wyłącznie wtedy, kiedy to niezbędne i wyłącznie w odpowiednich miejscach.

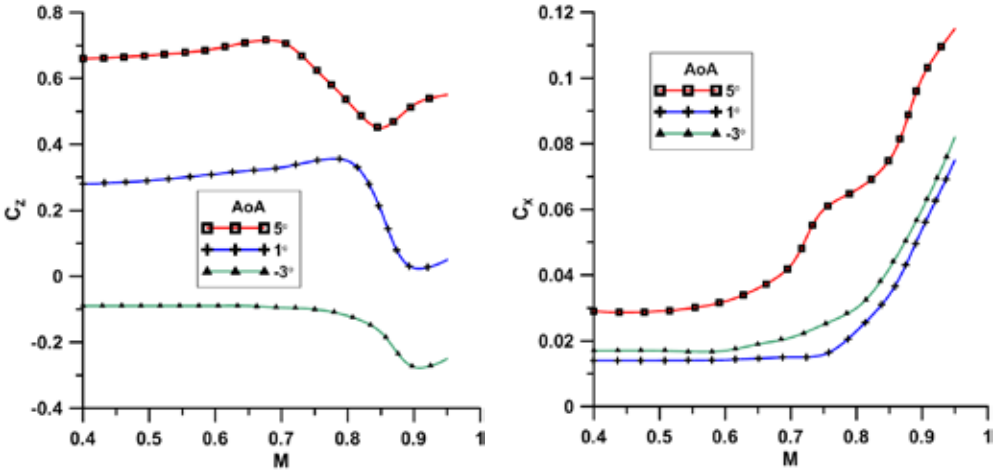
3.1.3. Wpływ ściśliwości na charakterystyki profili [58, 284]

Drugą cechą powietrza, niezwykle ważną dla charakterystyk profili, jest jego ściśliwość. Powszechnie kojarzona jest ona z rozchodzeniem się dźwięku w atmosferze. Jeśli źródło dźwięku jest nieruchome, to fale dźwiękowe rozchodzą się równomiernie we wszystkich kierunkach. Jeśli się porusza, to długość fal po stronie, w którą źródło dźwięku się porusza, jest krótsza, a po przeciwnej dłuższa. Jest to tzw. efekt Dopplera. Najciekawszy jest jego szczególny przypadek, gdy źródło dźwięku porusza się dokładnie z prędkością dźwięku. W tym przypadku fale wysłane w kierunku ruchu nakładają się na siebie. W rzeczywistości dźwięk nie jest jedynym objawem ściśliwości powietrza. W przypadku więc ruchu obiektu z prędkością dźwięku, wszystkie zakłócenia atmosfery wywołane jego ruchem gromadzą się w jednym miejscu. W efekcie w miejscu tym dochodzi do skokowej zmiany parametrów termodynamicznych powietrza, czego najłatwiej dostrzegalnym objawem jest doskonale słyszalny grom dźwiękowy. Stąd też obszar, o którym mowa zwany jest falą uderzeniową. Warto przy tym zauważyć, że fala uderzeniowa może powstać zanim obiekt osiągnie prędkość dźwięku. Dowolny obiekt trójwymiarowy poruszając się w powietrzu powoduje przyrost prędkości powietrza względem tego obiektu zgodnie z prawem ciągłości przepływu. Oznacza to, że dla prędkości niezaburzonej mniejszej od prędkości dźwięku, lokalna prędkość opływu obiektu może być równa prędkości dźwięku. W tym przypadku również pojawia się fala uderzeniowa, tyle, że nie przed obiektem, lecz w miejscu, gdzie prędkość powietrza lokalnie zrównała się z prędkością dźwięku. Taka fala uderzeniowa może mieć duże znaczenie dla charakterystyk profilu lotniczego, gdyż może powodować oderwanie opływu wokół niego. Nietrudno się więc domyślić, że liczba Macha, będąca stosunkiem prędkości samolotu do prędkości dźwięku ma istotne znaczenie dla charakterystyk profili jego płata (rys.3.12, 3.13). Wzrost liczby Macha może się

początkowo objawiać nieznacznym wzrostem współczynnika siły nośnej dla danego kąta natarcia. Po przekroczeniu krytycznej liczby Macha (dla której na profilu po raz pierwszy pojawia się fala uderzeniowa) współczynnik siły nośnej gwałtownie spada i stabilizuje się na poziomie niższym od początkowego po przekroczeniu liczby Macha równej 1. W tym samym czasie współczynnik oporu gwałtownie rośnie, teoretycznie do nieskończoności dla liczby Macha równej 1, a następnie spada [8]. W praktyce dla liczby Macha równej jeden współczynnik oporu osiąga wartość kilku- lub kilkunastokrotnie większą od początkowej. Dla liczb Macha większych od jeden, współczynnik oporu jest zwykle większy niż dla mniejszych od jeden przy tym samym kącie natarcia.



Rys.3.12 Przykładowa zależność współczynnika momentu pochylającego profilu (NACA 23009) od liczby Macha [1]

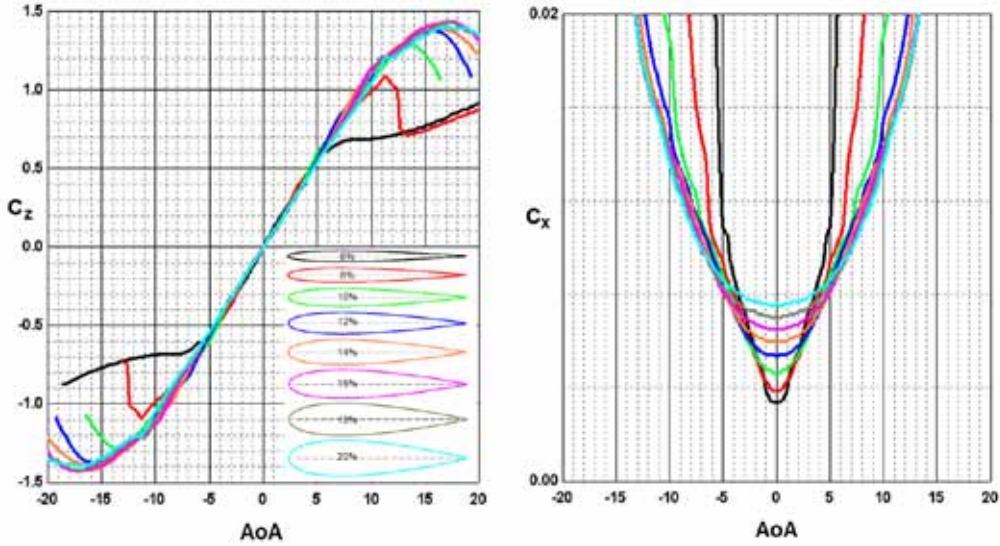


Rys.3.13 Przykładowe zależności współczynnika siły nośnej i oporu profilu (NACA 23009) od liczby Macha [1]

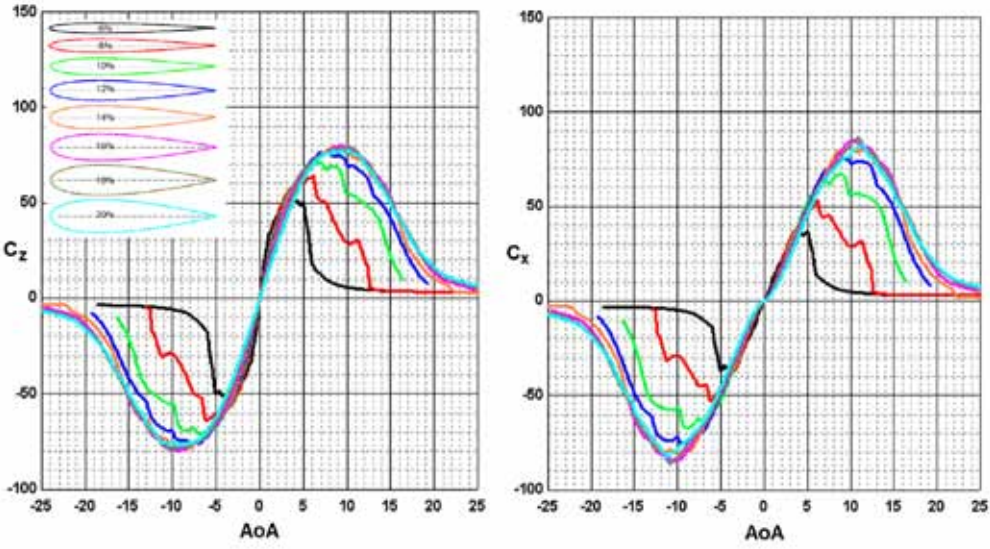
Warto teraz prześledzić, w jaki sposób cechy geometryczne profilu wpływają na jego charakterystyki aerodynamiczne i jakie to ma znaczenie dla ich zastosowania w różnych typach samolotów.

3.1.4. Maksymalna grubość profilu

Grubość profilu wpływa na opór i maksymalną wartość współczynnika siły nośnej (rys.3.14). Im grubszy jest profil, tym większy ma współczynnik oporu w zakresie małych kątów natarcia w porównaniu do innych profili tej samej rodziny. Jednakże, dla większych kątów natarcia często zdarza się, że opór grubszego profilu jest mniejszy. W przypadku współczynnika siły nośnej grubość profilu nie wpływa znacząco na jego wartość ani charakter w zakresie liniowym. Może jednak wpływać na wielkość tego zakresu. Wiąże się to z faktem, że na cieńszych profilach wcześniej dochodzi do oderwania. Zakres liniowy charakterystyki jest więc węższy. Z wcześniejszym oderwaniem wiąże się też mniejsza wartość uzyskiwanego maksymalnego współczynnika siły nośnej. Maksymalny współczynnik siły nośnej nie jest jednak liniową funkcją grubości profilu. Dla pewnej jej wartości, zwykle około 14-17% cięciwy, osiąga maksimum. Dalsze zwiększanie grubości może wywoływać nieznaczny spadek maksymalnego współczynnika siły nośnej.



Rys.3.14 Zależności współczynnika siły nośnej i oporu profilu w funkcji kąta natarcia dla różnych grubości profilu [198, 203]



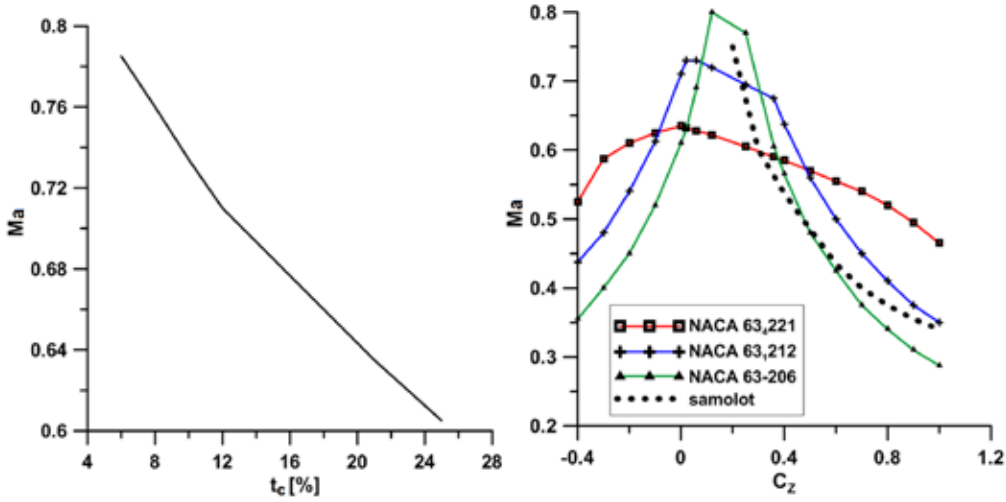
Rys.3.16 Przykładowe zależności doskonałości i funkcji energetycznej od grubości profilu [198, 203]

Taki wpływ na podstawowe współczynniki aerodynamiczne ma też swoje odzwierciedlenie w zależnościach doskonałości i funkcji energetycznej. Zwykle cieńsze profile mają nieco mniejszą wartość maksymalną tych parametrów i występuje ona przy mniejszym kącie natarcia (rys.3.16).

Grubość profilu ma też istotne znaczenie dla konstrukcji skrzydła samolotu. Najkorzystniejszym miejscem dla umieszczenia dźwigara jest okolica maksymalnej grubości profilu, dzięki czemu może on być najwyższy. Jest to niezmiernie istotne zważywszy na fakt, że moment bezwładności przekroju dźwigara jest proporcjonalny do sześcianu jego wysokości. Naprężenia występujące w pasach dźwigara są więc odwrotnie proporcjonalne do jej kwadratu. Grubszy profil pozwala więc na zastosowanie pasów o mniejszym przekroju, a tym samym mniejszej masie.

Inną ważną wielkością związaną z grubością profilu skrzydła jest jego objętość. Grubsze profile pozwalają na zbudowanie skrzydła o większej objętości, które z kolei pozwalają na pomieszczenie zbiorników paliwa o większej objętości.

Grubość profilu ma też istotne znaczenie ze względu na możliwość osiągania dużych prędkości. Wynika to z faktu, że powietrze opływające profil przyspiesza, a co za tym idzie, lokalna liczba Macha na profilu może osiągnąć wartość 1 nawet przy stosunkowo niewielkiej liczbie Macha w przepływie niezaburzonym. Rys.3.17. przedstawia statystyczną zależność liczb Macha w przepływie niezabu-



Rys.3.17 Przykłady zależności krytycznej liczby Macha od maksymalnej grubości profilu i kąta natarcia [1, 42]

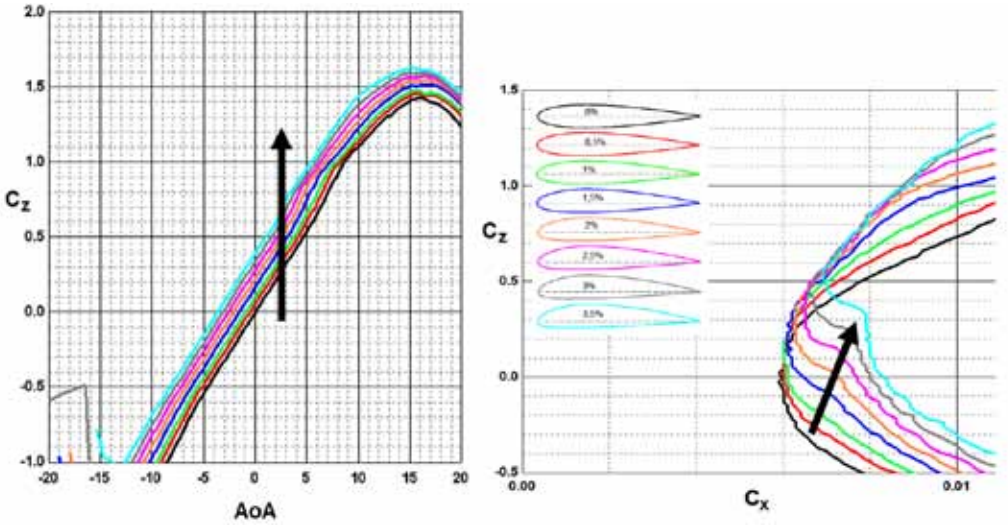
rzonym, przy których powietrze osiąga lokalnie prędkość dźwięku, od grubości maksymalnej profilu. Wynika z niej, że do osiągania większych prędkości lepiej dostosowane są profile cienkie. Warto jednak zauważyć, że wartość krytycznej liczby Macha zmienia się nie tylko zależnie od grubości, ale również od kąta natarcia, przy czym profile grubsze mają wyższe krytyczne liczby macha dla większych współczynników siły nośnej. Biorąc jednak pod uwagę, że lot z prędkością maksymalną odbywa się zazwyczaj przy małym współczynniku siły nośnej obserwacja ta ma drugorzędne znaczenie. Wynika z niej tyle tylko, że należy sprawdzić, czy cienki profil, dobrany do lotu z dużą liczbą Macha nie ma zbyt małej krytycznej liczby Macha przy mniejszych prędkościach (większych współczynnikach siły nośnej).

Podsumowując powyższe rozważania można stwierdzić, że grubość profilu dla samolotów stosunkowo powolnych wynika z potrzeby zapewnienia odpowiednio dużego maksymalnego współczynnika siły nośnej, dużej doskonałości aerodynamicznej w szerokim zakresie kątów natarcia, odpowiednio małej masy dźwigara i dużej pojemności zbiorników paliwa, natomiast w przypadku samolotów szybkich grubość profilu jest zdeterminowana koniecznością pokonywania „kryzysu falowego" związanego ze ściśliwością powietrza. W związku z powyższym grubość profili samolotów szybkich nie przekracza zazwyczaj 10% a dochodzi nawet do 4%, podczas gdy dla samolotów powolnych oscyluje wokół 14%-16%. Wyjątkiem od tej zasady są samoloty latające przy bardzo niskich liczbach Reynoldsa, mniejszych niż 250000. Okazuje się bowiem, że również w tym wypadku lepiej radzą sobie profile cienkie.

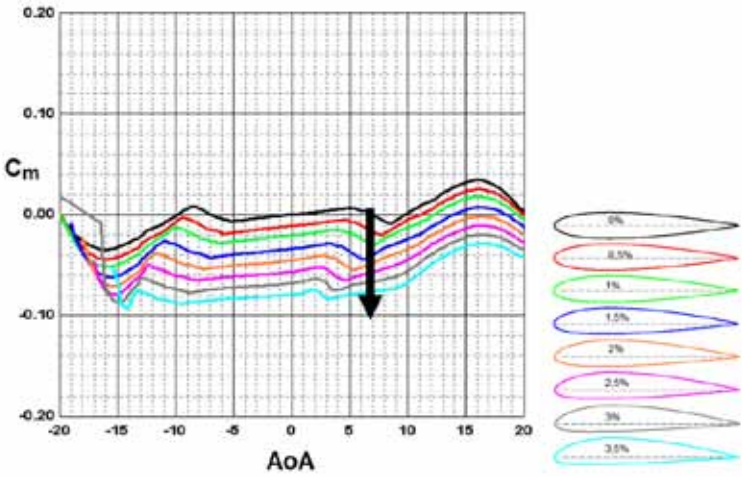
3.1.5 Ugięcie szkieletowej

Zwiększanie ugięcia szkieletowej profilu zwiększa współczynnik siły nośnej (rys.3.20), w tym jego wartość maksymalną. Oznacza to również, że osiąga on wartość zerową przy mniejszym kącie natarcia. Jednocześnie rośnie współczynnik oporu. Nie oznacza to jednak spadku doskonałości, gdyż biegunowa profilu osiąga minimum przy większym współczynniku siły nośnej. Tak więc stosunkowo niewielki przyrost współczynnika oporu jest kompensowany większym przyrostem współczynnika siły nośnej, co pozwala zazwyczaj zwiększyć zarówno doskonałość jak i funkcję energetyczną (rys.3.22.). Opór profilowy jest stosunkowo niewielki w porównaniu z oporem indukowanym płata dla większych współczynników siły nośnej. Tym niemniej opłaca się tak dobierać profile, aby dla współczynnika siły nośnej odpowiadającego prędkości przelotowej, doskonałość profilu była jak największa.

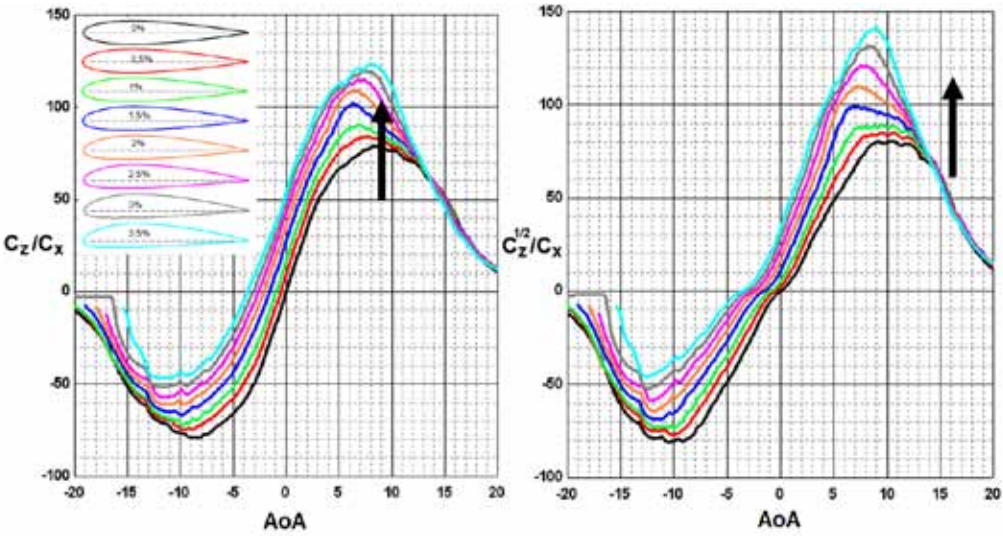
Niestety wraz ze wzrostem ugięcia maleje współczynnik momentu aerodynamicznego wytwarzanego przez profil (rys.3.21.). Dla profili symetrycznych jest on w przybliżeniu równy 0, a dla rosnących ugięć staje się on coraz bardziej ujemny. Jest to o tyle niekorzystne, że wymaga większego wychylenia steru wysokości do zrównoważenia sił i momentów działających na samolot, co zwiększa „opór trymowania". Tak więc przy bardzo dużych ugięciach szkieletowej profilu, korzyści z niej wynikające są tracone. Zwykle więc wartość ugięcia nie przekracza 4% cięciwy.



Rys.3.20. Wpływ ugięcia szkieletowej na współczynniki siły nośnej i oporu profilu [198, 203]



Rys.3.21. Wpływ ugięcia szkieletowej na współczynnik momentu pochylającego profilu [198, 203]

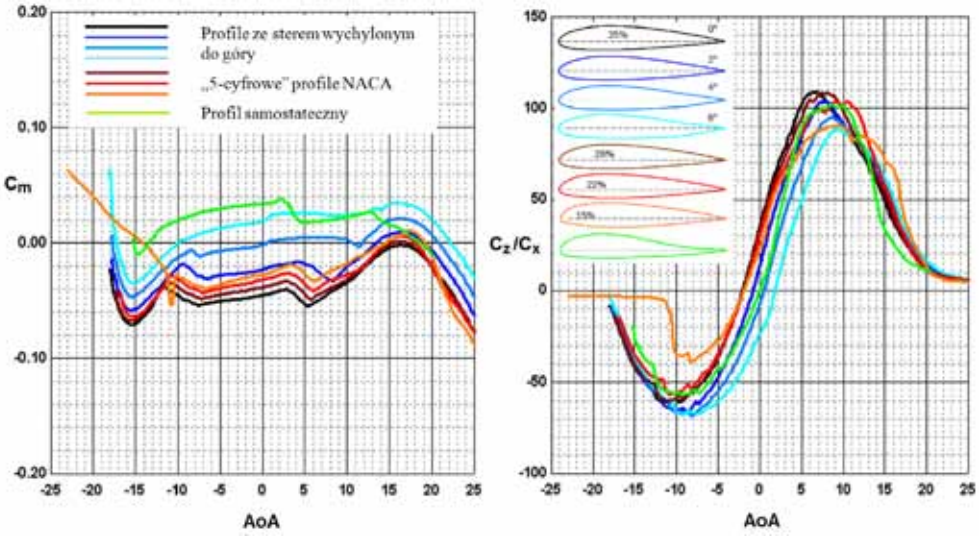


Rys.3.22. Wpływ ugięcia szkieletowej na doskonałość i funkcję energetyczną profilu [198, 203]

3.1.6 Profile samostateczne

Ujemny współczynnik momentu jest szczególnie szkodliwy w przypadku samolotów w układzie latającego skrzydła, gdyż nie posiadają one usterzenia poziomego, wyposażonego w ster wysokości umożliwiający zapewnienie równowagi. Można

tego dokonać za pomocą sterolotek umieszczonych na krawędzi spływu skrzydła. Niestety w tym przypadku odległość między środkiem masy samolotu, a sterolotką jest niewielka, co wymaga bardzo dużych wychyleń sterolotek do równowagi. To z kolei oznacza znaczny spadek siły nośnej i wzrost oporu. Problem daje się złagodzić przez zastosowanie skosu skrzydła, dzięki któremu odległość między sterolotką a środkiem ciężkości rośnie. Nie można jednak stosować zbyt dużych skosów, ze względów, które omówione będą w rozdziale 3.2.8. Dalsze złagodzenie problemu można uzyskać poszukując profili o dobrych własnościach w zakresie oporu i siły nośnej, charakteryzujących się współczynnikiem momentu bliskim zera (rys.3.23). Cechę tę posiadają „pięciocyfrowe" profile NACA. Projektuje się również profile specjalnie przeznaczone do latających skrzydeł, popularnie zwane samostatecznymi. Charakteryzują się one szkieletową w kształcie litery S, przy czym przednia część szkieletowej jest wypukła do góry, a tylna wklęsła. Dzięki takiemu ukształtowaniu szkieletowej daje się uzyskać niezłe współczynniki siły nośnej i oporu nawet przy dodatnich wartościach momentu pochylającego. Profile takie miewają często problemy związane z tzw. pęcherzem laminarnym pojawiającym się w obszarze o wklęsłej szkieletowej. Pojawienie się takiego pęcherza laminarnego może pogorszyć charakterystyki aerodynamiczne i/lub sprawić, że staną się one silnie nieliniowe.

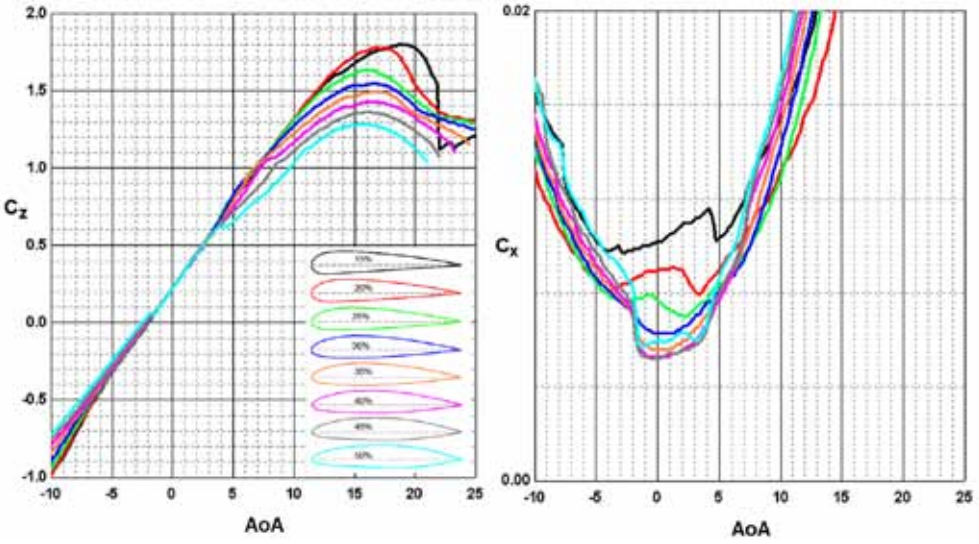


Rys.3.23 Porównanie zależności momentu pochylającego i doskonałości profili: zwykłych z wychyloną do góry klapą, 5-cyfrowych NACA-owskich i samostatecznych [198, 203]

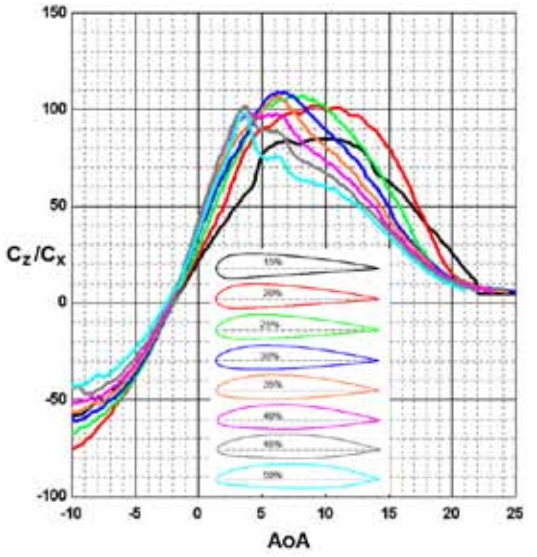
3.1.7. Położenie maksymalnej grubości profilu

Zależność charakterystyk profilu od położenia jego maksymalnej grubości wiąże się bezpośrednio z charakterem przepływu w warstwie przyściennej. Śledząc rozwój warstwy przyściennej wzdłuż profilu można zauważyć, że w jego przedniej części opływ jest zwykle laminarny. W pewnym miejscu jednak dochodzi do turbulizacji opływu. Warunki sprzyjające przejściu warstwy laminarnej w turbulentną zapewnia dodatni gradient ciśnienia statycznego. Na górnej części profilu występuje on w miejscu, gdzie obrys zaczyna opadać w dół. Dla małych kątów natarcia miejsce to zazwyczaj znajduje się blisko miejsca, w którym profil ma maksymalną grubość. Dążąc więc do laminaryzacji opływu przesuwa się zwykle maksymalną grubość profilu do tyłu. Dla większych kątów natarcia punkt zmiany znaku gradientu ciśnienia przesuwa się szybko do przodu, co redukuje obszar opływu laminarnego. W efekcie tzw. „profile laminarne" mają w swej biegunowej tzw. „siodło laminarne", wewnątrz którego współczynnik oporu jest znacznie mniejszy, niż w przypadku tzw. „profili turbulentnych". Poza tym siodłem współczynniki oporu profili laminarnych nie różnią się zwykle znacząco od współczynników oporu profili turbulentnych, a mogą być nawet większe (rys.3.24, 3.25).

Możliwość minimalizacji oporu drogą przesuwania maksymalnej grubości do tyłu jest ograniczona, gdyż nadmierne przesunięcie może doprowadzić do oderwania opływu w spływowej części profilu, co wywołuje większy wzrost oporu od



Rys.3.24 Wpływ położenia maksymalnej grubości profilu na współczynniki siły nośnej i oporu profilu [198, 203]



Rys.3.25. Wpływ położenia maksymalnej grubości profilu na doskonałość profilu [198, 203]

jego spadku wywołanego laminaryzacją opływu w przedniej jego części. Z tego względu rzadko spotyka się profile o maksymalnej grubości znajdującej się dalej niż w 70% cięciwy profilu.

Dodać też należy, że przesunięcie maksymalnej grubości profilu do tyłu nie gwarantuje jeszcze laminaryzacji opływu w przedniej jego części. W rzeczywistych konstrukcjach występuje wiele powodów, które mogą ją uniemożliwić. Zaliczyć do nich można wystające nity (rys.3.26), uskoki pomiędzy blachami pokrycia, szczeliny między elementami mechanizacji, a nawet duża chropowatość lakieru. Sturbulizować warstwę przyścienną może również oblodzenie [69, 98, 164, 265]],

Rys.3.26 „Gładkość" powierzchni skrzydła ma znaczenie w opływie laminarnym, stąd w konstrukcjach metalowych krawędzie natarcia nitowane są nitami z łbami wpuszczanymi. Ponieważ jednak takie nitowanie jest kosztowne, więc w obszarze, w którym opływ laminarny na pewno nie wystąpi, stosuje się zwykłe nity z łbami wypukłymi. (*Pima Air Museum*)

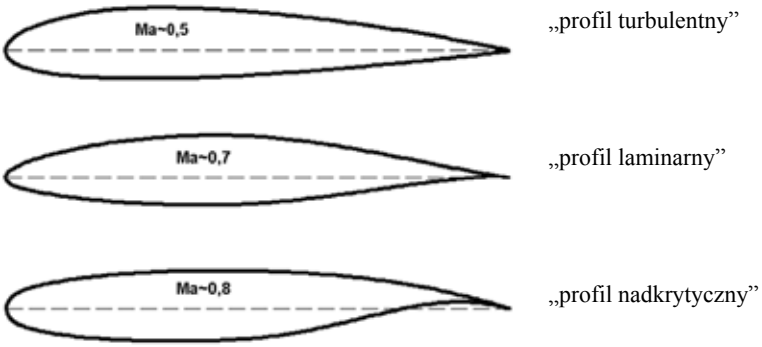
lub warstwa much przyklejonych do krawędzi natarcia. Z tego względu profile laminarne stosuje się zwykle w płatowcach, w których minimalizacja oporu jest bezwzględnie konieczna i dotyczy ograniczonego zakresu prędkości oraz takich, co do których istnieje uzasadnione przypuszczenie, że będą utrzymywane w bardzo dobrym stanie technicznym.

Innym powodem, dla którego stosowanie profili laminarnych może się okazać nieopłacalne jest charakter przeciągnięcia, często bardziej gwałtowny, niż w przypadku profili turbulentnych. Wynika on z tego, że chcąc uzyskać jak najszersze siodło laminarne przy ograniczonej grubości profilu zmniejsza się promień noska profilu, co ułatwia oderwanie na krawędzi natarcia. Dochodzi do niego w tym przypadku od razu na całej górnej części profilu, co gwałtownie zmniejsza wytwarzaną siłę nośną. Z tego też względu profil laminarny może się okazać niewłaściwym wyborem dla samolotów do początkowego szkolenia, lub przeznaczonych dla mało doświadczonych pilotów.

3.1.8 Profile nadkrytyczne [186]

Jak już wspomniano w rozdziale 3.1.4, do latania z dużymi prędkościami najlepiej nadają się profile cienkie. Nie stanowi to problemu w przypadku samolotów bojowych, zwłaszcza, jeśli istnieje możliwość tankowania w powietrzu. W przypadku jednak samolotów transportowych, a zwłaszcza pasażerskich cienkie profile nie zapewniają możliwości pomieszczenia w skrzydłach zbiorników paliwa o wystarczającej objętości. Tankowanie w powietrzu nie może być w tym przypadku stosowane ze względów bezpieczeństwa podobnie jak umieszczanie dużych zbiorników paliwa w kadłubie, poza centropłatem. Problemem może się też okazać niski maksymalny współczynnik siły nośnej wydłużający lądowanie. W związku z tym prowadzono intensywne prace nad rozwojem grubych profili pozwalających na latanie z dużymi prędkościami. Okazało się, że opracowanie takich profili jest możliwe (rys.3.27). Charakteryzują się one tym, że w przedniej części są niemal symetryczne, dzięki czemu minimalizuje się przyrost prędkości na górnej części profilu. Profil symetryczny wymagałby jednak dużych kątów natarcia dla uzyskania przelotowego współczynnika siły nośnej, co podobnie jak duża grubość prowadzi do spadku krytycznej liczby Macha. W celu zwiększenia współczynnika siły nośnej przy małym kącie natarcia można jednak zastosować silnie wygiętą szkieletową w spływowej części profilu. W efekcie uzyskuje się stosunkowo gruby profil, wokół którego prędkości powietrza są zminimalizowane. Siła nośna natomiast jest generowana nie dzięki podciśnieniu nad krawędzią natarcia, jak to ma miejsce w przypadku większości typowych profili, ale dzięki nadciśnieniu pod spływową częścią profilu. Konsekwencją tego jest jednak mniejszy niż zwykle (bardziej ujemny) moment

pochylający [245], w związku z czym samoloty wyposażone w takie profile mają zwykle większe usterzenia poziome niżby to wynikało z wymagań dotyczących stateczności i/lub niesymetryczne, odwrócone profile usterzenia poziomego. Jest to konieczne w celu zrównoważenia samolotu, zwłaszcza w konfiguracji z wypuszczonymi klapami (rozdz. 3.4.)



Rys.3.27. Obrys profilu „nadkrytycznego” w porównaniu do typowych profili „turbulentnego” i „laminarnego” i ich orientacyjne krytyczne liczby Macha.

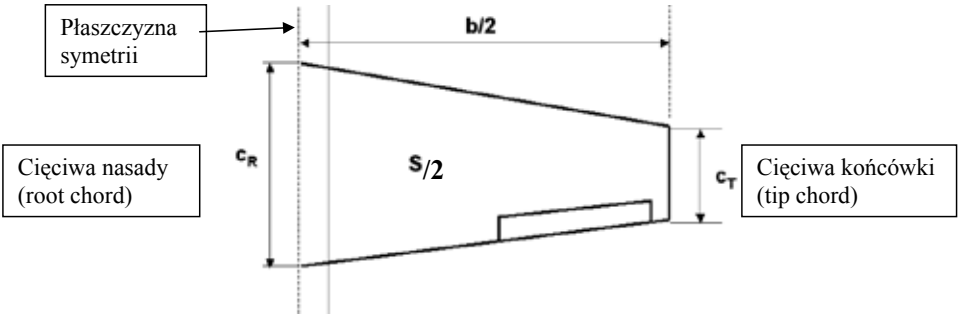
3.2. Dobór geometrii płata

Profil płata nie jest jedynym czynnikiem wpływającym na jego charakterystyki. Płat jest obiektem trójwymiarowym, w związku z czym jego właściwości zależą również od tego, w jaki sposób poszczególne profile zostaną rozmieszczone w przestrzeni. Można więc wymienić tu cały szereg istotnych parametrów, takich jak:

- Powierzchnia nośna - S
- Średnia cięciwa aerodynamiczna - SCa
- Kąt zaklinowania - i_s
- Wydłużenie - AR
- Zbieżność - λ
- Zwichrzenie aerodynamiczne i geometryczne
- Kąt wzniosu - Γ
- Kąt skosu - Λ

3.2.1 Powierzchnia nośna

Znaczenie wielkości powierzchni nośnej wynika z rozdziału 2.5. poświęconego doborowi obciążenia powierzchni nośnej, więc nie będzie tu szerzej komentowane. Warto jednak wspomnieć, że jej wyznaczenie często jest dość skomplikowane. Wynika, to z faktu przenikania płata nośnego z kadłubem i często bardzo skomplikowanej geometrii przejścia pomiędzy nimi. W związku z powyższym zarówno w literaturze jak i firmach zajmujących się projektowaniem samolotów spotyka się różne definicje powierzchni nośnej. Nie ma to większego znaczenia, o ile tylko zawsze, konsekwentnie, stosuje się tą samą definicję. W prostych przypadkach można stosować definicję przedstawioną na rys.3.28.



Rys.3.28. Definicja powierzchni nośnej płata

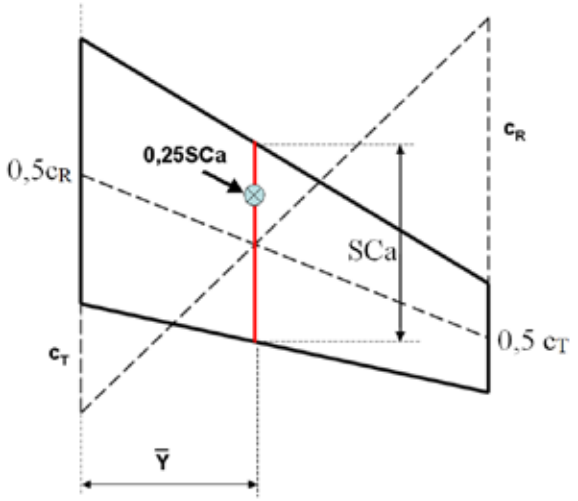
$$S_T = \frac{c_R + c_T}{2} \cdot b \tag{3.6}$$

Gdzie
S_T – pole powierzchni płata trapezowego
b – rozpiętość płata

3.2.2. Średnia cięciwa aerodynamiczna

Średnia cięciwa aerodynamiczna, to taka cięciwa, jaką miałby zastępczy płat prostokątny o identycznej charakterystyce aerodynamicznej. Ma ona niewielki wpływ na charakterystyki płata. Określa jedynie jego średnią liczbę Reynoldsa. Jest jednak nadzwyczaj wygodnym parametrem odniesienia dla innych wielkości, np. dla odległości między płatem a usterzeniem, czy dla określenia położenia środka masy samolotu. Jest więc nadzwyczaj ważne, aby precyzyjnie ustalić zarówno długość jak i położenie średniej cięciwy. W prostych przypadkach można w tym celu zastosować metodę wykreślną przedstawioną na rysunku 3.29, lub wzory (3.7).

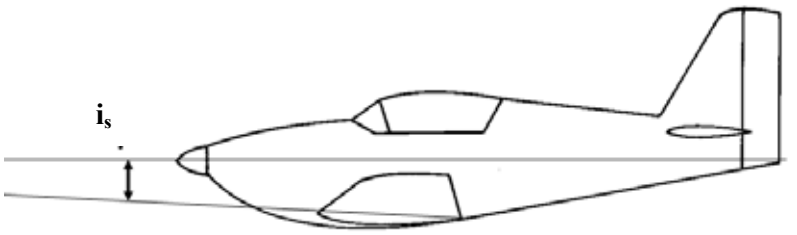
$$SCa = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot c_R \cdot \frac{\left(1+\lambda+\lambda^2\right)}{\left(1+\lambda\right)}; \qquad \overline{Y} = \left(\frac{b}{6}\right) \cdot \left[\left(1+2\cdot\lambda\right)\left(1+\lambda\right)\right] \tag{3.7}$$



Rys.3.29. Graficzna metoda wyznaczania średniej cięciwy aerodynamicznej i jej położenia.

3.2.3. Kąt zaklinowania

Kąt zaklinowania płata, to kąt pomiędzy jego średnią cięciwą aerodynamiczną a osią kadłuba (rys.3.30). Ma on wartość dodatnią, jeżeli krawędź natarcia znajduje się ponad krawędzią spływu. Dobiera się go zazwyczaj w taki sposób, aby w locie z prędkością projektową kadłub stawiał jak najmniejszy opór. Jeśli więc zależy nam na tym, aby samolot latał z prędkością optymalną, to kąt zaklinowania powinien być równy kątowi maksymalnej doskonałości płata. Jeśli natomiast zależy nam na osiągnięciu dużej prędkości maksymalnej, to kąt zaklinowania powinien być równy kątowi, przy którym płat posiada współczynnik siły nośnej odpowiadający wymaganej prędkości maksymalnej.



Rys.3.30 Definicja kąta zaklinowania płata. UWAGA: oś wału silnika nie musi pokrywać się z osią kadłuba (bazą poziomą).

3.2.4. Wydłużenie

Wydłużenie płata ma dla charakterystyk samolotu nadzwyczaj istotne znaczenie. Jest ono zdefiniowane wzorem:

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{3.8}$$

W bezpośredni sposób wpływa ono na opór indukowany płata zgodnie z zależnością:

$$C_{X_{ind}} = \frac{C_Z^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \tag{3.9}$$

gdzie:

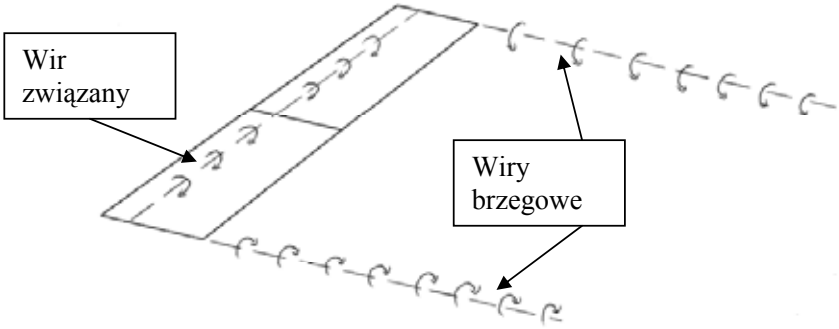
e – współczynnik Oswalda, równy około 0,8

Opór indukowany jest bezpośrednią konsekwencją wytwarzania siły nośnej na płacie o skończonym wydłużeniu. Porównując prędkość na górnej i dolnej części profilu można zauważyć, że prędkość na górnej części profilu jest znacznie większa niż na dolnej dla dodatnich kątów natarcia. Gdybyśmy chcieli przedstawić prędkość w dowolnym miejscu wzdłuż cięciwy profilu, jako sumę prędkości średniej i lokalnego przyrostu prędkości, to okaże się, że lokalne przyrosty prędkości tworzą tzw. „wir związany". Jest to zgodne z twierdzeniem mówiącym, że siła nośna może powstać wyłącznie w wyniku rotacji płynu wokół opływanego obiektu. W przypadku płata o nieskończenie dużym wydłużeniu nie stanowi to problemu. Jeśli jednak wydłużenie jest skończone, to ma zastosowanie twierdzenie mówiące, że w przepływie potencjalnym wir nie może samorzutnie zaniknąć. W związku z tym na końcówkach płata o skończonym wydłużeniu istnieje wir, zwany „wirem brzegowym", którego oś jest w przybliżeniu równoległa do kierunku prędkości niezaburzonej. W chwili, gdy samolot rusza układ wirów domyka się „wirem startowym", którego oś jest równoległa do osi wiru związanego, a zwrot rotacji jest przeciwny. Dzięki temu spełnione jest powyższe twierdzenie, gdyż łącznie wiry te tworzą układ zamknięty o sumie rotacji równej zero.

Powstawanie wiru brzegowego można wytłumaczyć również w nieco bardziej obrazowy sposób. Ciśnienie pod płatem jest większe niż ciśnienie nad płatem. Powietrze dążąc do wyrównania ciśnień stara się przepłynąć nad płat, w związku z tym pod płatem skręca w kierunku końcówki, a nad płatem skręca w kierunku kadłuba, gdyż na końcówce powietrze może swobodnie przepływać z dołu na górę płata. To właśnie swobodne opływanie końcówki jest początkiem wiru brzegowego.

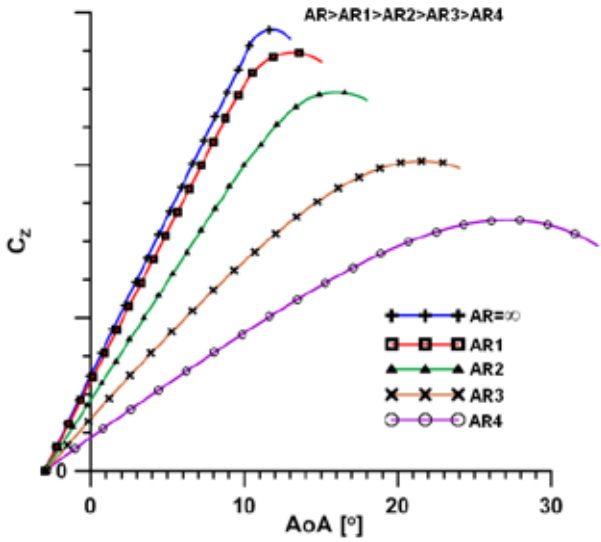
Niezależnie od sposobu objaśnienia powodów powstawania wirów są one konsekwencją wytwarzania siły nośnej, a energia zużyta na ich wytworzenie jest źródłem oporu indukowanego.

W rzeczywistych płynach dochodzi do dyssypacji energii, dzięki czemu wir startowy po pewnym czasie zanika, a wiry brzegowe rozpraszają się w pewnej odległości za płatem. Nie dzieje się to jednak natychmiast, co jest istotnym ograniczeniem dla częstotliwości ruchu lotniczego. To właśnie wiry generowane przez startujące samoloty sprawiają, że na żadnym z lotnisk samoloty nie startują częściej, niż co 40 sekund. Co więcej, po starcie cięższego samolotu separacja ta musi być dłuższa. Dzieje się tak dlatego, że przelot samolotu przez wiry wygenerowane przez poprzedni samolot może skończyć się katastrofą [185, 275].



Rys.3.31. Wir związany i wiry brzegowe za płatem prostokątnym w locie ustalonym.

Od wydłużenia zależy również maksymalny współczynnik siły nośnej oraz pochodna współczynnika siły nośnej po kącie natarcia (rys.3.32). Z zależności tych wynika, że samoloty powinny mieć możliwie jak największe wydłużenia płatów, gdyż to poprawia ich charakterystyki aerodynamiczne. Taką tendencję można zaobserwować w projektowaniu szybowców. Próby tego rodzaju obserwowano również w przypadku samolotów (rys.3.33). Okazuje się jednak, że wraz ze wzrostem wydłużenia rośnie masa skrzydeł. Wynika to z faktu, że jedynym sposobem na zwiększenie wydłużenia przy stałej powierzchni nośnej jest zmniejszenie jego cięciwy i zwiększenie rozpiętości. Mniejsza cięciwa, przy założonym profilu aerodynamicznym oznacza mniejszą grubość bezwzględną skrzydła, a co za tym idzie mniejszą wysokość dźwigara. Z drugiej strony moment gnący skrzydło jest w przybliżeniu proporcjonalny do kwadratu rozpiętości, która rośnie wraz z wydłużeniem. Wszystko to sprawia, że masa dźwigara rośnie. W związku z tym dla każdego samolotu można wskazać optymalne wydłużenie będące kompromisem cech aerodynamicznych i wytrzymałościowych.



Rys.3.32 Wpływ wydłużenia na zależność współczynnika siły nośnej płata od kąta natarcia.

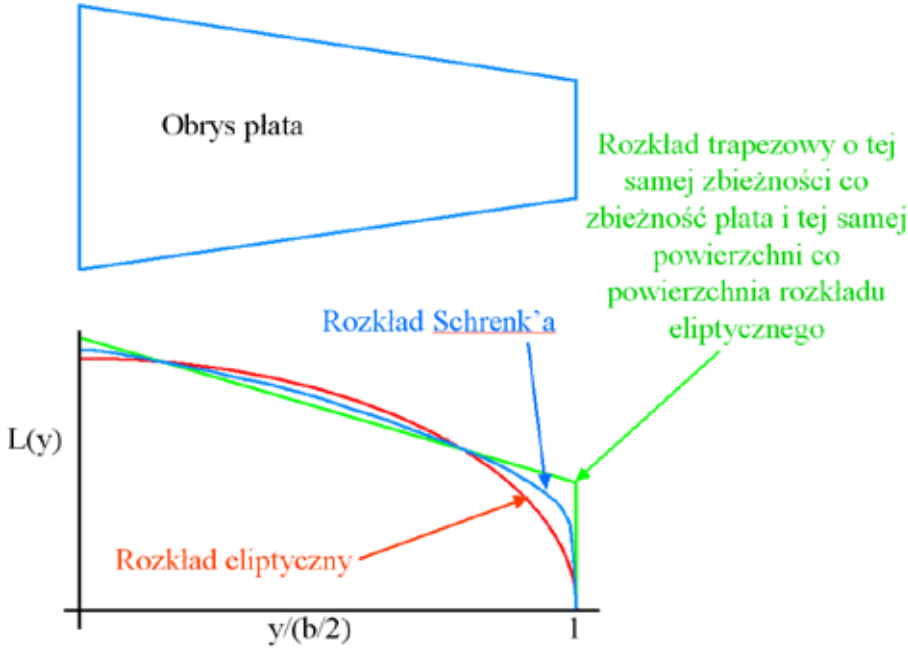
Rys.3.33 Przykład zastosowania ekstremalnie dużego wydłużenia płata w samolocie doświadczalnym Hurel-Dubois H.D.-10 (*Musée de l'Air et de l'Espace*)

3.2.5. Zbieżność

Zbieżność jest zdefiniowana, jako stosunek cięciwy końcowej płata do cięciwy w płaszczyźnie symetrii.

$$\lambda = \frac{c_T}{c_R} \tag{3.10}$$

Ma ona istotne znaczenie dla rozkładu obciążenia płata i jego oporu indukowanego. Im bardziej rozkład siły nośnej zbliżony jest do eliptycznego, tym mniejszy jest opór indukowany. W chwili obecnej dostępnych jest wiele metod numerycznych pozwalających na dokładne wyznaczenie rozkładu obciążenia na płacie. Zwykle jednak wymagają one pracochłonnego tworzenia siatki opisującej płat. Zamiast tego można posłużyć się prostą metodą tradycyjną Schrenka [228], nieźle sprawdzającą się dla płatów bez skosu. Zakłada ona, że rozkład siły nośnej na płacie o dowolnym obrysie jest średnią z rozkładu eliptycznego oraz rozkładu zgodnego z geometrią płata.



Rys.3.34. Definicja rozkładu Schrenka

$$\overline{P}z(y) = \frac{1}{2}\left[P_Z^T(y) + P_Z^E(y)\right] \tag{3.11}$$

gdzie

$$\overline{P}z(y) = q \cdot c^T(y) \cdot \overline{C}_z(y) \text{ - uśredniony rozkład siły nośnej} \tag{3.12}$$

(średnia siła nośna przypadająca na jednostkę rozpiętości)

$$P_Z^T(y) = \frac{2 \cdot Pz}{b \cdot (1+\lambda)} \left[1 - \frac{2 \cdot y}{b} (1-\lambda) \right] \text{– rozkład trapezowy siły nośnej} \tag{3.13}$$

$$P_Z^E(y) = \frac{4 \cdot Pz}{\pi \cdot b} \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right)^2} \text{ – rozkład eliptyczny siły nośnej} \tag{3.14}$$

Pz – całkowita siła nośna generowana przez płat

Wstawiając (3.13) i (3.14) do (3.11) otrzymujemy

$$\overline{P}z(y) = \frac{1}{2} Pz \left[\frac{4}{\pi \cdot b} \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right)^2} + \frac{2}{b(1+\lambda)} \left(1 - \frac{2y}{b} (1-\lambda) \right) \right] \tag{3.15}$$

Oprócz rozkładu siły nośnej interesujący jest również rozkład współczynnika siły nośnej. Korzystając więc ze wzoru na siłę nośną (3.1), równanie (3.15) można zapisać jako:

$$q \cdot c^T(y) \cdot \overline{C}_z(y) = \frac{1}{2} q \cdot C_z \cdot S \left[\frac{4}{\pi \cdot b} \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right)^2} + \frac{2}{b \cdot (1+\lambda)} \left(1 - \frac{2 \cdot y}{b} (1-\lambda) \right) \right] \tag{3.16}$$

Po lewej stronie tego równania pojawił się uśredniony rozkład współczynnika siły nośnej i trapezowy rozkład cięciwy, gdyż analizowane skrzydło jest trapezowe. Biorąc przy tym pod uwagę, że cięciwy płatów można wyrazić wzorami:

$$c^E(y) = \frac{4 \cdot S}{\pi \cdot b} \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right)^2} \text{ - rozkład eliptyczny cięciwy} \tag{3.17}$$

$$c^T(y) = \frac{2 \cdot S}{b \cdot (1+\lambda)} \left[1 - \frac{2 \cdot y}{b} (1-\lambda) \right] \text{- rozkład trapezowy cięciwy} \tag{3.18}$$

otrzymujemy:

$$c^T(y) \cdot \overline{C}_z(y) = \frac{1}{2} \cdot C_z \cdot \left[c^E(y) + c^T(y) \right] \tag{3.19}$$

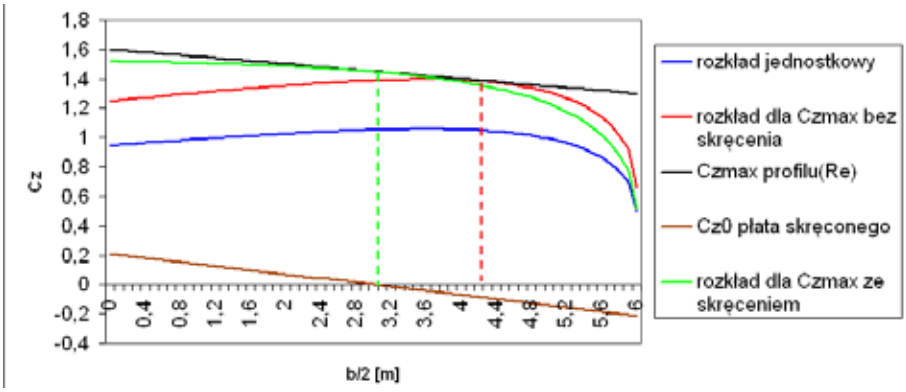
Szczególnie użyteczny jest jednostkowy rozkład współczynnika siły nośnej. Zakładając więc, że $C_Z=1$ otrzymujemy:

$$\overline{C}_{z1}(y) = \frac{1}{2} \cdot \left[1 + \frac{c^E(y)}{c^T(y)} \right] \tag{3.20}$$

Gdzie:

$\overline{C}_{z1}$ – jednostkowy rozkład współczynnika siły nośnej

Przykładowy jednostkowy rozkład współczynnika siły nośnej przedstawia rys.3.35. Objaśnia on również sposób jego wykorzystania. Jeśli dla kilku cięciw płata trapezowego obliczymy liczbę Reynoldsa przy pożądanej prędkości minimalnej, to możemy określić, jakie maksymalne współczynniki siły nośnej osiągalne będą w danym miejscu. Możemy więc narysować linię maksymalnych współczynników siły nośnej. Następnie znajdujemy taką liczbę, przez którą pomnożony jednostkowy rozkład współczynnika siły nośnej zetknie się w jednym punkcie z linią maksymalnych współczynników siły nośnej. Punkt styczności wyznaczy miejsce na płacie, w którym rozpocznie się oderwanie, a znaleziona liczba w pierwszym przybliżeniu może być traktowana jako maksymalny współczynnik siły nośnej dla płata. Uzyskane w ten sposób informacje są nadzwyczaj istotne dla bezpieczeństwa samolotu, gdyż pokazują, czy miejsce, w którym rozpoczyna się oderwanie znajduje się w obszarze lotek, czy też nie. Oderwanie w obszarze lotek jest nadzwyczaj niebezpieczne, gdyż w locie z prędkością bliską minimalnej, np. w trakcie podejścia do lądowania może pozbawić samolot możliwości skutecznego sterowania poprzecznego. Jest więc wskazane, aby miejsce początku oderwania znajdowało się możliwie jak najbliżej kadłuba samolotu. Jeśli tak nie jest, to wskazane jest wprowadzenie zwichrzenia geometrycznego lub aerodynamicznego.



Rys.3.35. Metoda wykorzystania jednostkowego rozkładu współczynnika siły nośnej do wyznaczenia miejsca początku oderwania przy dużych kątach natarcia. Zaznaczono również wpływ skręcenia geometrycznego na jego położenie.

3.2.6. Zwichrzenie aerodynamiczne i geometryczne

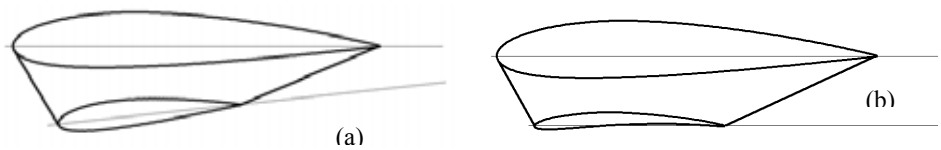
Zwichrzenie geometryczne polega na tym, że kąt zaklinowania płata przy kadłubie jest inny niż na końcówce. W celu przesunięcia punktu początku oderwania do kadłuba wystarczy więc zwiększyć kąt zaklinowania przy kadłubie i/lub zmniejszyć na końcówce. Dzięki temu zabiegowi współczynnik siły nośnej przy kadłubie wzrośnie, a na końcówce spadnie i w konsekwencji miejsce początku oderwania przesunie się w kierunku kadłuba. Przy okazji wzrośnie również maksymalny współczynnik siły nośnej dla płata.

Zwichrzenie aerodynamiczne polega na zastosowaniu dwóch różnych profili przy kadłubie i na końcówce. Stosuje się je z wielu powodów. Dla przykładu zastosowanie profilu o mniejszej grubości pozwala na zmniejszenie masy skrzydła. W celu przesunięcia miejsca początku oderwania w stronę kadłuba należy na końcówce płata zastosować profil o większym współczynniku siły nośnej przy odpowiedniej liczbie Reynoldsa. W wyniku zastosowania tego zabiegu linia maksymalnych współczynników siły nośnej zmieni położenie w taki sposób, że zmieni je również punkt styczności rozkładu współczynnika siły nośnej. I tym razem wzrośnie również maksymalny współczynnik siły nośnej dla płata.

Innym sposobem zabezpieczenia skrzydeł przed oderwaniem w obszarze lotek jest zastosowanie slotów (rozdział 3.4) na krawędzi natarcia skrzydła, wyłącznie przed lotkami. W tym przypadku linia maksymalnych współczynników siły nośnej będzie łamaną, reprezentującą maksymalny współczynnik siły nośnej profilu tam gdzie slotu nie ma oraz maksymalny współczynnik siły nośnej profilu ze slotem, tam gdzie slot występuje (czyli w tym przypadku przed lotką).

Można wykazać, że odpowiednia kombinacja zbieżności i skręcenia pozwala na uzyskanie rozkładu siły nośnej, zbliżonego do eliptycznego, co pozwala na minimalizację oporu indukowanego. Istotne znaczenie dla oporu indukowanego ma również kształt końcówek płata. Modne w ostatnich latach rozpraszacze wirów (winglety) mogą zmniejszyć go nawet o kilka procent. Porównując jednak zastosowanie wingletów ze zwiększeniem wydłużenia należy stwierdzić, że bardziej skuteczne jest to drugie. Należy przy tym pamiętać, że zarówno winglety jak i wzrost wydłużenia mają wpływ na masę skrzydła. W obu przypadkach rośnie moment gnący skrzydło. W przypadku wzrostu wydłużenia wynika to z większego ramienia działania siły. W przypadku wingletów przyrost momentu gnącego wynika z większej wartości współczynnika siły nośnej na końcówce. Ponadto winglety mają znaczący wpływ na moment skręcający skrzydło. Jeśli więc nie ma żadnego ograniczenia co do rozpiętości, to bardziej opłaca się wydłużyć płat niż stosować winglety. W wielu jednak przypadkach ograniczenia takie istnieją. Dla przykładu szybowce klas 15 i 18 metrowych mają rozpiętość ograniczoną regulaminowo, na-

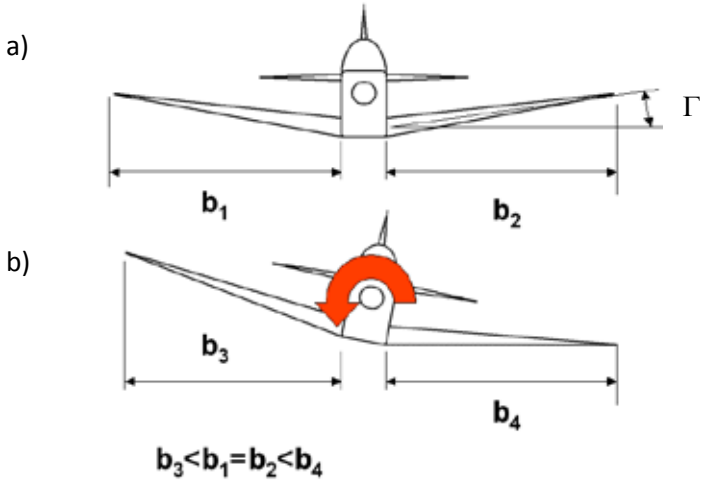
tomiast w samolotach pasażerskich ograniczenie rozpiętości wynika z rozmieszczenia miejsc postojowych na lotniskach.



Rys.3.36. Definicja zwichrzenia geometrycznego (a) i aerodynamicznego (b)

Rys.3.37. Zwichrzenie aerodynamiczne w samolocie F-15 (dwuwypukły profil przy kadłubie i wklęsło-wypukły na końcówce) i geometryczne w C-17 (widać też przykład zastosowania profilu nadkrytycznego i wingletów na końcówce).

3.2.7. Kąt wzniosu



Rys.3.38. a) Definicja kąta wzniosu płata oraz b) jego wpływ na stateczność.

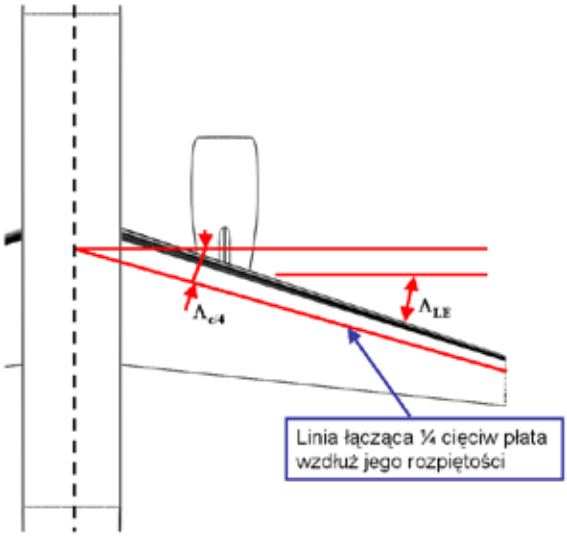
Kąt wzniosu, to kąt pomiędzy płaszczyzną poziomą, a prostą łączącą 1/4 cięciw płata. Przyjmuje on wartości dodatnie, jeżeli końcówki płata znajdują się ponad przekrojem przykadłubowym. Ma on istotne znaczenie dla stateczności poprzecznej i kierunkowej samolotu. W tym miejscu wystarczy podać, że po przechyleniu samolotu na bok, kąt wzniosu jednej z połówek płata zmniejsza się, a drugiej zwiększa. W związku z tym powierzchnia rzutu jednej z połówek płata rośnie, a druga spada. Siła nośna po stronie z większą powierzchnią rośnie, a z drugiej strony spada. Jeśli więc płat ma dodatni wznios, to powstaje moment ustateczniający samolot statycznie. Zbyt duży wznios nie jest jednak korzystny ze względu na dynamiczną stateczność kierunkowo-poprzeczną (rozdział 4.1.).

3.2.8. Kąt skosu [122]

Kolejnym niezwykle ważnym parametrem opisującym geometrię płata jest jego skos. Można go podawać w odniesieniu do krawędzi natarcia jak również do linii ¼ cięciw tak jak to zilustrowano na rysunku 3.39. Związek pomiędzy tymi skosami określony jest wzorem [42]:

$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{C/4} + \left[\left(1-\lambda\right)/\, AR \cdot \left(1+\lambda\right)\right] \tag{3.21}$$

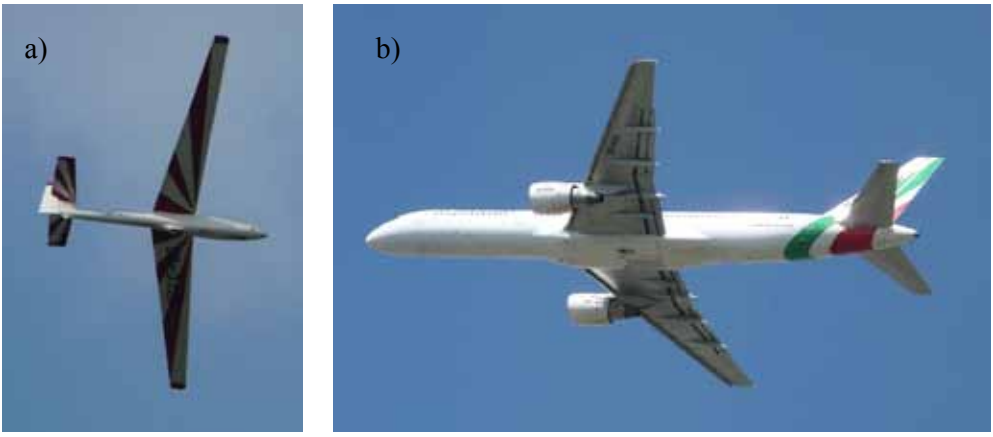
Za skos dodatni uznaje się taki, przy którym cięciwa końcowa jest przesunięta do tyłu względem cięciwy przykadłubowej.



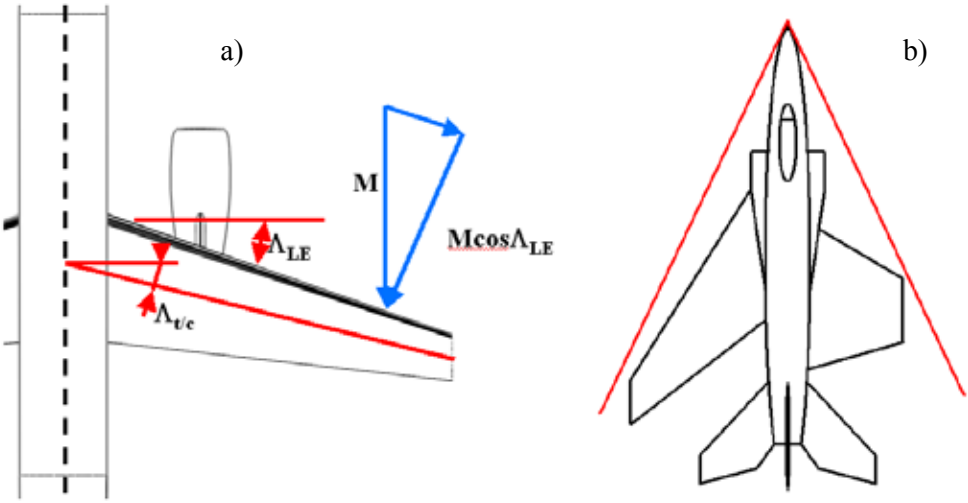
Rys.3.39 Definicja skosu płata

W samolotach powolnych skos wprowadza się zazwyczaj ze względu na wyważenie samolotu, o ile nie ma możliwości umieszczenia cięciwy przykadłubowej w najbardziej odpowiednim z tego punktu widzenia miejscu (rys.3.40a).

W samolotach szybkich skos pomaga przezwyciężyć opór falowy. Dzięki niemu można zastosować grubszy profil w przekroju prostopadłym do linii łączącej ¼ cięciw, a mimo to profil ten pozostanie cienki w przekroju równoległym do kierunku lotu. Efekt jest w przybliżeniu taki, jakby liczba Macha spadła proporcjonalnie



Rys.3.40 Różne zastosowania skosu: a) skos ujemny, w celu prawidłowego wyważenia dwumiejscowego szybowca, b) skos dodatni, w celu osiągnięcia dużej przelotowej liczby Macha



Rys.3.41 Wpływ skosu na opór samolotu przy a) dużych prędkościach podźwiękowych i b) naddźwiękowych

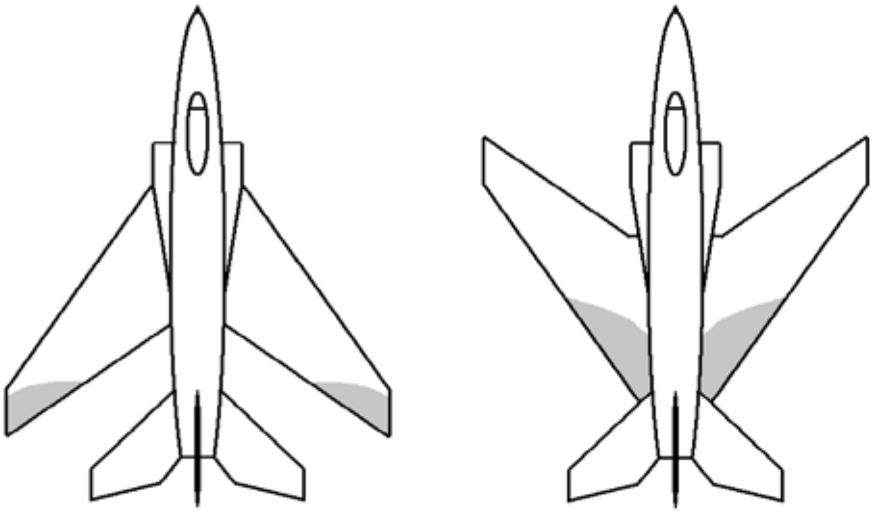
do cosinusa kąta skosu płata (rys3.41a). To z kolei pozwala osiągać większe prędkości bez przekraczania krytycznej liczby Macha. Zmniejsza to w sposób znaczący ciąg niezbędny do latania z dużymi prędkościami poddźwiękowymi.

Z kolei przy prędkościach naddźwiękowych istotne jest, aby płat nie wystawał poza stożek Macha tworzący się przed dziobem samolotu (rys.3.41b). W przeciwnym razie wystające końcówki płata wygenerują własne stożki Macha, co doprowadzi do wzrostu oporu, a w konsekwencji również ciągu niezbędnego do lotu. Zakładając jednakową powierzchnię płata skośnego i prostego i wymagając zmieszczenia się w stożku Macha, większe wydłużenie uzyskamy w przypadku płata skośnego niż w przypadku płata prostego.

Jak widać w obu wypadkach zastosowanie płata skośnego pozwala na zmniejszenie ciągu zespołu napędowego przy tej samej prędkości. Z tego też względu płaty skośne stosowane są zarówno w bojowych samolotach naddźwiękowych jak i w szybkich poddźwiękowych samolotach pasażerskich i transportowych.

Płat skośny nie jest jednak pozbawiony wad. Zaliczyć do nich można zwiększoną masę skrzydła [154]. Siła nośna wytwarzana na końcówkach zwiększa bowiem moment skręcający przy kadłubie, zmusza więc do wzmacniania struktury.

Skos wywołuje również redukcję pochodnej współczynnika siły nośnej po kącie natarcia. Kolejną istotną wadą jest skłonność do odrywania się opływu na końcówkach. Skłonność ta wynika z odchylania kierunku przepływu w kierunku końcówek przez krawędź natarcia. Powietrze poruszając się po dłuższej drodze traci więcej energii, co przy dużych kątach natarcia przyspiesza oderwanie. Nie tylko zmniejsza to skuteczność lotek, ale również zaburza równowagę podłużną.



Rys.3.42 Wpływ skosu na położenie miejsca początku oderwania.

W płacie skośnym końcówki znajdują się daleko za środkiem ciężkości. Utrata siły nośnej w tym miejscu wiąże się więc ze wzrostem kąta natarcia i może prowadzić do przeciągnięcia.

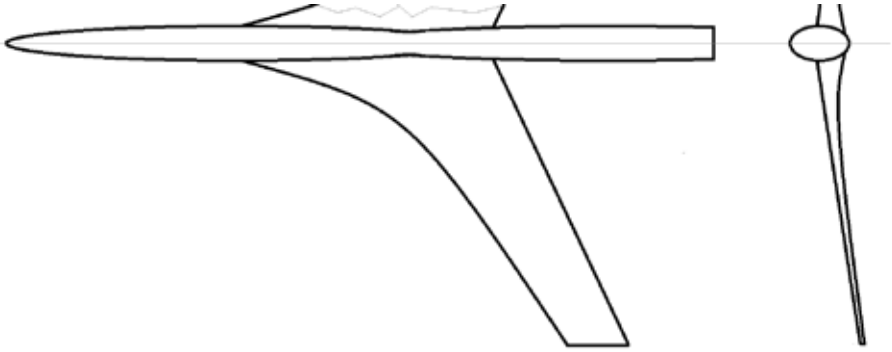
Pewnym rozwiązaniem tego problemu byłoby zastosowanie płata z ujemnym skosem (rys.3.42). Daje on podobne oszczędności w zakresie oporu falowego, a ponadto w tym wypadku opływ ma tendencję do odrywania się przy kadłubie. Niestety jakiekolwiek skręcenie skrzydła o ujemnym skosie powoduje wzrost momentu skręcającego to skrzydło. Oznacza to, że skrzydła o ujemnym skosie muszą być znacznie sztywniejsze na skręcanie, aby nie ulegały zniszczeniu. To z kolei dodatkowo zwiększa ich masę.

Rys.3.43 Grzebienie i generatory wirów na płacie samolotu BAE Hawk

Innym rozwiązaniem jest umieszczenie na powierzchni płata grzebieni zapobiegających odchylaniu przepływu w kierunku końcówek [274]. Można też stosować generatory wirów zwiększające ilość energii w warstwie przyściennej. Czasem, obydwa te rozwiązania stosuje się równocześnie (rys.3.43). Niestety obydwa zwiększają opór samolotu.

Jeszcze innym rozwiązaniem tych problemów mógł się stać tzw. płat nadkrytyczny, w którym rozkład grubości profili wzdłuż rozpiętości odzwierciedla rozkład momentu gnącego (rys.3.44). Dzięki temu możliwa jest optymalizacja konstrukcji dźwigara skrzydła. Jest on stosunkowo niski tam, gdzie moment gnący jest niewielki i wysoki, tam, gdzie moment gnący jest największy. Końcówki płata

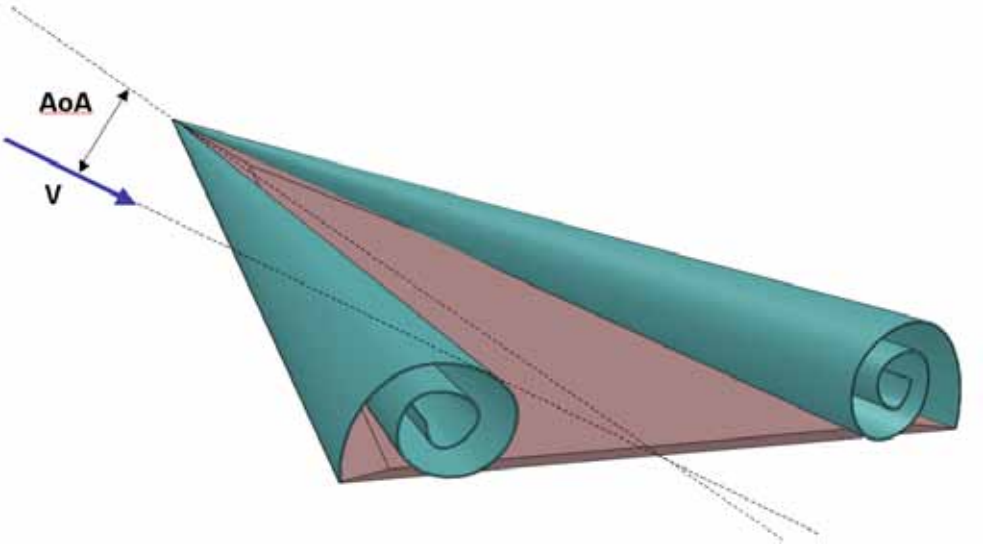
są więc bardzo cienkie i mogą mieć mniejszy skos przy założonej krytycznej liczbie Macha. Utrzymanie tej samej krytycznej liczby Macha przy kadłubie wymaga zwiększenia cięciwy płata i jego skosu. Płat taki jest jednak stosunkowo drogi w produkcji, ze względu na swoją skomplikowaną geometrię. Z tego też względu istnieje obecnie tendencja stosowania w samolotach pasażerskich i transportowych tak małego skosu jak to tylko możliwe dla wymaganej prędkości projektowej, przy wykorzystaniu najnowszej generacji profili nadkrytycznych.



Rys.3.44 Koncepcja płata nadkrytycznego

Rys.3.45 Samoloty z płatem delta: Dassault Mirage i Nord Griffon (Musée de l'Air et de l'Espace)

Szczególnym przypadkiem płata skośnego jest płat delta, w którym zbieżność jest bliska zeru, a krawędź spływu niemal prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu (rys.3.45). Płaty tego typu, o małym wydłużeniu, łączą w sobie wszystkie zalety płata skośnego z bardzo interesującym rozwiązaniem problemu lotu na dużych kątach natarcia. Z tego też względu, na przełomie lat 50-tych i 60-tych zdobyły dużą popularność w zastosowaniu do samolotów bojowych [59, 85, 86, 102, 137, 165, 187, 234, 266].



Rys.3.46 Mechanizm wytwarzania wirów krawędziowych na płacie delta

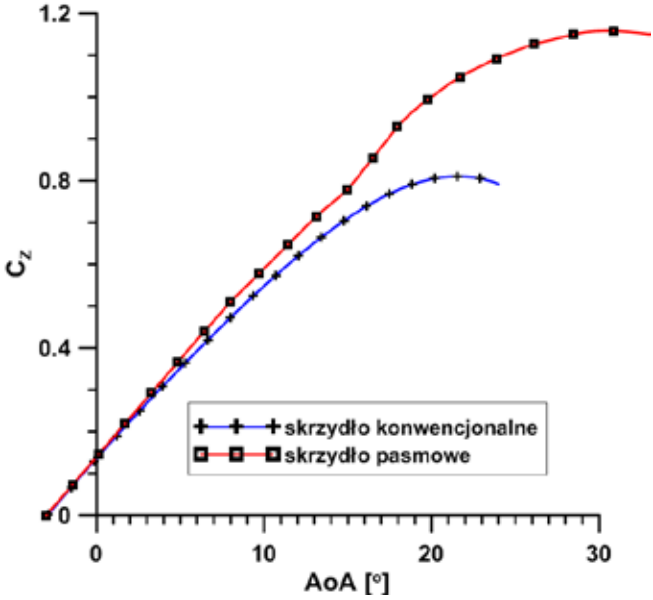
Rozwiązaniem problemu lotu na dużych kątach natarcia okazało się nie tyle dążenie do „przyklejenia", czy też „prostowania" opływu, lecz wykorzystanie zjawiska oderwania. Jeśli płat delta ma ostre krawędzie natarcia, to do oderwania dochodzi bardzo szybko na całej długości tych krawędzi. Z kolei duży skos powoduje przemieszczanie się powietrza w kierunku końcówek. Stwarza to korzystne warunki do powstawania nad krawędziami natarcia bardzo silnych wirów, tzw. „wirów krawędziowych", o osiach w przybliżeniu równoległych do tych krawędzi (rys.3.46). Wiry te pomimo oderwania opływu zapewniają jego rotację, niezbędną do wytwarzania siły nośnej. Wadą tego rozwiązania jest bardzo duży opór płata w takim opływie. Nie stanowi to jednak problemu w samolotach bojowych, gdyż i tak dysponują one ogromnym nadmiarem ciągu. Dzięki temu mogą one latać nawet przy kącie natarcia rzędu 30º, podczas gdy oderwanie na typowych profilach zachodzi zazwyczaj przy dwukrotnie mniejszych kątach. Dalszy rozwój płata delta wykazał, że płat idealnie trójkątny nie jest optymalny. Najlepszą kombinację

Rys.3.47 Concorde – przykład samolotu z płatem ostrołukowym (*Imperial War Museum, Duxford*)

Rys.3.48 F-18 i Su-27 – przykłady samolotów z płatem pasmowym

charakterystyk na dużych i małych kątach natarcia uzyskuje się dla płatów ostrołukowych (rys.3.47), lub płatów pasmowych (rys.3.48). Płaty pasmowe składają się zazwyczaj z części trapezowej o niewielkim wydłużeniu (2–4) i umiarkowanym skosie (20-35º) oraz tzw. „napływu” (LEX – leading edge extension lub strake)

o dużym skosie (~65º) przy kadłubie. Napływ jest w tym wypadku odpowiedzialny za wygenerowanie wiru zapewniającego siłę nośną na dużych kątach natarcia (rys.3.49). Podobny efekt uzyskuje się w układzie tzw. krótko-zwartej kaczki (rys.4.31), w którym tuż przed i nieco nad płatem głównym znajduje się dodatkowy płat o małej powierzchni. Jego wiry brzegowe mogą pełnić podobną funkcję jak wiry wytworzone przez napływy płata pasmowego.

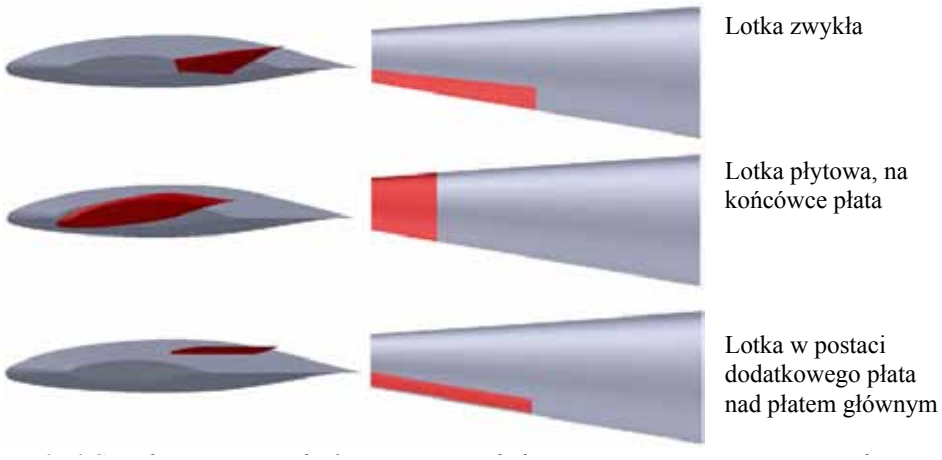


Rys.3.49 Wpływ zastosowania napływu na współczynnik siły nośnej płata pasmowego.

3.3 Sterowanie poprzeczne

Sterowanie poprzeczne polega na przechylaniu samolotu wokół jego osi podłużnej. Historycznie pierwszą metodą realizacji przechylania było niesymetryczne skręcanie płatów. Bardzo szybko jednak okazało się, że jest to metoda uciążliwa i trudna w realizacji, zwłaszcza w obliczu rosnących prędkości samolotów. Z tego też względu zaczęto stosować sztywne zespoły płatów, wyposażone w niewielkie powierzchnie zamocowane do nich obrotowo, tzw. lotki. Najczęściej mają one postać odciętej krawędzi spływu w pobliżu końcówki płata, lub płaskiej płytki do tej krawędzi umocowanej. Wychylenie lotki zmienia ugięcie szkieletowej profilu tego fragmentu płata, na którym lotka występuje. W konsekwencji zmienia się współczynnik siły nośnej i sama siła nośna wytwarzana przez ten fragment płata. W celu uzyskania przechylania wystarczy lewą i prawą lotkę wychylić w przeciwne stro-

ny. Zdarzają się również inne rozwiązania, jak ruchoma końcówka płata, lub niewielkie powierzchnie zamocowane nad lub pod krawędzią spływu płata (rys.3.50). Najczęściej jednak stosowanym urządzeniem sterującym przechyleniem, oprócz lotek, są spoilery (rys.3.51,52a). Mają one zazwyczaj postać płytki wyciętej z górnej powierzchni płata i zamocowanej do niej obrotowo, lub też płytki wysuwającej się z płata do góry. W obydwu przypadkach wywołują one lokalne oderwanie opływu, w wyniku czego siła nośna na obszarze ich działania zanika, a opór rośnie. Niesymetryczne wychylenie spoilera wywołuje więc niesymetryczną zmianę siły nośnej na obu połówkach płata, a w konsekwencji przechylanie samolotu. Bardzo często zdarza się, że samolot jest wyposażony równocześnie w lotki i spoilery. Dzięki temu lotki mogą mieć mniejszą rozpiętość bez zmniejszania sterowności poprzecznej. Można dzięki temu większą część krawędzi spływu płata przeznaczyć na urządzenia zwiększające współczynnik siły nośnej w trakcie lądowania. Oprócz sterowania poprzecznego spoilery mogą również służyć, jako hamulce aerodynamiczne. Są one w tej roli nadzwyczaj skuteczne, gdyż równocześnie zwiększają opór i zmniejszają siłę nośną. W niektórych samolotach oprócz spoilerów i lotek umieszczonych w okolicy końcówek płata stosuje się dodatkowy zestaw niewielkich lotek, umieszczonych w niedużej odległości od kadłuba (rys.3.52b). Dzięki temu możliwa jest optymalizacja wychyleń lotek w zależności od prędkości. Lotki przykadłubowe służą do sterowania na dużych prędkościach. Lotki na końcówkach do sterowania przy średnich prędkościach, a spoilery do sterowania na małych prędkościach.



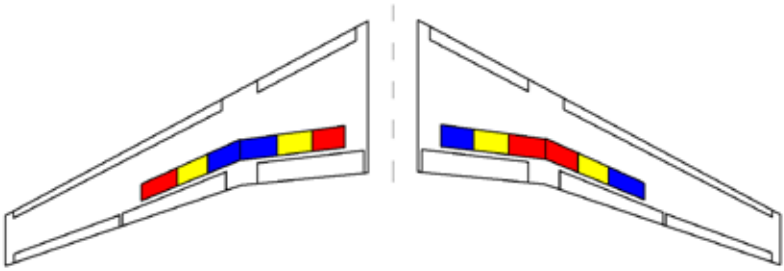
Rys.3.50 Spotykane typy urządzeń przeznaczonych do sterowania poprzecznego samolotem

Rys.3.51 Przykłady równoczesnego zastosowania lotek i spoilerów.

a)

b)

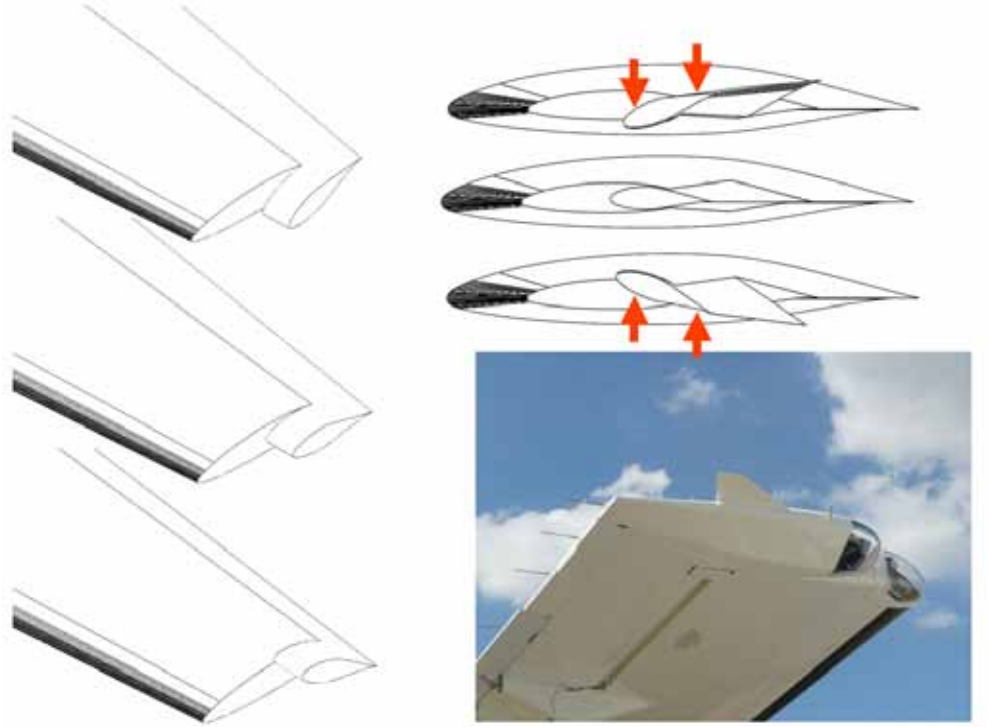
Rys.3.52 a) spoilery w roli hamulców aerodynamicznych, b) lotka dużych prędkości wychylona w dół



Rys.3.53 Napęd spoilerów przy pomocy różnych instalacji hydraulicznych zapewniający podobną utratę skuteczności sterowania dla różnych awarii instalacji hydraulicznych.

Tak bogaty zestaw urządzeń do sterowania poprzecznego pojawia się zwykle w samolotach pasażerskich, w których niezmiernie ważne jest bezpieczeństwo pasażerów. W związku z tym często praktykuje się dzielenie poszczególnych powierzchni sterowych na mniejsze fragmenty i poruszanie każdym z nich przy pomocy oddzielnych instalacji hydraulicznych. Samolot taki może więc pozostać sterowny nawet w przypadku, gdy awarii ulegną dwie spośród trzech instalacji. Ważne jest jednak, aby utrata skuteczności sterowania w przypadku każdej awarii była podobna (rys.3.53).

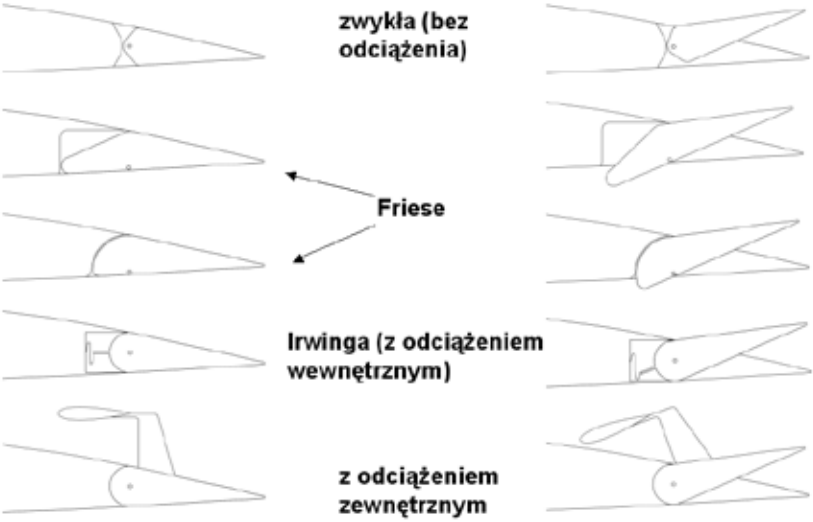
Z punktu widzenia wysiłku pilota ważne jest, aby siły na organach sterowania nie były ani za duże, ani za małe. W pierwszym wypadku, przy większych prędkościach pilot nie byłby w stanie zrealizować przechylania samolotu, w drugim czyniłby to zbyt gwałtownie. W celu zmniejszenia momentu zawiasowego wywołanego przez lotkę można zastosować kilka różnych metod odciążenia aerodynamicznego: odciążenie rogowe (rys.3.54), odciążenie osiowe Friese (rys.3.55b,c), odciążenie wewnętrzne Irvinga (rys.3.55d), odciążenie klapką lub dodatkową chorągiewką (rys.3.55e). W przypadku odciążenia rogowego, osiowego, wewnętrznego i chorągiewką, powierzchnia umieszczona przed osią obrotu wytwarza moment w przeciwną stronę niż cała reszta lotki. W przypadku natomiast odciążenia klapką



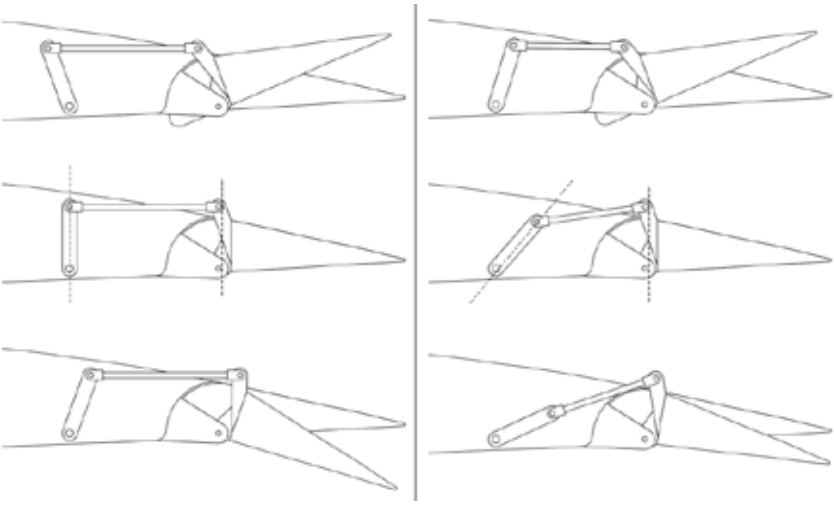
Rys.3.54 Odciążenie rogowe lotki

mała powierzchnia odcięta z krawędzi spływu lotki jest wychylana mechanizmem dźwigniowym w przeciwną stronę niż lotka. Na małej powierzchni siła nośna jest mała, ale dzięki usytuowaniu daleko od osi obrotu lotki moment zawiasowy jest duży i skierowany przeciwnie niż moment zawiasowy całej lotki.

Niezwykle ważnym pojęciem w przypadku lotek jest ich różnicowość. Polega ona na tym, że lotka ma zazwyczaj mniejszy zakres wychyleń w dół niż w górę



Rys.3.55 Różne rodzaje zawieszenia i odciążenia lotki

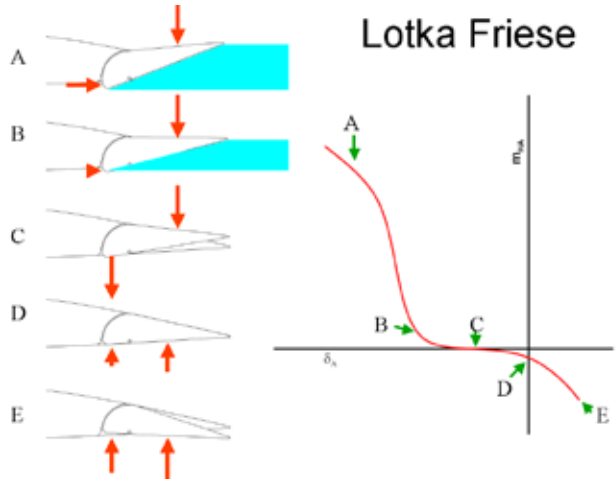


Rys.3.56 Różnicowość lotki. Dźwignie równoległe dają jednakowe wychylenia lotki do góry i do dołu. Dźwignie nierównoległe pozwalają na różnicowość wychyleń

Rys.3.57 Ciekawe rozwiązanie problemu momentu oporowego lotek w samolocie Boeing-747 – hamulce aerodynamiczne wychylane wraz z lotką (*Musée de l'Air et de l'Espace*)

(rys.3.56). Zasadniczym powodem, dla którego stosuje się różnicowość lotek jest sterowanie poprzeczne na dużych kątach natarcia. Płat pracuje wtedy w warunkach bliskich oderwaniu. Wychylenie lotki w dół zwiększa lokalnie współczynnik siły nośnej, co może doprowadzić do oderwania opływu. W wyniku czego doszłoby do równoczesnej utraty sterowności poprzecznej w połączeniu z niesymetryczną utratą siły nośnej. Zdarzenie takie podczas podchodzenia do lądowania miałoby skutki nieodwracalne. Warto więc wychylać lotki w dół tak mało, jak to tylko możliwe, zwłaszcza, że sterowność poprzeczną można poprawić większym wychyleniem lotki w górę po przeciwnej stronie płata.

Nie koniec jednak na tym. Okazuje się bowiem, że w locie na dużych kątach natarcia wypadkowa siły równoległej i prostopadłej do cięciwy jest skierowana w stronę krawędzi natarcia (rozdz.9.2). Wzrost kata natarcia tendencję ta pogłębia. Tymczasem w trakcie ruchu przechylającego (obrót wokół osi podłużnej) kąt natarcia rośnie na skrzydle opadającym i spada na skrzydle unoszącym się. Pojawia się więc moment odchylający (wokół osi pionowej samolotu) w stronę przeciwną od pożądanej. Co więcej, w przypadku wielu profili, niewielkie uniesienie krawędzi spływu w górę nieznacznie zmniejsza współczynnik oporu, podczas gdy takie samo opuszczenie krawędzi spływu w dół zwiększa ten współczynnik. W konsekwencji na lotce wychylonej w górę opór nieznacznie spadnie, a na lotce wychylonej w dół nieznacznie wzrośnie, co również wywoła moment odchylający samolot w stronę przeciwną do zamierzonej. Skala tego zjawiska będzie mniejsza, jeżeli wychylenia w górę będą większe niż wychylenia w dół, gdyż wychylająca się w górę lotka szybciej pokona zakres wychyleń, w którym opór maleje. Nie



Rys.3.58 Zasada działania lotki Friese [258] oraz przykład jej realizacji (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

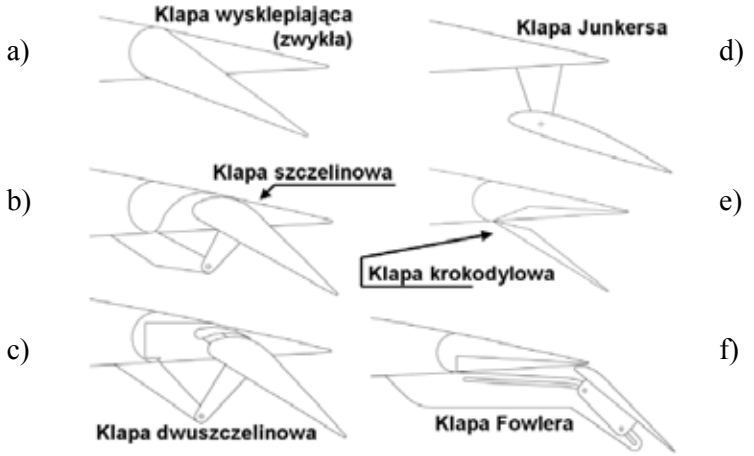
jest to jednak rozwiązanie doskonałe. Często dla likwidacji momentu oporowego lotek stosuje się dodatkowe hamulce aerodynamiczne (rys.3.57) lub tzw. lotki Friese (rys.3.58). Wyróżniają się one tym, że mają oś obrotu przesuniętą do tyłu względem noska lotki i w okolicy jej dolnej powierzchni. W efekcie, w trakcie wychylania lotki w górę, jej nosek zacznie wystawać poza obrys płata, zwiększając jego współczynnik oporu. W przypadku wychylenia lotki w dół nosek schowa się w obrysie płata, dzięki czemu współczynnik oporu będzie porównywalny, lub nawet mniejszy. Dodatkowo wystający nosek przy wychyleniu lotki w górę zmniejsza wytwarzany przez nią moment zawiasowy, gdyż opływające go powietrze musi

przyspieszyć wytwarzając podciśnienie. Z kolei zagłębienie pod noskiem lotki przy jej wychyleniu w dół spowalnia przepływ, wytwarzając nadciśnienie i również redukuje moment zawiasowy. Ceną jednak za osiągnięcie tych efektów jest nieliniowość momentu zawiasowego lotki.

3.4 Urządzenia zwiększające współczynnik siły nośnej

Jak już wspomniano w rozdz. 2.6 urządzenia zwiększające współczynnik siły nośnej są niezbędne, aby samolot mógł osiągać wymaganą prędkość minimalną przy obciążeniu powierzchni nośnej wynikającym z chęci uzyskania jak najlepszych parametrów przelotowych. Najprostszym z tych urządzeń jest klapa wysklepiająca (rys.3.59a). Najczęściej ma ona postać odciętej krawędzi spływu płata w pobliżu kadłuba. Dzięki zawiasowemu połączeniu z resztą płata może ona zmieniać wysklepienie profilu w pobliżu kadłuba zmieniając współczynnik siły nośnej zgodnie z rozdz.3.1.5. Nieco skuteczniejsza i wygodniejsza w eksploatacji jest tzw. klapa krokodylowa (rys.3.59e). Jest to ruchomy fragment spływowej, dolnej części płata. Rozchyla ona strugi spływające z krawędzi spływu płata, które następnie łączą się ponownie nieco dalej, zwiększając w ten sposób pozornie cięciwę płata w tym miejscu.

Jeszcze skuteczniejsza jest klapa szczelinowa (rys.3.59b). Z wyglądu przypomina ona nieco lotkę Friese, z tym, że oś obrotu znajduje się znacznie poniżej dolnej powierzchni płata, dzięki czemu wychylająca się klapa odsuwa się również do tyłu względem płata. W efekcie, pomiędzy wychylającą się klapą szczelinową a płatem pojawia się szczelina, przez którą powietrze z dolnej części płata może przedostać się na górę. Istnieje wiele wyjaśnień mechanizmu działania klapy szczelinowej. Najstarsze z nich mówi, że powietrze przepływające ze spodniej części płata zwiększa ilość energii w warstwie przyściennej na górnej części klapy, zapobiegając w ten sposób oderwaniu opływu, które wystąpiłoby w tym miejscu po dużym wychyleniu zwykłej klapy wysklepiającej. Dzięki temu klapę szczelinową można wychylić bardziej uzyskując większy przyrost współczynnika siły nośnej. Obecnie jednak uważa się, że jest to wyjaśnienie niezbyt trafne, gdyż szerokość szczeliny jest zwykle znacznie większa niż grubość warstwy przyściennej. Nie może więc być mowy o zwiększaniu jej energii. Bardziej prawdziwe byłoby stwierdzenie, że warstwa przyścienna spływająca z krawędzi płata przed klapą jest zdmuchiwana przez powietrze przepływające przez szczelinę. Dzięki temu na górnej powierzchni klapy powstaje nowa warstwa przyścienna tworząca się na granicy strumienia powietrza o dużej energii przepływającego przez szczelinę. Najbardziej chyba prawidłowe wyjaśnienie traktuje klapę szczelinową, jako odrębny płat, którego cyrkulacja dodaje się do cyrkulacji wytwarzanej przez główny płat nośny.



Rys.3.59 Różne rodzaje klap na krawędzi spływu płata

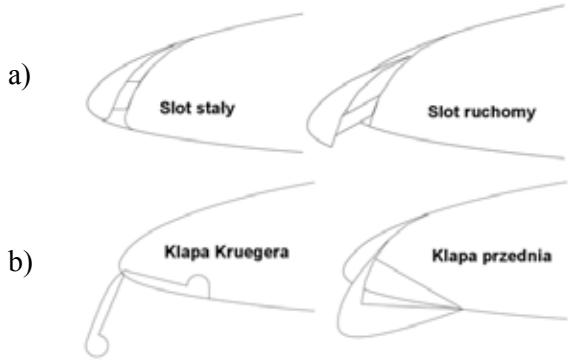
Oprócz opisanej powyżej istnieje kilka innych odmian klap szczelinowych różniących się stopniem komplikacji mechanizmu napędowego. Najprostsza z nich – klapa Junkersa – składa się z niewielkiego płata zamocowanego obrotowo w stałym miejscu pod krawędzią spływu głównego płata nośnego (rys.3.59d). W rozwiązaniu tym szczelina między płatami występuje w trakcie całego lotu, zwiększając opór samolotu. Zdecydowanie bardziej zaawansowana jest klapa Fowlera (rys.3.59f). Składa się ona z fragmentu dolnego pokrycia płata, podobnie jak klapa krokodylowa, z tym, że jest ona również od góry oprofilowana. Ponadto w trakcie wychylania wykonuje nie tylko ruch obrotowy, ale również przesuwa się do tyłu. W skrajnym położeniu pomiędzy krawędzią płata i klapy pojawia się szczelina działająca podobnie jak poprzednio. Dzięki zaś przesunięciu klapy do tyłu zwiększa się powierzchnia nośna płata. Nietrudno jednak zauważyć, że kinematyka napędu klapy Fowlera jest dużo bardziej skomplikowana i cięższa.

Oprócz klap jednoszczelinowych spotyka się również dwu i wieloszczelinowe (rys.3.59c). Dzięki większej liczbie szczelin uzyskuje się podobny efekt jak w przypadku klapy jednoszczelinowej, tyle, że odpowiednio spotęgowany.

Urządzenia zwiększające współczynnik siły nośnej mogą być również stosowane na krawędzi natarcia. Najprostsze z nich to klapy przednie (rys.3.60d). Działają podobnie do klap wysklepiających na krawędzi spływu, przy czym ruchomy jest fragment krawędzi natarcia płata. Po wychyleniu takiej klapy w dół zerowa wartość współczynnika siły nośnej oraz maksymalna jego wartość osiągane są przy większych kątach natarcia. Dzięki jednak wzrostowi ugięcia szkieletowej profilu w wyniku wychylenia klapy przedniej, maksymalny współczynnik siły nośnej rośnie. Problemem jednak zwykle jest mały promień krzywizny profilu w miej-

scu wychylenia klapy, który ułatwia oderwanie opływu w tym miejscu i ogranicza możliwy do uzyskania przyrost współczynnika siły nośnej.

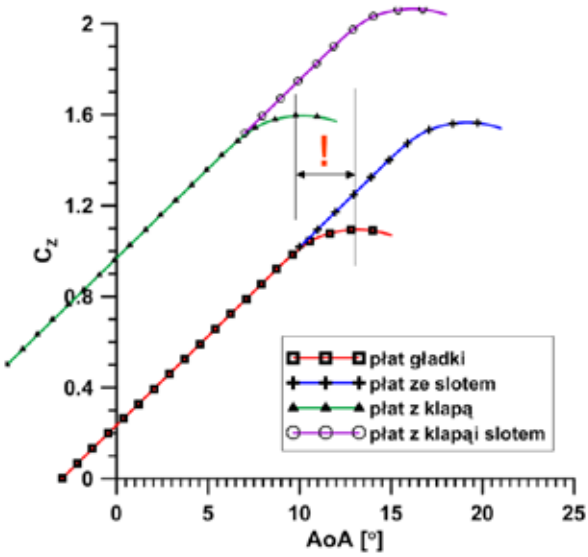
Odmianą klapy przedniej jest tzw. klapa Krugera (rys.3.60b). Opracowana oryginalnie w latach 30-tych ubiegłego wieku w Instytucie Aerodynamicznym Warszawskim jako hamulec aerodynamiczny [209], bardziej skuteczna okazała się w roli urządzenia zwiększającego współczynnik siły nośnej. Klapa ta działa w ten sposób, że niewielki fragment dolnego pokrycia płata za krawędzią natarcia jest obrotowo zamocowany względem osi równoległej do tejże krawędzi. W momencie użycia klapa ta obraca się do przodu, zwiększając powierzchnię płata w okolicy krawędzi natarcia. Podobnie jak poprzednio charakterystyka współczynnika siły nośnej przesuwa się w kierunku większych kątów natarcia, przy czym maksymalna wartość współczynnika siły nośnej rośnie.



Rys.3.60 Urządzenia montowane na krawędzi natarcia, w celu zwiększenia maksymalnego współczynnika siły nośnej

Najbardziej skutecznym rozwiązaniem są tzw. sloty (skrzela) (rys.3.60c). Tym razem odcięty fragment krawędzi natarcia nie obraca się, tylko wysuwa do przodu, często po dosyć skomplikowanej trajektorii. Dzięki powstającej pomiędzy slotem a płatem szczelinie możliwe jest opóźnienie oderwania warstwy przyściennej na górnej powierzchni płata zgodnie z mechanizmem podobnym do opisanego w przypadku klapy szczelinowej. Zasadnicza różnica polega na tym, że przy małych kątach natarcia płata slot jest zaklinowany na bardzo ujemnym kącie natarcia, w wyniku czego nie wpływa w znaczący sposób na współczynnik siły nośnej. Slot zaczyna efektywnie działać dopiero, gdy płat osiągnie kąt natarcia zbliżony do kąta natarcia przeciągnięcia. Efektem działania slotu jest znacznie dłuższy liniowy fragment charakterystyki współczynnika siły nośnej od kąta natarcia i znacznie większa maksymalna jego wartość przy znacznie większym kącie natarcia.

Korzyści te okupione jednak są zwykle dużą komplikacją konstrukcji i wzrostem masy. Dlatego też w samolotach STOL (krótkiego startu i lądowania), które nie muszą mieć bardzo dobrych parametrów przelotowych, często montuje się sloty na stałe (rys.3.60a). Jest to rozwiązanie lżejsze, lecz zwiększające współczynnik oporu samolotu. Innym chętnie stosowanym rozwiązaniem są sloty automatyczne. Są to elementy ruchome, lecz nieposiadające własnego napędu. Zasada ich działania opiera się na wykorzystaniu zmian w rozkładach ciśnień na profilu, jakie zachodzą podczas zmiany kąta natarcia. W bezruchu mechanizm slotów automatycznych jest swobodny, mogą więc one przyjmować dowolne pozycje, ograniczone jedynie kinematyką mechanizmu. W locie ich położenie zależy od bilansu ciśnień na krawędzi natarcia. Przy małych kątach natarcia punkt spiętrzenia znajduje się na powierzchni slotu, dzięki czemu nadciśnienie występujące w jego okolicy dociska slot do płata, pomimo znacznego podciśnienia tuż nad punktem spiętrzenia. Wraz ze wzrostem kąta natarcia punkt spiętrzenia porusza się po dolnym obrysie profilu w kierunku krawędzi spływu. Dzięki temu zbliża się również do krawędzi slotu. Slot wysuwa się, gdy siła generowana przez podciśnienie nad punktem spiętrzenia jest większa od siły generowanej przez nadciśnienie wokół punktu spiętrzenia. Prawidłowo zaprojektowany slot automatyczny ma dolną krawędź w takim miejscu, żeby równoważenie się wspomnianych sił zachodziło w momencie, w którym slot powinien się wysunąć.



Rys.3.61 Wpływ mechanizacji płata na zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia [102, 273]

Charakter zmian współczynnika siły nośnej w wyniku zastosowania klap i slotów można prześledzić na rys.3.61. Z kolei konkretne wartości przyrostów współczynnika siły nośnej można znaleźć w literaturze [1, 2, 3, 79, 209]. Należy jednak pamiętać, że są to tylko wartości orientacyjne. Właściwe wartości współczynników siły nośnej, oporu i momentu mogą być określone dopiero po wykonaniu szczegółowego projektu aerodynamicznego, zwłaszcza w przypadku slotów i klap szczelinowych. Warto jednak zwrócić uwagę na różnicę w sposobie działania klap i slotów. Obydwa rodzaje mechanizacji zwiększają maksymalny współczynnik siły nośnej. Jednakże w przypadku slotów jest on osiągany przy znacznie większym kącie natarcia niż w konfiguracji gładkiej, tymczasem w przypadku klap jest on osiągany przy znacznie mniejszym kącie natarcia niż w konfiguracji gładkiej. Zbyt późne wychylenie klap może więc doprowadzić do przeciągnięcia samolotu.

Stałe sloty nie są jedynymi stałymi elementami, które można stosować w celu zwiększenia maksymalnego współczynnika siły nośnej. Stosunkowo często w tej roli występują różnego rodzaju generatory wirów (rys.3.62). Wytwarzają one wiry na tej samej zasadzie jak płat delta. Z kolei wiry te wymuszają wymianę masy i energii w warstwie przyściennej i/lub ponad nią. W efekcie zwiększają kąt natarcia, przy którym dochodzi do oderwania, a tym samym również wartość maksymalnego współczynnika siły nośnej. Najczęściej są one montowane na górnych powierzchniach płatów, w miejscach, gdzie oderwanie jest najbardziej niepożądane,

Rys.3.62 Generatory wirów.

a jednocześnie bardzo prawdopodobne. Szczególnie ważne są tu miejsca znajdujące się w obszarze lotek, w którym oderwanie powinno zachodzić najpóźniej, a często pojawia się najwcześniej. Generatory wirów mogą służyć do rozwiązania tego problemu. Warto jednak zwrócić uwagę na fakt, że na różnych profilach oderwanie rozwija się w różnych miejscach. W niektórych zaczyna się na krawędzi spływu i propaguje do przodu, na innych zaś od razu na krawędzi natarcia. W tym drugim przypadku generatory wirów rozmieszcza się na lub nawet pod krawędzią natarcia, wykorzystując fakt, że na dużych kątach natarcia punkt spiętrzenia znajduje się na dolnej powierzchni płata. Oderwanie może też mieć różny przebieg przy różnych prędkościach. Przy dużych prędkościach poddźwiękowych może do niego dochodzić na stosunkowo małych kątach natarcia tuż za lokalną fala uderzeniową, podczas gdy na małych kątach natarcia może się zaczynać na krawędzi natarcia. Prawidłowe rozmieszczenie generatorów wirów nie jest więc łatwe. Może się też okazać, że potrzeba kilku różnych miejsc ich rozmieszczenia tak, aby każda grupa wykonywała swoją funkcję przy właściwych prędkościach. Niestety, podobnie jak stałe sloty, generatory wirów również znacząco zwiększają opór samolotu. Lepiej więc jest zaprojektować samolot tak, żeby nie były potrzebne. Można je później zastosować np. w wersjach rozwojowych samolotu, o zwiększonym obciążeniu powierzchni nośnej.

Znakomite efekty daje również wykorzystanie zespołów napędowych do zwiększania współczynnika siły nośnej. Wadą tego rozwiązania jest - co prawda - fakt, że urządzenia takie przestają działać bez energii dostarczanej z zespołów napędowych, jednakże w wielu przypadkach ma to mniejsze znaczenie. Dotyczy to zwłaszcza wielosilnikowych samolotów STOL, w których energii może dostarczać

Rys.3.63 Klapa wysklepiająca z nadmuchem ze sprężarki silnika w samolocie Lockheed F-104 Starfighter. (*Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim*)

każdy z silników, więc w razie awarii jednego, mechanizmy zwiększające siłę nośną mogą działać normalnie. Najogólniej zasada działania tych urządzeń opiera się na zdmuchiwaniu lub odsysaniu warstwy przyściennej w miejscach narażonych na oderwanie [1, 42, 113]. Rozważa się również koncepcje bezpośredniej ingerencji w samą warstwę przyścienną przy pomocy różnego rodzaju mikroelektromechanizmów [70, 132, 133, 246]. Są to jednak dopiero prace badawcze niegwarantujące możliwości wykorzystania w praktyce. Zdarzają się też przypadki bezpośredniego sterowania strumieniem wylotowym z silnika odrzutowego przy pomocy kierownic strug, klap, czy też efektu Coandy [1, 42].

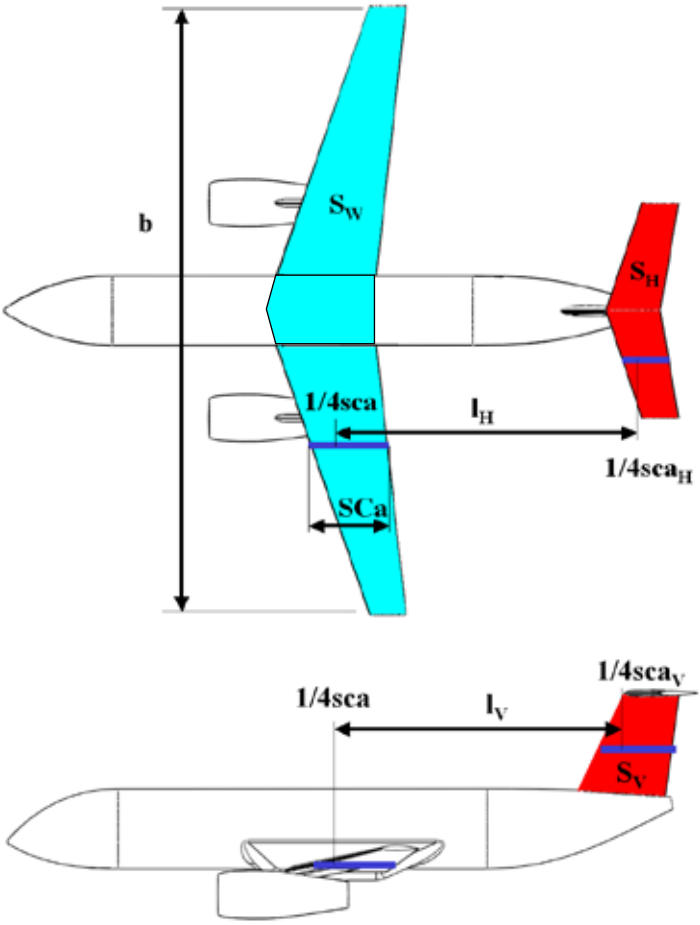
ROZDZIAŁ 4 – USTERZENIA

4.1 Kilka uwag na temat stateczności

Większość samolotów posiada trzy zespoły płatów: płat nośny, usterzenie poziome i usterzenie pionowe. Płat nośny umieszczony jest zazwyczaj w okolicy środka masy samolotu. Usterzenia (pionowe i poziome) znajdują się najczęściej w tylnej części samolotu, dzięki czemu mogą równocześnie zapewniać samolotowi równowagę i stateczność [264]. Warto w tym miejscu rozróżnić te dwa pojęcia. Warunkiem koniecznym dla zapewnienia równowagi jest, aby suma wszystkich sił i momentów działających na samolot była równa zeru. Dzięki temu samolot w idealnie spokojnym powietrzu będzie się poruszał ze stałą prędkością po torze prostoliniowym. Nie ma tu jednak mowy o tym jak się samolot zachowa po pojawieniu się zakłócenia, np. podmuchu, chwilowo wytrącającego go z równowagi. Za zachowanie się samolotu po wytrąceniu go z równowagi odpowiedzialna jest jego stateczność. Samolot stateczny powinien wrócić do pierwotnych parametrów lotu niedługo po ustaniu zakłócenia. Jak widać równowaga i stateczność są różnymi właściwościami samolotu. Może się więc zdarzyć, że niestateczny samolot będzie w stanie równowagi, albo że stateczny samolot zostanie ze stanu równowagi wytrącony. Następstwa tych dwóch zdarzeń mogą być zupełnie różne. W pierwszym przypadku możliwy jest lot po prostej ze stałą prędkością, ale najmniejsze zakłócenie spowoduje rozbieżne zmiany parametrów lotu i katastrofę. W drugim przypadku, po zaniku zakłócenia samolot samorzutnie zacznie wracać do warunków równowagi. W zakresie stateczności rozróżnia się ponadto stateczność statyczną i dynamiczną. Mówimy, że samolot jest stateczny statycznie, jeżeli w wyniku zakłócenia wykazuje tendencję do powrotu do warunków równowagi. Samolot jest stateczny dynamicznie, jeżeli faktycznie do niej wraca. Różnica polega na tym, że samolot wykazujący tendencję do powrotu do stanu równowagi, może do niej wracać w sposób periodyczny lub aperiodyczny. W przypadku periodycznym może się zdarzyć, że oscylacje będą rozbieżne. Może się więc zdarzyć, że samolot stateczny statycznie nie będzie stateczny dynamicznie. Wspomniane powyżej

oscylacje mogą się odbywać we wszystkich trzech wymiarach, warto więc przypomnieć w tym miejscu definicje podstawowych ruchów samolotu w przestrzeni. Przechylanie to obrót wokół osi podłużnej samolotu, odchylanie to obrót wokół osi pionowej samolotu, a pochylanie to obrót wokół osi poprzecznej samolotu.

Warunkiem koniecznym statycznej stateczności podłużnej jest, aby pochodna momentu pochylającego po kącie natarcia miała znak ujemny. Umieszczenie usterzenia w tylnej części samolotu pomaga spełnić ten warunek, gdyż każdy przyrost kąta natarcia samolotu wywołuje przyrost siły nośnej na usterzeniu poziomym, a tym samym zwiększa moment pochylający dążący do zmniejszenia kąta natarcia. Aby usterzenie było w tej roli skuteczne musi być odpowiednio duże i/lub znajdować się odpowiednio daleko od płata nośnego. Miarą wielkości usterzenia są tzw. cechy objętościowe.



Rys.4.1. Definicja parametrów niezbędnych do policzenia cech objętościowych

$$\kappa_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot SCa} \text{ - cecha objętościowa usterzenia poziomego} \tag{4.1}$$

$$\kappa_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S \cdot b} \text{ - cecha objętościowa usterzenia pionowego} \tag{4.2}$$

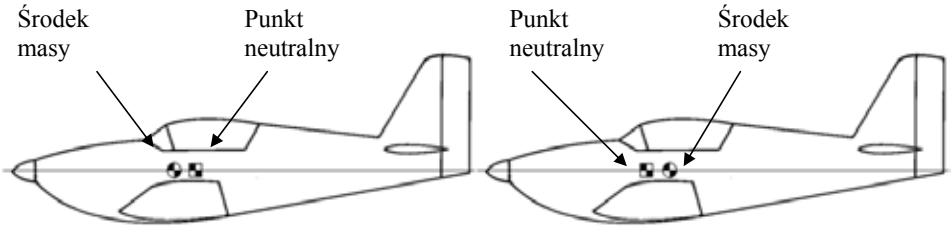
gdzie:
S_H – powierzchnia nośna usterzenia poziomego
S_V – powierzchnia nośna usterzenia pionowego
S – powierzchnia nośna płata nośnego
SCa – średnia cięciwa aerodynamiczna płata nośnego
l_H – odległość między 1/4sca płata a 1/4sca usterzenia poziomego
l_V – odległość między 1/4sca płata a 1/4sca usterzenia pionowego
b – rozpiętość płata nośnego

Cechy te są niezwykle użytecznym narzędziem statystycznym przy projektowaniu samolotu, gdyż zastosowanie usterzenia o tej samej cesze objętościowej co cecha objętościowa przeciętnego samolotu w danej klasie pozwala mieć nadzieję, że uzyskanie stateczności samolotu nie będzie trudne. W literaturze często można znaleźć zalecenia dotyczące wielkości cech objętościowych dla różnych typów samolotów [217]. Korzystanie z nich niesie jednak ryzyko związane z tym, że różni autorzy w różny sposób definiują powierzchnię usterzeń, zwłaszcza pionowego. Chcąc więc skorzystać z takich zaleceń należy najpierw dokładnie sprawdzić jakiej definicji autor użył. Innym zagrożeniem jest fakt, że na stateczność wpływają nie tylko stateczniki, ale również inne części samolotu, a w szczególności kadłub. Statecznik pionowy na cienkiej belce ogonowej będzie miał mniejszy wpływ na stateczność, niż taki sam statecznik umieszczony na wysokim a wąskim kadłubie. Jeszcze inaczej będzie się zachowywał samolot, w którym statecznik pionowy zamocowany jest do szerokiego kadłuba. Z kolei samolot z długą częścią kadłuba umieszczoną przed płatem nośnym będzie wymagał obydwu stateczników o większych cechach objętościowych. Najlepiej więc w trakcie projektowania posłużyć się własnymi danymi statystycznymi i konsekwentnie stosować przyjęte definicje.

Kolejnym krokiem w analizie stateczności samolotu powinno być wyznaczenie położenia tzw. punktu neutralnego stateczności. Gdyby środek masy samolotu znajdował się w punkcie neutralnym, to samolot ten znajdowałby się w stanie stateczności obojętnej. Jeżeli środek masy znajduje się przed punktem neutralnym, to samolot jest stateczny statycznie, jeżeli za punktem neutralnym, to samolot jest niestateczny statycznie. Odległość miedzy środkiem masy a punktem neutralnym, odniesiona do średniej cięciwy aerodynamicznej płata nośnego, nazywa się zapa-

sem stateczności, przy czym jest on dodatni, gdy samolot jest stateczny. Wyznaczanie położenia punktu neutralnego jest zadaniem złożonym zważywszy, że mają nań wpływ wszystkie elementy składowe samolotu. Co więcej położenie punktu neutralnego jest inne gdy pilot trzyma organa sterowania, a inne gdy są one swobodne. Ponadto oprócz stateczności statycznej wyróżnia się również stateczność dynamiczną. W związku z powyższym dokładne omówienie tych zagadnień przekracza zakres niniejszej pracy. Stosowne informacje czytelnik może uzyskać w literaturze tematu, np. [41, 61, 62, 67, 124, 162, 180, 204, 206, 252]

W tym miejscu wystarczy stwierdzić, że w przypadku większości samolotów o typowych proporcjach można oczekiwać, że punkt neutralny znajduje się za 40% średniej cięciwy aerodynamicznej płata nośnego. Przy czym zwiększenie cechy objętościowej usterzenia poziomego przesuwa punkt neutralny do tyłu. Umieszczenie środka masy przed 35% średniej cięciwy powinno więc zapewnić wystarczający zapas stateczności. W przypadku samolotów w układzie latającego skrzydła można oczekiwać, że punkt neutralny pokryje się ze środkiem aerodynamicznym płata, co oznacza, że środek masy powinien znajdować się przed 15% średniej cięciwy. Powyższe informacje, zwłaszcza liczbowe, są bardzo przybliżone, nie należy więc traktować ich jako ostateczne. Po wstępnym zaprojektowaniu samolotu koniecznie należy przeprowadzić szczegółową analizę stateczności.



Rys.4.2 Po lewej samolot stateczny, po prawej niestateczny statycznie

Warto też zwrócić uwagę na różnicę pomiędzy cechami objętościowymi usterzeń poziomego i pionowego. Pierwsza z nich jest odniesiona do średniej cięciwy, druga do rozpiętości płata nośnego. Nie jest to kwestia umowna, gdyż wynika z tego, który z parametrów ma większe znaczenie dla zapewnienia danego rodzaju stateczności. W żadnym przypadku nie można więc tych definicji pomylić.

Różnica między usterzeniem pionowym i poziomym polega również na tym, że usterzenie poziome wpływa głównie na stateczność podłużną, a pionowe na stateczność poprzeczną i kierunkową. W szczególności powierzchnia usterzenia pionowego wpływa na dynamiczną stateczność holendrowania i spirali. Holen-

drowanie i spirala, to dwie postaci oscylacji, które mogą się pojawić po wytrąceniu samolotu z równowagi [67, 124, 162, 180]. Holendrowanie polega na równoczesnym oscylacyjnym odchylaniu i przechylaniu samolotu, przy zachowaniu w przybliżeniu prostoliniowego średniego toru lotu, podczas gdy w przypadku spirali samolot porusza się po torze spiralnym ze stałym, lub zmiennym przechyleniem. W przypadku usterzenia pionowego pojawia się tu sprzężenie z takimi cechami płata nośnego jak skos i wznios. Przy czym wznios i skos ustateczniają spiralę, a rozstateczniają holendrowanie, podczas gdy usterzenie pionowe działa dokładnie odwrotnie. Wynika z tego, że równoczesne uzyskanie stateczności holendrowania i spiralnej jest nadzwyczaj trudne i zwykle nie daje się go osiągnąć w całym zakresie prędkości. Ponieważ jednak niestateczność spiralna jest zwykle łatwiejsza do opanowania przez pilota, więc przepisy kładą nacisk na ustatecznienie holendrowania, pod warunkiem, że opanowanie ewentualnej niestateczności spiralnej nie będzie przekraczało możliwości pilota.

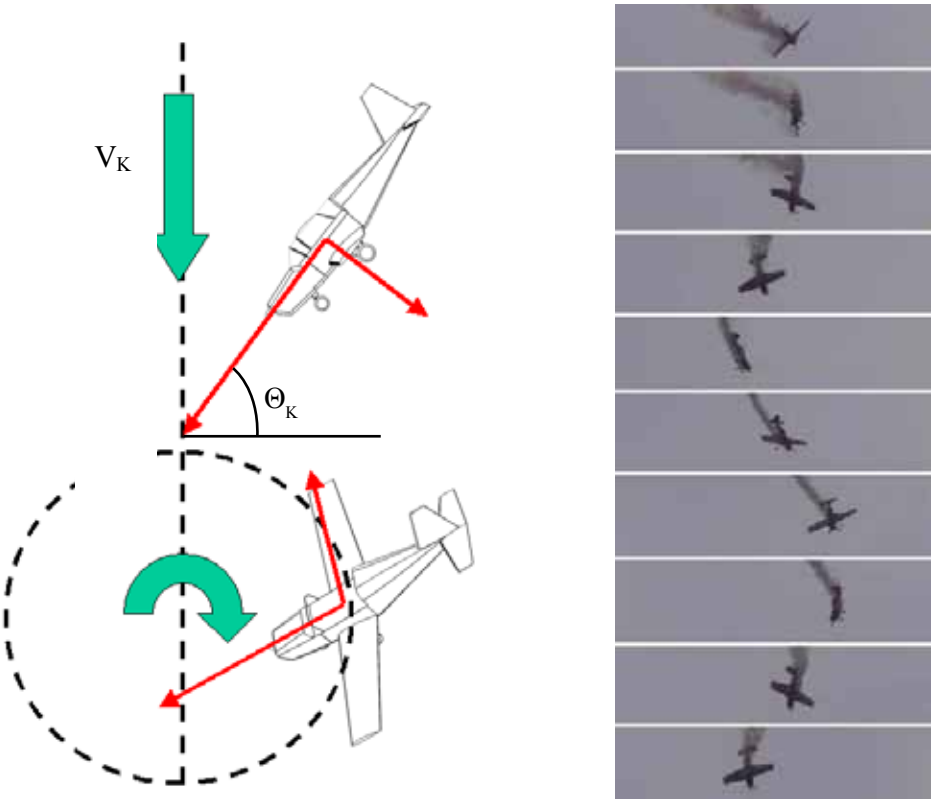
Podobna sytuacja ma miejsce również w przypadku stateczności podłużnej, choć bez tak sprzecznych wymagań konstrukcyjnych. Występują tu dwie postaci ruchu: oscylacje szybkie i fugoidalne. Oscylacje szybkie polegają na bardzo szybkich zmianach kąta natarcia samolotu, bez znacznych zmian pozostałych parametrów lotu. W oscylacjach fugoidalnych zmianom ulega głównie prędkość samolotu, bez znacznych zmian kąta natarcia. Oscylacje fugoidalne mają zazwyczaj stosunkowo długi okres, dochodzący czasami do 60 i więcej sekund. Stąd też bierze się ich nazwa. I z tego też powodu przepisy pozwalają na ich nieznaczną niestateczność. Pilot ma bowiem wystarczająco dużo czasu, aby je opanować. W przeciwieństwie do nich oscylacje szybkie mają zwykle bardzo krótki okres, co sprawia, że piloci nie byliby zdolni do ich aktywnego tłumienia. W związku z tym oscylacje szybkie muszą być bezwzględnie tłumione dzięki naturalnej stateczności samolotu.

4.2 Układy usterzeń

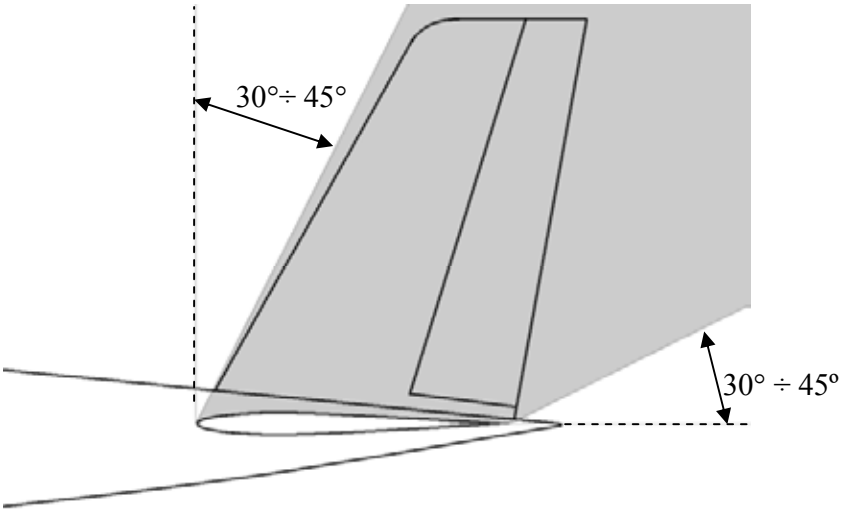
Klasyczna teoria stateczności samolotu dotyczy lotu przy niewielkich kątach natarcia i niewielkich zakłóceń, nie gwarantuje więc uzyskania poprawnych właściwości lotnych samolotu w całym zakresie prędkości. Na dużych kątach natarcia może się na przykład zdarzyć, że część usterzenia znajdzie się w cieniu aerodynamicznym innych części samolotu i gwałtownie straci swoją skuteczność. Przykładem takiego stanu lotu jest korkociąg [259]. Samolot może „wejść w korkociąg”, jeżeli jego kąt natarcia przekroczy wartość kąta natarcia przeciągnięcia. W takich warunkach każda niesymetria rozkładu siły nośnej może doprowadzić

do „zwalenia się na skrzydło” i korkociągu. W trakcie korkociągu samolot wiruje wokół prostej pionowej jak to pokazano na rys.4.3. i bardzo szybko opada. Jest więc nadzwyczaj istotne, aby każdy samolot, który może wejść w korkociąg, dawał się również z niego wyprowadzić. Jeżeli kąt pochylenia samolotu w korkociągu Θ_K jest bliski 90º, to mówimy, że korkociąg jest stromy, jeżeli bliski 0º, to mówimy, że jest płaski. Z korkociągu płaskiego zwykle nie daje się samolotu wyprowadzić. Kabina i usterzenie pionowe samolotu mogą być skierowane do góry, lub w dół. W pierwszym przypadku mówimy o korkociągu normalnym, w drugim o korkociągu odwróconym. O tym jaki typ korkociągu samolot wykonuje w sposób naturalny decyduje bardzo wiele czynników, z aerodynamiką i rozkładem masy na czele. Niestety opływ samolotu jest w tych warunkach do tego stopnia skomplikowany, że zastosowanie do jego analizy nawet najbardziej zaawansowanego oprogramowania nie daje wystarczająco dokładnych wyników. Z tego też względu badanie właściwości korkociągowych samolotu często zawiera badania dynamicznie podobnych modeli swobodnych w pionowych tunelach aerodynamicznych. Natomiast zachowanie się samolotu po przeciągnięciu i sam proces wchodzenia w korkociąg wygodnie jest badać przy pomocy dynamicznie podobnych modeli latających.

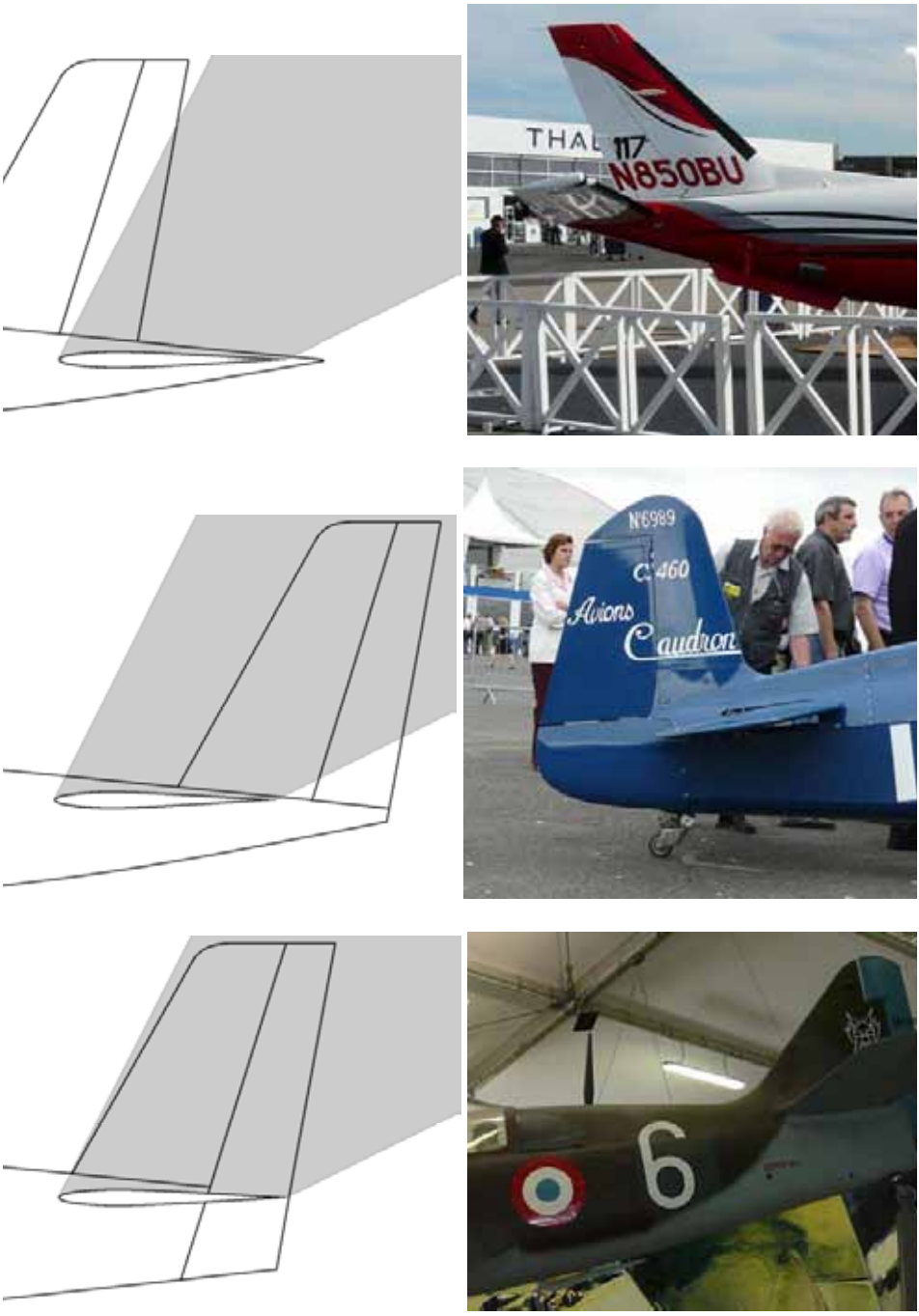
Jak z powyższych uwag wynika korkociąg jest wyjątkowo skomplikowanym stanem lotu, którego analiza przekracza zakres niniejszego opracowania. Na etapie projektowania można jednak zmniejszyć ryzyko pojawienia się problemów z wyprowadzeniem samolotu z korkociągu. Wyprowadzenie z korkociągu zaczyna się zazwyczaj od wychylenia steru kierunku w stronę przeciwną do kierunku obrotu samolotu. Pozwala to zwykle wyhamować wirowanie, dzięki czemu samolot przechodzi z korkociągu do nurkowania. Wystarczy wtedy, po rozpędzeniu samolotu, wychylić do góry ster wysokości, aby samolot doprowadzić do lotu poziomego. Zastosowanie tej procedury ma szansę powodzenia pod warunkiem, że ster kierunku samolotu jest w korkociągu skuteczny [17]. Tymczasem, biorąc pod uwagę położenie samolotu względem kierunku prędkości V_K należy oczekiwać, że zarówno płat nośny, jak i statecznik poziomy pracują w zakresie oderwania. Oznacza to w szczególności, że za statecznikiem poziomym występuje obszar bardzo silnie sturbulizowanego powietrza. Wymiary tego obszaru definiuje rys.4.4. Przedstawiony na tym rysunku układ usterzenia zwiększa więc ryzyko pojawienia się problemów z wyprowadzeniem samolotu z korkociągu. W celu ułatwienia wyprowadzania samolotu z korkociągu zaleca się stosowanie układów stateczników przedstawionych na rys.4.5. W każdym przypadku spora część steru kierunku znajduje się w obszarze, w którym zacienienie jej jest mało prawdopodobne.



Rys.4.3. Korkociąg



Rys.4.4. Obszar cienia aerodynamicznego za statecznikiem poziomym w korkociągu



Rys.4.5. Konfiguracje usterzenia ułatwiające wyprowadzanie samolotu z korkociągu (Musée de l'Air et de l'Espace Paris)

Istnieją samoloty, które nie wchodzą w korkociąg, lub wychodzą z niego samoczynnie dzięki korzystnej geometrii skrzydeł i/lub rozkładowi masy. Mogą wtedy nie spełniać opisanej powyżej zasady. Nie chcąc jednak wchodzić zbyt głęboko w szczegóły teorii korkociągu najlepiej jest zaprojektować usterzenie tak, aby pozwalało na wyprowadzenie z korkociągu przez pilota, czyli zgodnie z rys.4.5.

Istnieją też takie klasy samolotów (np. samoloty pasażerskie), w których bardzo dużo uwagi przykłada się do zabezpieczenia samolotu przed przeciągnięciem. Zabezpieczenie to może zawierać np. ograniczenie wychyleń steru wysokości uniemożliwiające niebezpieczne zbliżenie się do kąta natarcia przeciągnięcia i/lub urządzenia wywołujące drgania organów sterowania oraz sygnał dźwiękowy w kabinie pilota. Drgania układu sterowania często pojawiają się samorzutnie, gdy samolot zbliża się do przeciągnięcia. Wiąże się to z tym, że silnie sturbulizowane strugi spływające z płata nośnego wywołują drgania usterzenia (tzw. buffeting), przenoszące się na układ sterowania. Drgania te ostrzegają pilota o ryzyku przeciągnięcia. W dobrze opracowanych pod względem aerodynamicznym samolotach ostrzeżenie to może jednak nie wystąpić pomimo przeciągnięcia. Można je wymusić umieszczając niewielki turbulizator na krawędzi natarcia płata nośnego (rys.4.6.), lub instalując układ pomiarowy mierzący kąt natarcia i uruchamiający wzbudnik drgań umieszczony na organach sterowania pilota, jeśli samolot zbliży się zbytnio do przeciągnięcia. Pilot ma wtedy możliwość zmniejszenia kąta natarcia i niedopuszczenia do przeciągnięcia. Pamiętać jednak należy, że buffeting zmniejsza trwałość zmęczeniową usterzenia, nie powinien więc być zbyt intensywny. Układ mierzący kąt natarcia może też uruchamiać sygnalizację dźwiękową.

Rys.4.6. Turbulizator ostrzegający o przeciągnięciu [186]

Konwencjonalny układ stateczników, z obydwoma statecznikami umieszczonymi na kadłubie, nie jest jedynym stosowanym w lotnictwie. Bardzo często sto-

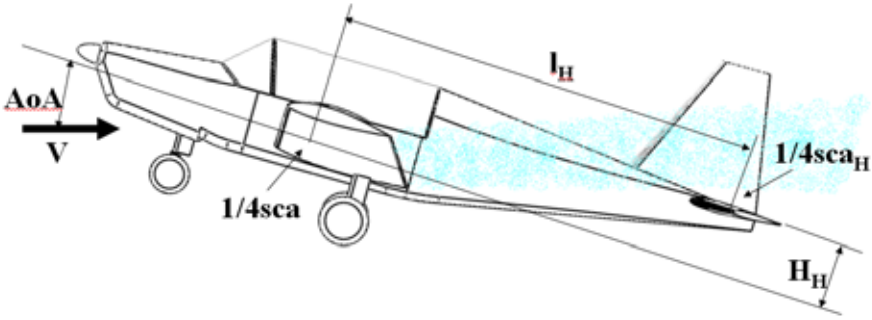
sowany jest również układ T, w którym statecznik poziomy zamocowany jest na szczycie statecznika pionowego. Układ taki jest szczególnie korzystny ze względu na możliwość uszkodzenia delikatnego usterzenia poziomego. W związku z tym jest on często stosowany w samolotach transportowych (rys.4.7.), zwłaszcza tych wyposażonych w rampę w tylnej części kadłuba, ułatwiając manipulowanie ładunkiem na zewnątrz tylnej części samolotu. Jest to również najczęściej stosowany układ w konstrukcji szybowców (rys.4.8.). Jego zalety objawiają się w szczególny sposób w przypadku przygodnych lądowań w wysokich uprawach. Konwencjonalne usterzenie zazwyczaj ulega wtedy zniszczeniu, podczas gdy usterzenie T ma szanse pozostania w stanie nieuszkodzonym.

Rys.4.7. Usterzenie T w samolocie transportowym

Rys.4.8. Usterzenie T w szybowcu

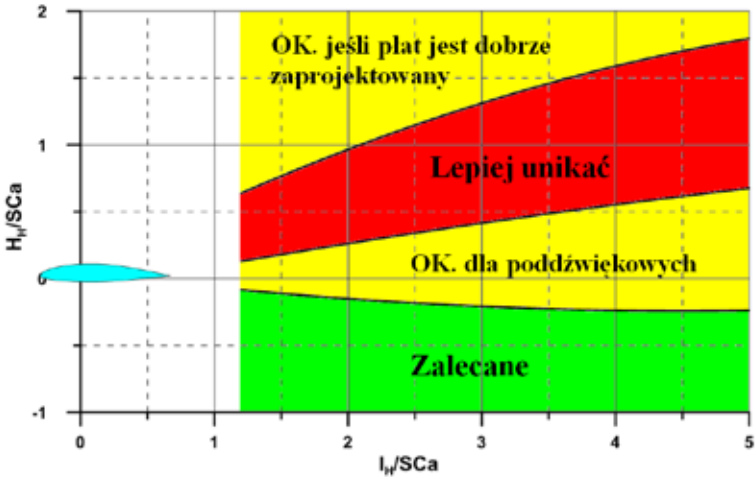
Usterzenie T ma kilka istotnych cech odróżniających je od usterzenia konwencjonalnego. Usterzenie poziome zwiększa wydłużenie efektywne usterzenia pionowego, działając jak płyta brzegowa. Powierzchnia usterzenia pionowego może więc być mniejsza niż w usterzeniu konwencjonalnym. Z drugiej jednak strony siły

działające na usterzenie poziome stanowią dodatkowe obciążenie dla usterzenia pionowego i tylnej części kadłuba, niewystępujące w przypadku usterzenia konwencjonalnego. Ewentualny zysk masowy jest więc problematyczny.



Rys.4.9. Wpływ oderwania na płacie nośnym na usterzenie poziome. W przypadku usterzenia konwencjonalnego – drgania (buffeting). W przypadku usterzenia T możliwe jest głębokie przeciągnięcie (deep stall).

W układzie T, usterzenie poziome w sposób naturalny nie zacienia steru kierunku w przypadku korkociągu normalnego. Nie oznacza to jednak, że charakterystyki takiego usterzenia na dużych kątach natarcia są lepsze. Po pierwsze, zacienienie może się zdarzyć, w przypadku korkociągu odwróconego, a co gorsza usterzenie poziome może zostać zacienione przez płat nośny (rys.4.9). W usterzeniu konwencjonalnym zagrożenie takim zjawiskiem jest niewielkie, gdyż w momencie oderwania usterzenie poziome znajduje się pod, lub na dolnym skraju obszaru oderwania.



Rys.4.10. Rekomendowane położenia usterzenia poziomego względem płata nośnego.

W najgorszym więc razie dochodzi do drgań, które z wymienionych powyżej względów są korzystne, o ile nie są zbyt intensywne. W przypadku usterzenia T może się jednak zdarzyć, że usterzenie poziome znajdzie się wewnątrz obszaru oderwania za płatem nośnym, nawet, jeśli oderwanie to nie zaszło na całej powierzchni płata (rys.4.10.). Powoduje to zazwyczaj znaczącą utratę skuteczności usterzenia, co może się objawić tzw. głębokim przeciągnięciem. W tym przypadku usterzenie przestaje wytwarzać siłę nośną. Jeśli więc samolot bez usterzenia ma ujemny współczynnik momentu pochylającego, to będzie miał tendencję do zmniejszania kąta natarcia. Nie dzieje się tak jednak zawsze. Często zdarza się, że samolot w takim stanie lotu ma dodatni moment pochylający, co przyspiesza wzrost kąta natarcia i może doprowadzić do korkociągu odwróconego.

Rys.4.11. Usterzenie krzyżowe w łodzi latającej Consolidated PBY Catalina.

Innym często spotykanym układem usterzenia, jest usterzenie krzyżowe, w którym statecznik poziomy zamocowany jest w połowie wysokości statecznika pionowego. Konieczność stosowania takiego układu może wynikać z różnych względów. Dla przykładu w łodziach latających (rys.4.11.) z napędem śmigłowym trzeba zadbać o odpowiednio dużą odległość pomiędzy końcówkami śmigieł a powierzchnią wody. Może się więc zdarzyć, że silniki zostaną zainstalowane wysoko ponad środkiem masy samolotu. Ich ciąg będzie wywoływać duży moment pochylający. Dla zrównoważenia tego momentu potrzebny jest duży moment wytwarzany przez usterzenie poziome, co z kolei wymaga zastosowania usterzenia o bardzo dużej powierzchni i masie. Można je zredukować instalując usterzenie poziome w strumieniu zaśmigłowym, dzięki czemu prędkość wokół usterzenia jest duża nawet przy małej prędkości samolotu. Pozwala to na uzyskiwanie dużych sił nośnych

na niewielkim usterzeniu, niezależnie od kąta natarcia i prędkości lotu samolotu. Negatywnie wpływa jednak na trwałość zmęczeniową usterzenia.

Rys.4.12. Zwrotny samolot odrzutowy z usterzeniem krzyżowym (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

Innym powodem zastosowania takiego usterzenia może być chęć zwiększenia zwrotności samolotu odrzutowego. Aby ją osiągnąć wygodnie jest umieścić wszystkie duże masy składowe samolotu jak najbliżej środka masy. Pozwala to zminimalizować jego moment bezwładności, a co za tym idzie zwiększyć przyspieszenia kątowe wywołane danym wychyleniem steru. Jedną z największych mas jest silnik, należałoby go więc umieścić tak blisko środka masy jak to tylko możliwe. W przypadku samolotu odrzutowego o założonej cesze objętościowej usterzenia poziomego, oznaczałoby to jednak konieczność stosowania niepotrzebnie długiej dyszy wylotowej lub osłon chroniących tylną część kadłuba. Korzystniejsze może się więc okazać zastosowanie krótkiej dyszy i krótkiego kadłuba, a założone ramię usterzenia osiągnąć dzięki zainstalowaniu go na skośnym usterzeniu pionowym (rys.4.12.).

W pionierskich czasach rozwoju lotnictwa bardzo popularny był układ usterzeń z więcej niż jednym usterzeniem pionowym (rys.4.13). Wynikało to z faktu, że samolot jednosilnikowy wyposażony w podwozie z podparciem tylnym mógł kołować po lotnisku dzięki temu, że jego ster kierunku znajdował się w strumieniu zaśmigłowym. Jeśli jednak zastosowano parzystą liczbę silników umieszczonych poza płaszczyzną symetrii samolotu, to siły wytwarzane przez pojedynczy ster kierunku równe były zeru. Sterowanie w trakcie kołowania zapewnić mogło wtedy niesymetryczne sterowanie ciągiem silników, a to było nadzwyczaj nieprecyzyjne. Nie można było przy tym stosować sterowanego kółka tylnego, gdyż płoza ogono-

wa spełniała funkcję hamulca. Rozwiązaniem często było umieszczanie usterzeń pionowych w strumieniach zaśmigłowych.

Wraz z rozwojem lotnictwa okazało się, że usterzenie takie ma również inne zalety. W szczególności, w samolotach bombowych zastosowanie usterzenia z podwójnym usterzeniem pionowym (tzw. usterzenie H) pozwalało odsłonić strzelcowi pokładowemu ten obszar wokół samolotu, z którego najczęściej nadlatywały atakujące go myśliwce. Ułatwiało to pracę strzelca i zmniejszało prawdopodobieństwo uszkodzenia usterzenia pionowego własnym ogniem.

Rys.4.13. Potrójne usterzenie pionowe zmniejsza wysokość samolotu, podwójne poprawia pole ostrzału strzelca. Może też osłaniać dysze silników w celu uniknięcia trafienia, lub zmniejszenia hałasu (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie, Breitling Collection, Imperial War Museum, Duxford*)

Jeszcze inną zaletą takiego usterzenia jest jego stosunkowo mała wysokość. Dzięki niej duże samoloty pasażerskie w układzie dolnopłata z napędem śmigłowym, mogą się mieścić w stosunkowo niskich hangarach.

Usterzenia takie stosowane są i dziś. Przykładem może być samolot szturmowy A-10 Thunderbolt II, w którym usterzenie H zastosowano w celu zmniejszenia zagrożenia ostrzałem z ziemi. Nowoczesne systemy przeciwlotnicze często wyposażone są w rakiety naprowadzane na podczerwień. Idealnym celem dla takich głowic jest dysza wylotowa silnika odrzutowego. W samolocie A-10 dysza ta osło-

nięta jest od dołu usterzeniem poziomym, a z boków usterzeniami pionowymi. Dzięki temu rakieta może namierzyć dyszę samolotu dopiero, gdy znajduje się on w znacznej odległości i tym samym zmniejsza się prawdopodobieństwo trafienia. Te same zalety mogą spowodować zastosowanie usterzenia U w samolotach pasażerskich. Tym razem jednak celem jest zmniejszenie hałasu wokół lotnisk. Zakłada się, że osłonięcie dysz wylotowych silników przez usterzenia może jego poziom skutecznie zmniejszyć.

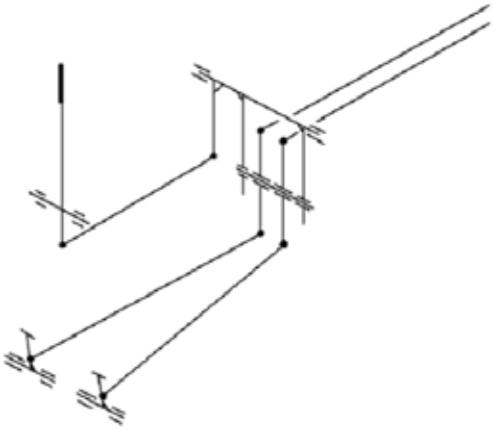
Na koniec warto dodać, że odwrotnie niż w usterzeniu T, w usterzeniu H usterzenia pionowe działają jak płyty brzegowe dla usterzenia poziomego. Oznacza to wzrost jego skuteczności i możliwość zmniejszenia powierzchni. Podobnie jednak jak w przypadku usterzenia T, nie oznacza to równoczesnego zmniejszenia masy, gdyż siły działające na usterzenia pionowe zwiększają obciążenie usterzenia poziomego i tylnej części kadłuba.

Duże nadzieje wiązano z pomysłem zastąpienia układu usterzeń pionowego i poziomego usterzeniem o dużym wzniosie (rys.4.14). Usterzenie takie nosi nazwę usterzenia Rudlickiego (od nazwiska wynalazcy), usterzenia motylkowego lub usterzenia V. Usterzenie takie, zamiast dwóch płatów (pionowego i poziomego), składa się z jednego o bardzo dużym wzniosie, dochodzącym do 45º. W zamyśle powierzchnia i kąt wzniosu miały być tak dobierane, aby powierzchnia rzutu z góry odpowiadała wymaganej powierzchni usterzenia poziomego, a powierzchnia rzutu z boku powierzchni usterzenia pionowego typu H. Oczekiwano dzięki temu znacznej redukcji masy i oporu samolotu. Sterowanie podłużne odbywa się przy tym dzięki symetrycznemu wychylaniu sterów, a kierunkowe dzięki niesymetrycznemu wychylaniu sterów.

Rys.4.14. Usterzenie V

W praktyce okazało się, że redukcja masy i oporu jest możliwa w znacznie mniejszym stopniu niż oczekiwano. Usterzenia o dużym wzniosie mają mniejszą skuteczność niż poziome i pionowe, w związku z tym muszą być nieco większe niż oczekiwano. Ponadto niesymetryczne wychylenia sterów wywołują większy moment skręcający ka-

dłub niż ster kierunku. Dodać do tego trzeba bardziej skomplikowany układ sterowania, który musi przekształcać wychylenia drążka i pedałów na symetryczne i niesymetryczne wychylenia sterów (np. rys.4.15). Układ taki jest nie tylko bardziej skomplikowany, ale również cięższy. Wszystko to sprawia, że oszczędności są znacznie mniejsze niż oczekiwano. A dochodzi do tego również sprzężenie między sterowaniem poprzecznym i kierunkowym, do jakiego w usterzeniu V dochodzi. Niesymetryczne wychylenie sterów wywołuje bowiem silny moment przechylający samolot. Co gorsza, w przypadku usterzenia V z dodatnim wzniosem, wychylenie sterów powoduje pojawienie się przeciwdziałających sobie momentów odchylających i przechylających. Ten ostatni problem daje się rozwiązać dzięki zastosowaniu wzniosu ujemnego (rys.4.16.). W tym przypadku momenty odchylające i przechylające są zgodne. W przypadku jednak zamontowania takiego usterzenia pod pojedynczym kadłubem konieczne jest jednak stosowanie bardzo długiego podwozia (rys.4.17.).



Rys.4.15. Przykładowe rozwiązanie układu sterowania usterzeniem V

Rys.4.16. Przykład usterzenia V z ujemnym wzniosem zamocowanego na dwóch belkach ogonowych

Rys.4.17 Przykład usterzenia V z ujemnym wzniosem zamocowanego pod tylną częścią kadłuba.

Rys.4.18 Przykład usterzenia mieszanego - konwencjonalne/V z ujemnym wzniosem (*Imperial War Museum, Duxford*)

Dodatkową zaletą usterzenia V okazała się natomiast odporność na zacienienie na dużych kątach natarcia. Z oczywistych względów nie ma tu mowy o zacienianiu usterzenia pionowego poziomym. Natomiast płat nośny nie jest w stanie zacienić całej powierzchni usterzenia, a tylko jej fragment. Z tego też względu czasem stosuje się płaty o dużym wzniosie w usterzeniach mieszanych (rys.4.18, 19). Mają one usterzenie pionowe i poziome oraz konwencjonalny układ sterowania, ale usterzenie poziome ma duży wznios. Dzięki temu można je umieścić w dogodnym z innych względów miejscu bez obawy zacienienia na całej powierzchni. Dodatkową zaletą może być również to, że dodatni wznios usterzenia poziomego zmniejsza prawdopodobieństwo jego kontaktu z ziemią podczas lądowania z bocznym wiatrem.

Rys.4.19 Przykład usterzenia mieszanego - T/V z dodatnim wzniosem
(*Imperial War Museum, Duxford*)

Rys.4.20 F-15 Przykład samolotu z podwójnym usterzeniem pionowym
(*Imperial War Museum, Duxford*)

Rys.4.21 F-18 Przykład samolotu z podwójnym usterzeniem pionowym

W przypadku dwusilnikowych samolotów bojowych dominują obecnie takie, w których silniki umieszczone są obok siebie w tylnej części kadłuba (rys.4.20-22). W efekcie samoloty takie mają stosunkowo szerokie kadłuby. Zastosowanie pojedynczego usterzenia pionowego oznacza w tym przypadku konieczność znacznego powiększenia jego powierzchni i wysokości. Dzięki temu może ono pozostać skuteczne na dużych kątach natarcia, gdy zasłania je szeroki kadłub. Innym roz-

Rys.4.22 SR-71 Przykład samolotu z podwójnym usterzeniem pionowym (*Imperial War Museum, Duxford*)

wiązaniem tego problemu jest zastosowanie podwójnego usterzenia pionowego. W przeciwieństwie jednak do układu H, tym razem stateczniki pionowe montowane są na bokach kadłuba, a nie na końcówkach usterzenia poziomego. Dzięki temu usterzenie poziome może być wykonane jako płytowe, co ze względu na powody opisane rozdz.4.4. jest bardzo ważne przy prędkościach okołodźwiękowych.

Pewną komplikację stanowi tu połączenie podwójnego usterzenia pionowego z pasmowym płatem nośnym (rozdz. 3.2.8). Wiry wytwarzane przez napływy mogą bowiem wywoływać buffeting usterzenia pionowego. Poprawne umieszczenie usterzenia nie jest więc proste i wymaga uważnych analiz. W efekcie pojawiają się konstrukcje z usterzeniami rozchylonymi na zewnątrz, pochylonymi w kierunku płaszczyzny symetrii, czy też umieszczonymi w różnych miejscach wzdłuż długości kadłuba.

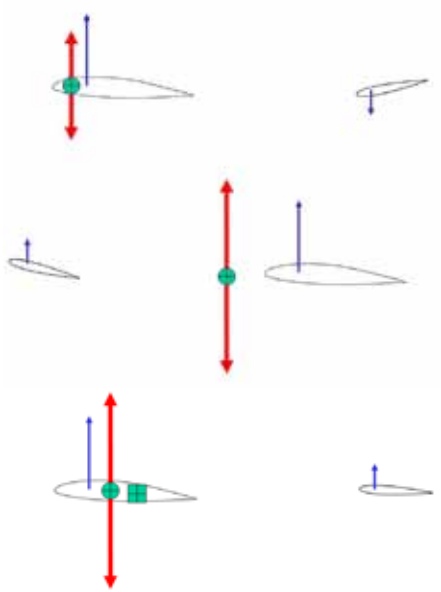
Najstarszym układem płatów nośnych jest układ kaczki (rys.4.23.) [250]. W układzie tym bracia Wright zbudowali bowiem swój pierwszy samolot. Wraz z rozwojem lotnictwa kilkakrotnie próbowano wrócić do tego układu ze względu na jego potencjalne zalety. Do tej pory jednak powstało niewiele udanych konstrukcji w tym układzie, co wynika najprawdopodobniej z ogromnych problemów, jakie napotyka projektant pracujący nad takim samolotem [89, 91]. W układzie tym siła nośna wytwarzana jest na dwóch płatach, z których przedni jest mniejszy i przeznaczony również do sterowania podłużnego. Pomimo swoich mniejszych rozmiarów płat przedni ma w założeniu wytwarzać znaczną część siły nośnej. W przeciwieństwie zaś do układu konwencjonalnego zwiększenie kąta natarcia w kaczce odbywa się dzięki dodatniemu przyrostowi siły nośnej, wywołanemu przez wychylony w dół ster wysokości, umieszczony na płacie przednim. Dodatkową zaletą jaką spodziewano się uzyskać miał być brak możliwości wejścia kaczki w korkociąg. Zakładano bowiem, że po osiągnięciu krytycznego kąta natarcia na płacie przednim, samolot będzie pochylał nos w dół, zmniejszając kąt natarcia w sposób w pełni kontrolowany, dzięki temu, że oderwanie nie nastąpi w okolicy lotek, umieszczonych na płacie tylnym. Zmniejszenie kąta natarcia powinno spowodować przyklejenie się opływu do płata przedniego i powrót do równowagi.

Teza ta okazała się tylko częściowo prawdziwa, gdyż w przypadku kaczek z bardzo dużym udziałem przedniego płata w wytwarzaniu siły nośnej, moment wytwarzany przez lotki może być zbyt mały do zrównoważenia niesymetrycznych sił pojawiających się na przednim płacie po przeciągnięciu. Co więcej może się okazać, że pilot ma zbyt mało czasu na reakcję w takiej sytuacji. Najgorszym natomiast problemem jest proces wyprowadzania kaczki z przeciągnięcia. Zakładając bowiem, że po przeciągnięciu nie wpadła ona w korkociąg, tylko zgodnie z oczekiwaniem pochyliła dziób w dół i przeszła do nurkowania, nadal trzeba ją z tego nurkowania wyprowadzić. Jedyną zaś metodą aby tego dokonać jest wychylenie steru

wysokości w dół. Jeśli pilot zrobi to za wcześnie, to może doprowadzić do powtórnego oderwania na przednim płacie i uniemożliwić wyprowadzenie. Zamiast tego powinien spokojnie poczekać aż prędkość odpowiednio wzrośnie i dopiero potem wyprowadzać. Może to jednak zrobić tylko wtedy, gdy ma odpowiednio duży zapas wysokości lotu. Tego rodzaju zdarzenie na małej wysokości może więc doprowadzić do katastrofy.

Rys.4.23. Samolot w układzie kaczki Beechcraft Starship

Podobnie przesadnymi okazały się nadzieje związane z dużym udziałem siły nośnej wytwarzanej na przednim płacie. Opierały się one na założeniu, że w układzie konwencjonalnym dla zachowania stateczności środek masy znajduje się przed środkiem parcia płata nośnego. W takim przypadku osiągnięcie równowagi byłoby możliwe tylko dzięki ujemnej sile nośnej wytwarzanej przez usterzenie. Dawałoby to istotną zaletę układowi kaczki, w którym to środek masy znajduje się zazwyczaj pomiędzy środkami parcia płata tylnego i przedniego, dzięki czemu siły niezbędne do równowagi są zawsze dodatnie. W rzeczywistości jednak, w układzie konwencjonalnym, dla zachowania stateczności środek masy musi się znajdować przed punktem neutralnym stateczności. Punkt ten natomiast zwykle wypada pomiędzy środkami parcia płata i usterzenia, jest więc również możliwe umieszczenie środka masy za środkiem parcia płata. W tym wypadku siła nośna na usterzeniu, niezbędna do zachowania równowagi, będzie dodatnia (rys.4.24) w szerokim zakresie kątów natarcia. Faktyczną zaletą układu kaczki jest więc tylko fakt, że osiąganie większych kątów natarcia uzyskuje się dzięki dodatniemu przyrostowi siły nośnej na płacie przednim, podczas gdy w układzie konwencjonalnym siła nośna na usterzeniu musi zmaleć (rys.4.25). Oznacza to możliwość uzyskiwania mniejszej prędkości minimalnej przez samoloty w układzie kaczki. Przy zachowaniu takiej samej prędkości minimalnej możliwe jest z kolei zwiększenie obciążenia powierzchni nośnej w układzie kaczki, a co za tym idzie również jej zasięgu.



Układ konwencjonalny z przednim położeniem środka masy

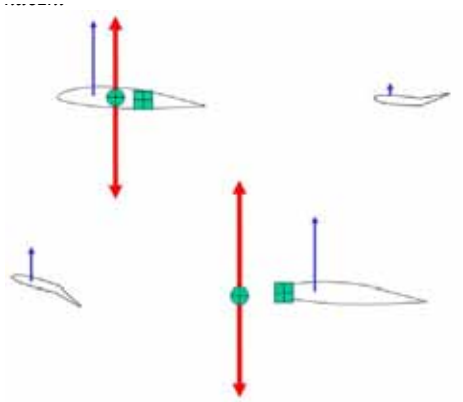
Kaczka

Układ konwencjonalny z tylnym położeniem środka masy

Środek masy

Punkt neutralny stateczności

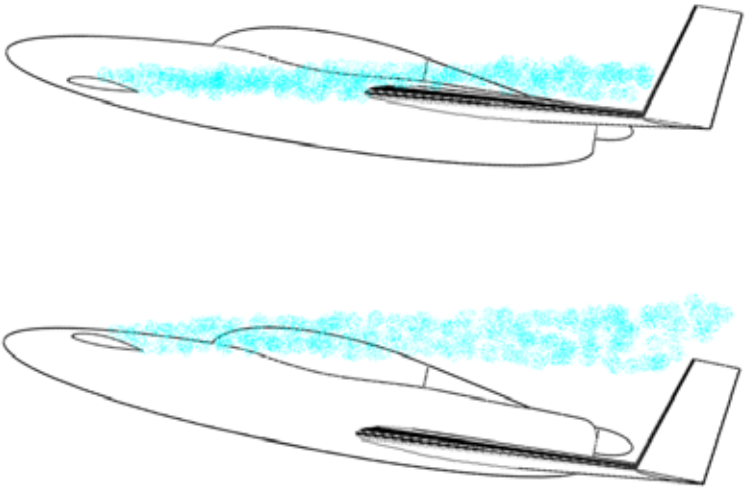
Rys.4.24. Układy sił zapewniające równowagę samolotu w układzie klasycznym i w układzie kaczki



Układ konwencjonalny

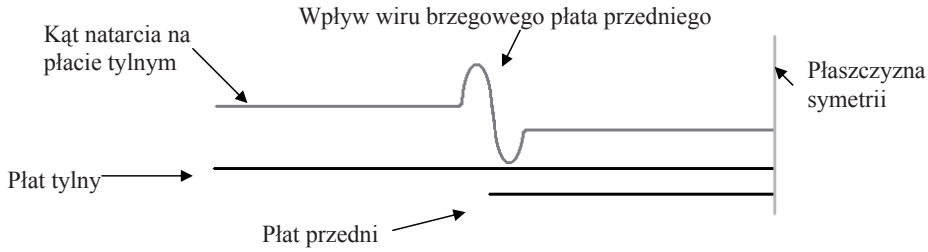
Kaczka

Rys.4.25 Wpływ wychylenia steru na siłę nośną samolotu w układzie klasycznym i w układzie kaczki

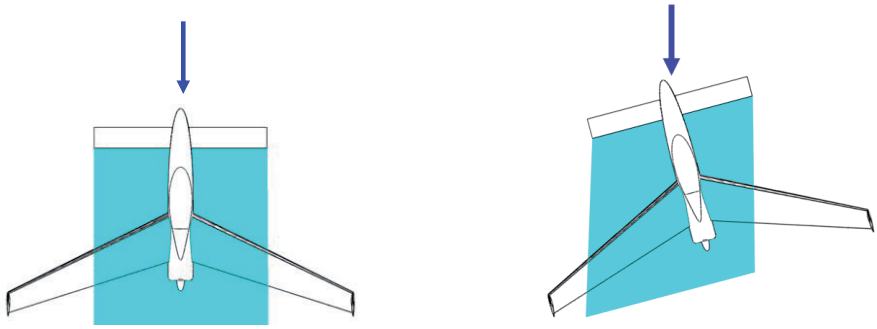


Rys.4.26. Przeciągnięcie na przednim płacie w układzie kaczki, przy różnych położeniach płata przedniego

Zaprojektowanie poprawnie latającej kaczki nie jest jednak proste. Do problemów opisanych poprzednio należy bowiem dodać kolejne dwa. Pierwszy z nich wiąże się z umieszczeniem przedniego płata poniżej płata tylnego. Byłoby to korzystne zwłaszcza w małych samolotach, gdzie pilot siedzi pomiędzy płatami. Umieszczenie przedniego płata nisko pozwoliłoby wtedy na znaczącą poprawę widoczności. Niestety, biorąc pod uwagę fakt, że w kaczce przeciągnięciu najpierw ulega płat przedni, należy się liczyć z tym, że strugi oderwane od niego mogłyby trafić w płat tylny, o ile byłby umieszczony powyżej niego (rys.4.26). Takie zdarzenie mogłoby mieć katastrofalne konsekwencje. W związku z tym płat przedni w układzie kaczki nie powinien znajdować się poniżej płata tylnego. Drugi problem jest znacznie trudniejszy do rozwiązania, wiąże się bowiem z wpływem śladu wirowego przedniego płata na tylny (rys.4.27, 28). Konsekwencją wytwarzania siły nośnej na płacie przednim jest odchylenie strug za płatem w dół. Redukuje to kąt natarcia na tylnym płacie w obszarze odpowiadającym rozpiętości płata przedniego. Przejście pomiędzy obszarami o większym i mniejszym kącie natarcia nie jest łagodne, gdyż wir brzegowy płata przedniego powoduje znaczące jego przyrosty i spadki. Problem ten nie byłby zbyt poważny, gdyby samolot zawsze latał z kątem ślizgu równym 0º. Wystarczyłoby zastosować odpowiednie skręcenie geometryczne w celu skompensowania istniejącej różnicy kątów natarcia. W przypadku jednak, gdy kąt ślizgu nie jest równy zeru, obszar o mniejszym kącie natarcia na jednej połówce płata tylnego rośnie, a na drugiej zmniejsza się. Prowadzi to do powstawania dodatkowego momentu przechylającego. Dla zminimalizowania tego



Rys.4.27. Wpływ płata przedniego na kąt natarcia na płacie tylnym w układzie kaczki

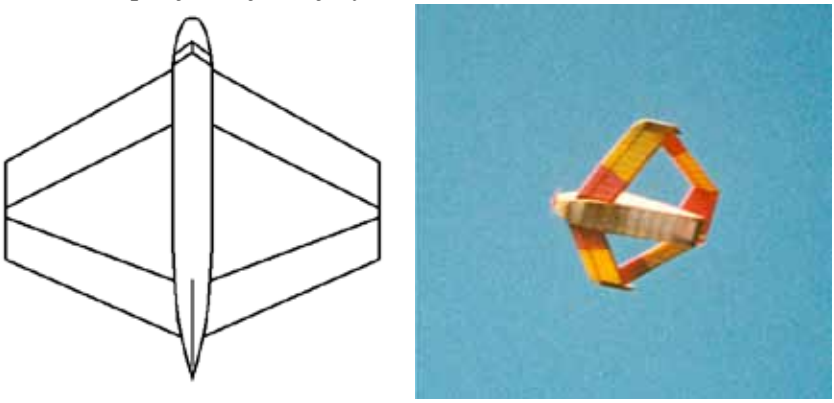


Rys.4.28. Mechanizm powstawania dodatkowego momentu przechylającego w wyniku ślizgu w układzie kaczki.

problemu stosuje się płaty przednie o dużej rozpiętości, co w skrajnym przypadku prowadzi do układu tandem, w którym przedni i tylny płat mają porównywalne rozmiary. Innym sposobem na rozwiązanie tego problemu jest zastosowanie dodatniego skosu na przednim płacie, a ujemnego na tylnym. Można wtedy dodatkowo połączyć płat przedni i tylny końcówkami, lub płytami brzegowymi. Powstaje wówczas układ zwany zespolonym skrzydłem (rys.4.29). Postulat budowania samolotów w takim układzie wysunął Prandtl w 1924 roku [212], jako szczególny przypadek dwupłata [176]. Dzięki połączeniu końcówek płatów powinno być możliwe zmniejszenie oporu indukowanego oraz masy samolotu zbudowanego w takim układzie, w porównaniu do samolotu konwencjonalnego [53, 54]. Jest to jednak układ na tyle niekonwencjonalny i skomplikowany, że dotychczas tylko niewielu projektantów odważyło się podjąć jego realizacji. Układ ten sprawdza się tylko pod warunkiem, że opór połączenia płatów jest nieznaczny, w przeciwnym bowiem razie zysk wynikający z redukcji oporu indukowanego jest tracony. Korzystne warunki występują np. wtedy, gdy liczba Re jest duża, dzięki czemu opór tarcia płyt brzegowych jest mały. Oznacza to jednak możliwość stosowania tego

układu głównie w samolotach dużych, w przypadku których koszty projektowania i rozwoju są znaczne, podobnie jak i niechęć do podejmowania ryzyka.

Innym pomysłem na rozwiązanie problemów układu kaczki jest zastosowanie układu z trzema płatami nośnymi (rys.4.30), w którym środkowy wytwarza większość siły nośnej, a przedni i tylny służą do zapewniania równowagi [48]. Dysponując dwoma powierzchniami sterowymi można optymalizować ich wychylenia w locie w taki sposób, aby w każdym stanie lotu siły nośne na wszystkich płatach były dodatnie, a opór jak najmniejszy.



Rys.4.29. Samolot w układzie „zespolonych skrzydeł".

Rys.4.30 Samoloty w układzie trój-powierzchniowym Piaggio Avanti P-180.

Często spotyka się również samoloty bojowe z niewielkim, ruchomym płatem umieszczonym przed głównym płatem nośnym (rys.4.31). Nie jest to jednak kaczka w klasycznym znaczeniu, gdyż główną funkcją płata przedniego nie jest w tym

wypadku wytwarzanie siły nośnej. Służy on raczej jako generator wirów dla płata głównego, ster wysokości i destabilizator. Układ ten często nazywa się kaczką krótko-zwartą, ze względu na bardzo niewielką odległość pomiędzy płatami. Warto w tym miejscu nadmienić, że większość współczesnych samolotów bojowych projektuje się jako niestateczne aerodynamicznie. Stateczność takiego samolotu osiągana jest dzięki zastosowaniu systemu sterowania fly by wire, w którym pilot odpowiada za wykonywanie manewrów, a za utrzymanie stabilnych parametrów lotu komputer. Niestateczność aerodynamiczna jest więc kompensowana niewielkimi, lecz bardzo częstymi, wychyleniami sterów, wypracowanymi przez komputer pokładowy, na podstawie wartości parametrów lotu, zmierzonych przez pokładowy układ pomiarowy. Korzyścią z zastosowania tak skomplikowanego układu sterowania jest możliwość uzyskania znacznie większej zwrotności samolotu.

Rys.4.31 Kaczka „krótko-zwarta” Eurofighter

4.3 Profil i skos usterzenia poziomego

Na koniec rozważań dotyczących geometrii usterzeń warto dodać jeszcze kilka uwag na temat doboru takich parametrów usterzenia jak profil, czy skos. W przeważającej większości wypadków samolotów konwencjonalnych stosuje się usterzenia z profilami symetrycznymi. Profile niesymetryczne pojawiają się zazwyczaj w kaczkach i konwencjonalnych samolotach z bogatą mechanizacją płata nośnego, np. w samolotach krótkiego startu i lądowania (rys.4.32,33). W tym drugim przy-

padku bardzo mały (duży pod względem wartości bezwzględnej, ale z ujemnym znakiem) moment pochylający płata nośnego z wychyloną mechanizacją może spowodować, konieczność stosowania bardzo dużej ujemnej siły nośnej na usterzeniu. Oznacza to konieczność zwiększenia jego powierzchni, zmniejszenia kąta zaklinowania w czasie, gdy mechanizacja jest użyta i/lub zastosowania profilu z większym maksymalnym współczynnikiem siły nośnej. Montuje się wtedy usterzenie stroną bardziej wypukłą w dół.

Rys.4.32. Samolot krótkiego startu i lądowania z „nośnym" profilem usterzenia poziomego

Rys.4.33. Samolot pasażerski z „nośnym" profilem usterzenia poziomego oraz „przestawialnym" statecznikiem poziomym.

Z kolei skos dobiera się zwykle w taki sposób, aby krytyczna liczba Macha najpierw została osiągnięta na płacie nośnym, a dopiero potem na usterzeniu. Oznacza to, że skos usterzenia powinien być nieco większy niż skos płata. Dotyczy to oczywiście samolotów szybkich, latających z prędkościami okołodźwiękowymi. W samolotach powolnych przeważają często względy technologiczne skłaniające do stosowania bardzo umiarkowanych kątów skosu.

4.4 Sterowanie podłużne i kierunkowe

Na początku niniejszego rozdziału wspomniano, że jedną z funkcji usterzeń jest zapewnienie samolotowi równowagi. Równowaga ta musi być osiągalna w każdym dopuszczalnym stanie lotu. Wynika z tego, że usterzenia muszą być wyposażone w powierzchnie ruchome pozwalające na dostosowywanie sił występujących na usterzeniach do pożądanych w danej chwili parametrów lotu. Powierzchniami tymi są stery wysokości i kierunku. Nazwa steru wysokości jest przy tym nieco myląca, gdyż odpowiada on przede wszystkim za sterowanie prędkością lotu ustalonego samolotu. Trwała zmiana pułapu lotu wymaga zazwyczaj zmiany prędkości obrotowej silnika. Zmiany wysokości lotu uzyskane przy pomocy samego tylko steru wysokości są nietrwałe i/lub wiążą się ze znaczną zmianą prędkości.

W przypadku samolotów z bogatą mechanizacją płata może się zdarzyć, że samo wychylenie steru nie jest wystarczające do uzyskania równowagi podłużnej. Można wtedy zastosować przestawialny statecznik poziomy (rys.4.33), który zmniejsza swój kąt zaklinowania w czasie, gdy wychylona jest mechanizacja. Tego typu urządzenia stosowane są w większości współczesnych samolotów pasażerskich i transportowych. W przypadku zastosowania przestawialnego statecznika poziomego trzeba zadbać o to, aby w razie jego awarii w skrajnym położeniu, wychylenia steru wysokości pozwoliły bezpiecznie wylądować.

Drugą funkcją steru wysokości jest wykonywanie zakrętów (rys.2.8). Zakręt rozpoczyna się od zwiększenia prędkości lotu poprzez „odepchnięcie” drążka sterowego i wychylenie steru wysokości w dół. Pozwala to zwiększyć prędkość samolotu. Następnie dokonuje się przechylenia samolotu przy pomocy odpowiedniego wychylenia lotek. Dzięki temu wektor siły nośnej przechyli się wraz z samolotem o ten sam kąt. Jego składowa pozioma stanie się siłą dośrodkową niezbędną do wykonania zakrętu, jednakże jego składowa pionowa będzie miała wartość mniejszą od całkowitej siły nośnej, nie będzie więc w stanie zrównoważyć ciężaru samolotu. Zrównoważenie ciężaru wymagać będzie wzrostu siły nośnej przy danej prędkości, a ten można uzyskać zwiększając kąt natarcia dzięki wychyleniu steru wysokości w górę. W wyniku tych operacji wzrośnie również opór samolotu. Dla zachowania

stałej wysokości i prędkości konieczne jest więc również zwiększenie prędkości obrotowej silnika.

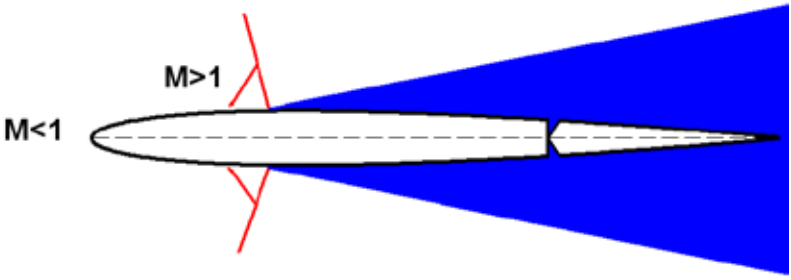
Warto przez chwilę zastanowić się dlaczego przed wykonaniem zakrętu konieczne jest wychylenie steru wysokości w dół i zwiększenie prędkości lotu. Konieczność wykonania tych operacji wynika z tego, że po przechyleniu samolotu zwiększa się kąt natarcia w celu zachowania równowagi pomiędzy ciężarem i składowa pionową siły nośnej. Gdyby dokonano tego w locie z prędkością bliską minimalnej, bez uprzedniego rozpędzenia samolotu, to po wychyleniu steru w górę kąt natarcia wzrósłby powyżej kąta krytycznego, a samolot przeciągnąłby się i wpadł w korkociąg. Zwiększenie prędkości lotu przed zakrętem zapobiega takiemu rozwojowi wydarzeń, gdyż po wychyleniu steru w dół spada kąt natarcia. Jego wzrost w trakcie zakrętu nie powoduje więc przekroczenia kąta krytycznego. Zrównoważenie ciężaru i składowej pionowej siły nośnej następuje więc nie tyle w wyniku wzrostu współczynnika siły nośnej przy prędkości przelotowej, co raczej dzięki zwiększeniu prędkości przy przelotowym współczynniku siły nośnej.

Większość samolotów w trakcie zakrętu ma tendencję do obracania się wokół swojej osi pionowej i wykonywania „wyślizgu" albo „ześlizgu". Aby temu zapobiec konieczne jest odpowiednie wychylenie steru kierunku. Wykonany w ten sposób zakręt nazywa się zakrętem prawidłowym lub skoordynowanym. Koordynacja zakrętów prawidłowych jest podstawową funkcją steru kierunku w locie. Można go również wykorzystywać do kompensowania momentów pochodzących od zespołu napędowego. W starszych samolotach, z podwoziem z podparciem z tyłu, służył również do sterowania kierunkowego na ziemi.

Stery wysokości i kierunku mogą spełniać swoje role pod warunkiem jednak, że są wystarczająco skuteczne. W przypadku powolnych samolotów osiągnięcie tego warunku nie jest zazwyczaj trudne. Wystarczy, że ster będzie odpowiednio duży (30-50% powierzchni usterzenia) i wraz z usterzeniem umieszczony w możliwie niezaburzonym opływie (rys.4.34a, 4.5). W przypadku jednak samolotów szybkich, latających z prędkościami okołodźwiękowymi, sprawa się komplikuje. Jak już wspomniano przy omawianiu profili przeznaczonych dla szybkich samolotów, przyrost prędkości wywołany wypukłością profilu może doprowadzić do lokalnego osiągnięcia prędkości dźwięku na powierzchni płata, nawet jeśli prędkość niezaburzona jest poddźwiękowa. Na powierzchni płata może się wtedy pojawić fala uderzeniowa, za którą opływ ulegnie oderwaniu (rys.4.35) [254]. Zjawisko to może wystąpić również na usterzeniu, a jego konsekwencją jest nieskuteczność konwencjonalnych sterów umieszczonych w spływowej części usterzenia. Najlepszym rozwiązaniem tego problemu jest zastosowanie usterzenia płytowego, w którym funkcję steru przejmuje całe usterzenie zamocowane obrotowo do kadłuba (rys.4.34b). Zdarzają się przy tym samoloty, które na usterzeniu płytowym mają

również konwencjonalny ster wysokości. Dzieje się tak w przypadkach, gdy zmiana kąta zaklinowania usterzenia płytowego - w zakresie liniowej zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia - nie wystarcza do zrównoważenia momentu pochylającego wytwarzanego przez mechanizację płata nośnego. Nie ma w tym wypadku problemu z falą uderzeniowa, gdyż mechanizację stosuje się zazwyczaj przy podchodzeniu do lądowania, przy małych prędkościach poddźwiękowych.

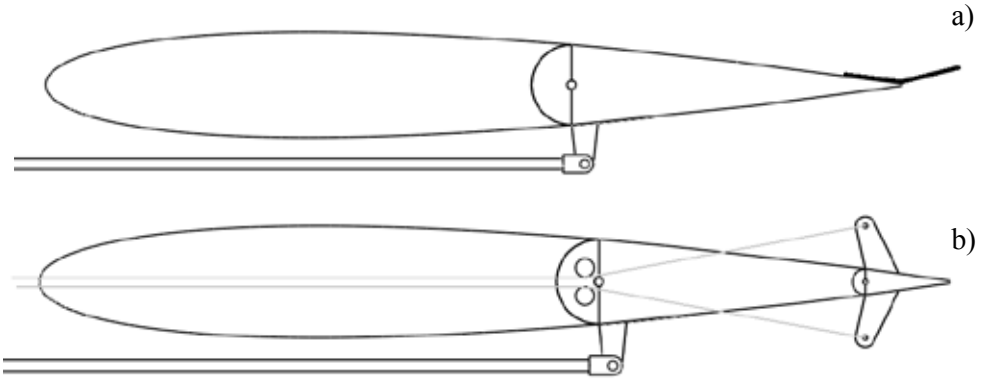
Rys.4.34. a) stery konwencjonalne, b) płytowe usterzenie poziome (*Musée de l'Air et de l'Espace Aéroport de Paris*)



Rys.4.35. Ilustracja przyczyny nieskuteczności konwencjonalnego steru wysokości w opływie okołodźwiękowym.

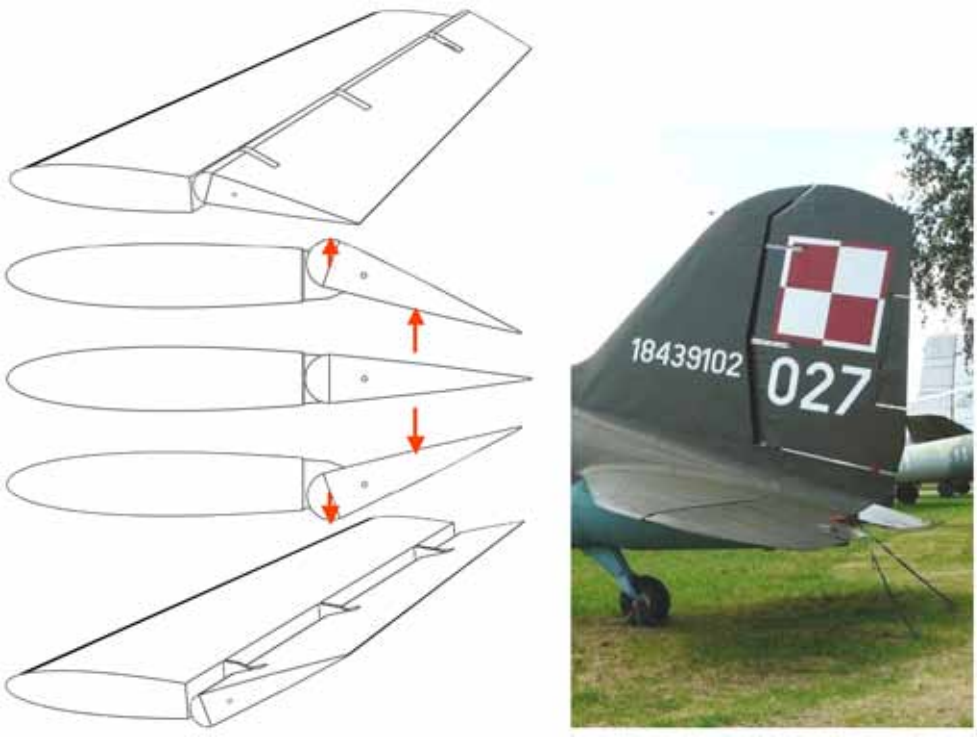
4.5 Siły niezbędne do sterowania

Konieczność zachowania równowagi w danych warunkach lotu może dotyczyć stosunkowo długotrwałych fragmentów misji samolotu. Nie byłoby więc praktyczne, gdyby pilot przez cały ten czas musiał trzymać ster w określonym miejscu, gdyż powodowałoby to nadmierne jego zmęczenie. Jeśli jednak zastosujemy urządzenie, które spowoduje, że w danych warunkach lotu siły na organach sterowania będą równe zeru, to pilot nie będzie się męczył, a nawet będzie mógł stery „puścić". Urządzenie zapewniające taką możliwość nazywa się trymerem, a czynność polegającą na zerowaniu sił na organach sterowania w danych warunkach lotu – trymowaniem. Trymer może mieć różne formy. Dla przykładu w układzie sterowania można zastosować mechanizm sprężynowy o zmiennym napięciu sprężyn. Można też zmieniać kąt zaklinowania statecznika (rys.4.33). Innym sposobem trymowania jest wykorzystanie niewielkiej klapki na krawędzi spływu steru (rys.4.36). Klapka ta jest zwykle na tyle mała, że wytwarzana przez nią siła nośna jest nieznacząca w porównaniu z siłą nośna wytwarzaną przez cały ster. Jednakże umieszczenie jej na krawędzi spływu powoduje, że wytwarzany przez nią moment jest porównywalny z momentem zawiasowym steru [114, 115]. W wyniku wychylenia takiej klapki zmieni się więc położenie steru, przy którym siły na organach sterowania będą równe zeru. Wystarczy teraz zadbać, aby położenie klapki było niezależne od wychylenia steru, a jej napęd był samohamowny, aby uzyskać efektywne narzędzie do trymowania samolotu.



Rys.4.36 a) stała klapka wyważająca, b) ruchoma klapka wyważająca (trymer)

W niektórych przypadkach klapka nie musi być ruchoma. Dzieje się tak zazwyczaj wtedy, gdy nie przewiduje się konieczności wielokrotnej zmiany wytrymowania steru w trakcie eksploatacji samolotu. W przypadku steru wysokości może to dotyczyć np. samolotów amatorskich przeznaczonych do rekreacyjnego latania



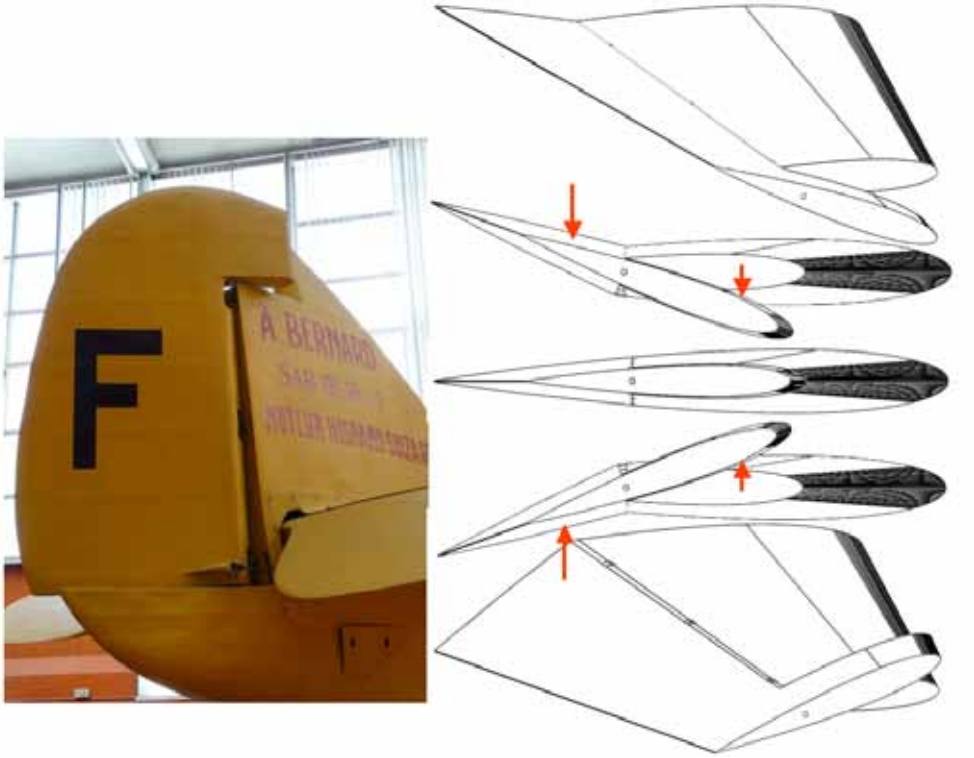
Rys.4.37. Odciążenie osiowe (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

wokół lotniska. Wystarczy wtedy wytrymować ster „fabrycznie" do prędkości ekonomicznej. Stałe klapki wyważające spotyka się również czasem na lotkach lub sterach kierunku. Mogą one kompensować moment reakcyjny silnika, zwłaszcza jeśli dany samolot jest produkowany w wielu wersjach z różnymi silnikami.

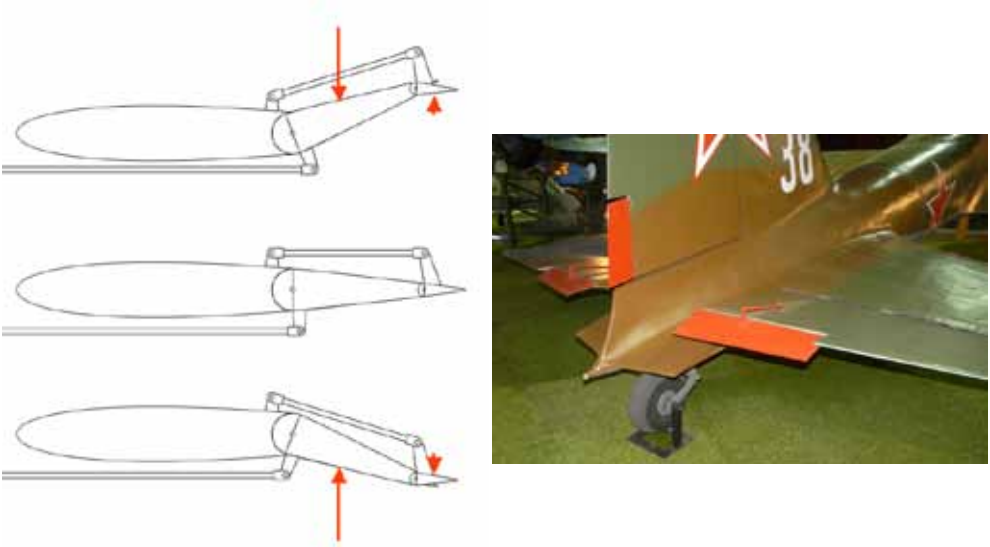
Oprócz możliwości zerowania sił na organach sterowania, koniecznie trzeba również zadbać o wartości i gradienty sił na organach sterowania wychylonych z położenia neutralnego. Siły na organach sterowania są niejednokrotnie jedyną, oprócz reakcji samolotu, informacją o ich położeniu, jaką otrzymuje pilot. Nie ma on zazwyczaj czasu na optyczne badanie położenia sterów, gdyż zajęty jest obserwacją przestrzeni wokół samolotu. Dlatego też przyrost siły na danym organie sterowania powinien jednoznacznie informować pilota o wartości i kierunku jego wychylenia. Przyrosty te nie mogą jednak być zbyt duże. W przeciwnym razie sterowanie powodowałoby nadmierny wysiłek pilota lub nawet brak możliwości pełnego wychylenia steru. W związku z tym, w przypadkach gdy momenty zawiasowe są duże, stosuje się „odciążanie" sterów. Można oczywiście zastosować hydrauliczny system wspomagania sterowania, ale jest on zazwyczaj dosyć ciężki. Ponadto, nawet w przypadku zastosowania automatyki, momenty zawiasowe nie

mogą być zbyt duże, gdyż wymagałyby stosowania bardzo mocnych i ciężkich serwomechanizmów, które dodatkowo musiałyby być montowane do bardzo sztywnych elementów konstrukcji samolotu. W przeciwnym razie mogłoby dojść do jego deformacji pod wpływem sił wytwarzanych przez serwomechanizm. W związku z tym zawsze warto zadbać o to, żeby momenty zawiasowe nie były zbyt duże. W tym celu można zastosować kilka metod odciążenia aerodynamicznego np.: odciążenie osiowe, odciążenie rogowe czy odciążenie klapką.

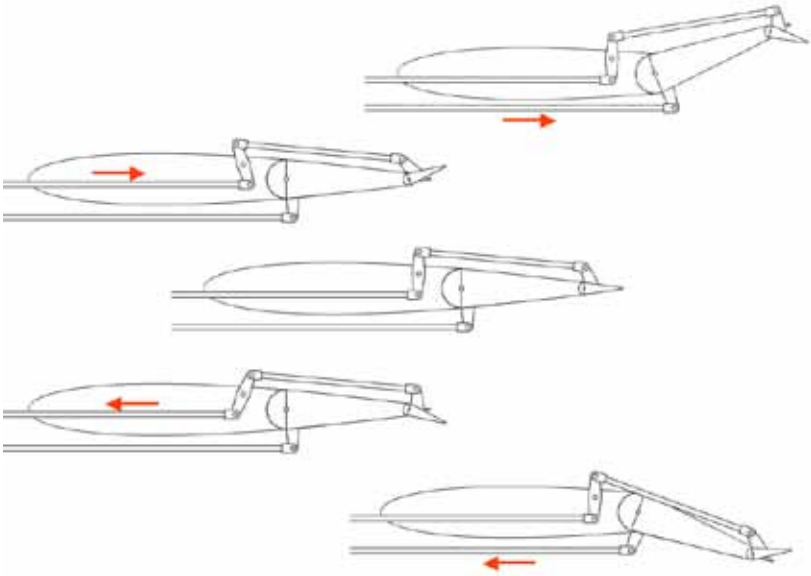
Odciążenie osiowe (rys.4.37) polega na zastosowaniu takiej konstrukcji zawiasów, aby oś obrotu steru była położona odpowiednio daleko od jego krawędzi natarcia. Dzięki temu część steru znajdująca się przed osią obrotu wysuwa się poza obrys profilu usterzenia, przyspieszając lokalnie opływ i wytwarzając podciśnienie. Generuje to moment przeciwny do momentu wytwarzanego przez część steru znajdującą się za osią obrotu. W efekcie sumaryczny moment zawiasowy ulega zmniejszeniu. Podobnie działa odciążenie rogowe. W tym przypadku moment zawiasowy tylnej części steru jest kompensowany przez moment wytwarzany przez naroże (rys.4.38). Odciążenie klapką działa podobnie jak w przypadku klapki wyważającej, z tym, że dźwignia sterująca klapką jest połączona przy pomocy popy-



Rys.4.38. Odciążenie rogowe (*Musée de l'Air et de l'Espace Aéroport de Paris*)

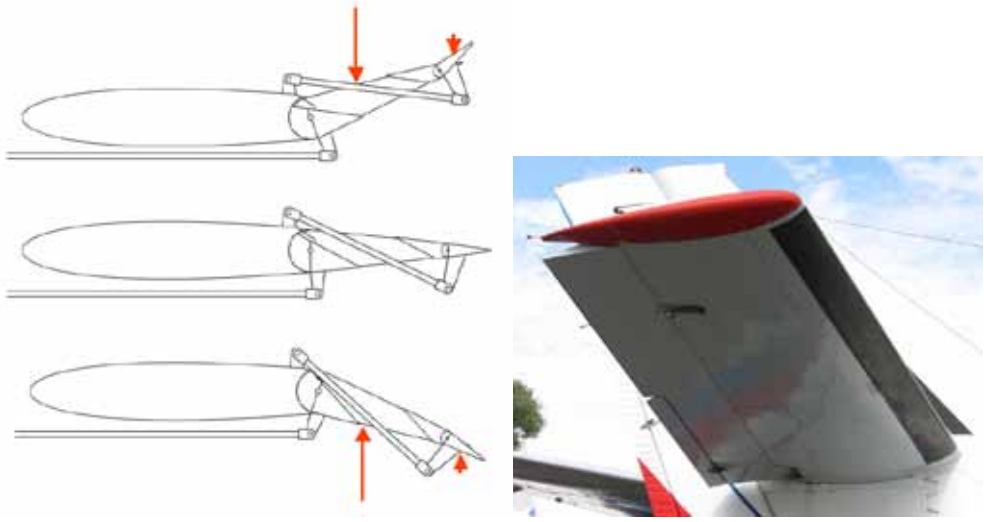


Rys.4.39. Klapka odciążająca (flettner) (Letecké muzeum Kbely)



Rys.4.40 klapka odciążająco-wyważająca

chacza z nieruchomą dźwignią zamocowaną do odpowiedniego statecznika tak, jak to przedstawiono na rys.4.39. Dzięki temu każdemu wychyleniu steru towarzyszy wychylenie klapki w stronę przeciwną. Moment wytwarzany przez klapkę zmniejsza wtedy moment wytwarzany przez resztę steru. Ta sama klapka może pełnić równocześnie rolę wyważającą i odciążającą (rys.4.40). Wystarczy w tym



Rys.4.41. Klapka dociążająca (Letecké muzeum Kbely)

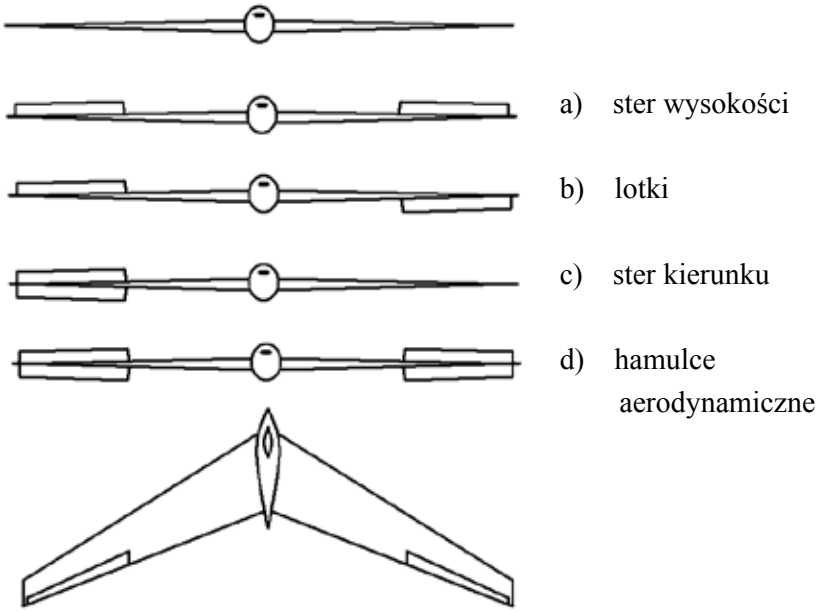
celu zamiast nieruchomej dźwigni zamocowanej do statecznika, zastosować ruchomą połączoną z mechanizmem blokującym w kabinie. Dzięki temu ta sama klapka będzie spełniała funkcję klapki odciążającej przy zablokowanym mechanizmie, lub wyważającej po jego odblokowaniu przez pilota. Dość często zdarza się, że zastosowanie jednego rodzaju odciążenia nie jest wystarczające. Stosuje się wtedy różne kombinacje odciążeń, np.: odciążenie rogowe i klapkę.

W niektórych przypadkach zdarza się, że siły na organach sterowania są zbyt małe. W efekcie pilot, nie czując sił działających na stery, stosowałby zbyt duże ich wychylenia, co mogłoby doprowadzić do wykonywania nieplanowanych figur akrobacji, lub nawet zniszczenia konstrukcji w locie. Aby temu zapobiec można zastosować mechanizm sprężynowy, lub klapkę dociążającą. Klapka dociążająca różni się od odciążającej tym, że dźwignie napędzające klapkę znajdują się po przeciwnych stronach usterzenia, dzięki czemu klapka wychyla się w tą samą stronę co reszta steru, zwiększając moment zawiasowy (rys.4.41).

Stosując odciążenia aerodynamiczne należy wykazać dużą ostrożność, gdyż ich dostępne charakterystyki aerodynamiczne bywają niezbyt dokładne, a ponadto często bywają nieliniowe. Nadmierne odciążenie w połączeniu z nieliniową charakterystyką może doprowadzić do sytuacji, w której przy pewnych wychyleniach steru siła na organach sterowania zmienia znak. Jest to sytuacja niezwykle niebezpieczna, gdyż ster może wtedy gwałtownie i zupełnie nieoczekiwanie dla pilota wychylić się samoczynnie do oporu. Wiele takich przypadków zanotowanych w historii lotnictwa zakończyło się katastrofami.

4.6 Nietypowe układy sterowania

Na koniec rozważań o mechanizacji płatów warto wspomnieć, że lokalizacja poszczególnych sterów nie zawsze jest typowa. Co więcej ta sama powierzchnia ruchoma spełnia czasem kilka różnych funkcji. Przykładem są tu samoloty w układzie latającego skrzydła, w których zarówno stateczność jak i sterowność musi być zapewniona dzięki jednemu tylko płatowi i jego mechanizacji. Ruchome powierzchnie na końcówkach płata spełniają wtedy równocześnie rolę steru wysokości i lotek (sterolotki), w zależności od tego, czy wychylają się symetrycznie, czy niesymetrycznie. Jeżeli przy tym samolot nie ma usterzenia pionowego, na którym można by zamontować ster, to sterolotki muszą spełnić również funkcję steru kierunku. Realizacja takiego urządzenia polega na podzieleniu sterolotki wzdłuż cięciwy na część górną i dolną. Gdy obie te części poruszają się razem do góry, to spełniają funkcję steru wysokości (rys.4.42a). Gdy obie te części poruszają się antysymetrycznie, to spełniają funkcję lotek (rys.4.42b). Jeśli jednak jedna z takich sterolotek rozchyli się do góry i na dół, to różnica oporów obu połówek płata da taki sam efekt jak wychylenie steru kierunku (rys.4.42c). Jeśli natomiast rozchylą się obie powierzchnie ruchome, to uzyskamy efekt hamulców aerodynamicznych (rys.4.42d).



Rys.4.42 Sterowanie latającym skrzydłem

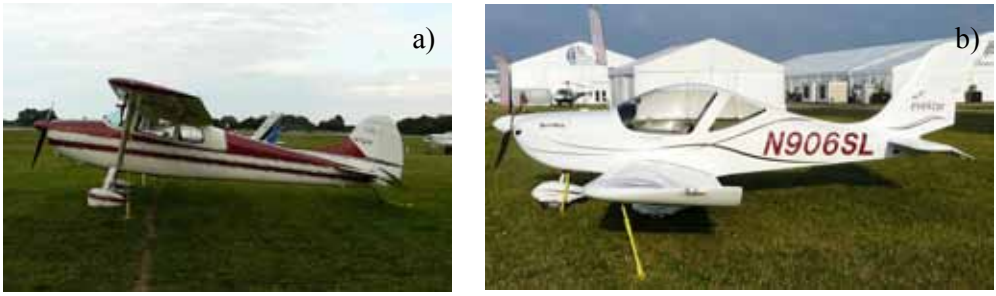
Rys.4.43 Klapy umieszczone na końcówkach skrzydeł i lotki na płytowym usterzeniu poziomym w samolocie F-15.

Innym przykładem nietypowego rozmieszczenia powierzchni sterowych mogą być bojowe samoloty naddźwiękowe. Mają one zazwyczaj bardzo duże obciążenia powierzchni nośnej. W celu uzyskania jak najmniejszej prędkości minimalnej dąży się więc do wykorzystania jak największej części rozpiętości płata na klapy zwiększające współczynnik siły nośnej. Z drugiej strony wiadomo, że na płatach skośnych oderwanie często zaczyna się w obrębie końcówek. Umieszczenie tam lotek często daje więc niezadawalające rezultaty i wymaga stosowania zabiegów przesuwających punkt początku oderwania w kierunku kadłuba. W tych okolicznościach nadzwyczaj ciekawym pomysłem jest zastosowanie płytowych sterolotek wysokości w usterzeniu i klap na całej rozpiętości płata nośnego (rys.4.43). Dzięki temu przyrost współczynnika siły nośnej jest największy, a lotki umieszczone są tam, gdzie oderwanie jest najmniej prawdopodobne i najmniej szkodliwe, jeżeli nawet wystąpi. Można mieć co prawda wątpliwości co do wielkości momentu przechylającego wytwarzanego przez sterolotki znajdujące się tuż przy kadłubie. Problem ten przestaje być znaczący, jeżeli w samolocie zastosowany jest dwusilnikowy układ napędowy. W tym przypadku sterolotki znajdują się wystarczająco daleko od osi podłużnej samolotu.

ROZDZIAŁ 5 – KADŁUB

5.1. Układ ogólny

Kadłub jest tą częścią samolotu, która w największym stopniu zdeterminowana jest przeznaczeniem projektowanej konstrukcji. Większość samolotów ma zbliżone proporcje pomiędzy rozmiarami kadłubów, skrzydeł i usterzeń, tak jak ma to miejsce w przypadku samolotów przedstawionych na rys.5.1. Proporcje te wynikają z wieloletniego doświadczenia przemysłu lotniczego, dysponującego ogromną ilością danych doświadczalnych, pozwalających na zbudowanie satysfakcjonującego pod względem osiągów i poprawnie latającego samolotu o typowym przeznaczeniu. Są jednak i takie, w których proporcje te zostały w drastyczny sposób zachwiane. Dzieje się tak zazwyczaj wtedy, gdy przeznaczenie samolotu stawia przed konstrukcją nietypowe wymagania.



Rys.5.1. Typowe kadłuby samolotów lekkich w układzie a) górnopłata - Cessna 170 i b) dolnopłata - Evektor SportStar

Mamy na przykład smukłe kadłuby szybowców zaprojektowane tak, aby stawiać jak najmniejszy opór [189, 241], przy zachowaniu poprawnych właściwości pilotażowych (rys.5.2.). Zapewniają one pilotowi tyle tylko miejsca, aby mógł wytrzymać kilkugodzinne loty zawodnicze. Charakterystyczna, gwałtowna zmiana przekroju poprzecznego za kabiną pilota wynika z chęci zmniejszenia powierzchni

omywanej, a co za tym idzie również oporu tarcia kadłuba. Kadłub szybowca musi być przy tym długi, w celu zapewnienia prawidłowej stateczności i sterowności kierunkowej, co nie jest łatwe zważywszy na umieszczenie lotek daleko od płaszczyzny symetrii (rozdz.3.3).

Rys.5.2. Smukły kadłub szybowca Jantar Standard 3

Mamy też obszerne kadłuby samolotów pasażerskich, zaprojektowane tak, aby pomieścić i przewieźć w sposób najbardziej ekonomiczny zakładaną liczbę pasażerów (rys.5.3.). Niektóre z nich są smukłe, inne pękate, a podział między nimi nie jest przypadkowy (rozdz.5.2.2). W przypadku samolotów zabierających do 200 pasażerów opłaca się zbudować kadłub o mniejszej średnicy, mieszczący do 6 miejsc pasażerskich w szeregu i jedno przejście (tzw. samoloty wąskokadłubowe). Większe samoloty mają zazwyczaj więcej niż 7 foteli w szeregu i dwa przejścia pomiędzy nimi (samoloty szerokokadłubowe).

Rys.5.3. Pękate i smukłe kadłuby samolotów pasażerskich Airbus 380 i DHC-8

Jeszcze bardziej ekstremalnym przykładem mogą być „latające kadłuby” NASA, które powstały jako studium atmosferycznego lądownika statków kosmicznych (rys.5.4a). Tradycyjna metoda lądowania kapsuły na spadochronie jest o tyle niesatysfakcjonująca, że nawet niewielki błąd w trakcie wejścia w atmosferę powoduje znaczny rozrzut położenia geograficznego miejsc prawdopodobnego lądowania. Problem ten można częściowo rozwiązać kształtując kapsułę w taki sposób, aby miała możliwie dużą doskonałość aerodynamiczną oraz zapewniała możliwość sterowania aerodynamicznego. Zastosowanie klasycznych skrzydeł o dużej rozpiętości utrudniają jednak obciążenia występujące w trakcie hamowania z prędkości orbitalnej.

Rys.5.4. a) Latający kadłub X-24 (*National Museum of the U.S. Air Force's*) i b) latajace skrzydło Northrop 1 (*The Smithsonian's National Air and Space*)

Z drugiej strony może się zdarzyć konieczność przewożenia ładunków o dużej masie i małych rozmiarach. Takie wymagania sugerują, że wymiary kadłuba mogą być nieznaczne w porównaniu do skrzydeł. Skrajnym przypadkiem okazuje się tu układ latającego skrzydła (rys.5.4b), w którym kadłub w ogóle nie występuje, lub jest ograniczony do niewielkiej gondoli. Tak mały kadłub nie może stanowić oparcia dla usterzenia, w związku z tym zarówno stateczność, jak i sterowność samolotu muszą być osiągnięte bez jego udziału. Stąd też latające skrzydła wyposażone są zazwyczaj w skośne skrzydła i bardziej niż zwykle skomplikowane układy sterowania (rys.5.42). W zamian oferują mniejszą masę i opory samolotu. Zalety te próbowano wykorzystać już w latach 30-tych i 40-tych w projektowaniu szybowców i samolotów bojowych. Jednakże brak doświadczenia oraz wystarczających możliwości obliczeniowych uniemożliwiły wtedy szerokie spopularyzowanie tego układu. W chwili obecnej możliwości te znacznie wzrosły, co skłoniło konstruktorów do ponownego rozważenia latającego skrzydła w pewnych zastosowaniach. Podobnie jak w latach 40-tych, na czoło wysunęły się konstrukcje wojskowe, np. Northrop B-2. Coraz częściej wspomina się również o możliwości

budowania bardzo dużych samolotów pasażerskich w tym układzie. Dodatkowe korzyści planuje się osiągnąć dzięki koncepcji BWB (Blended Wing-Body), polegającej na połączeniu skrzydeł i kadłuba w sposób jak najbardziej płynny (rys.5.5). Praktyczne wykorzystanie latającego skrzydła w tym zastosowaniu stoi jednak pod znakiem zapytania. Koncepcja może stać się opłacalna dopiero w przypadku samolotów zabierających około 1000 pasażerów. Tymczasem popyt nawet na samoloty mniejsze, zabierające 500-700 pasażerów jest ograniczony. Z koncepcją tą wiążą się również i inne problemy, jak chociażby możliwość ewakuacji tak dużej liczby pasażerów w razie awarii, ograniczona liczba okien, połączona z umieszczeniem foteli pasażerskich z dala od płaszczyzny symetrii samolotu, co sprzyja chorobie lokomocyjnej, czy w końcu trudności wynikające z konieczności zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości ciśnieniowego kadłuba o kształcie innym niż okrągły. Z tych właśnie względów cywilne zastosowania samolotów tego rodzaju ograniczają się na razie do obiektów doświadczalnych i hobbystycznych.

Rys.5.5. Wizja samolotu pasażerskiego w układzie Blended Wing Body (BWB)

Rys.5.6. Samolot wielokadłubowy AeroVironment Pathfinder
(*The Smithsonian's National Air and Space)*

Warto też zauważyć, że samolot nie musi mieć jednego kadłuba. Na rys.5.6 widzimy bezzałogowy samolot AeroVironment Pathfinder z dwoma gondolami kadłubowymi. Jego następca AeroVironment Helios miał ich aż pięć. Przyjęty przez konstruktorów układ, w połączeniu z napędem elektrycznym, zasilanym z baterii słonecznych miał w tym przypadku pozwolić na kontynuowanie lotu przez 24 godziny na dobę. W nocy napęd miał pracować dzięki zasilaniu z akumulatorów, których znaczna masa, zgrupowana w jednym kadłubie, wywołałaby ogromny moment zginający delikatne skrzydło o dużym wydłużeniu. Ta sama masa rozmieszczona właściwie w kilku gondolach kadłubowych wzdłuż rozpiętości, pozwala na zmniejszenie maksymalnej wartości momentu gnącego.

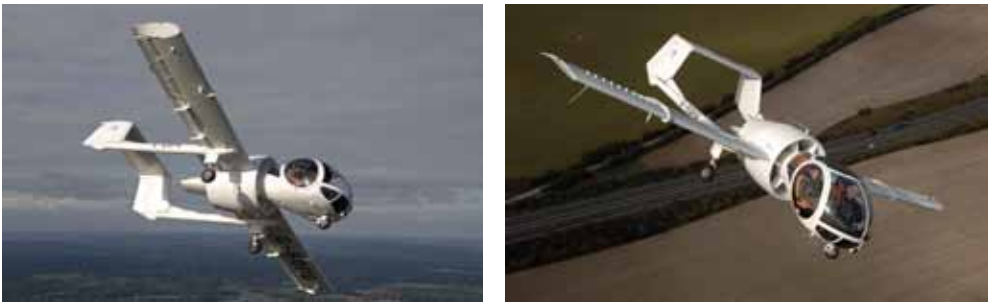
Układy wielokadłubowe stosowano w samolotach dalekiego zasięgu już dawniej. Przykładem może być Lockheed Lightning (rys.5.7a), który odegrał znaczącą

Rys.5.7. Samoloty z dwoma belkami kadłubowymi i gondolą a) Lockheed P-38 Lightning, b) SpaceShipOne i c) Global Flyer (*The Smithsonian's National Air and Space*)

rolę w trakcie wojny na Pacyfiku. Dzięki zastosowaniu tego układu udało się połączyć możliwie mały opór zespołu kadłubów z potrzebą zapewnienia odpowiednio wytrzymałego i sztywnego oparcia dla usterzenia i koniecznością pomieszczenia zespołów napędowych o znacznych rozmiarach.

Jeszcze innym przykładem zastosowań układów wielokadłubowych mogą być samoloty zaprojektowane do wynoszenia dużych ładunków na duże wysokości. Warto tu wymienić samoloty firmy Scaled Composites Proteus i White Knight [140, 150]. Ten ostatni jest nosicielem innego ciekawego obiektu latającego – rakietoplanu SpaceShipOne (rys.5.7.b). Został on zbudowany do udziału w konkursie na pierwszy „turystyczny" suborbitalny statek kosmiczny. Realizacja jego misji wymaga rozpędzenia się do prędkości około Ma=4 przy pomocy silnika rakietowego, a potem wytracenia tej prędkości w trakcie opadania. Dla usprawnienia procesu hamowania zastosowano w nim innowacyjny mechanizm pozwalający na wychylenie do góry niemal połowy spływowej części skrzydła. Dzięki temu możliwy jest znaczny wzrost oporu aerodynamicznego pozwalający na wytracenie prędkości bez nadmiernego nagrzewania powierzchni rakietoplanu. W każdej fazie lotu rakietoplan ten musi jednak pozostawać stateczny, w związku z tym został wyposażony w stateczniki na szczątkowych belkach kadłubowych umieszczonych na końcówkach skrzydeł. Dzięki zastosowaniu takiej koncepcji stateczniki nigdy nie są zacieniane przez skrzydło, a zbiorniki paliwa mogą być umieszczone blisko środka masy rakietoplanu.

Układ wielokadłubowy pozwala też na poprawienie widoczności z kabiny pilota (rys.5.8). Widać to na przykładzie samolotu patrolowego Optica, w którym całą przednią część kadłuba zajmuje niezwykle bogato przeszklona kabina. Chcąc do maksimum zwiększyć widoczność projektanci umieścili zespół napędowy za kabiną pilota, przy czym śmigło zostało zastąpione wentylatorem w celu skrócenia goleni podwozia. Taka lokalizacja napędu uniemożliwiła z kolei zastosowanie pojedynczego kadłuba, w związku z tym usterzenie zamontowano na dwóch belkach kadłubowych.



Rys.5.8. Samolot patrolowy Optica (fot. John Edgley)

Rys.5.9. niesymetryczny samolot o symetrycznych właściwościach pilotażowych

Jeszcze bardziej oryginalny pomysł zastosowali projektanci samolotu Blohm und Voss Bv-141. Zauważyli oni, że symetryczny kadłub z pojedynczym śmigłowym zespołem napędowym jest opływany w sposób niesymetryczny. Wynika to ze skręcenia linii prądu w strumieniu zaśmigłowym [255, 256]. Wywołuje ono powstawanie niesymetrycznych sił aerodynamicznych na usterzeniu i konieczność ich kompensowania. Próbowano temu zaradzić projektując niesymetryczny zespół kadłubów. W jednym z nich umieszczono zespół napędowy, w drugim kabinę załogi. Po raz kolejny kabinę można było otoczyć pełnym oszkleniem.

Podobny układ kadłubów zastosowała firma Scaled Composites w samolocie Boomerang (rys.5.9). Tym razem chodziło jednak raczej o obniżenie oporu aerodynamicznego samolotu dwusilnikowego niż o poprawienie widoczności.

Mniej ekstrawaganckie są kadłuby samolotów transportowych (rys.5.10). Składają się one zazwyczaj z ładowni o wymiarach wynikających z przyjętych warunków technicznych i kabiny załogi zapewniającej dobrą widoczność, ale umieszczonej wysoko. Pierwsza z tych cech jest istotna przy lądowaniach na lotniskach polowych, druga może umożliwiać zastosowanie otwieranego przodu kadłuba, w celu ułatwienia załadunku (Lockheed C-5, An-124).

Rys.5.10. Rampa wjazdowa kadłuba samolotu transportowego Lockheed C-130 Hercules.

Wśród samolotów transportowych zdarzały się jednak również konstrukcje wielokadłubowe (rys.5.11,12). Wiąże się to z koniecznością stosowania w większości z nich rampy załadunkowej lub obszernych drzwi załadunkowych. Rampa taka, jeśli umieszczona ma być w tylnej części kadłuba, jest ogromnym wykrojem w jego strukturze. Wywołuje ona znaczący spadek jego sztywności skrętnej, jako że przekrój zamknięty zastąpiony jest w jej rejonie otwartym. Dosztywnienie kadłuba jest w tym przypadku trudne zważywszy na rozmiary rampy. Z kolei niedostateczna sztywność może być dużym problemem, zwłaszcza jeśli wymagane jest otwieranie rampy w locie.

Rys.5.11 Samolot transportowy Fairchild C-119 Boxcar z dwoma belkami kadłubowymi i gondolą (*National Museum of the U.S. Air Force's, Dayton*)

Rys.5.12. Samolot transportowy Fairchild C-82 Packet (*Pima Air Museum, Tucson*)

Innym przykładem „utylitarnego" podejścia do projektu kadłuba jest samolot Canadair CL-215 przeznaczony do gaszenia pożarów lasów (rys.5.13). Został on zaprojektowany jako amfibia latająca, co pozwala do minimum skrócić czas niezbędny do uzupełnienia ładunku wody. Lądowy samolot gaśniczy musi wylądować, podkołować do swojego stanowiska, poczekać na cysternę z wodą, zatankować, wykołować na pas i dopiero po wystartowaniu może wrócić do akcji. Tymczasem samolot Canadaira może dolecieć do najbliższego dużego akwenu wodnego, obniżyć pułap lotu aż do poziomu wody, przechodząc w ślizg. W tym momencie w jego dnie otwierają się zawory, dzięki którym woda pod wysokim ciśnieniem dynamicznym wypełnia zbiornik w ciągu 12 sekund. Proces uzupełniania ładunku wody trwa dzięki temu zwykle krócej niż jedną minutę i samolot od razu może wrócić do akcji.

Rys.5.13. Samolot pożarniczy Canadair CL-215 z otwartym lukiem do zrzutu środków gaśniczych *(Musée de l'Air et de l'Espace Aéroport de Paris)*

Często zdarza się też, że sposób eksploatacji samolotu stwarza nadzwyczajne zagrożenie dla operującego nim pilota. Typowym przykładem są tu samoloty rolnicze, które ze względu na dokładność wykonywania zabiegów agrolotniczych zwykle są zmuszone do latania tuż nad uprawami. Zdarzają się pułapy lotu rzędu 1-2m. Operacje te komplikują jednak drzewa, lub linie energetyczne i telefoniczne, często występujące wokół pól uprawnych. Samolot musi je omijać w trakcie nawrotów, co często prowadzi do wypadków. Konstrukcja kadłuba takiego samolotu musi więc dawać pilotowi szansę na przeżycie nawet w razie katastrofy. Ma to nieoczekiwane konsekwencje dla układu kadłuba. Najczęściej stosowanym okazał się bowiem układ z kabiną pilota umieszczoną za silnikiem i zbiornikiem z chemikaliami. W porównaniu z układem, gdzie kabina występuje bezpośrednio za silnikiem, w samolocie takim trudniej jest zapewnić dobrą widoczność i aerodynamikę, ale za to w trakcie katastrofy pilotowi nie zagraża zgniecenie zbiornikiem chemi-

kaliów. Co więcej umieszczenie zbiornika chemikaliów tuż za silnikiem oznacza, że środek masy ładunku znajduje się blisko środka masy samolotu. Wyrzucanie ładunku z samolotu nie wpływa więc znacząco na położenie środka masy całego samolotu.

a)

b)

Rys.5.14. a) Typowy układ kadłuba (silnik, zbiornik, kabina) samolotu rolniczego PZL-106 Kruk i b) nietypowy Zlin Cmelak (silnik, kabina, zbiornik) (*Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim*)

Jak widać projekt kadłuba samolotu często bywa do tego stopnia zdeterminowany przez walory użytkowe, że nawet jego aerodynamika jest spychana na plan dalszy. Nie dotyczy to oczywiście samolotów, dla których osiągi i ekonomika eksploatacji są najważniejsze.

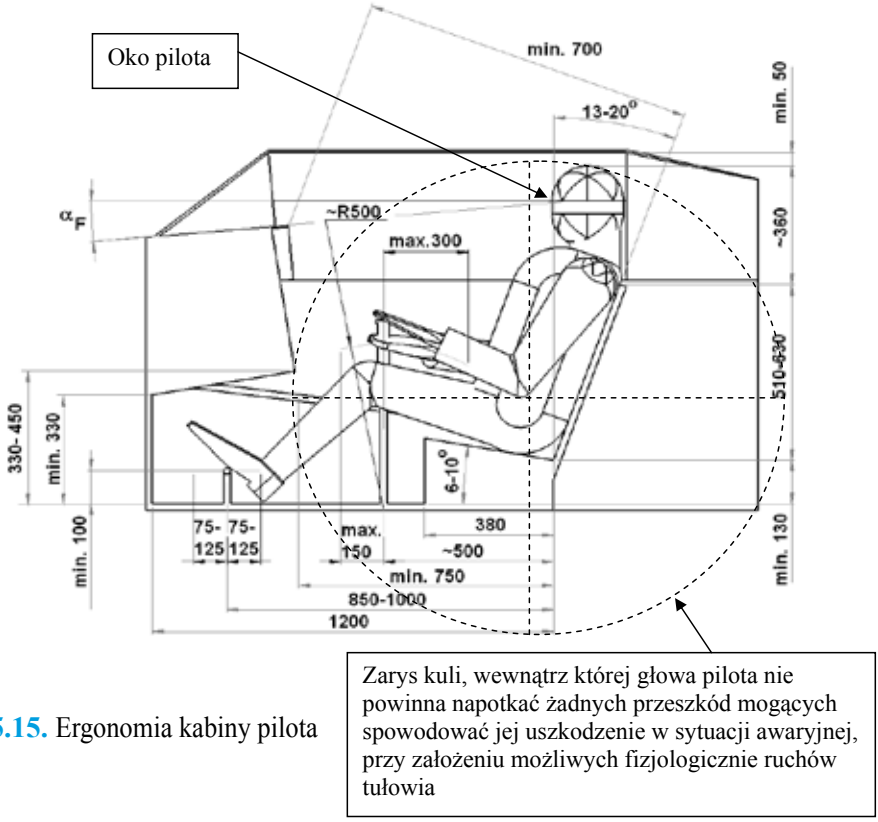
5.2 Pomieszczenia dla załogi, pasażerów i ładunków

5.2.1 Kabiny załogi

Kabina załogi musi być zaprojektowana w taki sposób, aby zapewniała pilotowi wystarczającą dla danego typu samolotu widoczność, a jednocześnie umożliwiała wygodne operowanie umieszczonym w niej wyposażeniem. Jest to o tyle trudne, że pilot przypięty jest do fotela pasami bezpieczeństwa, a wyposażenie kabiny jest

zazwyczaj bardzo bogate [22, 177]. Ilość przyrządów i czynności, które musi wykonywać pilot często przekracza zdolności manualne i intelektualne jednej osoby [178]. W takich przypadkach załoga zazwyczaj składa się z więcej niż jednego pilota. Do lat 70-tych w samolotach pasażerskich zdarzały się załogi liczące nawet do 5 osób: dwóch pilotów, inżyniera pokładowego, nawigatora i radiooperatora. Rozwój elektroniki pozwolił na zredukowanie liczebności załóg do dwóch pilotów. Dwuosobowe załogi częste są również w przypadku samolotów bojowych, gdzie jedna osoba pełni rolę pilota, druga operatora uzbrojenia. Rozważa się możliwość dalszej redukcji załogi w samolotach komunikacyjnych ze względu na ich wysoki stopień automatyzacji, jednakże wymagałoby to znacznego wzrostu niezawodności wyposażenia samolotu. W chwili obecnej bowiem obecność pilotów jest konieczna głównie w sytuacjach awaryjnych, gdy wyposażenie zawodzi. Podobnie w samolotach bojowych dąży się do redukcji liczby osób na pokładzie ze względu na ich bezpieczeństwo. W szczególnie niebezpiecznych misjach np. rozpoznawczych, stosuje się nawet systemy bezzałogowe. Wymaga to zapewnienia bardzo dobrej łączności między stanowiskiem naziemnym a samolotem, lub nawet autonomiczności samolotu. Jednakże w misjach związanych z wykorzystaniem uzbrojenia napotyka to istotne zastrzeżenia natury etycznej.

Projektując kabinę pilota, jako zasadę można przyjąć, że wszystkie przyrządy wymagające obsługi ręcznej muszą znajdować się w zasięgu jego rąk, za wyjątkiem pedałów steru kierunku, które obsługiwane są nogami. W małych samolotach, pomiędzy nogami pilota znajduje się zazwyczaj drążek sterowy, którego ruchy do przodu i do tyłu pozwalają sterować sterem wysokości, a ruchy na boki umożliwiają wychylenia lotek i sterowanie przechyleniem. Czasem drążek sterowy bywa instalowany z boku siedzenia pilota. W większych samolotach stosuje się wolant umożliwiający sterowanie obydwoma rękoma. Po lewej stronie kabiny najczęściej rozmieszczone są dźwignie sterowania silnikiem klapami i podwoziem. Umożliwia to trzymanie drążka i wolantu prawą ręką i jednoczesne obsługiwanie urządzeń niewymagających stałej kontroli. W samolotach z wieloosobową załogą organa sterowania silnikiem, klapami i podwoziem umieszczone są zwykle pomiędzy pilotami. W każdym przypadku pilot musi mieć zapewnioną możliwość poruszania każdym organem sterowania w pełnym zakresie. Jednocześnie pilot musi mieć możliwość obserwowania wskazań przyrządów i przestrzeni na zewnątrz samolotu. Problem ten znany jest od dawna, nietrudno więc znaleźć w literaturze prawidłowe rozwiązania wnętrza kabiny pilota. Przykład zamieszczony jest na rys.5.15. Warto zwrócić uwagę na kąt pomiędzy prostą poziomą (w locie poziomym), przechodzącą przez oczy pilota, a prostą styczną o obrysu kadłuba przed pilotem. Kąt ten nigdy nie powinien być mniejszy niż 5°. Ponadto dla samolotów bojowych powinien zawierać się w zakresie 11-15°, w samolotach pasażerskich



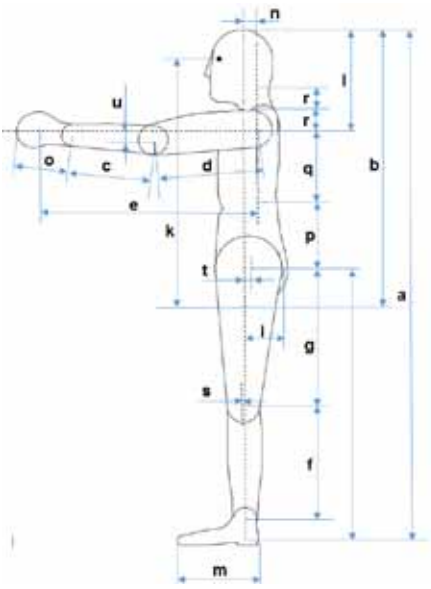
Rys.5.15. Ergonomia kabiny pilota

11-20°, a w samolotach transportowych powinien być większy niż 17°. Analogiczny kąt w kierunku bocznym nie powinien być mniejszy niż 35°.

Innym ważnym wymiarem jest kąt pochylenia oparcia fotela. W samolotach nieprzeznaczonych do wykonywania akrobacji jest on zazwyczaj mały, w wyniku czego kręgosłup pilota ustawiony jest niemal pionowo. Układ ten pozwala zazwyczaj na pogodzenie komfortu pilota z wymaganiami dotyczącymi widoczności z i wewnątrz kabiny. Oznacza jednak, że odległość pomiędzy głową a stopami pilota jest znaczna. Stwarza to istotny problem w przypadku samolotów wysokomanewrowych. Duża odległość pomiędzy głową a stopami oznacza znaczną różnicę ciśnień we wszystkich długich naczyniach wypełnionych płynami fizjologicznymi, biegnących wzdłuż ciała pilota. W szczególności dotyczy to naczyń krwionośnych i neuronów znajdujących się w rdzeniu kręgowym. Obniżenie ciśnienia płynów w górnych partiach ciała powoduje zaburzenia pracy mózgu prowadzące do utraty przytomności. Z oczywistych względów jest to problemem w trakcie pracy pilota. Jedną z metod przeciwdziałania temu zjawisku jest zmniejszenie odległości pomiędzy stopami a głową w kierunku występowania największych przeciążeń,

czyli w pionie. Można tego dokonać instalując pedały steru kierunku na tej samej wysokości, co siedzenie fotela i jednocześnie pochylając oparcie fotela do tyłu. Dodatkową zaletą takiego zabiegu jest zmniejszenie pola przekroju poprzecznego kabiny, a co za tym idzie również kadłuba. Pozwala to na znaczną redukcję oporu aerodynamicznego i poprawienie osiągów. Z tego też względu jest to zabieg często stosowany w szybowcach. Okazuje się jednak, że pochylenie tułowia pilota nie jest zbyt wygodne w trakcie długotrwałych lotów. Ponadto pochylenie oparcia powoduje przesunięcie stawów barkowych pilota do tyłu, co zmniejsza zasięg jego ramion. W szczególności trudniej dostępne stają się wtedy przyrządy umieszczone na tablicy przed pilotem. Z kolei przesunięcie tablicy do tyłu może utrudnić opuszczanie kabiny w sytuacjach awaryjnych. Dodatkowo niższa lokalizacja głowy pilota zmusza to stosowania niższych tablic przyrządów w celu zapewnienia stosownej widoczności do przodu. Problem ten daje się rozwiązać dzięki integracji przyrządów i instalacji większej ich liczby na panelach po bokach kabiny, nadal jednak pozostaje problem wygody pilota. Z przeprowadzonych doświadczeń wynika, że kąt oparcia fotela większy niż 30-40° może się spotkać z negatywną opinią pilotów.

Z myślą o bezpieczeństwie nie zezwala się również pilotom na zbyt długotrwałą pracę. W przypadku lotów długodystansowych oznacza to konieczność zabierania na pokład więcej niż jednej załogi. Trzeba wówczas załodze rezerwowej i personelowi pokładowemu zapewnić odpowiednie pomieszczenia wypoczynkowe.



a	1750
b	920
c	255
d	335
e	685
f	390
g	475
h	950
i	150
k	805
l	330
m	325
n	60
o	220
p	200
q	270
r	90
s	30
t	30
u	20

Rys.5.16 Typowe wymiary ciała pilota

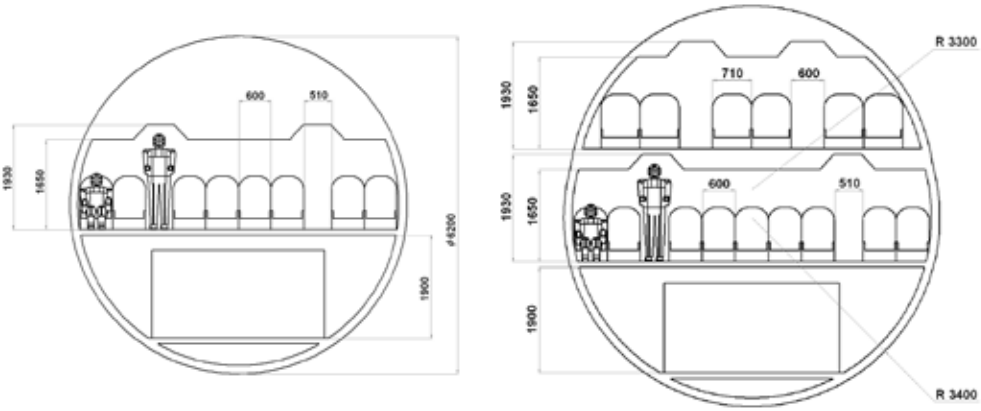
W samolotach pasażerskich i transportowych, niezależnie od ich zasięgu instaluje się ponadto składane fotele, które mogą być wykorzystywane przez instruktorów, inspektorów lub inżynierów, w trakcie szkoleń i prób w locie.

Widać z tych rozważań, że dla każdego typu samolotu aranżacja wnętrza kabiny może być inna. Dla każdego samolotu powinna ona być więc projektowana indywidualnie. Wygodnie jest więc w trakcie projektowania posługiwać się figurką pilota umożliwiającą zmiany wzajemnych pozycji części jego „ciała" (rys.5.16). Można ją wykonać na podstawie stosownych norm. Warto również przeprowadzać studia ergonomii na makietach materialnych i modelach numerycznych. W trakcie wspomnianych studiów należy zbadać niezbędne zakresy regulacji położenia poszczególnych elementów kabiny, aby zapewnić możliwość obsługi samolotu przez różnych pilotów. Należy przy tym zwrócić uwagę na fakt, że piloci różnią się nie tylko wzrostem i masą, ale również pochodzeniem etnicznym. Okazuje się przy tym, że ludzie pochodzący z różnych regionów świata mają nieco inne proporcje poszczególnych części ciała. Może się więc okazać, że kabina dostosowana do typowych wymiarów ludzi zamieszkujących kraj producenta samolotu nie pasuje do typowych proporcji mieszkańców kraju, który chce je zakupić. Stosowne dane szczegółowe można znaleźć w literaturze [3, 210, 253, 269, 271] i w normach np. Human Engineering MIL-STD-1472.

5.2.2 Kabina pasażerska

Kabiny pasażerskie projektuje się z uwzględnieniem trzech zasadniczych kryteriów: ekonomii, wygody pasażerów i bezpieczeństwa. W znacznej mierze są to kryteria przeciwstawne. Z punktu widzenia ekonomii wydawałoby się, że najkorzystniej jest umieścić miejsca pasażerów tak gęsto jak to tylko możliwe. Postępują tak jednak tylko tanie linie lotnicze, które specjalizują się w przewozach na krótkich dystansach. Nadmierne zagęszczenie miejsc pasażerskich na dłuższych trasach byłoby niebezpieczne dla pasażerów ze względów zdrowotnych. Długotrwałe siedzenie w ograniczonej przestrzeni z bardzo ograniczoną możliwością poruszania kończynami może wywołać chorobę zwaną zakrzepicą. Objawia się ona powstawaniem zakrzepów w naczyniach krwionośnych kończyn, przez dłuższy czas pozostających w tej samej pozycji. Zakrzepy te mogą się odrywać od ścianek naczyń i przemieszczać w krwioobiegu blokując wloty najważniejszych organów ciała. Zjawisko to jest tak niebezpieczne, że może spowodować zgon pasażera w trakcie lotu, lub niedługo po jego zakończeniu. Z tego też względu większość typowych linii lotniczych nie ryzykuje i zapewnia pasażerom ilość miejsca odpowiednią do długości trasy. Rozstaw foteli jest też oczywiście uzależniony od ceny biletu. Zazwyczaj samoloty latające na trasach międzykontynentalnych mają

dwie, lub nawet trzy klasy, zróżnicowane pod względem ilości miejsca przypadającej na jednego pasażera. Ponadto pasażerowie są zachęcani do wykonywania specjalnie przygotowanych ćwiczeń fizycznych w trakcie lotu. Jak widać ilość miejsca przypadająca na pasażera zależy od charakteru linii lotniczej i sposobu eksploatacji posiadanych przez nią samolotów. Dotyczy to również rodzaju foteli, liczby kuchni, toalet, czy systemów rozrywkowych. Oznacza to, że samoloty zazwyczaj nie mają standardowego wyposażenia dla pasażerów, a projektuje się je we współpracy z każdym kolejnym klientem osobno. Powoduje to oczywiście wzrost kosztów produkcji, w związku z tym co pewien czas pojawia się tendencja do standaryzacji polegającej na proponowaniu klientom ograniczonej liczby możliwości wyposażenia kabiny. Tym niemniej nawet w tym przypadku różnorodność bywa zwykle spora. Pomimo tego da się wyróżnić kilka wspólnych elementów występujących w każdym typie samolotu pasażerskiego. Zwykle miejsca pasażerów rozmieszczone są w dwóch lub trzech kolumnach, rozdzielonych przejściami. W mniejszych samolotach przejście zwykle jest jedno, a ilość miejsc po każdej ze stron nie przekracza 3, przy czym nie musi być taka sama po obydwu stronach. Samoloty tego typu nazywa się wąskokadłubowymi. Zwiększanie liczby foteli po obydwu stronach przejścia nie jest wskazane ze względu na łatwość ewakuacji pasażerów w przypadku lądowania awaryjnego. Przepisy wymagają aby w takim wypadku wszyscy pasażerowie mogli opuścić samolot w ciągu 90s. Doświadczenie wykazuje, że zwiększenie liczby foteli po bokach przejścia powyżej 3 uniemożliwia spełnienie tego wymagania. W większych samolotach oprócz rzędów pod oknami pojawiają się więc dodatkowe rzędy w środku kadłuba oddzielone dwoma przejściami od rzędów podokiennych. Tak jak poprzednio liczba miejsc pod oknami nie przekracza zwykle 3 w szeregu, natomiast w rzędzie środkowym może występować nawet do 5 miejsc pasażerskich w szeregu. Takie samoloty nazywa się szerokokadłubowymi. Samoloty wąskokadłubowe zabierają zazwyczaj mniej niż około 220 pasażerów, samoloty szerokokadłubowe więcej niż 220 pasażerów. Ponadto, samoloty zabierające ponad 350 pasażerów mogą mieć dwa pokłady, jeden nad drugim. Podział ten wynika z przyczyn aerodynamiczno-wytrzymałościowych. Krótkie i pękate kadłuby mają stosunkowo duży opór kształtu. Im jednak bardziej rośnie stosunek długości do średnicy, tym więcej pojawia się problemów z drganiami i tym sztywniejszy trzeba wykonać kadłub, co z kolei zwiększa masę samolotu. Ponadto wydłużanie kadłuba nie powoduje monotonicznego spadku jego oporu. Po przekroczeniu pewnej granicznej smukłości opór zaczyna rosnąć, ze względu na rosnący opór tarcia. Z kolei utrzymywanie optymalnych proporcji kadłuba bardzo dużych samolotów powodowałoby powstawanie niewykorzystanej przestrzeni ponad pokładem pasażerskim (rys.5.17).

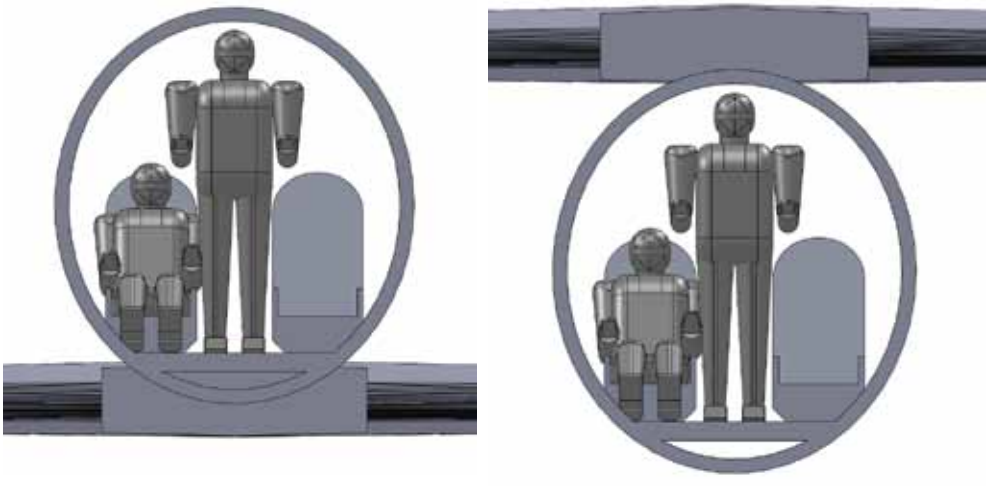


Rys.5.17. Niewykorzystana przestrzeń w kadłubie 300-400 miejscowego samolotu nad kabiną pasażerską i sposób jej zagospodarowania w samolocie 400-900 miejscowym

Ponad miejscami pasażerskimi zazwyczaj instalowane są pojemniki na bagaż podręczny pasażerów. Tak więc możliwość poruszania się w pozycji wyprostowanej istnieje tylko w przejściach. W samolotach dyspozycyjnych nawet w przejściu wysokość kadłuba bywa zbyt mała, aby zapewnić tą możliwość. Szerokość przejść jest niemalże standardowa i jest nieco większa niż szerokości standardowych wózków przeznaczonych do rozwożenia posiłków w trakcie lotu.

Pojemniki umieszczone nad miejscami pasażerów mieszczą również indywidualne oświetlenie, wentylację, systemy rozrywkowe oraz co nadzwyczaj ważne maski tlenowe dla pasażerów. Począwszy od połowy lat trzydziestych pojawiła się tendencja do wyposażania samolotów pasażerskich w kabiny ciśnieniowe. Pozwoliło to na latanie na pułapach wyższych niż 3000m, dzięki czemu udało się znacznie ograniczyć liczbę pasażerów doznających objawów choroby lokomocyjnej. Ponadto po wprowadzeniu silników turbinowych okazało się, że są one tym bardziej ekonomiczne im wyżej leci samolot. Niestety ciśnienie panujące na wysokości 10000m, typowej dla współczesnych samolotów pasażerskich, jest zbyt niskie dla podtrzymania życia człowieka. Oznacza to konieczność utrzymywania wewnątrz samolotu ciśnienia znacznie większego niż zewnętrzne. Zazwyczaj w trakcie lotu na pułapie przelotowym, wewnątrz samolotu panuje ciśnienie odpowiadające pułapowi około 2000m. Niestety w przypadku awarii może dojść do spadku ciśnienia w kabinie (tzw. dekompresji), co w ciągu kilku sekund doprowadziłoby do utraty przytomności przez większość pasażerów. Stąd właśnie wynika konieczność zapewnienia wszystkim pasażerom indywidualnych masek tlenowych, wypadających ze schowków umieszczonych ponad ich głowami w razie awarii. Innym, niezwykle ważnym rodzajem wyposażenia awaryjnego są wyjścia. Każdy samolot pasażerski musi mieć wystarczającą liczbę wyjść, aby, jak już wspomniano, w wa-

runkach awaryjnych wszyscy pasażerowie mogli opuścić jego pokład w ciągu 90 sekund. Warunek ten jest sprawdzany przed certyfikacją samolotu z uwzględnieniem pewnej liczby osób o ograniczonych możliwościach ruchowych na pokładzie. Test ten odbywa się przy zgaszonym oświetleniu, co jest wysoce prawdopodobne w razie rzeczywistej ewakuacji. W związku z tym każdy samolot jest wyposażony w awaryjne oświetlenie kabiny pasażerskiej, przy czym światła są skonstruowane



Rys.5.18. Prawidłowe położenie płata względem kabiny pasażerskiej

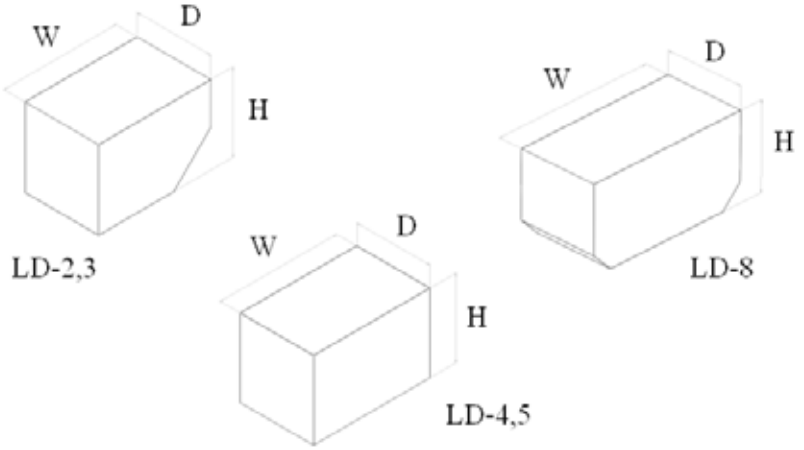
Rys.5.19 Dźwigar skrzydła samolotu Boeing 247, przechodząc przez kabinę pasażerską utrudniał poruszanie się w niej.

w taki sposób, aby wskazywały drogę do najbliższego wyjścia. Oczywiście liczba wyjść spełniająca wyżej wymieniony warunek jest zwykle większa niż liczba wyjść wykorzystywanych do załadunku pasażerów, w związku z tym pozostałe wyjścia są konstruowane jako wyjścia awaryjne. Wyjścia powinny być wyposażone w nadmuchiwane trapy ratunkowe, pozwalające pasażerom bezpiecznie ześlizgnąć się na ziemię, a w razie wodowania służyć jako łodzie ratunkowe.

Projektując kadłub samolotu należy dokonać tego w taki sposób, aby jak najmniejsza liczba elementów konstrukcji samolotu znajdowała się wewnątrz kabiny pasażerskiej. Dlatego też np. elementy łączące dźwigary skrzydeł powinny przechodzić nad, lub pod kabiną (rys.5.18), a nie przez nią. Ta prosta wydawałoby się zasada niestety nie zawsze jest przestrzegana, co utrudnia pasażerom wsiadanie i wysiadanie a zwłaszcza ewakuację z niektórych samolotów (rys.5.19).

5.2.3 Ładunek

Podobnie jak w przypadku innych środków transportu, w lotnictwie również od pewnego czasu utrzymuje się tendencja do przewożenia ładunków w kontenerach. Nie są to oczywiście kontenery znane z transportu lądowego i morskiego, lecz specjalnie zaprojektowane do przewozów lotniczych. Wymiary niektórych standar-

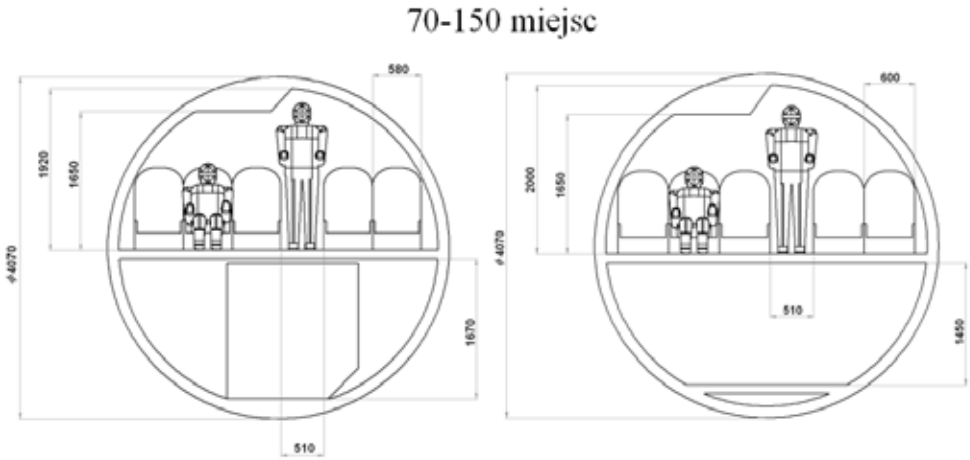


typ	wysokość [m]	szerokość [m]	głębokość [m]	objętość [m^3]	masa całkowita [kg]
LD-2	1.626	1.562	1.534	3.398	1224.7
LD-3	1.626	2.007	1.534	4.417	1587.6
LD-4	1.626	2.438	1.534	5.522	2449.4
LD-5	1.626	3.175	1.534	7.9	2449.4
LD-8	1.626	3.175	1.534	6.938	2449.4

Rys.5.20. Wymiary standardowych kontenerów lotniczych

dowych kontenerów przedstawione są na rys.5.20. Sensowność ich użytkowania w lotnictwie nie jest jednak aż tak oczywista, jak w przypadku innych środków transportu. W przypadku innych środków transportu kontenery są standardowe dla nich wszystkich. Ładunek może więc być przetransportowany w jednym kontenerze niezależnie od tego ile razy musi być przeniesiony z samochodu na statek, czy wagon kolejowy. Kontenery lotnicze są inne, co więcej często do tego samego kontenera trzeba załadować ładunki o różnych miejscach przeznaczenia. Dzieje się tak na przykład w przypadku bagaży pasażerów. Kontenery są więc często przepakowywane. Z drugiej strony załadunek bagaży bezpośrednio do samolotu zajmuje mniej czasu niż załadunek bagaży do kontenerów i kontenerów do samolotu. Wydawać by się więc mogło, że użycie kontenerów w wielu wypadkach nie ma uzasadnienia ekonomicznego. Tyle tylko, że na większości lotnisk linie lotnicze muszą płacić za czas, jaki samolot stoi na swoim miejscu postojowym (stojan-

Rys.5.21. Załadunek kontenerów do samolotu



Rys.5.22. W małych samolotach dostosowanie do przewozu kontenerów może ograniczyć przestrzeń przeznaczoną na bagaż podręczny pasażerów, lub nawet uniemożliwić im chodzenie w pozycji wyprostowanej w przejściach.

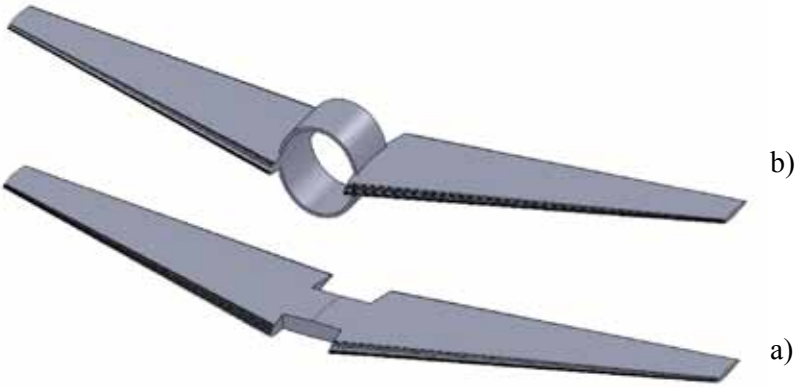
ce). W przypadku wykorzystania kontenerów samolot może zajmować je krócej, bo sam załadunek kontenerów jest znacznie mniej czasochłonny niż bezpośredni załadunek bagaży do samolotu (rys.5.21). Kontenery natomiast można wypełnić bagażami jeszcze przed wylądowaniem samolotu na lotnisku. Z tego też względu, jeśli samolot ma przewozić ładunki odpowiadające ładunkom standardowych kontenerów (rys.5.22), to opłaca się dostosować go do ich przewożenia. Dzięki temu użytkownik sam może zadecydować czy użycie kontenerów w danym przypadku jest dla niego korzystne, czy też nie. Na lotniska, gdzie czas postoju samolotu jest drogi, będzie latał z kontenerami, a tam gdzie jest tani - z bagażami zapakowanymi bezpośrednio do samolotu.

5.3 Górnopłat, czy dolnopłat.

Niezwykle istotnym zagadnieniem jest wybór konfiguracji połączenia płata nośnego i kadłuba ze względu na ich wzajemne położenie. Rozróżnia się w tym przypadku trzy możliwe konfiguracje:

- Górnopłat, w którym środek ciężkości samolotu znajduje się pod płatem,
- Dolnopłat, w którym środek ciężkości samolotu znajduje się nad płatem
- Średniopłat, w którym środek ciężkości i płat znajdują się na tej samej wysokości.

Układ średniopłata jest trudny do zrealizowania, gdyż najważniejsze elementy siłowe skrzydeł znajdują się w połowie wysokości kadłuba. Oznacza to, że przeniesienie obciążeń, a zwłaszcza momentu gnącego pomiędzy skrzydłami nie jest łatwe (rys.5.23). Można oczywiście umieścić w kadłubie elementy łączące skrzy-



Rys.5.23. Możliwe schematy połączenia skrzydeł w średniopłacie: a) rozwiązanie lekkie, ale elementy łączące skrzydła kolidują z przestrzenią przeznaczoną dla ładunku, b) elementy łączące skrzydła nie kolidują z ładunkiem, ale są ciężkie

dła bezpośrednio, będące odpowiednikami dźwigarów, ale zajmą one mnóstwo miejsca w najbardziej cennym obszarze z punktu widzenia załadowania samolotu. Można też umieścić w kadłubie odpowiednio mocne wręgi otaczające przestrzeń ładunkową i równocześnie łączące skrzydła, ale będzie to rozwiązanie znacznie cięższe. Z tego też względu układ średniopłata stosuje się raczej rzadko i tylko w takich przypadkach, gdy elementy łączące skrzydła nie kolidują z kabiną i daje on jakieś dodatkowe korzyści. Przykładem są tu samoloty akrobacyjne, w których zastosowanie układu średniopłata pozwala uzyskać zbliżone charakterystyki w locie normalnym i odwróconym (rys.5.24). W pozostałych przypadkach stosuje się raczej układy górnopłata lub dolnopłata. W obu tych przypadkach daje się zwykle rozwiązać połączenie płata z kadłubem w sposób lekki i niekolidujący z przestrzenia ładunkową.

Wybór między górnopłatem a dolnopłatem nie jest jednak prosty.

Rys.5.24. Średniopłat – dobry układ dla samolotu akrobacyjnego

Z punktu widzenia bezpieczeństwa, w samolotach pasażerskich preferuje się raczej dolnopłaty. Wytrzymała struktura skrzydeł jest zazwyczaj ciężka. W górnopłacie stwarza to zagrożenie dla pasażerów zajmujących miejsca przed skrzydłem. W razie katastrofy skrzydło może bowiem zmiażdżyć przód kadłuba wraz z pasażerami. Z drugiej strony skrzydła umieszczone pod kadłubem w przypadku katastrofy znakomicie pochłaniają energię zderzenia z ziemią. Nie jest to jednak jedyny argument brany pod uwagę. Problemem okazuje się bowiem instalacja silników. Samoloty pasażerskie zwykle są wielosilnikowe. Oznacza to często, że co najmniej dwa silniki mocowane są w gondolach zamontowanych na skrzydłach. Jeśli silniki napędzają śmigła, to w układzie dolnopłata konieczne okazuje się zastosowanie bardzo wysokiego podwozia (rys.5.25a). Będzie ono albo bardzo ciężkie, albo bardzo delikatne. Z tego też względu w małych samolotach z napędem śmigłowym

a)

b)

c)

d)

e)

f)

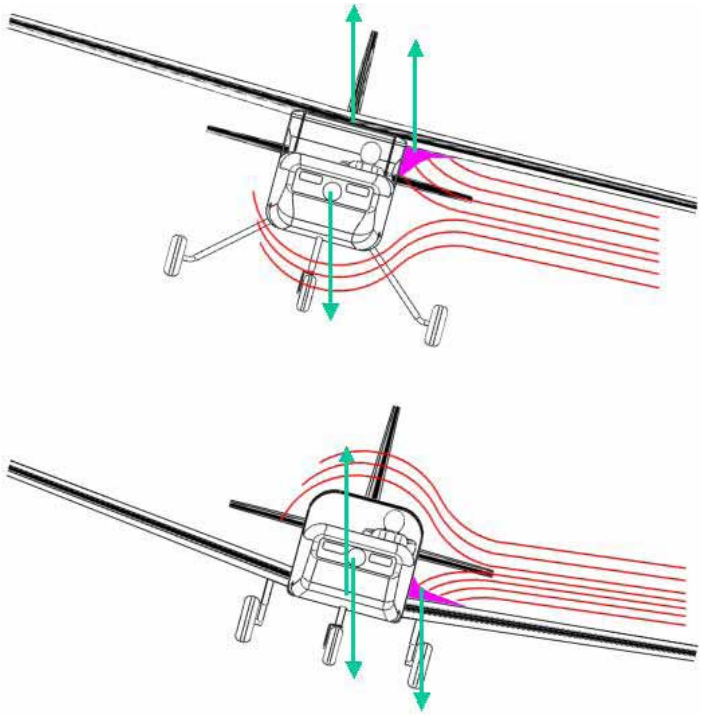
Rys. 5.25. Górnopłaty i dolnopłaty *(Breitling collection)*

stosuje się raczej układ górnopłata. Wysokie położenie silników pozwala wtedy pogodzić krótkie podwozie z dużą średnicą śmigieł. Kolejnym problemem jest jednak stateczność samolotu w trakcie kołowania, gdyż podwozie chowane w kadłub miałoby bardzo mały rozstaw. Chcąc zwiększyć rozstaw podwozia trzeba je zamocować do dodatkowych gondol po bokach kadłuba, co zwiększa opór i masę, albo do gondol silnikowych, co daje podobny skutek (rys.5.25b,c).

W przypadku samolotów odrzutowych brak śmigła pozwala zastosować krótkie podwozie w dolnopłacie (rys.5.25e). Dodatkową korzyścią jest niskie położenie silników, co znakomicie ułatwia ich obsługę. Należy jednak pamiętać, że silnik odrzutowy zasysa ogromne ilości powietrza. Nisko umieszczony silnik zasysa je wraz z zanieczyszczeniami leżącymi na pasie startowym. Z tego względu układ dolnopłata z napędem odrzutowym stosuje się tylko do samolotów, które mają startować z dobrze przygotowanych pasów startowych. Jeżeli dopuszcza się lądowanie na pasach nieprzygotowanych, to wybrać należy raczej układ górnopłata, pozwalający umieścić silniki wyżej i zmniejszyć prawdopodobieństwo zassania dużych zanieczyszczeń (rys.5.25d,f). Z tego powodu w samolotach transportowych stosuje się raczej układ górnopłata, zwłaszcza, że względy bezpieczeństwa nie są w tym wypadku tak istotne, jak w samolotach pasażerskich.

Na rys.5.25f widać inną zaskakującą właściwość przedstawionego na nim górnopłata C-17, a mianowicie ujemny wznios płata. Z tego co napisano w rozdziale 3.2.7 wynikałoby, że ujemny wznios rozstateczni samolot statycznie. Z drugiej jednak strony z uwag na temat stateczności kierunkowej i poprzecznej w rozdziale 4.1. wynika, że zastosowanie ujemnego wzniosu pozwoliłoby na zastosowanie większego skosu, lub statecznika pionowego o mniejszej powierzchni przy zachowaniu poprawnych właściwości holendrowania, co jest wymagane przez przepisy. Warto więc stateczności poprzecznej górnopłata i dolnopłata poświęcić jeszcze chwilę uwagi. Na rys.5.26 widać różnicę w opływie górnopłata i dolnopłata wykonującego tak zwany ślizg. Jest to taki stan lotu, w którym wektor prędkości ma składową równoległą do rozpiętości samolotu. Dla zachowania równowagi w ślizgu samolot musi być nie tylko odchylony, ale również przechylony. Typowym przypadkiem wystąpienia ślizgu są starty i lądowania na pasie startowym, przy bocznym wietrze. Skoro istnieje składowa prędkości równoległa do rozpiętości płata, to należy oczekiwać, że powietrze przemieszcza się w tym kierunku względem niego. Napotyka jednak przeszkodę w postaci kadłuba. W narożu między płatem a kadłubem powstaje obszar podwyższonego ciśnienia. W górnopłacie zwiększa ono siłę nośną po tej stronie kadłuba, w którą odbywa się ślizg, wywołując moment zmniejszający przechylenie samolotu. W dolnopłacie wspomniany wzrost ciśnienia zmniejsza siłę nośną, wywołując moment zwiększający przechylenie. Do tego należy dodać moment wynikający z „zaczepienia" siły nośnej ponad (w górnopłacie) lub poniżej

(w dolnopłacie) środka masy. Jak widać dolnopłaty mają tendencję do pogłębiania przechylenia, a górnopłaty do wychodzenia z przechylenia. Z tego względu wznios płata w górnopłatach powinien być mniejszy niż w dolnopłatach, a w szczególnych przypadkach może być nawet ujemny.

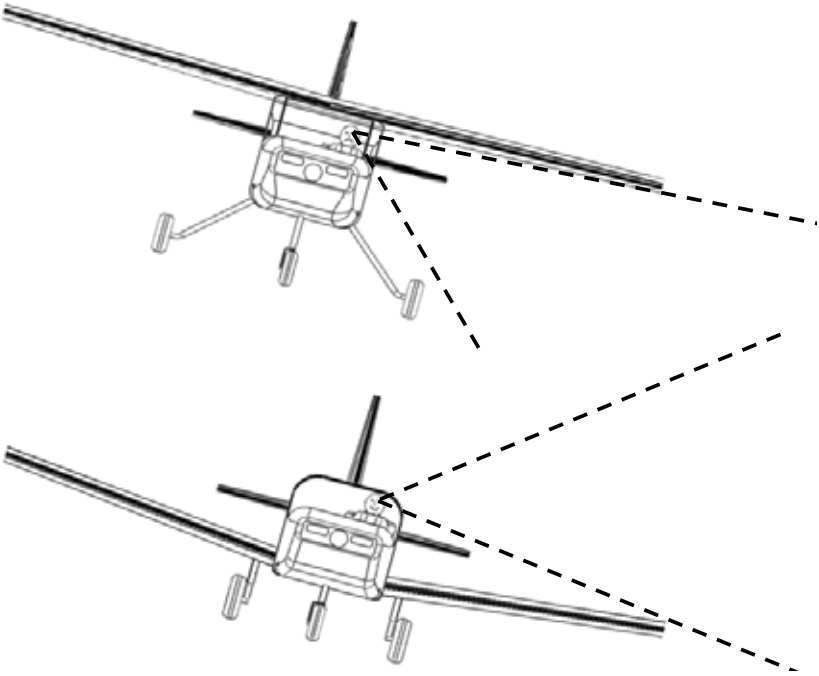


Rys.5.26. Moment przechylający górno- i dolnopłata w zakręcie

W niewielkich samolotach wybór układu samolotu ma też wpływ na widoczność z kabiny pilota, gdyż bardzo częstym przypadkiem jest tu umieszczenie jego fotela bezpośrednio pod lub nad płatem. Płat będzie w związku z tym zasłaniał pilotowi częściowo widok z kabiny. Pilot górnopłata będzie miał lepszą widoczność terenu pod samolotem, w locie poziomym. Sytuacja zmienia się jednak, gdy samolot wykonuje zakręt. Zawsze łączy się to z przechyleniem samolotu w stronę, w którą zakręt jest wykonywany (patrz rys.2.8 i rozdz.4.4). Pochylony w dół płat zasłania więc pilotowi widok w najbardziej interesującym kierunku (rys.5.27). W celu uniknięcia zderzenia z przeszkodą terenową lub innym samolotem pilot górnopłata musi więc dobrze rozejrzeć się jeszcze przed zainicjowaniem zakrętu.

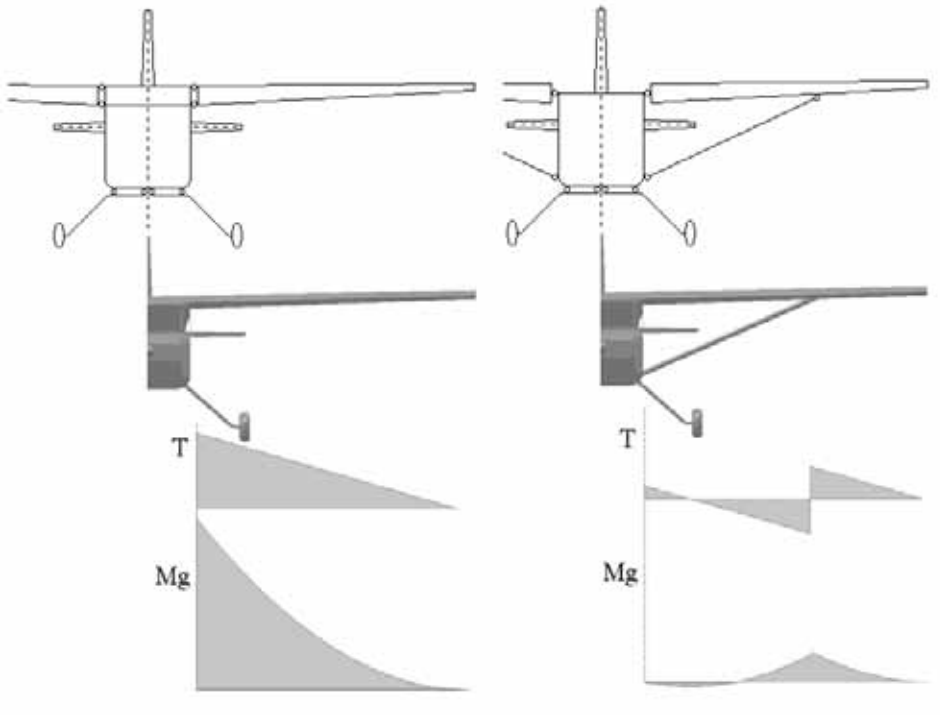
W dolnopłatach problem widoczności w kierunku zakrętu jest zdecydowanie mniejszy, gdyż płat po stronie zakrętu przemieszcza się w dół odsłaniając widok, co jest niewątpliwa zaletą tego układu.

Problem widoczności w zakręcie z małego górnopłata często próbuje się rozwiązać stosując przeszklony sufit samolotu. Pozwala to na obserwację przestrzeni ponad płatem, czyli częściowe odzyskanie widoczności w stronę zakrętu. Wadą tego rozwiązania jest jednak wzrost temperatury w kabinie wywołany przez oświetlenie światłem słonecznym poprzez szybę kabiny.



Rys.5.27. Widoczności z górnopłata i dolnopłata w zakręcie

Można też zminimalizować ten problem stosując tzw. zastrzały (rys.5.28). Dzięki podparciu skrzydeł w punktach odległych od płaszczyzny symetrii modyfikacji ulega rozkład momentu gnącego, który jest najważniejszym składnikiem ich obciążenia. W skrzydle wolnonośnym (pozbawionym zastrzału) maksymalny moment gnący występuje tuż przy zamocowaniu do kadłuba i ma znacznie większą wartość niż w skrzydle zastrzałowym, w którym maksymalna wartość momentu gnącego występuje w miejscu podparcia zastrzałem. Dzięki temu możliwe jest zmniejszenie cięciwy i grubości skrzydła, co zmniejsza obszar przez nie zasłaniany (rys.5.29). Ekstremalnym przypadkiem zastosowania tego rozwiązania było „skrzydło Puławskiego" umieszczone przed kabiną pilota, ale znacznie zwężone i pocienione w okolicy kadłuba. Widoczność z kabiny tego samolotu była porównywalna do widoczności z samochodu, gdyż skrzydła zasłaniały podobny obszar jak słupki przedniej szyby w samochodzie.



Rys.5.28. Różnica między skrzydłem wolnonośnym i zastrzałowym

Rys.5.29. Górnopłaty o polepszonej dzięki zastrzałom widoczności z kabiny a) Westland Lysander (*Imperial War Museum, Duxford*), b) PZL P 11c (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

Redukcja obciążeń konstrukcji skrzydła pozwala również zmniejszyć jego masę, gdyż przekroje przenoszących je elementów strukturalnych mogą być mniejsze.

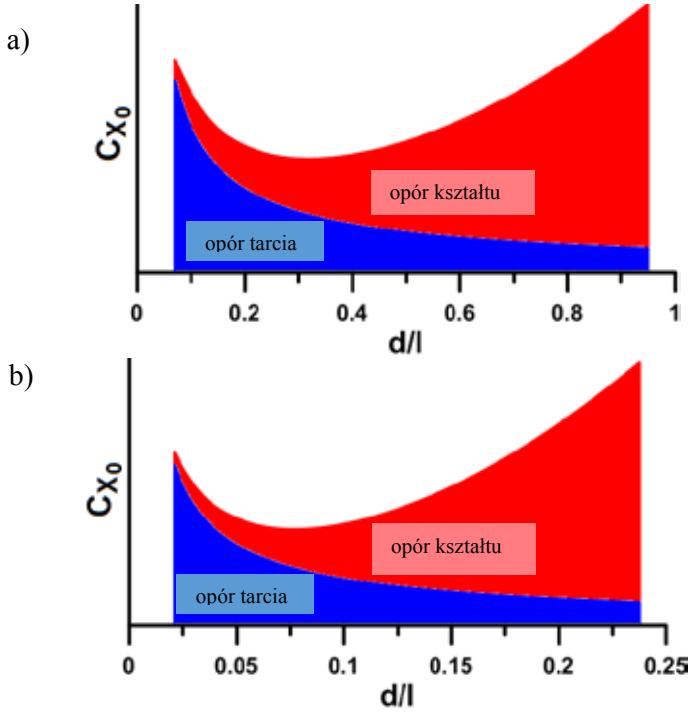
Zastosowanie zastrzałów zwiększa jednak współczynnik oporu samolotu. Jest on tym większy im dłuższy jest zastrzał. Można w związku z tym przeprowadzić optymalizację położenia punktu podparcia płata. Należy przy tym pamiętać, że samolot poddany jest zarówno obciążeniom dodatnim jak i ujemnym, co oznacza, że zastrzał w niektórych przypadkach może być ściskany [239]. Szczególnie istotne mogą się okazać przypadki obciążeń w trakcie lądowania. Należy więc zabezpieczyć zastrzał przed wyboczeniem, Można tego dokonać zwiększając moment bezwładności przekroju zastrzału, lub podeprzeć go dodatkowym zastrzałem. Obydwa te rozwiązania zwiększają jednak współczynnik oporu i masę zastrzału. Możliwość zastosowania zastrzałów jest zaletą górnopłatów, gdyż obciążenia dodatnie są zazwyczaj w samolotach większe niż ujemne, w związku z tym w górnopłatach większe są obciążenia rozciągające zastrzał. Można więc zwiększyć jego długość, a co za tym idzie bardziej zmniejszyć masę skrzydła. W dolnopłatach większe są obciążenia ściskające zastrzał. W związku z tym musi on być krótszy, co znacząco redukuje korzyści wynikające z jego zastosowania. Co gorsza zastrzał lokalnie psuje opływ płata, a ponieważ większa część siły nośnej powstaje na górnej części płata, więc negatywny wpływ zastrzału jest bardziej znaczący w dolnopłatach niż w górnopłatach. Po przeprowadzeniu szczegółowej analizy zwykle okazuje się, że zastosowanie zastrzału w dolnopłacie jest nieopłacalne, natomiast w górnopłatach optymalny punkt podparcia skrzydła może się znaleźć pomiędzy połową a 2/3 jego rozpiętości. Dotyczy to zwłaszcza samolotów powolnych i takich, w których doskonałość aerodynamiczna ma mniejsze znaczenie.

5.4 Aerodynamika kadłuba

Współczynnik oporu kadłuba zależy między innymi od jego proporcji. W pierwszym przybliżeniu można założyć, że współczynnik oporu kadłuba samolotu poddźwiękowego ma dwa składniki: współczynnik oporu tarcia i współczynnik oporu kształtu. Jeżeli założymy, że smukłość to stosunek długości do średnicy kadłuba, to współczynnik oporu kształtu jest tym większy im mniejsza jest smukłość kadłuba. Wynika to z faktu, że na bardziej smukłym obiekcie prawdopodobieństwo wystąpienia oderwania opływu jest mniejsze. Z kolei współczynnik oporu tarcia jest tym większy im bardziej smukły jest kadłub, gdyż dla tej samej objętości użytecznej bardziej smukły kształt ma większą powierzchnię omywaną. Po zsumowaniu tych dwóch składników można zauważyć, że wynikowy współczynnik oporu ma

minimum dla stosunku średnicy do długości rzędu 0,3 (rys.5.30a). W rzeczywistości większość kadłubów samolotów poddźwiękowych jest nieco bardziej smukła. Przyczyn dla tej tendencji jest wiele, a jedną z nich są problemy ze statecznością samolotów, w których usterzenia są umieszczone bardzo blisko płatów nośnych (4.1).

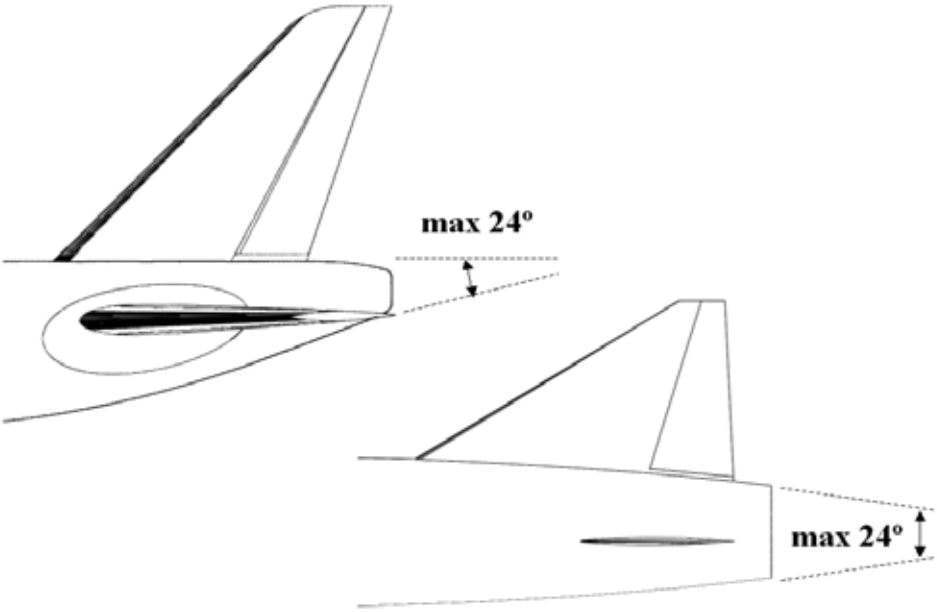
Dla samolotów naddźwiękowych współczynnik oporu kształtu rośnie znacznie szybciej wraz ze spadającą smukłością, ze względu na występowanie fali uderzeniowej (rys.5.30b). Minimum współczynnika oporu osiągane jest dla nich przy d/l rzędu 0,07 i tym razem stosowanie jej jest często spotykane.



Rys.5.30 Wpływ smukłości na opór samolotów a) poddźwiękowych i b) naddźwiękowych

Tak uproszczone rozważania nie są jednak oczywiście wystarczające. Łatwo można zauważyć, że dla zmniejszenia oporu bryły obrotowej w przepływie poddźwiękowym warto zastosować inne kształty jej końców, w zależności od tego, z której strony napływa powietrze. Po stronie, z której ono napływa bryła może mieć kształt zbliżony do elipsoidy obrotowej. Z drugiej jednak strony powinna się zbiegać możliwie łagodnie i kończyć ostrzem. Zachowanie tej reguły pozwala zmniejszyć prawdopodobieństwo wystąpienia oderwania. Z kolei, ze względu na opór tarcia, warto dążyć do laminaryzacji opływu, co sugerowałoby zlokalizowa-

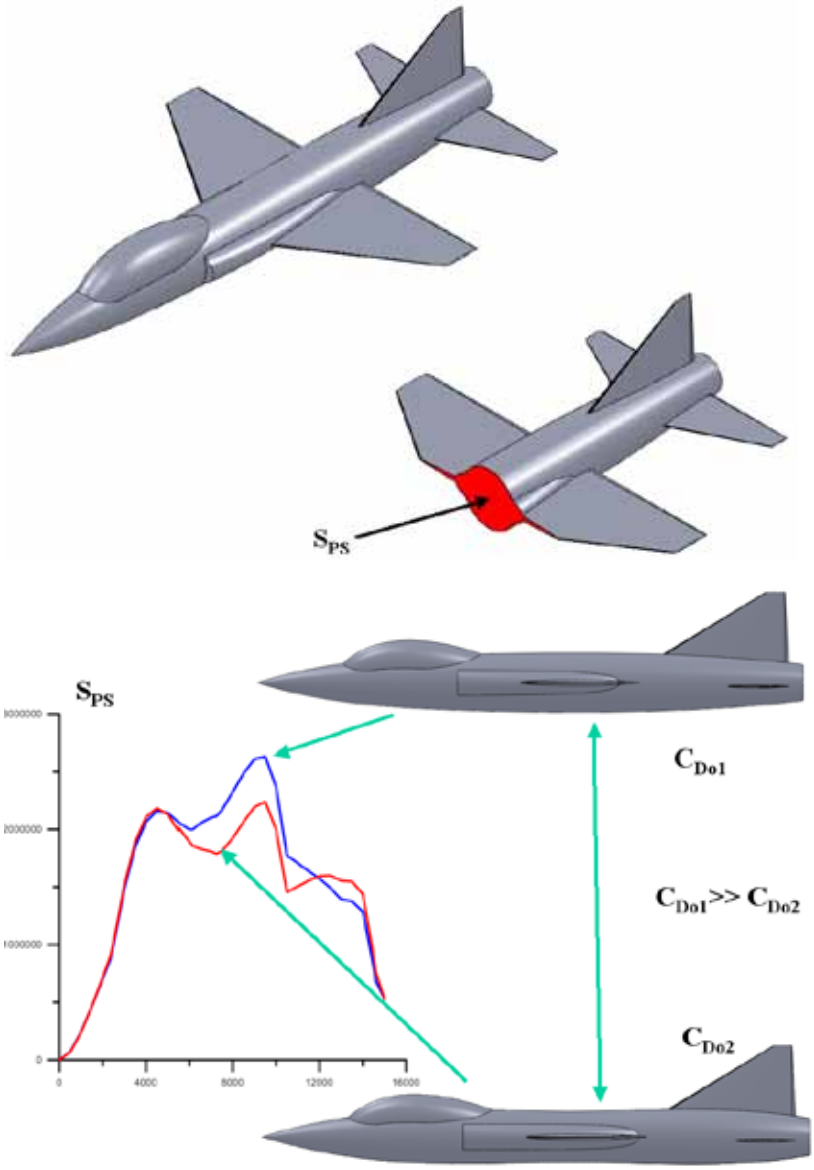
nie maksymalnej średnicy takiej bryły możliwie daleko z tyłu, co utrudnia łagodne zbieganie się tylnej części. Praktyczną wskazówkę dotyczącą kształtu tylnej części kadłuba można znaleźć na rys.5.31. Nadmierne przesuwanie do tyłu maksymalnej średnicy może też zwiększyć powierzchnię omywaną kadłuba, jeżeli objętość przedniej jego części jest wyznaczona np. przez kabinę pilota, jak to ma miejsce np. w szybowcach. W tych przypadkach rezygnuje się z laminaryzacji opływu na korzyść zmniejszenia powierzchni omywanej.



Rys.5.31. Prawidłowy kształt tylnej części kadłuba

W samolotach naddźwiękowych przednia część kadłuba ma zwykle kształt stożka, w celu uniknięcia powstawania odsuniętej fali uderzeniowej, gdyż powstawanie skośnej fali uderzeniowej wiąże się ze znacznie mniejszym przyrostem oporu falowego. Nie na tym jednak koniec w zakresie redukcji oporu falowego samolotów naddźwiękowych. Okazuje się bowiem, że opór falowy bardzo silnie zależy od rozkładu przekroju poprzecznego samolotu wzdłuż jego długości. Zasada zwana regułą pól głosi, że rozkład ten powinien być możliwie płynny. Analizując pod tym kątem samoloty poddźwiękowe można zauważyć, że przekroje poprzeczne izolowanych kadłubów spełniają ten warunek. Po dodaniu jednak przekrojów poprzecznych płata i usterzenia warunek ten przestaje być spełniony, gdyż w miejscach ich zamocowania całkowity przekrój poprzeczny samolotu zmienia się gwałtownie (rys.5.32,33). Samoloty naddźwiękowe muszą więc być ukształ-

towane inaczej. Ponieważ przekrój poprzeczny płata wynika z innych wymagań, więc redukcji musi ulec przekrój kadłuba w miejscu mocowania płata. Stąd wiele samolotów naddźwiękowych, zwłaszcza tych wyposażonych w stosunkowo słabe silniki, ma kadłuby z charakterystyczną „talią osy” (rys.5.34,35).



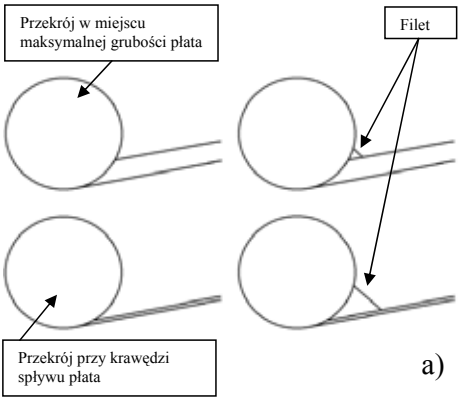
Rys.5.32 Reguła pól

Rys.5.33 Nieudany prototyp samolotu naddźwiękowego Convair XF-92 miał kadłub o kształcie niezgodnym z regułą pól (*National Museum of the U.S. Air Force's, Dayton*)

Rys.5.34. a) Owiewki dodane w samolocie Convair F-102 Delta Dagger w celu spełnienia reguły pól (*Pima Air Museum, Tucson*) i b) kadłub samolotu Convair F-106 Delta Dart spełniający regułę pól (*National Museum of the U.S. Air Force's Dayton*)

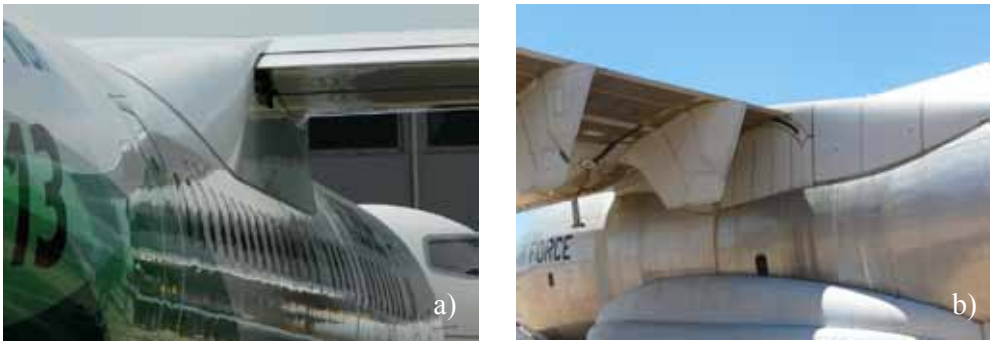
Rys.5.35. Reguła pól zastosowana w kadłubie samolotu northrop Northrop F-5 Tiger (*Pima Air Museum, Tucson*)

Innym problemem łączącym się z połączeniem płatów i kadłubów jest opływ samego połączenia przy prędkościach poddźwiękowych, zwłaszcza w dolnopłatach [186, 239]. Opadająca w dół spływowa część płata wraz ze zwężającym się ku dołowi kadłubem tworzą dyfuzor. W dyfuzorze tym powietrze gwałtownie hamuje, co przyspiesza oderwanie opływu. Silnie sturbulizowane powietrze przemieszcza się następnie ku tyłowi, wywołując drgania usterzenia przy kątach natarcia znacznie mniejszych niż kąt natarcia przeciągnięcia. Z jednej strony dezorientuje to pilota, z drugiej fatalnie wpływa na trwałość zmęczeniową usterzenia. Konieczne jest więc przeciwdziałanie. Tradycyjną metodą jest zastosowanie tzw. filetu wypełniającego dyfuzor (rys.5.36a). Filet ten musi jednak wydłużyć krawędź spływu płata ku tyłowi, co ma znaczący wpływ na moment pochylający samolotu (rys.5.37a). Innym sposobem jest zastosowanie kadłuba o przekroju rozszerzającym się ku dołowi. Nie można jednak w ten sposób ukształtować kadłuba samolotu wyposażonego w ciśnieniową kabinę pasażerską, gdyż jej przekrój musi być zbliżony do okrągłego. Rozwiązaniem jest wtedy dodanie oprofilowania o przekroju zbliżonym do prostokątnego z zaokrąglonymi narożami (rys.5.37b). Owiewka taka ma również i tą zaletę, że redukuje opór interferencyjny, który jest tym mniejszy, im bardziej rozwarty jest kąt pomiędzy powierzchniami przecinających się elementów. Może ona też służyć, jako oprofilowanie komory chowanego podwozia i innych podzespołów wyposażenia samolotu. W górnopłatach stosowanie filetu nie jest bezwzględnie konieczne, gdyż opadająca w dół spływowa część płata sąsiaduje z rozszerzającym się ku dołowi kadłubem (rys.5.36b). W związku z tym dyfuzor nie powstaje i opisane powyżej zjawisko nie występuje. Pomimo tego w wielu górnopłatach stosuje się owiewki o przekroju zbliżonym do prostokątnego podobnie



Rys.5.36. a) Dyfuzor powstający w dolnopłatach w miejscu połączenia skrzydła z kadłubem musi być wypełniony owiewką zwaną filetem. b) W górnopłatach dyfuzor nie powstaje, filet nie jest więc bezwzględnie konieczny (Boeing B-47) (*Museum of Flight, Seattle*)

Rys.5.37. a) Filet typowy dla dolnopłatów z lat 30-tych i 40-tych XX w. (Douglas DC-3) (*Musée de l'Air et de l'Espace Aéroport de Paris*), b) owiewka przejścia skrzydło kadłub współczesnego samolotu Airbus-320, mieszcząca również podwozie główne



Rys.5.38 Owiewki przejścia skrzydło kadłub w górnopłatach mogą służyć do oprofilowania okuć i napędów klap, a także stanowią powierzchnię brzegową przy wychylonych klapach. a) DHC-8, b) Boeing YC-14 (*Pima Air Museum, Tucson*)

Rys.5.39. Po wychyleniu klapy w górnopłacie, pomiędzy nią, a owiewką skrzydło-kadłub może pozostawac bardzo niewielka szczelina (Boeing C-17)

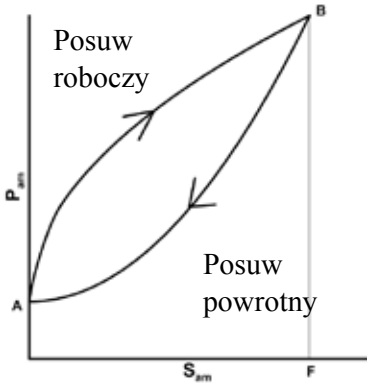
jak w dolnopłatach. Pozwala to ukryć elementy strukturalne mocujące skrzydło do kadłuba oraz napędy klap skrzydłowych (rys.3.58). Co więcej - styczność prostokątnej owiewki z cięciwą przykadłubową klapy pozwala uniknąć powstawania szczeliny między kadłubem a klapą w pozycji wysuniętej (rys.3.59). W szczelinie takiej powietrze może gwałtownie przyspieszać osiągając nawet prędkość naddźwiękową, podczas gdy samolot leci z prędkością bliską minimalnej. Zjawisko to jest bardzo niepożądane, gdyż obniża sprawność klapy, a jednocześnie zwiększa jej obciążenia. Uszczelnienie szczeliny między kadłubem a klapą jest więc bardzo korzystne.

ROZDZIAŁ 6 – PODWOZIE

6.1 Wymagania ogólne

Podwozie samolotu jest tą jego częścią, która bezpośrednio styka się z podłożem w trakcie postoju i kołowania. Jest też tą częścią samolotu, która przenosi wszystkie siły pochodzące od podłoża w trakcie rozbiegu, przyziemienia i dobiegu samolotu. Musi więc spełniać cały szereg wymagań [44, 47, 267].

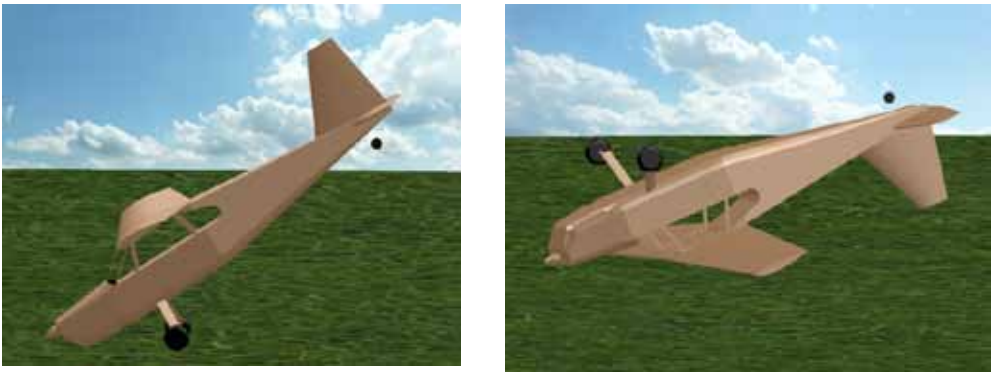
„Podwozie powinno pochłaniać całkowitą energię odpowiadającą prędkości opadania samolotu przy zetknięciu kół z ziemią podczas lądowania oraz energię uderzenia pionowego przy toczeniu po nierównościach podłoża przy dostatecznym ugięciu (skoku) tak, by uniknąć nadmiernych przyspieszeń mas i obciążeń konstrukcji. Możliwie duża część tej energii powinna być przy tym pochłaniana nieodwracalnie (zamieniona na ciepło), aby zapewnić dostateczne tłumienie i szybkie zanikanie pionowych wahań samolotu przy dalszym toczeniu po pierwszym ugięciu amortyzacji podwozia podczas lądowania." W celu spełnienia tego warunku podwozie zwykle bywa wyposażone w amortyzatory z możliwie dużą histerezą w charakterystyce (rys.6.1). Zbyt mała histereza może doprowadzić do sytuacji, kiedy to podwozie i struktura z nim związana są wymiarowane przez odbój sprężysty.



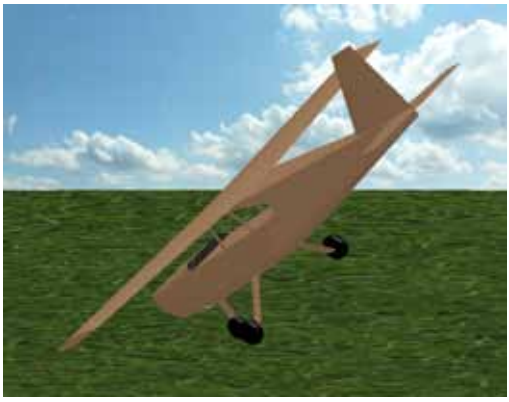
Rys.6.1. Typowa charakterystyka amortyzatora podwozia

„Przy pełnym ugięciu amortyzacji i uszkodzonej oponie podwozia żadna część samolotu poza jego kołami (płozami, pływakami itp.) nie może zetknąć się z podłożem (przy jego przeciętnych nierównościach) w żadnym możliwym jego prawidłowym położeniu w ruchu naziemnym. Konstrukcja podwozia powinna być dostatecznie wytrzymała na wszystkie przewidziane obciążenia, jednak nie nadmiernie mocna tak, aby ulegając odkształceniom lub zniszczeniu (w pierwszej kolejności) po przekroczeniu obciążeń dopuszczalnych czy niszczących, chroniła przed uszkodzeniami pozostałe części struktury płatowca."

W trakcie kołowania i rozbiegu podwozie powinno zapewniać małe opory toczenia po ziemi, zwłaszcza przy rozbiegu. Z drugiej strony - podwozie ma umożliwić jak najskuteczniejsze hamowanie [55] w celu skrócenia dobiegu samolotu podczas lądowania. Skuteczność hamowania powinna być w miarę możności również dostateczna do utrzymania samolotu w miejscu przy próbie silnika aż do maksy-



Rys.6.2. Różne postaci kapotażu samolotu z kółkiem tylnym



Rys.6.2. Kapotaż samolotu z kółkiem przednim

malnych obrotów. Do zapewnienia dobrej sterowności i zwrotności samolotu w ruchu naziemnym niezbędna jest przy tym możliwość różnicowego hamowania kół.

Podwozie ma zapewniać wystarczającą stateczność samolotu (względem wszystkich osi) oraz sterowność i zwrotność (kierunkową) i zabezpieczać go przed możliwością przewrócenia (do przodu, na bok i po skosie) we wszystkich warunkach ruchu naziemnego, łącznie z hamowaniem [279]. W tym ostatnim przypadku może wystąpić zjawisko zwane kapotażem (rys.6.2,3), które jest stosunkowo częstą przyczyną wypadków podczas lądowania samolotów. *Podwozie samolotu powinno też zapewniać minimalne przemieszczanie się kół wzdłuż osi samolotu przy ugięciu amortyzatorów i zachować niezmienny rozstaw w celu niedopuszczenia do zerwania ogumienia.*

6.2 Najczęściej stosowane konfiguracje podwozia

Wyróżnia się dwa podstawowe układy podwozia samolotów: z podparciem przednim (rys.6.5) i z podparciem tylnym (6.4). W obydwu przypadkach główne golenie podwozia zlokalizowane są w okolicy środka masy samolotu, po jego lewej i prawej stronie, i zazwyczaj przenoszą zdecydowaną większość obciążeń związanych ze startem, lądowaniem, kołowaniem i postojem samolotu. W samolo-

Rys.6.4. Przykłady samolotów z podwoziem z kółkiem tylnym:
a) Boeing B-17 i b) PZL 104 Wilga

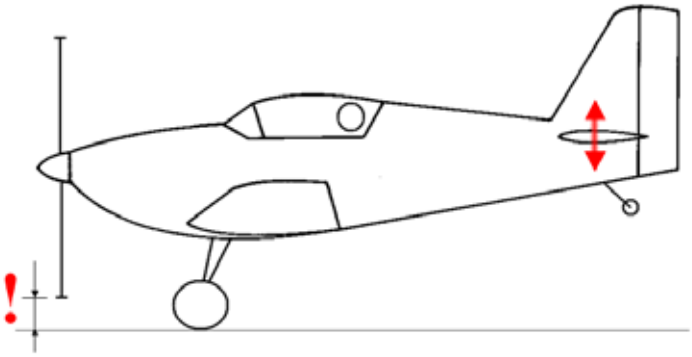
Rys.6.5. Przykłady samolotów z podwoziem z kółkiem przednim:
a) Douglas A-3 Skywarrior i b) Lancair 400.

tach z podparciem przednim golenie główne znajdują się za środkiem masy, a równowaga zapewniona jest przez dodatkową goleń z przodu samolotu, wyposażoną w koło (-a) przednie. W niektórych szybowcach zamiast kółka przedniego stosuje się płozę przednią. W samolotach z podparciem tylnym golenie główne znajdują się przed środkiem masy, po jego lewej i prawej stronie, a równowaga zapewniona jest przy pomocy kółka lub płozy umieszczonych w tylnej części samolotu.

Porównując obydwa te układy nietrudno dojść do wniosku, że podwozie z podparciem tylnym jest lżejsze. W podwoziu z podparciem przednim w trakcie hamowania, przednia goleń jest silnie dociskana do podłoża, w związku z czym musi być mocniejsza niż goleń tylna w samolocie z podparciem tylnym, która w analogicznej sytuacji jest odciążana. Ponadto, ze względu na konieczność równoczesnego zapewnienia odpowiedniej odległości miedzy podłożem a kadłubem i odpowiedniej pozycji samolotu w trakcie rozbiegu, przednia goleń jest też dłuższa. Obydwa te powody powodują wzrost masy goleni, zwłaszcza występując równocześnie. Ze względu na mniejsze zazwyczaj rozmiary, goleń tylna ma również mniejszy opór aerodynamiczny, dzięki czemu stałe podwozie z podparciem tylnym jest korzystniejsze ze względów aerodynamicznych. Dodatkowym argumentem przemawiającym za stosowaniem tego układu w samolotach jednosilnikowych wyposażonych w śmigło jest jego większa sprawność wynikająca z braku zakłóceń wywoływanych przez umieszczoną tuż za nim goleń przednią. Wpływ koła tylnego na opór

aerodynamiczny jest zwykle tak mały, że nawet w samolotach z chowanym podwoziem często rezygnuje się z chowania kółka tylnego. Może się bowiem okazać, że wzrost masy wynikający z instalacji dodatkowego mechanizmu niweczy korzyści wynikające ze spadku oporu. Nawet jednak, gdy koło tylne jest chowane, jego mechanizm jest zwykle lżejszy i mniejszy niż mechanizm chowający goleń przednią. Co więcej przednia cześć samolotu wypełniona jest zazwyczaj wyposażeniem. Może się więc okazać, że trudno jest znaleźć miejsce na komorę, do której mogłoby się schować. Z drugiej strony w układzie z podparciem przednim często to właśnie goleń przednia stwarza najwięcej problemów aerodynamicznych. Zdarzają się wiec takie konstrukcje, w których tylko goleń przednia jest chowana, podczas, gdy golenie główne są stałe.

Niestety podwozia z podparciem tylnym stwarzają znacznie więcej problemów związanych ze statecznością, równowagą i możliwością zachowania właściwej pozycji w trakcie rozbiegu i lądowania. Samoloty z podparciem tylnym znacznie częściej ulegają kapotażowi, aczkolwiek samoloty z podparciem przednim nie są całkowicie wolne od tego problemu.

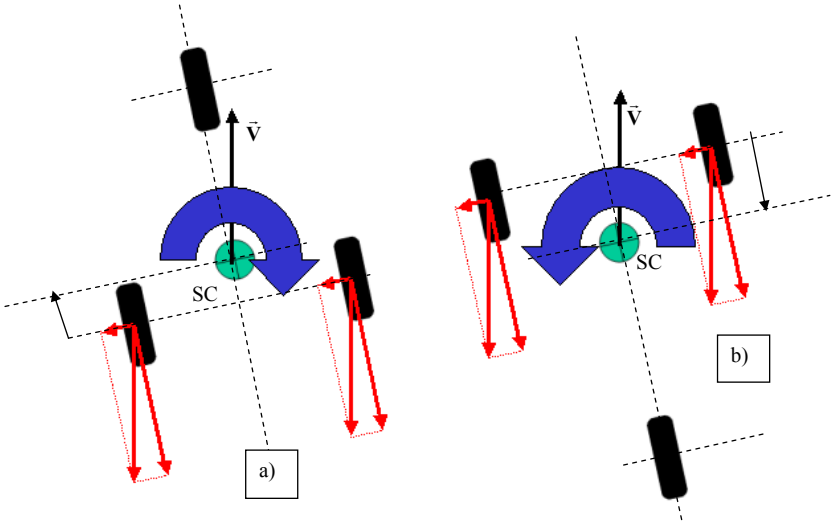


Rys.6.6. Problem dokładności sterowania w trakcie rozbiegu w samolotach z kółkiem tylnym

Dużym problemem jest też utrzymanie prawidłowej pozycji samolotu w trakcie rozbiegu (rys.6.6). W celu skrócenia tej fazy startu, samolot powinien toczyć się po ziemi w taki sposób, aby kąt natarcia odpowiadał maksymalnej doskonałości. W samolotach z podparciem przednim wystarczy odpowiednio dobrać długość przedniej goleni. Z kolei rozbieg z tylnym kołem na ziemi oznacza znacznie większe opory i dłuższy start. Samoloty z tylnym podparciem powinny więc przyjmować pozycję poziomą tak szybko, jak to tylko możliwe ze względu na skuteczność steru wysokości. Niestety po przyjęciu odpowiedniej pozycji samolot staje się nie-

stateczny zarówno podłużnie, jak i kierunkowo. Niestateczność podłużna, wynikająca z podparcia tylko kołami głównymi, może doprowadzić do uszkodzenia śmigła. Golenie główne muszą więc być na tyle długie, aby nawet mniej wprawni piloci byli w stanie na tyle kontrolować samolot, aby do tego nie doszło. Minimalny „prześwit" jest też określony przez przepisy.

Niestateczność kierunkowa samolotów z tylnym podparciem wiąże się z kolei z położeniem kół głównych przed środkiem masy samolotu. Zakładając, że tylko one dotykają podłoża, a samolot z jakiegoś powodu (np. bocznego podmuchu wiatru) został wytrącony z równowagi, siły działające na koła mają składowe nie tylko w płaszczyznach symetrii poszczególnych kół, ale również prostopadle do nich (rys.6.7). Składowe działające w płaszczyznach symetrii kół są sobie równe, nie wytwarzają więc momentu wokół środka masy. Natomiast obydwie składowe prostopadłe działają wzdłuż prostej przechodzącej przed środkiem masy i mają ten sam zwrot. Niestety wytwarzają one moment powiększający początkowe odchylenie od położenia równowagi. Jest to szczególnie istotne w przypadku startu, lub lądowania na wąskim pasie startowym. W obydwu przypadkach cecha ta znakomicie utrudnia utrzymanie samolotu z tylnym podparciem na pasie.

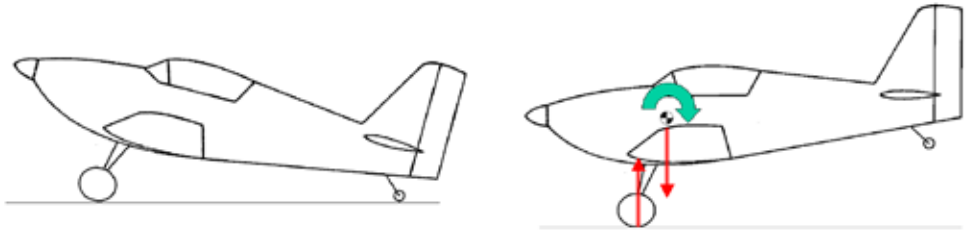


Rys.6.7. Stateczność ruchu po pasie startowym samolotów a) z kółkiem przednim i b) z kółkiem tylnym

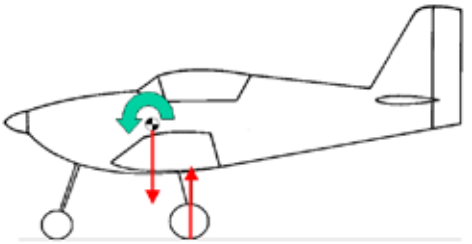
W przypadku samolotów z przednim podparciem problem ten nie istnieje, gdyż siły prostopadłe wytwarzają moment zmniejszający początkowe odchylenie. W przypadku natomiast, gdy również koło przednie dotyka podłoża, jego wpływ można zlikwidować przez zastosowanie koła samonastawnego lub sterowanego.

Stateczność kierunkowa samolotów z przednim podparciem jest szczególnie ważna w trakcie lądowania z bocznym wiatrem na pasie startowym, kiedy to kąt ślizgu (kąt miedzy osią podłużną samolotu i kierunkiem ruchu) może osiągać znaczne wartości. W ekstremalnych przypadkach może być bliski nawet 45º. Duża stateczność pozwala wtedy na ustawienie się samolotu wzdłuż pasa niemal natychmiast po przyziemieniu kół głównych. Z tego względu samoloty przeznaczone do operowania z pasów startowych zazwyczaj mają właśnie przednie podparcie.

Niestety statecznościowe problemy samolotów z tylnym podparciem nie kończą się w tym miejscu. Jeśli bowiem taki samolot przyziemi ze zbyt dużą prędkością, to para sił ciężkości i reakcji od podłoża wytworzy moment zwiększający kąt natarcia samolotu [253]. Może się on okazać na tyle duży, że zwiększona siła nośna oderwie samolot od podłoża. Stan samolotu po takim odbiciu jest zazwyczaj trudny do opanowania i kończy się lądowaniem z wieloma podskokami, często zwanymi kangurowaniem (rys.6.8). Z tego względu samoloty z podparciem tylnym powinny przyziemiać z prędkością bliską minimalnej, dotykając podłoża równocześnie wszystkimi trzema kołami. Jest to tak zwane „lądowanie na trzy punkty". Dzięki niemu zwiększenie kąta natarcia po przyziemieniu nie jest możliwe ze względu na moment pochylający wywołany reakcją podłoża na koło tylne. W przypadku samolotów z podparciem przednim nie ma takich problemów, gdyż moment wywołany ciężarem i reakcją na koła główne pochyla samolot zmniejszając kąt natarcia (rys.6.9). Szybko malejąca siła nośna zwiększa przy tym skuteczność hamulców.

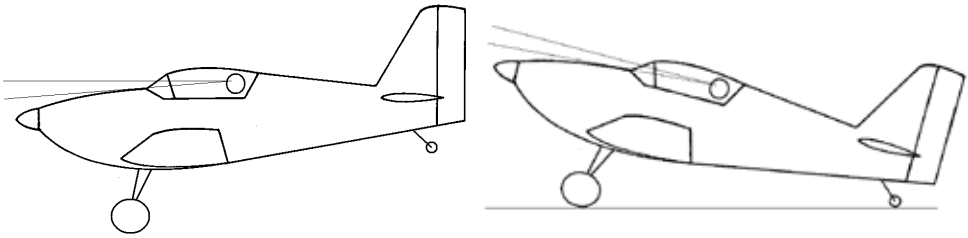


Rys.6.8. a) Prawidłowe lądowanie na trzy punkty samolotu z kółkiem tylnym i b) przyczyna kangurowania tego typu samolotów



Rys.6.9. brak kangurowania w samolotach z kółkiem przednim

Dobrą stroną niedostatecznej stateczności jest zazwyczaj większa sterowność samolotu. Tak też jest i tym razem. Samoloty z tylnym podparciem mają zazwyczaj znacznie mniejszy promień skrętu niż samoloty z podparciem przednim. Łatwiejsze jest też zwykle manewrowanie nimi w ograniczonej przestrzeni, np. w hangarze. Zaleta ta jest jednak niwelowana przez znacznie gorszą widoczność z kabiny pilota, zwłaszcza, jeżeli znajduje się przed nim silnik (rys.6.10). W locie i w trakcie rozbiegu nie ma tu wielkiej różnicy, jeśli jednak koło tylne dotyka podłoża, to pilot traci praktycznie całą widoczność do przodu, a więc w kierunku ruchu samolotu. W trakcie kołowania problem ten można rozwiązać kołując po linii łamanej z częstymi zmianami kierunku jazdy. Pilot może wtedy obserwować przestrzeń w kierunku kołowania patrząc w przeciwną stronę w stosunku do chwilowego kierunku jazdy. W przypadku jednak dobiegu pilot nie może zrobić nic, żeby zobaczyć obszar przed samolotem, gdyż próba zmiany kierunku jazdy przy dużej prędkości mogłaby skończyć się przewróceniem samolotu na skrzydło. Pilot musi więc dokładnie przyjrzeć się terenowi jeszcze przed przyziemieniem i zapamiętać przeszkody terenowe.

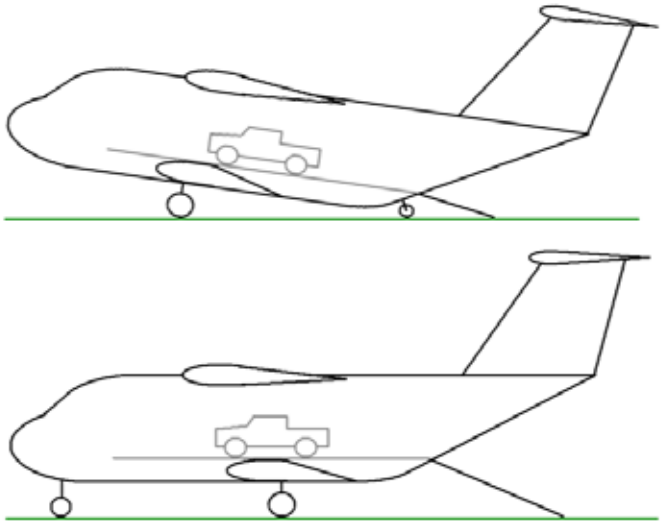


Rys.6.10. Problem widoczności w trakcie lotu i ruchu po ziemi z samolotu z kółkiem tylnym

Lądowanie w terenie przygodnym daje jednak samolotom z tylnym podparciem pewną przewagę. Pilot w locie nie może ocenić twardości gruntu, na którym musi wylądować. Jeśli więc grunt okaże się grząski, to zbyt gwałtowne hamowanie, zwiększające nacisk na przednie koło, może je doprowadzić do zagłębienia się w podłoże, dalszego wzrostu obciążeń przedniej goleni i jej złamania. Z tego powodu samoloty przeznaczone do operowania ze słabo przygotowanych lądowisk, np. samoloty rolnicze, bardzo często są wyposażone właśnie w podwozia z tylnym podparciem (rys.6.11). Warto jednak zwrócić uwagę, że samoloty transportowe, nawet te przeznaczone do operowania z lądowisk nieprzygotowanych, powinny mieć raczej podparcie przednie ze względu na łatwość załadunku. Podłoga samolotu ustawiona skośnie względem kierunku przyspieszenia ziemskiego znakomicie utrudnia umieszczanie w samolocie ciężkich obiektów, które mają tendencję do

zsuwania się w tył samolotu aż do momentu, kiedy nie zostaną odpowiednio zabezpieczone (rys.6.12).

Rys.6.11. Samolot z kółkiem tylnym przystosowany do operowania z lotnisk grząskich



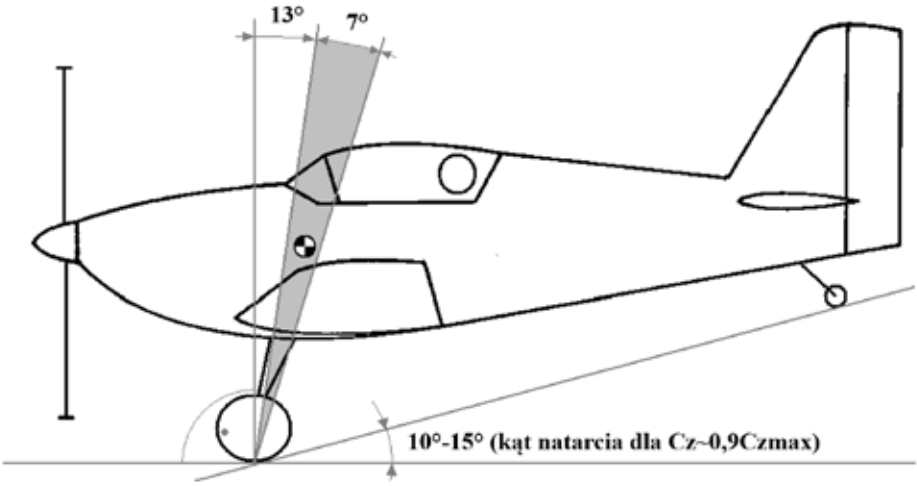
Rys.6.12. Problem załadunku samolotu transportowego z kółkiem tylnym

Podsumowując to porównanie warto zestawić wady i zalety obydwu układów podwozia w tabeli. Jak widać nieco lepszym układem jest układ z podparciem przednim, czym można wytłumaczyć jego nieco większą popularność. Różnica jest jednak niewielka, dzięki czemu w wielu przypadkach podwozie z podparciem tylnym okazuje się korzystniejsze.

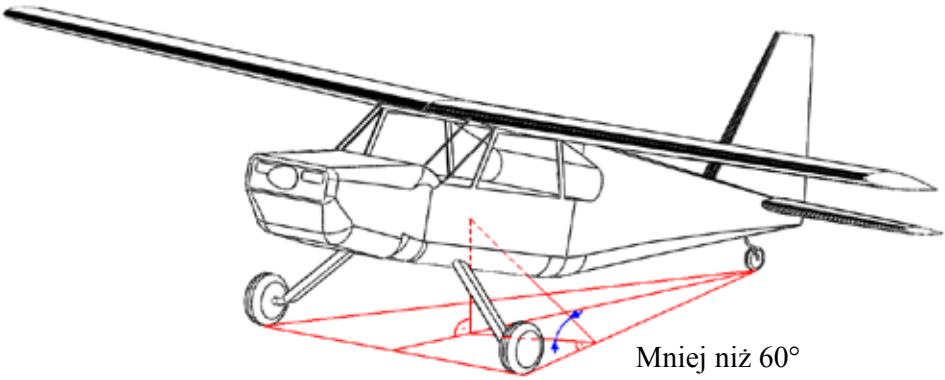
Prawidłowa geometria podwozi samolotów z kółkiem przednim i z kółkiem tylnym przedstawione są na rys.6.13-6.16.

Właściwość / Układ	Z przednim	Z tylnym
Niewielkie opory	-	+
Niewielka masa	-	+
Łatwe chowanie	-	+
Zabezpieczenie przed kapotażem	+	-
Zabezpieczenie przed Kangurowaniem	+	-
Stateczność lądowania z trawersem	+	-
Stateczność kołowania	+	-
Sterowność w ruchu na ziemi	-	+
Bezpieczeństwo operacji startu	+	-
Łatwość załadunku	+	-
Widzialność z kabiny pilota	+	-
Bezpieczeństwo ruchu po terenie grząskim	-	+

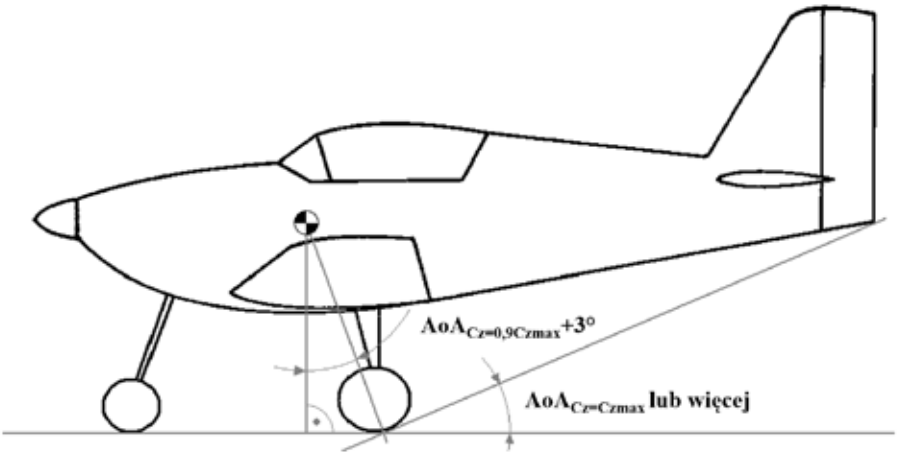
Tab.6.1. Porównanie wad i zalet samolotów z kółkiem tylnym i kółkiem przednim



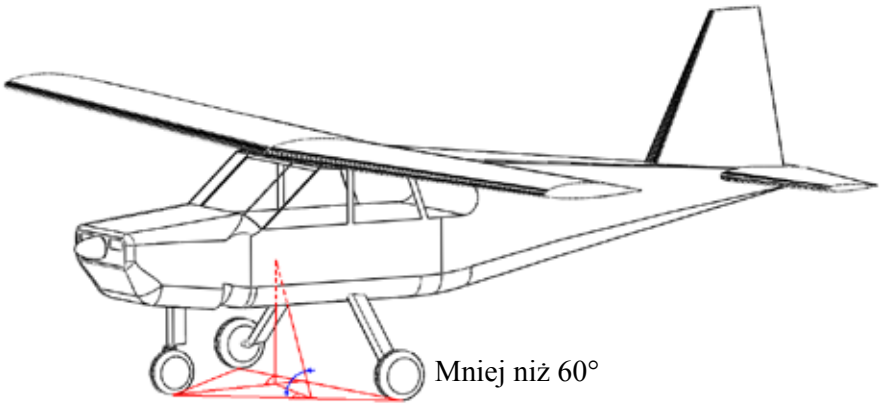
Rys.6.13 Prawidłowa geometria podwozia samolotu z kółkiem tylnym



Rys.6.14 Prawidłowa geometria podwozia samolotu z kółkiem tylnym



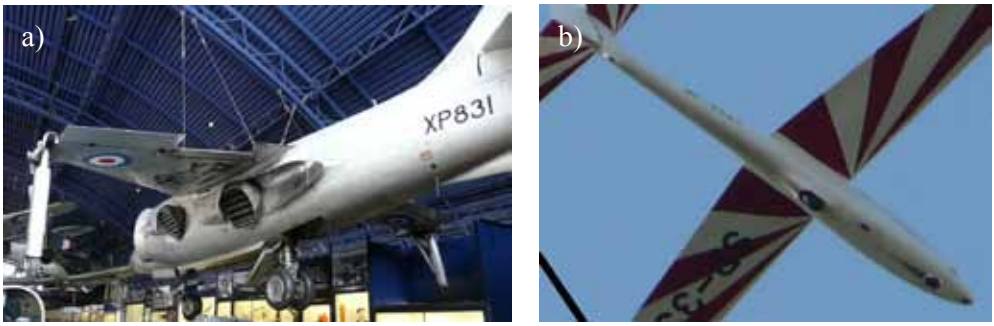
Rys.6.15 Prawidłowa geometria podwozia samolotu z kółkiem przednim



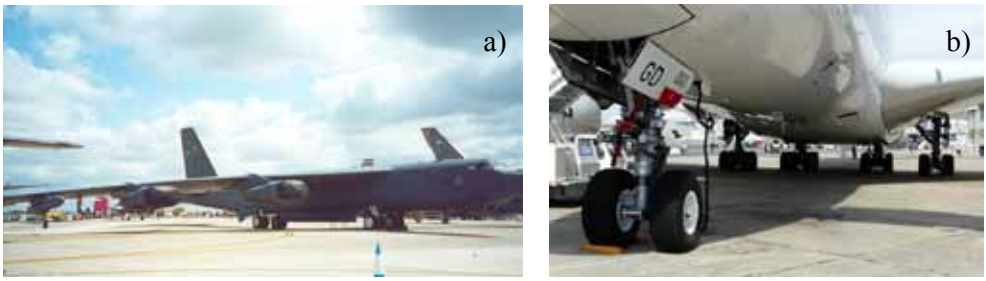
Rys.6.16 Prawidłowa geometria podwozia samolotu z kółkiem przednim

6.3 Inne układy podwozi

Czasem okazuje się, że żaden z dwóch wymienionych do tej pory układów nie jest satysfakcjonujący. Z tego powodu czasem pojawiają się konstrukcje podwozi o innej konfiguracji. Stosunkowo często spotykane są podwozia jednotorowe (rys.6.17), w których podwozie główne składa się z jednej goleni umieszczonej w płaszczyźnie symetrii samolotu. Przykładem może tu być samolot pionowego startu i lądowania Hawker Harier, w którym zastosowanie szczególnej konstrukcji zespołu napędowego mogłoby powodować ogrzewanie opon konwencjonalnego podwozia głównego gazami spalinowymi, co niewątpliwie obniżałoby ich żywotność. Innym przypadkiem, gdzie podwozie jednotorowe jest korzystne, są szybowce. W ich przypadku problemem są częste lądowania w terenie przygodnym, gdzie zwykle nie jest możliwe równoczesne dotknięcie podłoża szeroko rozstawionymi kołami głównymi. Przyziemienie niesymetryczne kończy się natomiast często niekontrolowanym obrotem wokół koła, które pierwsze dotknęło podłoża. Biorąc pod uwagę dużą smukłość poszczególnych elementów szybowców, takie lądowania często prowadzą do uszkodzeń ich konstrukcji. W tym przy-



Rys.6.17. Podwozie jednotorowe (tandem) a) Hawker Harrier (*Science Museum, London*), b) SZD-50 Puchacz



Rys.6.18. a) podwozie samochodowe w Boeing B-52 i b) podwozie wielotorowe w Airbus A-380

padku jedno koło umieszczone blisko środka masy ułatwia pilotowi lądowanie na nierównym terenie. W każdym jednak przypadku podwozie takie nie zapewnia płatowcowi stateczności poprzecznej na ziemi. Dopóki lotki są wystarczająco skuteczne, pilot może kontrolować jego przechylenie. Natomiast po zmniejszeniu prędkości na pewno przechyli się on na jedną ze stron. Oznacza to, że dla zachowania równowagi płatowiec taki potrzebuje dodatkowych, pomocniczych goleni podwozia na końcach skrzydeł, lub przynajmniej płóz zabezpieczających skrzydła przed uszkodzeniem.

Innym nietypowym przypadkiem podwozia jest układ samochodowy zastosowany w samolocie B-52 (rys.6.18a), który jest wyposażony w cztery jednakowo obciążone golenie po bokach kadłuba w przedniej i tylnej jego części. Układ taki został wymuszony przez konieczność przenoszenia znacznego ładunku płatnego zrzucanego w trakcie lotu. Musi on być umieszczony wokół środka masy i zrzucany bezpośrednio w dół, aby nie zmieniać w sposób drastyczny położenia środka masy samolotu. Co więcej, ze względów wytrzymałościowych łatwiej jest taki ładunek podwiesić pod skrzydłem i pod kadłubem, co skłoniło do zastosowania układu górnopłata. Oznacza to jednak, że w kadłubie nie ma żadnego odpowiednio wytrzymałego elementu, do którego można by zamocować podwozie blisko środka masy. Co więcej wysoko umieszczone skrzydła utrudniają mocowanie podwozia do nich, gdyż golenie musiałyby być bardzo długie. Z tego względu samolot ten ma cztery główne golenie, umieszczone w prawie równych odległościach od środka masy. Uniemożliwia to rotację samolotu przy starcie, ze względu na duży moment siły ciężkości wokół osi tylnych kół. W związku z tym samolot ten ma duży kąt zaklinowania skrzydeł w celu umożliwienia startu od razu z wszystkich czterech kół podwozia, bez rotacji.

Innym powodem stosowania nietypowych rozwiązań może być duża masa samolotu i ograniczona wytrzymałość pasa startowego [183]. Zastosowanie pojedynczych kół na każdej z goleni mogłoby oznaczać konieczność stosowania kół o bardzo dużych rozmiarach, które bardzo trudno byłoby chować w konstrukcji samolotu. Z tego względu wraz ze wzrostem masy startowej samolotu zwiększa się zwykle liczba kół przypadająca na każdą z goleni, a w szczególnych przypadkach zwiększa się również liczbę goleni. Przykładem mogą tu być takie samoloty jak Boeing 747, lub Airbus 380 (rys.6.18b), które mają po cztery golenie główne umieszczone w pobliżu środka masy w układzie wielotorowym. Zwielokrotnienie liczby kół pozwala zastosować koła o stosunkowo małych średnicach przy dużej masie samolotu i pasie startowym o ograniczonej wytrzymałości. Porównanie wymiarów kół w układzie jedno i wielokołowym, przy zachowaniu jednakowych nacisków na powierzchnię pasa przedstawia rys.6.19. Jak widać wymiary wielokołowego wózka są znacznie mniejsze. Zaj-

mują więc znacznie mniej miejsca w konstrukcji samolotu, gdy podwozie jest schowane. Różne rodzaje wózków podwozia przedstawiono na rys.6.20.

Rys.6.19 Różnica wielkosci kół w goleni jednokolowej i w goleni z wózkiem wielokołowym, obydwa stosowano w samolocie Convair B-36 (*National Museum of the U.S. Air Force's, Dayton*)

Rys.6.20 Różne rodzaje wózków podwozia stosowane w różnych samolotach

Można przyjąć następujące obciążenie przypadające na jedno koło jednej z goleni głównych, przy założeniu, że 100*(1-k)% obciążenia przenosi goleń przednia/tylna:

$$W_m = kW_{TO}/n_k \tag{6.1}$$

Gdzie:
k – współczynnik wynikający z równowagi momentów sił nacisku podłoża na koła podwozia głównego i przedniego/tylnego względem środka masy samolotu
W_{TO} – maksymalna masa startowa
n_k – liczba kół na goleniach głównych

W związku z tym wymiary pojedynczego koła można określić ze wzoru:

$$C = AW_m^B \tag{6.2}$$

Gdzie:
A, B – współczynniki z tabeli poniżej
C – średnica lub grubość opony

	średnica		grubość	
	A	B	A	B
Samoloty lekkie	1,510	0,349	0,715	0,312
Samoloty dyspozycyjne	2,690	0,251	1,170	0,216
Samoloty transportowe/bombowe	1,630	0,315	0,104	0,480
Samoloty myśliwskie i szkolno-treningowe	1,590	0,302	0,098	0,467

Tab.6.2. Geometria kół podwozia głównego

6.4 Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych goleni podwozi

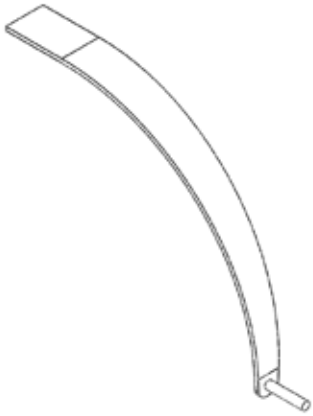
Najprostszą konstrukcją goleni podwozia jest tzw. goleń sprężysta (rys.6.21). Z wytrzymałościowego punktu widzenia jest to sprężysta belka, sztywno zamocowana z jednej strony do kadłuba, a z drugiej zakończona uchwytem osi koła. Goleń taka musi być wykonana z materiału charakteryzującego się wysoką granicą sprężystości, np. ze stali, tytanu lub kompozytu. Ze względu na wymaganie lekkości, golenie stalowe spotykane są tylko w przypadkach, gdy goleń ma niewielkie rozmiary, np.

w goleniach kółka tylnego. W pozostałych przypadkach zazwyczaj wykorzystuje się tytan lub kompozyty. Niestety goleń taka praktycznie nie wykazuje histerezy niezbędnej dla pochłaniania energii lądowania i przetwarzania jej na ciepło. Energia ta jest więc tracona tylko przez tarcie opon podwozia o podłoże. Wiąże się to z ryzykiem ściągnięcia opony z felgi koła. Z tego względu golenie tego typu stosuje się tylko w przypadku lekkich samolotów, w których zamocowanie opony jest znacznie przewymiarowane.

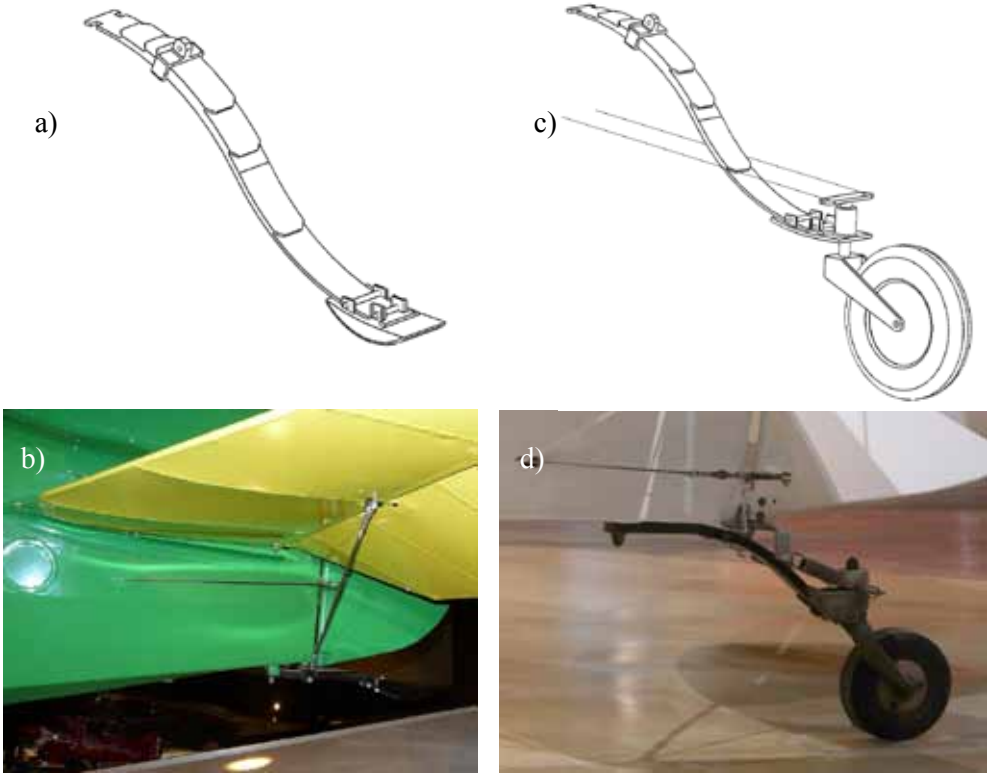
W konstrukcjach podwozi z goleniami sprężystymi zdarzają się rozwiązania, w których jedna belka - zamocowana przegubowo w dwóch punktach w pobliżu płaszczyzny symetrii - pełni rolę dwóch goleni podwozia głównego (rys.6.23). Przyjmując takie rozwiązanie konstrukcyjne trzeba sobie zdawać sprawę z jego dość niezwykłego zachowania w trakcie niesymetrycznego lądowania. Okazuje się bowiem, że nacisk podłoża na jedno koło uniesie do góry również to zamocowane po stronie przeciwnej, nawet jeśli nie będzie ono obciążone. Wynika to ze sprzężenia pomiędzy lewą i prawą częścią goleni. Ta obciążona ugnie się i obróci w przegubie mocującym. Spowoduje to również ugięcie belki pomiędzy przegubami i obrót przeciwnego przegubu, co prowadzi właśnie do uniesienia nieobciążonego koła. Takie niezwykłe zachowanie podwozia może być zaskakujące dla wielu pilotów.

Elementy sprężyste często wykorzystuje się w konstrukcjach goleni tylnych. Przykłady takich rozwiązań pokazane są na rys.6.22. Goleń ta może być wyposażona zarówno w płozę, jak i koło. Zastosowanie płozy upraszcza konstrukcję, zapewniając również samolotowi efektywny mechanizm hamowania. Z drugiej strony zastosowanie koła ułatwia sterowanie samolotem. Na rys.6.22b warto zwrócić uwagę na elastyczne, bezpośrednie połączenie zawieszenia koła ze sterem kierunku. Pozwala to na uproszczenie konstrukcji układu sterowania, bez wprowadzania nadmiernych obciążeń w ster kierunku.

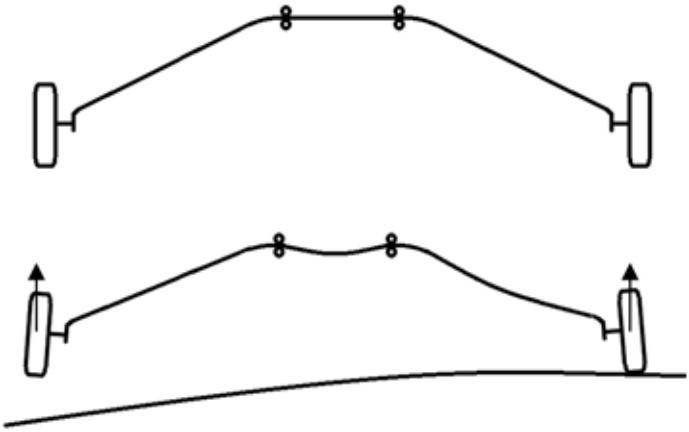
W większości przypadków ilość energii przekształcanej na ciepło poprzez tarcie opon o podłoże jest zbyt mała dla efektywnego wytłumienia oscylacji po przyziemieniu. Z tego względu zazwyczaj w konstrukcjach goleni pojawiają się różnego rodzaju amortyzatory [281]. W najprostszym przypadku mogą one mieć formę sznurów lub krążków gumowych, umieszczonych pomiędzy ruchomymi elementami goleni (rys.6.24). Ze względu jednak na niską trwałość takich elementów częściej wykorzystuje się właściwości cieczy. Najprostszym amortyzatorem tego rodzaju jest amortyzator olejowy (rys.6.25). Składa się on z cylindra i tłoka, przy czym w tłoku wywiercone są niewielkie otworki. Ściskanie lub rozciąganie takiego amortyzatora powoduje przepływ oleju przez otworki, co wiąże się z dużymi oporami wynikającymi z dużej lepkości. Wadą tego rozwiązania jest stosunkowo duża sztywność, która jest niekorzystna w trakcie przyziemienia, kiedy



Rys 6.21. Sprężysta goleń podwozia głównego



Rys.6.22. Sprężyste podwozie tylne a,b) z płozą i c,d) z kółkiem sterowanym np. przez d) sprężynę zamocowaną do steru kierunku *(Experimental Aircraft Association Museum, Oshkosh)*



Rys.6.23. Reakcja goleni sprężystej na niesymetryczny nacisk wywołany lądowaniem na nierównym terenie

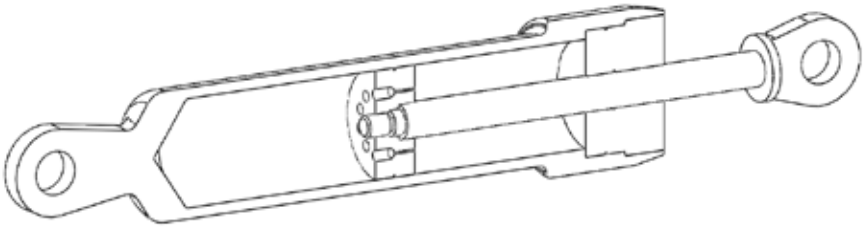
Rys.6.24. Podwozie główne amortyzowane sznurem gumowym (*Museum of Flight, EAA Museum)*

to amortyzator powinien ugiąć się możliwie szybko. Stosowane są więc głównie amortyzatory cieczowo-gazowe, które wykorzystują sprężystość objętościową gazów w zamkniętej przestrzeni.

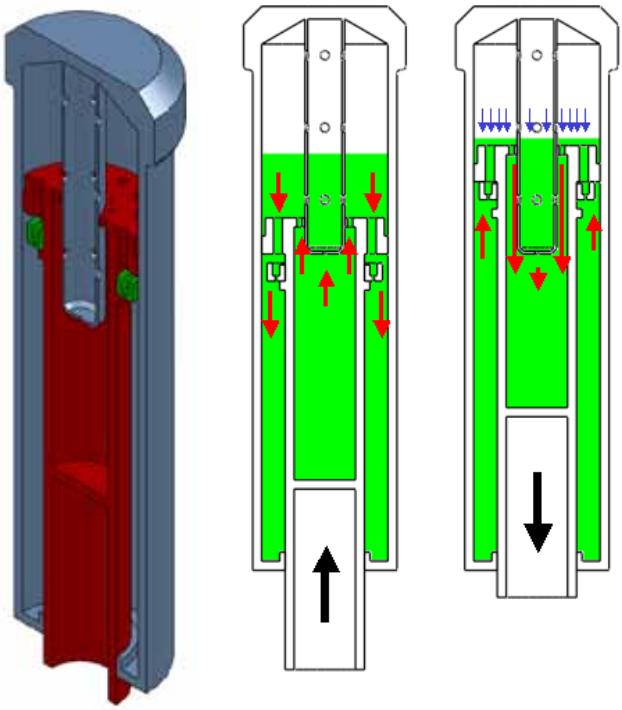
Przykład takiego amortyzatora przedstawiony jest na rys.6.26. Podobnie jak w poprzednim przypadku amortyzator ten składa się z cylindra i tłoka z otworkami, przy czym tylko część objętości amortyzatora wypełniona jest olejem. Gaz znajdujący się ponad jego lustrem może być szybko sprężany lub rozprężany, umożliwiając szybkie zmiany długości amortyzatora. Ponadto po jednej stronie tłoka znajduje się zaworek z otworkami o mniejszej średnicy niż otwory w tłoku. Położenie tego zaworka jest zdeterminowane przez kierunek przepływu oleju. Jeśli olej odsuwa zaworek od tłoka, to musi przepłynąć tylko przez stosunkowo duże

otwory w samym tłoku. Poruszając się w stronę przeciwną płyn zamyka zaworek. Musi więc przepłynąć przez znacznie mniejsze otworki w zaworku. Można w ten sposób znacząco zróżnicować opory przepływu oleju w amortyzatorze w zależności od tego, czy jest on ściskany, czy rozciągany. Można je również zróżnicować w zależności od wartości ugięcia.

W tym celu w tłoku znajduje się centralna komora wypełniona olejem. Jest on z niej wyciskany przez zamykający ją wgłębnik, zaopatrzony w szereg otworków w różnych odległościach od dna cylindra. Zasadnicza część oleju przepływa przez



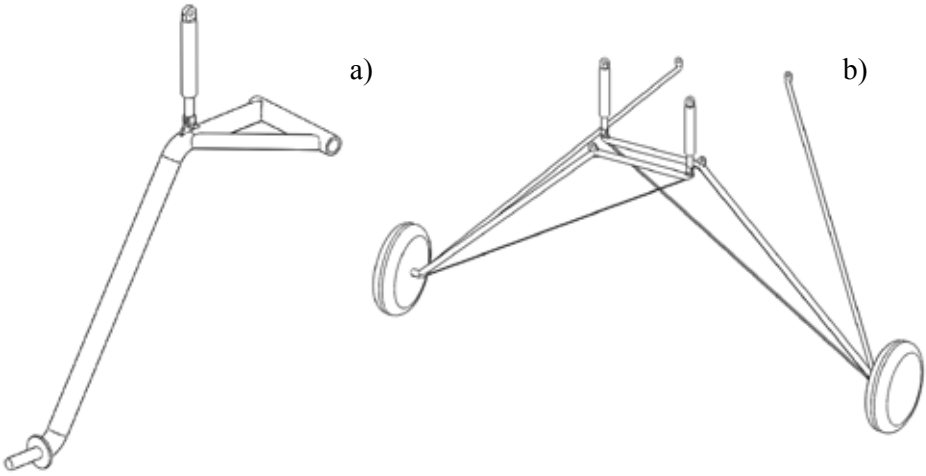
Rys.6.25. Amortyzator olejowy



Rys.6.26. Amortyzator olejowo-powietrzny

szczelinę pomiędzy wgłębnikiem, a tłokiem. W zależności od konfiguracji otworów we wgłębniku możliwy jest jednak również mniej lub bardziej intensywny przepływ przez wgłębnik, co zmienia całkowite opory przepływu, a więc również i sztywność amortyzatora przy danym ugięciu.

Amortyzatory mogą być zamontowane w różnych miejscach goleni. Jednym z dosyć częstych rozwiązań jest podparcie zamocowanej obrotowo goleni przy pomocy amortyzatora (rys.6.27). Dzięki temu goleń może się obracać, a opona trzeć o podłoże. Pozwala to dodatkowo zwiększyć ilość energii przetwarzanej na ciepło, pozostaje jednak nadal ryzyko ściągnięcia opony z felgi. Po raz kolejny jest więc to rozwiązanie stosowane w stosunkowo lekkich samolotach.

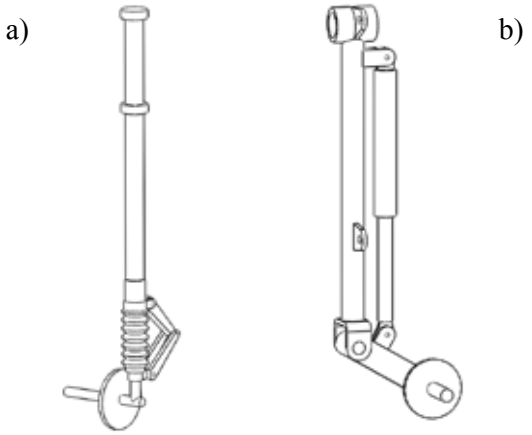


Rys.6.27. Podwozie główne wysięgnikowe i nożycowe.

Rozwiązanie to może występować zarówno w formie wolnonośnej, jak i zastrzałowej. W pierwszym wypadku pojedyncza rura goleni jest mocowana w jednym punkcie obrotowo, a obok niego podparta jest amortyzatorem (rys.6.27a). Z kadłuba lub skrzydła wystaje więc tylko jedna rura goleni. Musi ona przenieść wszystkie obciążenia, jakie działają na podwozie, przenosi więc zarówno siły ściskające i rozciągające, jak również momenty gnące i skręcający. W związku z tym musi mieć odpowiednio duży przekrój poprzeczny. W drugim przypadku goleń składa się z trzech elementów zbiegających się w miejscu zamocowania osi koła (rys.6.27b). Jeden z tych elementów jest zagięty w miejscu przegubowego mocowania goleni do kadłuba i łączy się z drugim, na obydwu końcach. Do dolnego końca zamocowana jest też oś koła, a do górnego amortyzator. Trzeci element podpiera całość z tyłu. Konfiguracja przestrzenna tych elementów sprawia, że działają one jak pręty w kratownicy, czyli przenoszą tylko ściskanie i rozciąganie. Mogą

dzięki temu mieć znacznie mniejsze przekroje. Rozwiązanie to jest więc zazwyczaj lżejsze, aczkolwiek z kadłuba wystaje większa liczba elementów zwiększając opór aerodynamiczny.

Amortyzator może też być elementem samej goleni (rys.6.28a). Jego cylinder jest wtedy mocowany do konstrukcji płatowca, podczas gdy tłoczysko stanowi dolną część goleni, połączone jest więc z drugiej strony bezpośrednio z osią obrotu koła. Zastosowanie takiej konstrukcji ma tą zaletę, że koło nie przemieszcza się ani na boki, ani w kierunku przód-tył, co ma istotne znaczenie dla stateczności samolotu. Powoduje jednak dwa problemy. Tłoczysko stanowiące dolną część goleni ma dwa stopnie swobody. Może się przesuwać do góry i do dołu oraz obracać wokół własnej osi. Pierwszy z tych ruchów jest niezbędny dla zapewnienia amortyzacji,



Rys.6.28. goleń podwozia głównego a) z integralnym amortyzatorem i b) goleń z wahaczem

drugi jest niepożądany, gdyż pozwalałby na obrót koła wokół osi pionowej. Drugi z tych ruchów musi więc być zablokowany mechanizmem, który pozwoli na swobodne przesuwanie się dolnej części goleni w górę i w dół. Można tego dokonać np. przy pomocy mechanizmu nożycowego.

Drugim problemem jest przenoszenie momentu gnącego goleń przy pomocy pary sił, wynikających z nacisków tłoka i tłoczyska na boczne ścianki cylindra. Biorąc pod uwagę stosunkowo niewielką powierzchnię przekroju pionowego tłoka naciski te są duże, co może doprowadzić do rozszczelnienia amortyzatora i jego trwałego uszkodzenia. Z tego punktu widzenia lepszym rozwiązaniem jest zainstalowanie amortyzatora na zewnątrz goleni i połączenie jednego z jego końców z golenią, a drugiego z wahaczem zainstalowanym na końcu goleni (rys.6.28b). Oś koła jest w tym przypadku zamocowana na końcu wahacza. Dzięki takiej konstrukcji

amortyzator jest obciążony wyłącznie siłami ściskającymi i rozciągającymi, koło jednak przemieszcza się do przodu lub tyłu, w zależności od ugięcia amortyzatora.

6.5 Podwozia chowane

Istotną zdobyczą techniki lotniczej w latach 30-tych ubiegłego wieku było opracowanie mechanizmów pozwalających na chowanie podwozia po starcie i wypuszczanie go przed lądowaniem. Dzięki temu możliwa jest znacząca redukcja oporu aerodynamicznego samolotu. Pozwala to na istotną poprawę jego osiągów, pomimo iż masa podwozia chowanego jest większa od masy podwozia stałego. Chowane podwozie jest więc stosowane obecnie we wszystkich samolotach, w których istotne są parametry przelotowe, zwłaszcza przy dużych prędkościach. Podwozia stałe stosowane są tylko w samolotach powolnych, dla których sukcesu rynkowego istotna jest cena zakupu samolotu, lub w takich, dla których decydujące znaczenie mają własności krótkiego startu i lądowania w trudnych warunkach terenowych, natomiast parametry przelotowe mają drugorzędne znaczenie.

Chowane podwozia muszą oczywiście spełniać szereg dodatkowych wymagań [44, 47, 267]:

- *„Czas chowania podwozia (w samolotach lekkich) nie może być zbyt długi (6...12s), czas wypuszczania jeszcze krótszy;*
- *Przy wymaganiu jak najwyższej niezawodności działania układu wciągania i wypuszczania podwozia w powietrzu konieczne jest zapasowe urządzenie awaryjnego wypuszczania podwozia;*
- *Chowane podwozie powinno być w obydwu skrajnych położeniach dodatkowo blokowane (najlepiej mechanicznie) oraz zabezpieczone przed możliwością przypadkowego złożenia podczas postoju i ruchu naziemnego samolotu;*
- *Podwozie powinno mieć odpowiednią sygnalizację w położeniu schowanym i wypuszczonym, a także w trakcie wypuszczania/chowania."*

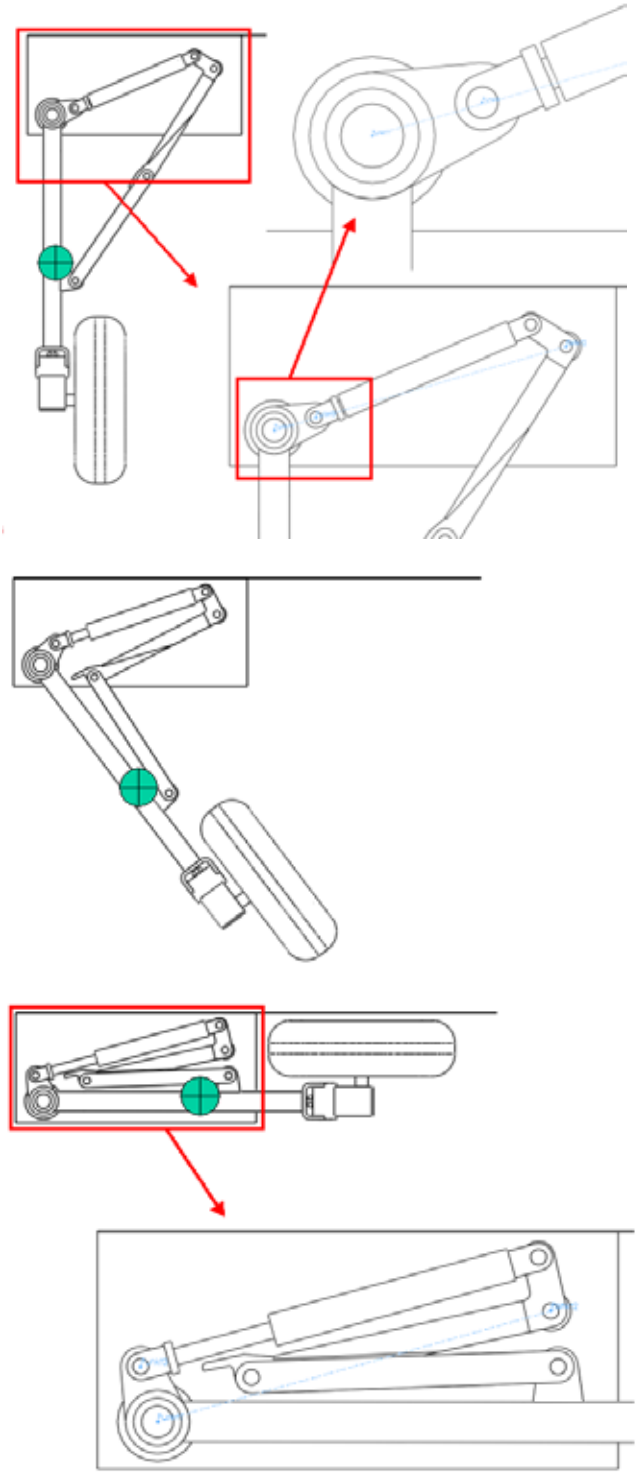
Rys.6.29 przedstawia niektóre możliwości chowania podwozia. W lekkich dolnopłatach golenie podwozia chowane są zazwyczaj w wykroje w skrzydłach i kadłubie, w kierunku do kadłuba (rys.6.29a). Możliwe jest też chowanie podwozia w pozostałych kierunkach, aczkolwiek spotyka się to rzadziej. Chowanie podwozia w kadłub jest możliwe, aczkolwiek otrzymuje się wtedy podwozie o stosunkowo niewielkim rozstawie kół, co może zmniejszać stateczność samolotu na ziemi-(rys.6.29b). W wielosilnikowych dolnopłatach podwozie często chowa się w gondole silnikowe. W wielosilnikowych górnopłatach można zastosować chowanie podwozia w gondole silnikowe, lub w dodatkowe gondole zainstalowane w dolnej

części kadłuba. W pierwszym przypadku (rys.6.29e) konieczne jest zaprojektowanie podwozia o stosunkowo długich goleniach, które zazwyczaj okazują się stosunkowo ciężkie i delikatne. W drugim przypadku (rys.6.29c,f). podwozie ma zazwyczaj stosunkowo niewielki rozstaw. Na koniec możliwe jest też chowanie podwozia głównego w dodatkowe gondole na skrzydłach. Pozwala to chować podwozie bez naruszania integralności pokrycia skrzydła. Zwiększa jednak opór aerodynamiczny (rys.6.29d).

W niektórych przypadkach podwozie nie chowa się całkowicie. Na zewnątrz wystają zazwyczaj części kół, co pozwala zabezpieczyć spód kadłuba i skrzydeł w przypadku awaryjnego lądowania bez wypuszczonego podwozia.

Podwozie przednie najczęściej chowa się w kadłub. O ile to możliwe wskazane jest jego chowanie w kierunku do przodu, dzięki czemu - w warunkach awaryjnych - opór powietrza wytwarzany przez elementy podwozia generuje moment pozwalający na jego wypuszczenie.

Rys.6.29. Przykłady sposobów chowania podwozia: do skrzydła, do kadłuba i do gondoli (a) *RAF Museum, Hendon, b), d) Imperial War Museum, Duxford*)

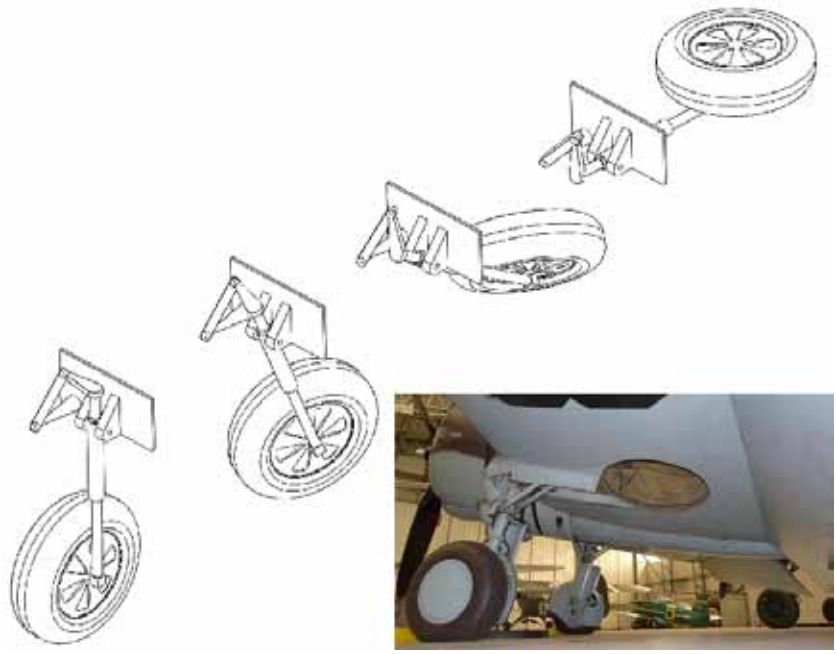


Rys.6.30. Przykład mechanizmu chowającego podwozie w skrzydło z siłownikiem ściskanym w trakcie chowania

Rys.6.30 przedstawia przykładowy mechanizm chowania podwozia głównego w kadłub. Goleń, wyposażona w jedno koło, jest podparta zastrzałem, który może się „łamać" w kierunku do goleni. Ruch w przeciwną stronę jest zablokowany dzięki odpowiedniej konstrukcji przegubu. Gdy podwozie jest wypuszczone, zastrzał jest utrzymywany w pozycji „przeprostowanej" odpowiednim zamkiem. Końce goleni i zastrzału, zamocowane do konstrukcji skrzydła, wyposażone są w dźwignie, których końce połączone są siłownikiem hydraulicznym. Dźwignia na końcu goleni jest prawie równoległa do osi siłownika, gdy podwozie jest wypuszczone. Z kolei dźwignia na końcu zastrzału tworzy z osią siłownika kąt niewiele większy od prostego. W chwili uruchomienia, siłownik nie może więc wprost poruszyć dźwignią na końcu goleni, może jednak poruszyć dźwignią na końcu zastrzału. Ruch ten powoduje „złamanie" zastrzału i obrócenie goleni w taki sposób, aby końce zastrzału zbliżyły się do siebie. Wraz z obrotem goleni przesuwa się również środek masy podwozia, w związku z czym moment wywoływany przez jego ciężar rośnie. Nie stanowi to jednak przeszkody w dalszym obracaniu się goleni, gdyż jej obrót zmniejsza również kąt pomiędzy dźwignią zamocowaną na jej końcu, a osią siłownika, co zwiększa obracający ją moment. W końcu obie dźwignie są prawie równoległe do siebie i prostopadłe do osi siłownika, gdy podwozie jest całkowicie schowane.

Czasami, oprócz obrócenia całej goleni, w trakcie chowania podwozia pojawia się również potrzeba obrócenia koła lub zespołu kół wokół osi goleni. Mechanizm realizujący to zadanie przedstawiony jest na rys.6.31. Amortyzator jest zintegrowany z golenią tak, że obrót tłoczyska nie jest zablokowany względem cylindra. Ponadto tłoczysko wystaje nie tylko z dołu amortyzatora. Przechodzi również przez cały cylinder i wystaje w górnej jego części. Górna i dolna część tłoczyska połączone są teleskopowo, dzięki czemu dolna część może się poruszać w kierunku góra-dół niezależnie od górnej, ale obracają się zawsze razem. Do górnego końca tłoczyska przymocowana jest sztywno dźwignia. Obracanie tej dźwigni powoduje więc również obrót całego tłoczyska wokół osi goleni, a co za tym idzie również koła, zamocowanego do osi znajdującej się na drugim jego końcu. Koniec dźwigni połączony jest za pośrednictwem przegubu kulistego z popychaczem, którego drugi koniec zamocowany jest do konstrukcji samolotu, również przy pomocy przegubu kulistego. Popychacz ten blokuje obrót tłoczyska, gdy podwozie jest wypuszczone. Mechanizm obracający goleń do pozycji poziomej może tu być taki sam, jak w poprzednich przykładach. Został więc pominięty na rysunku. Uchwyty mocujące goleń do konstrukcji samolotu znajdują się na cylindrze amortyzatora poniżej dźwigni. Jeśli więc goleń zacznie się obracać do poziomu w jedną stronę, to górna część tłoczyska wraz z dźwignią zacznie się przemieszczać w stronę przeciwną. Końcówka dźwigni jest jednak częściowo zablokowana przez popychacz ze względu na jego stałą długość. Powoduje to obrót dźwigni, a tym samym również

tłoczyska i koła wokół osi goleni. Dobierając odpowiednio wymiary poszczególnych części mechanizmu można uzyskać obrót goleni o 90 º do poziomu wraz z równoczesnym obrotem koła o 90º wokół osi goleni. Zamiast dźwigni i popychacza można w tym mechanizmie zastosować dwa koła zębate stożkowe (rys.6.32).



Rys.6.31. Przykład mechanizmu chowającego podwozie w skrzydło ze zmienną płaszczyzna koła (*Imperial War Museum, Duxford)*

Rys.6.32 Przykład mechanizmu chowającego podwozie w skrzydło ze zmienną płaszczyzna koła wykorzystujący stożkowe koła zębate *(Il Museo Storico dell'Aeronautica Militare Bracciano)*

Zdjęcia na rys.6.33 przedstawiają rozwiązania konstrukcyjne podwozi współczesnych samolotów pasażerskich. Mechanizm ich chowania jest podobny do mechanizmu pokazanego na rys.6.30. Uwagę jednak zwraca duża liczba kół zamocowanych na wózkach połączonych obrotowo z tłoczyskami amortyzatorów. Obrotowe zamocowanie wózków na końcach tłoczysk umożliwia zminimalizowanie momentów gnących działających na amortyzatory w trakcie przyziemienia oraz w trakcie rotacji przy starcie samolotu. Kompensuje to również nierówności pasa startowego.

Rys.6.33. Wózkowe podwozia współczesnych samolotów pasażerskich

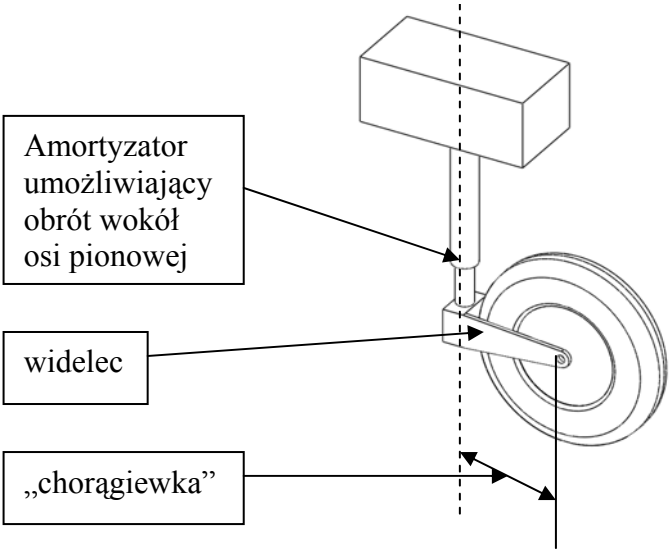
Rys.6.34 przedstawia podwozie samolotu transporotowego. W tym przypadku siłowniki wypuszczające wahaczowe golenie podwozia pełnią również funkcję amortyzatorów. Dzięki takiej konstrukcji samolot może „przyklęknąć” w trakcie załadunku, zmniejszając tym samym odległość podłogi ładowni od powierzchni

pasa startowego. W trakcie tej operacji instalacja hydrauliczna samolotu musi być oczywiście uruchomiona.

Rys.6.34. Podwozie samolotu transportowego Spartan

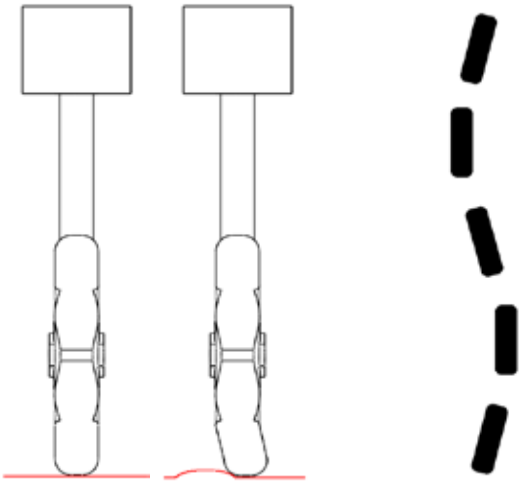
6.6 Drgania shimmy

Rys.6.36 przedstawia niebezpieczne zjawisko, jakim dla podwozia są drgania shimmy. Występuje ono najczęściej w przypadku, gdy goleń przednia lub tylna wyposażona jest w koło samonastawne (rys.6.35). Rozwiązania takie stosuje się w celu zwiększenia zwrotności samolotu na ziemi. Sterowanie kierunkowe zapewnia się zwykle poprzez niesymetryczne hamowanie kół goleni głównych, co pozwala wykonać zakręt praktycznie w miejscu, wokół goleni z zahamowanymi kołami. Jest to jednak możliwe tylko wtedy, gdy koło goleni przedniej lub tylnej samoczynnie ustawia się wzdłuż toru ruchu. Można to osiągnąć, jeśli tłoczysko amortyzatora nie ma zablokowanego ruchu obrotowego wokół cylindra, a koło zamocowane jest na „widelcu" w taki sposób, że oś koła nie przecina się z osią amortyzatora, lecz znajduje się za nią.



Rys.6.35. Koło samonastawne

Rozwiązanie to pozwala na zmniejszenie oporów ruchu samolotu po okręgu, sprzyja jednak powstawaniu drgań shimmy [44, 87]. Jeśli bowiem np. opona najedzie niesymetrycznie na nierówność na pasie startowym, to odkształci się tak jak na rys.6.36. Siły sprężystości, dążąc do wyprostowania opony zaczną odchylać koło w bok od prawidłowego położenia. To z kolei wywoła tendencję koła do powrotu do właściwego położenia i jego stabilizacji. Należy jednak pamiętać o siłach bezwładności, które będą działały z pewnym opóźnieniem. Opóźnienie to jest, co



Rys.6.36. Zjawisko shimmy

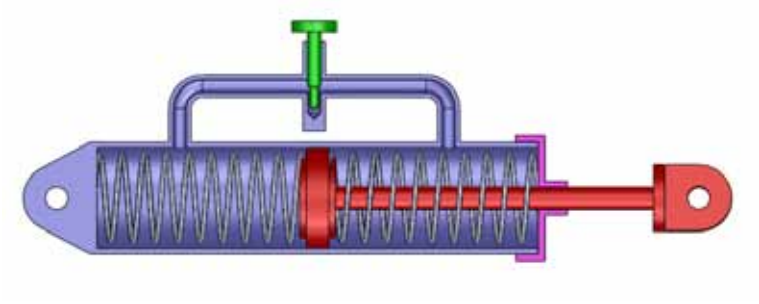
prawda niewielkie, w pewnych warunkach może jednak doprowadzić do wzrostu amplitudy drgań i ich rozbieżności. To z kolei może wywołać uszkodzenie podwozia, lub nawet wywrócenie się samolotu.

Zjawisko to występuje najczęściej w podwoziach z kołem samonastawnym. W związku z tym często stosuje się blokowanie koła samonastawnego w trakcie startu i lądowania, polegające na odebraniu mu możliwości obrotu wokół osi pionowej. Ze względu na skończoną sztywność goleni nie są od niego jednak wolne również golenie, w których ruch koła wokół osi amortyzatora został zablokowany.

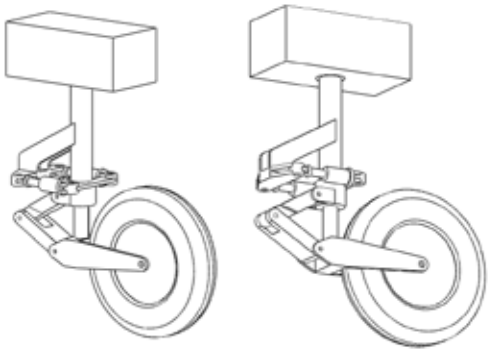
Rys.6.37. Przykłady konstrukcji goleni samonastawnych zapobiegających zjawisku shimmy w samolocie DH Mosquito *(Experimental Aircraft Association Museum, Oshkosh)*

Doświadczenie wykazuje przy tym, że prawdopodobieństwo wystąpienia oscylacji jest tym większe, im większa jest „chorągiewka" podwozia (odległość pomiędzy osiami amortyzatora i koła). Z tego powodu niektórzy konstruktorzy próbowali zapobiegać drganiom shimmy głównego podwozia poprzez stosowanie ujemnej chorągiewki, czyli instalację kół przed osią amortyzatora. Inną metodą zapobiegania drganiom shimmy jest stosowanie opon o przekroju prostokątnym, lub nawet posiadającym zagłębienie w płaszczyźnie symetrii koła (rys.6.37). Opona taka styka się z podłożem w dwóch punktach, w związku z tym równoczesne wzbudzenie jej w obydwu miejscach jest mniej prawdopodobne. Podobny efekt daje zastosowanie dwóch kół na jednej goleni. Może się wtedy zdarzyć, że najechanie na nierówność pasa startowego wywołuje odkształcenia opon w przeciwne strony, co efektywnie tłumi oscylacje. Nie można jednak na to liczyć w każdym przypadku.

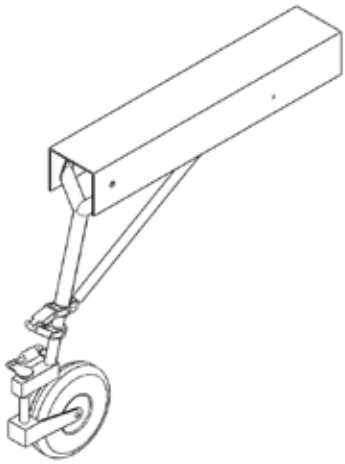
Najskuteczniejszym rozwiązaniem tego problemu wydaje się być stosowanie tłumików (rys.6.38). Tłumik taki składa się z cylindra z tłokiem, który dzieli cylinder na dwie połowy. Są one połączone dławikiem o regulowanym oporze przepływu. Wewnątrz cylindra mogą być również umieszczone sprężyny stabilizujące tłok



Rys.6.38. Tłumik olejowy



Rys.6.39. Tłumienie drgań shimmy kółka tylnego tłumikiem olejowym



Rys.6.40. Goleń przednia, samonastawna z tłumikiem zapobiegającym drganiom shimmy

Rys.6.41. Golenie przednie z tłumikami pełniącymi również rolę siłowników sterujących golenią przednią.

w centralnym położeniu. Po wypełnieniu cieczą i dobraniu odpowiedniego dławienia tłumik taki może uniemożliwiać drgania o wysokich częstotliwościach pozwalając jednocześnie na powolne obracanie się tłoczyska amortyzatora wokół jego osi.

Tłumik taki może być zainstalowany tak jak na rys.6.39, gdzie mechanizm nożycowy blokujący ruch obrotowy tłoczyska amortyzatora połączony jest z tuleją osadzoną obrotowo na dolnej części cylindra amortyzatora. Tuleja ta ma dwa wysięgniki, do których zamontowane są cylindry dwóch tłumików. Tłoczyska tych tłumików połączone są z wysięgnikiem sztywno zamocowanym do cylindra amortyzatora. Inne rozwiązania goleni z tłumikami przedstawione są na rys.6.40,41

6.7 Inne rodzaje „podwozi”

Lądowanie na konwencjonalnym podwoziu kołowym nie zawsze jest możliwe. Dla przykładu lądowanie na kołach w sypkim śniegu niemal na pewno zakończyłoby się ugrzęźnięciem kół i połamaniem podwozia lub kapotażem. Z tego względu samoloty, które mają startować i lądować na nieprzygotowanych lądowiskach w warunkach zimowych często wyposażane są w narty (rys.6.42a). Narty te muszą mieć powierzchnię pozwalającą samolotowi na utrzymanie się na powierzchni śniegu oraz proporcje długości względem szerokości pozwalające na stateczne poruszanie się po nim z zachowaniem niewielkich oporów ruchu, co jest konieczne w trakcie startu. Oznacza to jednak, że muszą one być zamontowane obrotowo w taki sposób, aby umożliwić samolotowi rotację w trakcie startu. Obrotowe mocowanie z kolei mogłoby wywołać przypadkową orientację nart w trakcie lotu, co zwiększałoby niepotrzebnie opór i stwarzało zagrożenie podczas lądowania. Z tego też względu obracanie się nart jest ograniczone przy pomocy elementów elastycznych

Rys.6.42. Podwozia a) nartowe w samolocie Northrop Gamma (*The Smithsonian's National Air and Space Museum, Washington*), b) płozowo-kołowe Su-7BKŁ , c) płozowe MiG 105 *(Центральный Музей Военно-Воздушных Сил b Монино)*

w taki sposób, aby w locie przednia część nart zawsze znajdowała się nieco wyżej niż tylna.

Podwozie płozowe wykorzystuje się z kolei w samolotach o bardzo dużej prędkości lądowania, która groziłaby konwencjonalnym oponom przegrzaniem i eksplozją (rys.6.42c), lub wymagałaby bardzo długiej drogi dobiegu samolotu po przyziemieniu (rys.6.42b).

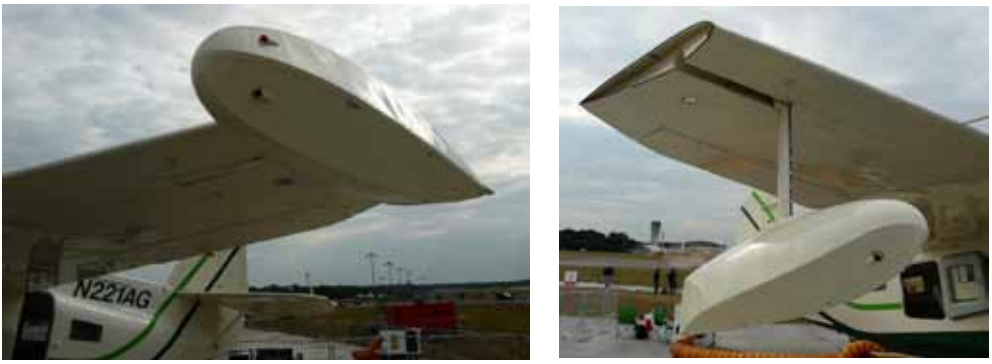
Innym nietypowym rozwiązaniem jest zastosowanie podłodzia (rys.6.43.44). Niektóre samoloty są bowiem stosowane na terenach pozbawionych lotnisk, bogatych jednak w duże akweny wodne. W latach 30 ubiegłego wieku uważano wręcz, że transport lotniczy powinien bazować na samolotach tego typu. Twierdzenie to było spowodowane niewielką liczbą lotnisk wyposażonych w utwardzone pasy startowe i związaną z tym niemożnością budowy bardzo ciężkich samolotów lądowych. Wodowanie bardzo ciężkich hydroplanów nie stwarzało przy tym nadzwyczajnych trudności. Budowa dużej liczby lotnisk z betonowymi pasami startowymi w trakcie II wojny światowej zdezaktualizowała te poglądy. Tym niemniej nadal pozostaje na świecie wiele obszarów, gdzie wykorzystywanie hydroplanów jest wygodne.

Hydroplany występują w dwóch najczęściej stosowanych układach. W pierwszym, konwencjonalny samolot ma usunięte podwozie kołowe i zamontowane dwa pływaki po bokach kadłuba. W drugim cały kadłub jest zaprojektowany w taki sposób, aby zapewniał pływalność i umożliwiał bezpieczne poruszanie się po wodzie. W tym drugim przypadku mówi się o łodziach latających. W obydwu przypadkach możliwe jest równoczesne stosowanie podwozia kołowego i podłodzia, przy czym to pierwsze jest chowane lub unoszone w przypadku lądowania na wodzie. Samolot w takim układzie nazywa się amfibią latającą.

Rys 6.43 Turystyczna amfibia latająca

Rys.6.44. Mała amfibia transportowa Grumman Widgeon.

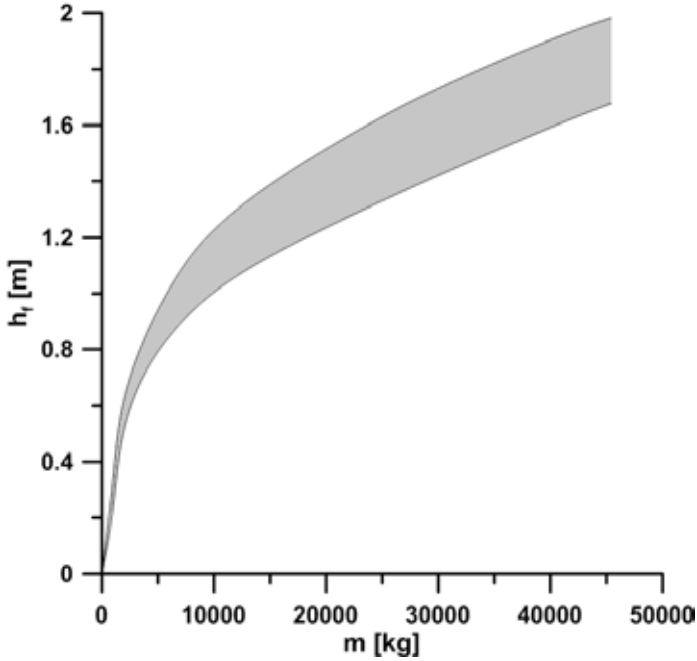
Rys.6.45 Po lewej – charakterystyczny „łodziowy" kształt dna kadłuba, po prawej – redan



Rys.6.46. Chowane pływaki stabilizujące na końcówkach skrzydeł

Typowy kształt podłodzia hydroplanu przedstawiony jest na rys.6.45. Jego charakterystyczny przekrój w kształcie litery V pełni rolę amortyzatorów podwozia kołowego. Wraz z zanurzaniem się coraz większa objętość podłodzia znajduje się po wodą stopniowo zwiększając siłę wyporu. Gdyby podłodzie było np. płaskie, to siła wyporu narastałaby skokowo wywołując efekt zbliżony do lądowania na

kołowym podwoziu bez amortyzacji. Inną charakterystyczną cechą podłodzia są wystające na boki fartuchy, których zadaniem jest odchylanie w dół toru lotu kropel wody wydostających się spod podłodzia. Jest to konieczne w celu zabezpieczenia śmigieł samolotu przed nadmierną erozją. Niestety fartuchy te zwiększają opór samolotu w locie. Innym problemem jest duża lepkość wody utrudniająca wynurzanie się samolotu na jej powierzchnię. Z tego względu typowe podłodzie wyposażone jest w tzw. redan, którego zadaniem jest oderwanie opływu wody od spodniej części podłodzia. Jak widać względy hydrodynamiczne są w tym przypadku ważniejsze od aerodynamicznych. Pływaki zwiększają więc znacząco opory aerodynamiczne samolotu w locie, zwłaszcza ze względu na konieczność stosowania redanu umożliwiającego przejście z hydrostatycznego pływania w hydrodynamiczny ślizg w trakcie startu. Trzeba też wziąć pod uwagę znaczną objętość



Rys.6.45 Dopuszczalna wysokośc fali dla wodnosamolotów o różnych masach startowych [253].

pływaków niezbędną do zapewnienia pływalności. W wodnosamolotach pływakowych zwiększa się więc znacząco powierzchnia omywana w locie. Dochodzi do tego stosunkowo skomplikowana konstrukcja zawieszenia pływaków. Wszystko to sprawia, że łodzie latające są bardziej efektywne od hydroplanów pływakowych. Można oczywiście argumentować, że dla zachowania równowagi łodzie latające

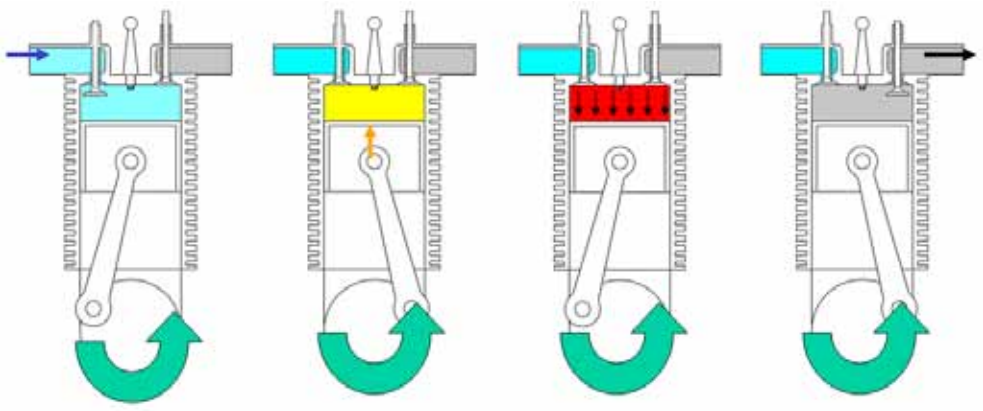
muszą być wyposażone w dodatkowe pływaki stabilizujące, jednakże mogą one być chowane w locie tak jak to pokazuje rys.6.46. Z drugiej jednak strony wodnosamoloty pływakowe mają konstrukcje pozwalające na zastosowanie konwencjonalnego podwozia lądowego. Z punktu widzenia ekonomii produkcji są więc bardziej uniwersalne. Z tego też względu łodzie latające projektuje się coraz rzadziej.

Warto też zwrócić uwagę na fakt, że hydroplany nie mogą startować z dowolnego akwenu wodnego. Pomijając już nawet względy ekologiczne i bezpieczeństwo osób postronnych, istotna jest również wysokość fal występujących na danym akwenie. Zależność wysokości fal pozwalająca na bezpieczny start samolotu o danej masie przedstawiona jest na rys.6.45. Jak widać lżejsze hydroplany mogą startować tylko przy małej wysokości fal. Są więc zazwyczaj użyteczne tylko w przypadku rzek i jezior. Morza mogą być wykorzystywane najczęściej tylko przez ciężkie hydroplany.

ROZDZIAŁ 7 – INTEGRACJA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

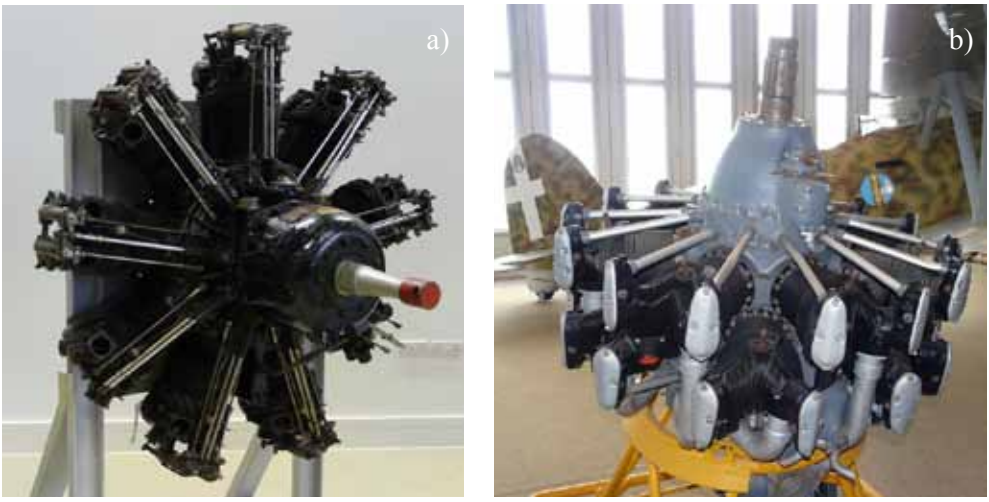
7.1 Przegląd spalinowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie

Do końca XIX wieku powstało wiele projektów cięższych od powietrza maszyn latających. Budowa samolotów zdolnych do startu i samodzielnego wznoszenia się stała się jednak możliwa dopiero po zbudowaniu odpowiednio lekkiego czterosuwowego tłokowego silnika spalinowego. Takie też silniki dominowały, jako źródło napędu samolotów, przez całą pierwszą połowę XX wieku. Rys.7.1. przedstawia zasadę działania takiego silnika. Cykl jego pracy składa się z czterech tzw. suwów: ssania, sprężania, pracy i wydechu i trwa dwa pełne obroty wału korbowego. W trakcie tego cyklu rozrząd steruje zaworami w taki sposób, aby w odpowiednich momentach możliwe było usuwanie z cylindra gazów spalinowych lub zasysanie mieszanki paliwowo-powietrznej. Zawory zazwyczaj znajdują się w głowicy cylindra, choć zdarzają się również inne rozwiązania.



Rys.7.1. Zasada działania tłokowego silnika spalinowego

Ze względu na generowane drgania spowodowane niewyważeniem i pulsacją momentu obrotowego, silniki tłokowe prawie nigdy nie są budowane jako jednocylindrowe. Wraz ze wzrostem liczby cylindrów możliwe jest wytłumienie coraz to większej liczby częstotliwości harmonicznych. Wyjątkiem są tu tylko miniaturowe silniki modelarskie, budowane w układzie jednocylindrowym ze względu na ich prostotę. W bardzo małych silnikach samolotów ultralekkich zdarzają się konstrukcje dwu lub trzycylindrowe. W większych natomiast samolotach stosuje się silniki 4-9 cylindrowe (rys.7.2-4). Tłokowe silniki dużej mocy budowane w latach 30-tych i 40-tych miały zazwyczaj od 12 lub 14 cylindrów, choć zdarzały się



Rys.7.2. a) Silnik jednogwiazdowy Bristol Mercury (*Imperial War Museum*) b) silnik dwugwiazdowy Fiat A 74 RC39 *(Il Museo Storico dell'Aeronautica Militare*).

Rys.7.3. a) silnik rzędowy Avia M-137A (*Letecké muzeum Kbely*), b) silnik Renault w układzie V, obydwa chłodzone powietrzem (*Science Museum, London*)

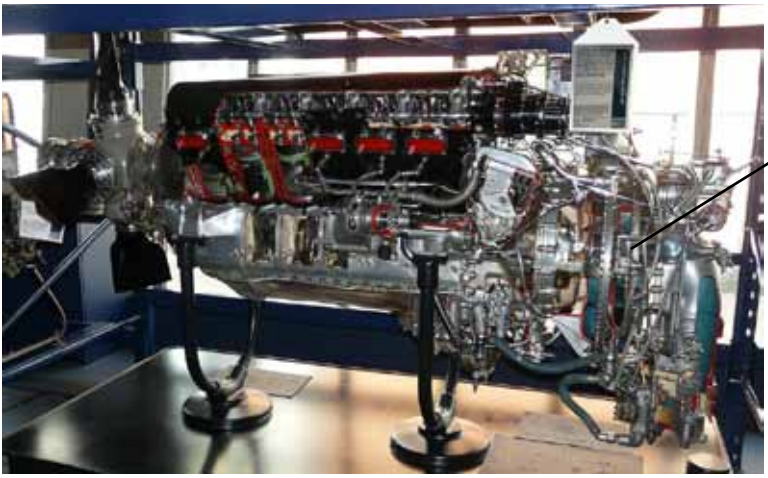
Rys.7.4. a) silnik w układzie bokser chłodzony powietrzem Continental GIO-470-1, b) 24-cylindrowy silnik Napier Sabre w układzie H, chłodzony cieczą (*Science Museum, London*)

też silniki nawet 36 cylindrowe (rys.7.7). Ze względu na konfigurację cylindrów spotyka się kilka najczęściej stosowanych układów konstrukcyjnych silników tłokowych. Są to silniki gwiazdowe (rys.7.2a) i wielogwiazdowe (rys.7.2b), rzędowe (rys.7.3a), bokser (rys.7.4a) oraz w układach V, X, H (rys.7.3b, 4b). W układzie bokser dwa rzędy cylindrów ustawione są naprzeciwko siebie.

Silnik spalinowy musi być w trakcie swej pracy chłodzony. Ze względu na sposób chłodzenia wyróżnia się silniki chłodzone powietrzem, lub cieczą. Sposób chłodzenia ma wpływ na układ konstrukcyjny cylindrów, ustawienie bowiem więcej niż 4 cylindrów w jednym rzędzie stwarza poważne problemy w zapewnieniu im prawidłowego chłodzenia powietrzem. W związku z tym chłodzone powietrzem są zwykle tylko silniki gwiazdowe, zawierające co najwyżej cztery gwiazdy, lub te zaprojektowane w pozostałych układach, które mają nie więcej niż cztery cylindry w każdym rzędzie oraz mają wystarczająco dużo miejsca na doprowadzenie chłodnego powietrza do każdego z cylindrów i odprowadzenie go na zewnątrz. Większe silniki były zazwyczaj chłodzone cieczą.

Zasadniczą wadą silników tłokowych jest szybki spadek mocy tych silników wraz z wysokością. Wynika on ze spadku gęstości powietrza, a co za tym idzie ze spadku ilości tlenu, który może być wykorzystany do spalania mieszanki. Problem ten może częściowo rozwiązać zastosowanie sprężarki, która jest w stanie utrzymać stałe ciśnienie ładowania aż do pewnej wysokości lotu (rys.7.5). Sprężarki silników tłokowych najczęściej projektowane są jako promieniowe i mogą być napędzane mechanicznie lub za pomocą turbiny napędzanej z kolei przez gazy spalinowe.

Kolejną wadą silników tłokowych jest ich komplikacja mechaniczna (rys.7.6,7), zwłaszcza w przypadku silników dużych mocy. Komplikacja ta była powodem niskiej niezawodności takich silników i w znaczący sposób utrudniała ich naprawy.



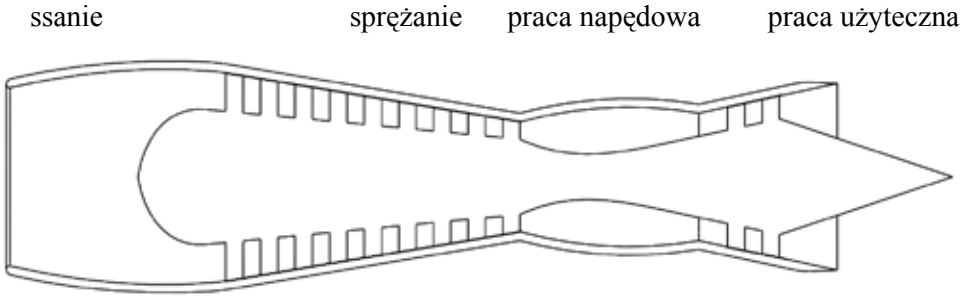
Rys.7.5. 12-cylindrowy silnik tłokowy Rols-Royce Merlin w układzie V, chłodzony cieczą i wyposażony w napędzaną mechanicznie sprężarkę (*Science Museum, London*)

Rys.7.6. Skomplikowana konstrukcja wewnętrzna silnika dwugwiazdowego Bristol Centaurus *(Industrtial Museum of Bristol)*

Warto również zauważyć, że silniki tłokowe przekształcają energię chemiczną paliwa na energię kinetyczną strumienia powietrza za pośrednictwem śmigła. Śmigła natomiast mają duże sprawności tylko przy małych prędkościach lotu. Jeśli prędkość końcówki śmigła zbliża się do prędkości dźwięku, to jego sprawność gwałtownie spada. Biorąc przy tym pod uwagę, że prędkość końcówki śmigła jest sumą wektorową prędkości postępowej samolotu i prędkości liniowej w ruchu obrotowym wokół wału, należy oczekiwać wysokiej sprawności tylko dla prędkości lotu mniejszych niż odpowiadające liczbie Macha rzędu 0,7.

Rys.7.7. Największy zbudowany silnik gwiazdowy Pratt & Whitney R-4360 (*Museum of Flight, Seattle)*

Ze względu na wymienione powyżej wady już od początku lat 30-tych XX wieku rozważano możliwość budowy lotniczych silników turbinowych [188, 261, 262]. Prace te zostały uwieńczone sukcesem tuż przed wybuchem II Wojny światowej, kiedy to zbudowano pierwsze turbinowe silniki odrzutowe. W silnikach turbinowych komora spalania znajduje się pomiędzy sprężarką a turbiną, umieszczonymi na wspólnym wale, bez żadnych dodatkowych elementów mechanicznych. Konstrukcja takiego silnika jest więc znacznie prostsza i bardziej niezawodna. W sposób naturalny możliwe jest też osiąganie dużych mocy przy dużych prędkościach lotu, co więcej - okazuje się, że ekonomika napędów turbinowych poprawia się wraz z wysokością. W silnikach turbinowych energia chemiczna paliwa może być przetwarzana na energię kinetyczną gazów spalinowych, która jest wystarczająco duża do bezpośredniego napędu samolotu. Dzięki temu silniki turbinowe

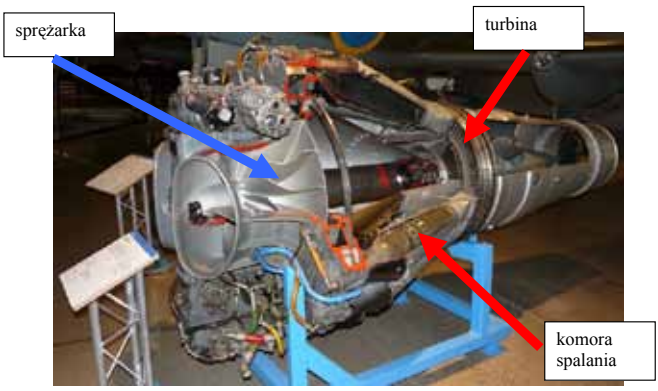


Rys.7.8. Zasada działania turbinowego silnika odrzutowego ze sprężarką osiową

mogą być wykorzystywane do napędu samolotów około i naddźwiękowych. Z drugiej strony możliwe jest też połączenie silnika turbinowego ze śmigłem stanowiącym napęd samolotu.

W pierwszych silnikach turbinowych często stosowano sprężarki promieniowe, obecnie jednak najczęściej stosowane są sprężarki osiowe. Tendencja ta wynika z faktu, że wzrost ciągu (mocy) silnika ze sprężarką promieniową odbywa się zazwyczaj dzięki wzrostowi średnicy sprężarki, a co zatem idzie również i całego silnika oraz oporu aerodynamicznego jego osłon aerodynamicznych. Zwiększa się też moment bezwładności części wirujących, co wydłuża czas wchodzenia na wysokie obroty. W silnikach ze sprężarką osiową wzrost ciągu (mocy) możliwy jest dzięki zwiększeniu liczby stopni sprężarki, co wydłuża silnik bez znaczącej zmiany jego średnicy, co jest korzystne dla aerodynamiki. Wzrost ciągu (mocy) tą drogą z wykorzystaniem sprężarek promieniowych jest znacznie trudniejszy.

Rys.7.9. Turbinowy silnik odrzutowy zaprojektowany przez Franka Whittle'a (Whittle W-1) (*Science Museum, London*)



Rys.7.10. Turbinowy silnik odrzutowy ze sprężarka odśrodkową Volvo RM-1A (*Flygvapenmuseum Linköping*)

Rys.7.11 Eksperymentalny śmigłowy zespół napędowy z silnikiem turbinowym, zaprojektowany na bazie silnika Rols Royce Dervent (*Science Museum, London*)

Rys.7.12 Silnik turbinowy Pratt Whitney PT-6 przeznaczony do śmigłowego zespołu napędowego

Cechą charakterystyczną jednoprzepływowych silników turbinowych jest duże jednostkowe zużycie paliwa i bardzo duża prędkość strumienia gazów wylotowych o małej średnicy. Oddziaływanie tego strumienia z „przepływem niezaburzonym" sprawia, iż są one nadzwyczaj hałaśliwe. Niska jest również sprawność zespołu napędowego. Rozwiązaniem obydwu problemów jest zastosowanie koncepcji silnika dwuprzepływowego.

W silniku dwuprzepływowym pierwszy stopień sprężarki ma większą średnicę niż pozostałe stopnie (rys.7.14). Często nazywa się go wentylatorem, a wyposażone weń silniki wentylatorowymi. Przepływający przez wentylator strumień powietrza jest następnie rozdzielany na dwa strumienie. Zewnętrzna część omywa resztę silnika od zewnątrz. Wewnętrzna część strumienia kierowana jest natomiast do kolejnych stopni sprężarki, komory spalania i turbiny. Dzięki takiemu rozwiąza-

Rys.7.13. Jednoprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy ze sprężarką osiową Rolls Royce Avon (*Brooklands Museum*)

Rys.7.14. Dwuprzepływowy turbinowy silnik odrzutowy z dyszą wylotową mieszającą strumienie powietrza i spalin

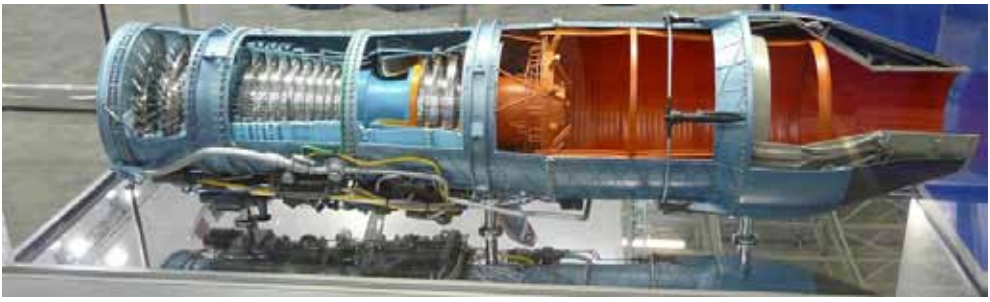
niu strumień gazów przyspieszanych przez silnik ma większą średnicę, a strumień gazów spalinowych nie kontaktuje się bezpośrednio z „przepływem niezaburzonym", tylko ze strumieniem powietrza przyspieszonym przez wentylator. Obniża to hałas i podwyższa sprawność silnika. Wyciszeniu silnika sprzyja również takie

ukształtowanie dysz wylotowych, które ułatwia mieszanie się strumieni gazów (rys.7.14,15).

W silnikach dwuprzepływowych może być stosowany drugi stopień turbiny napędzający pierwszy stopień sprężarki poprzez wał umieszczony wewnątrz wału napędzającego pozostałe stopnie sprężarki z pierwszym stopniem turbiny. Układ taki nazywa się dwuwirnikowym.

Rys 7.15 Dysze mieszające strumienie powietrza i/lub spalin w celu zmniejszenia hałasu: a) w jednoprzepływowym silniku odrzutowym samolotu Caravelle (*Flygvapenmuseum Linköping*), b) w wentylatorowym silniku samolotu Boeing 787

Cechą charakterystyczną silników turbinowych jest wykorzystywanie do spalania paliwa tylko części tlenu (ok. 25%) przepływającego przez sprężarkę. Stwarza to możliwość zwiększenia ciągu turbinowego silnika odrzutowego poprzez wydłużenie rury wylotowej przed nastawną dyszą wylotową i wyposażenie jej w dodatkowe wtryskiwacze dzięki czemu możliwe jest spalanie dodatkowej ilości paliwa. Takie przedłużenie dyszy wylotowej przeznaczone do spalania dodatkowej porcji paliwa nazywa się dopalaczem (rys.7.16). Dopalacze można instalować zarówno na silnikach jedno- jak i dwuprzepływowych. W tym drugim jednak przypadku do-

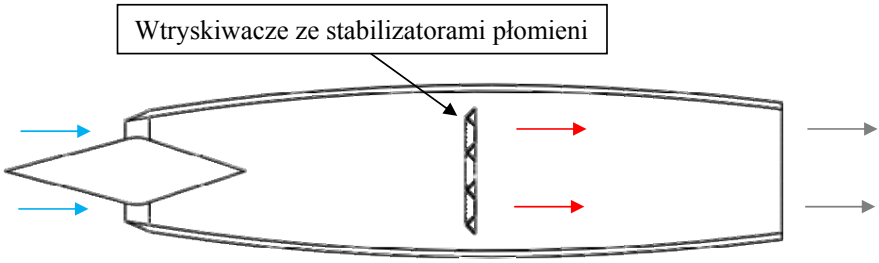


Rys.7.16. Silnik dwuprzepływowy o małym stopniu dwuprzepływowości z dopalaczem Prat & Whittney F-100 PW-229.

tyczy to raczej silników o małym stopniu dwuprzepływowości, tzn. takich, w których pierwszy stopień sprężarki jest niewiele większy od pozostałych.

Zastosowanie dopalacza pozwala na znaczący wzrost ciągu silnika, kosztem jednak jeszcze większego wzrostu zużycia paliwa. Pozwala to większości współczesnych samolotów bojowych na przekraczanie prędkości dźwięku, skrócenie startu oraz osiąganie większej prędkości wznoszenia. Wzrost zużycia paliwa jest jednak tak duży, że mogą one wykorzystywać dopalacz zazwyczaj tylko przez kilka-kilkanaście minut.

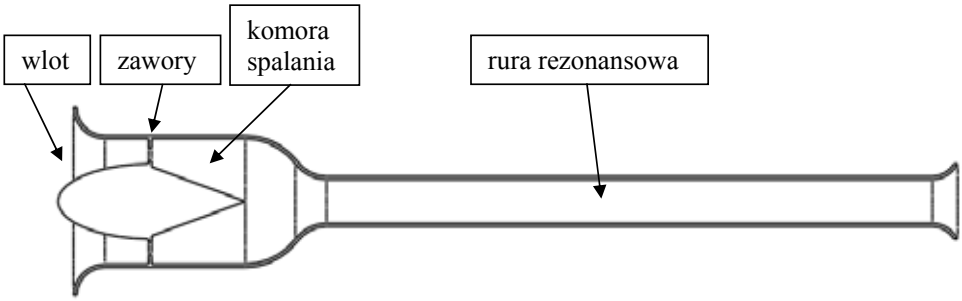
Pewne podobieństwo do dopalacza wykazuje silnik strumieniowy. Silnik strumieniowy jest zazwyczaj rurą o takim kształcie, aby przepływające przezeń powietrze osiągało parametry termodynamiczne sprzyjające efektywnemu spalaniu paliwa wtryskiwanego do wnętrza silnika (rys.7.17). Warto przy tym zauważyć, że silnik strumieniowy nie może działać przy zerowej prędkości ruchu względem powietrza. Gdyby bowiem powietrze wewnątrz silnika było nieruchome, to zawarty w nim tlen szybko zostałby zredukowany, a strumienie gazów spalinowych wydostałyby się z silnika przez obydwa jego końce. Wygenerowany ciąg byłby więc praktycznie równy zeru. Jeśli jednak przed uruchomieniem silnik taki osiągnie odpowiednio dużą prędkość, to zapalenie paliwa wewnątrz silnika spowoduje wylot gazów spalinowych tylko w stronę przeciwną do kierunku ruchu silnika. To z kolei pozwoli silnikowi strumieniowemu wytworzyć ciąg. Silników takich używa się więc zazwyczaj w zespołach z innym rodzajem napędu pozwalającym na osiągnięcie prędkości początkowej, wystarczająco dużej dla prawidłowego działania silnika strumieniowego. Po uruchomieniu silnika strumieniowego, pomocniczy, startowy zespół napędowy może zostać odrzucony.



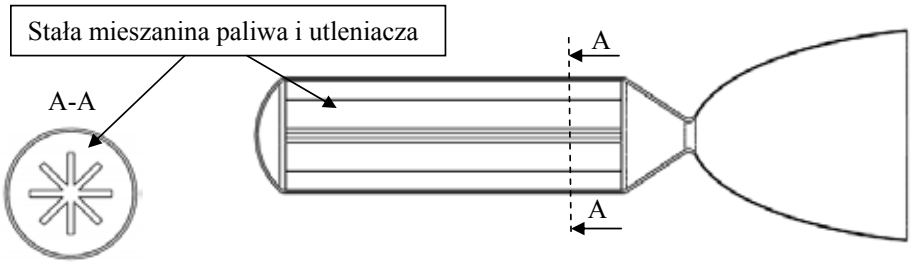
Rys.7.17. Silnik strumieniowy

Warto zwrócić uwagę na fakt, że silnik strumieniowy nie posiada żadnych elementów ruchomych. Pod tym względem podobny do niego jest silnik pulsacyjny, w którym liczba elementów ruchomych jest znacznie mniejsza niż w przypadku większości innych odrzutowych zespołów napędowych (rys.7.18). Silnik taki składa się z wlotu, zespołu zaworów, które mogą być wykonane w postaci cienkich

przepon, które uginając się sprężyście zasłaniają lub odsłaniają kanały dolotowe do komory spalania. Po drugiej stronie komory spalania znajduje się rezonansowa dysza wylotowa o tak dobranej długości i kształcie, aby gazy spalinowe wytworzone w trakcie zapłonu w komorze spalania wywołały rezonansowe pulsacje ciśnienia w dyszy i komorze spalania. Dzięki tym pulsacjom, po każdym zapłonie ciśnienie gazu w komorze spalania spada poniżej ciśnienia atmosferycznego, co powoduje odchylenie membran zaworów i zassanie kolejnej porcji powietrza przez wlot silnika. Po wyrównaniu się ciśnienia membrany zamykają zawory, a ciśnienie w komorze spalania zaczyna rosnąć, co z kolei powoduje kolejny zapłon doprowadzanego do niej paliwa. Głównymi problemami w eksploatacji takiego silnika jest wywołanie pierwszego zapłonu i osiągnięcie rezonansu w dyszy wylotowej oraz trwałość zaworów.



Rys.7.18. Silnik pulsacyjny.

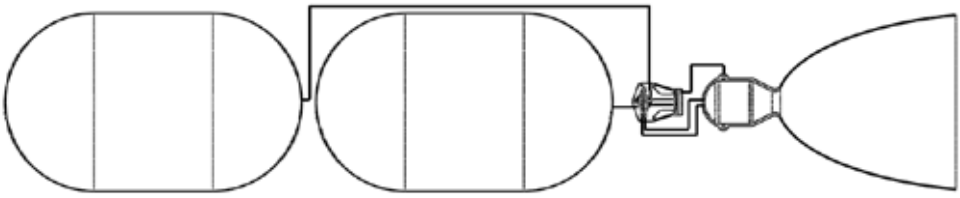


Rys.7.19. Silnik rakietowy na stały materiał pędny

Do grupy silników odrzutowych zalicza się również silniki rakietowe. Ich wspólną cechą jest to, że nie potrzebują powietrza atmosferycznego do podtrzymywania spalania. Dzięki temu mogą one pracować poza atmosferą. Najprostszym z tych silników jest zupełnie pozbawiony elementów ruchomych silnik rakietowy na stały materiał pędny (rys.7.19). Silnik taki składa się z komory spalania i dyszy zbieżno-rozbieżnej pozwalającej na wylot gazów spalinowych w optymalnych wa-

runkach. Komora spalania w tym silniku wypełniona jest niemal całkowicie mieszaniną paliwa i utleniacza w stanie sztywnej bryły. W niskiej temperaturze spalanie tej mieszaniny nie zachodzi. Po podgrzaniu jednak do odpowiedniej temperatury składniki mieszaniny zaczynają parować i następuje zapłon. Spalanie odbywa się więc na powierzchni mieszaniny. Powierzchnia ta może mieć różne kształty, dzięki czemu ciąg silnika może być zmienny w czasie. Nie można go jednak w czasie pracy regulować. Nie można też takiego silnika w dowolnym momencie wyłączyć. Silnik wyłącza się sam, po wyczerpaniu się paliwa i utleniacza.

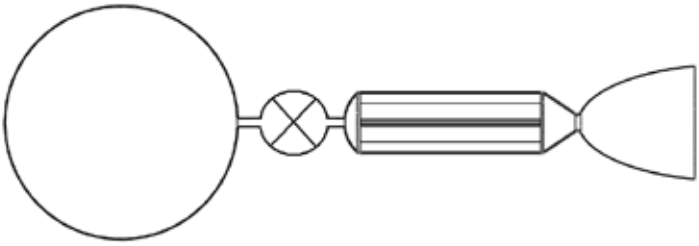
Przeciwieństwem silnika na stały materiał pędny jest silnik na ciekły materiał pędny (rys.7.20) [np. 283]. W zespole napędowym z silnikiem na ciekły materiał pędny można wyróżnić kilka charakterystycznych podzespołów. Są nimi zbiorniki na utleniacz i paliwo, wraz z zestawem przewodów transportujących je do silnika oraz zaworów sterujących tym przepływem: turbopompy i samego silnika rakietowego. Turbopompa to pompa o bardzo dużej wydajności, która jest zazwyczaj niewielkim silnikiem turbinowym z dwoma stopniami pompy wirnikowej. Jeden stopień pompy napędza strumień paliwa, drugi napędza strumień utleniacza. Część z nich jest spalana w komorze spalania turbopompy i wykorzystywana do napędzania turbiny, która z kolei napędza obydwa wirniki pompy. Większość materiałów pędnych kierowana jest do komory spalania właściwego silnika rakietowego, gdzie jest spalana, a gazy wylotowe wydostają się na zewnątrz, z ogromną prędkością, przez dyszę zbieżno-rozbieżną. Do chłodzenia dyszy często wykorzystuje się paliwo przepływające w rurkach zatopionych w jej ściankach lub między podwójnymi ścianami. Paliwo to jest więc również wstępnie podgrzewane, co jest o tyle istotne, że często jest nim na przykład wodór zmagazynowany w zbiorniku w stanie ciekłym, mający temperaturę mniejszą niż -250ºC.



Rys.7.20. Zespół napędowy z silnikiem rakietowym na ciekły materiał pędny

Z powyższego opisu wynika, że głównymi zaletami silnika rakietowego na ciekły materiał pędny są: możliwość wyłączenia go poprzez odcięcie dopływu któregoś z materiałów pędnych oraz możliwość płynnej regulacji ciągu poprzez płynną regulację ilości materiałów pędnych docierających do silnika. Biorąc jednak pod uwagę stopień komplikacji konstrukcji zespołu napędowego w połączeniu

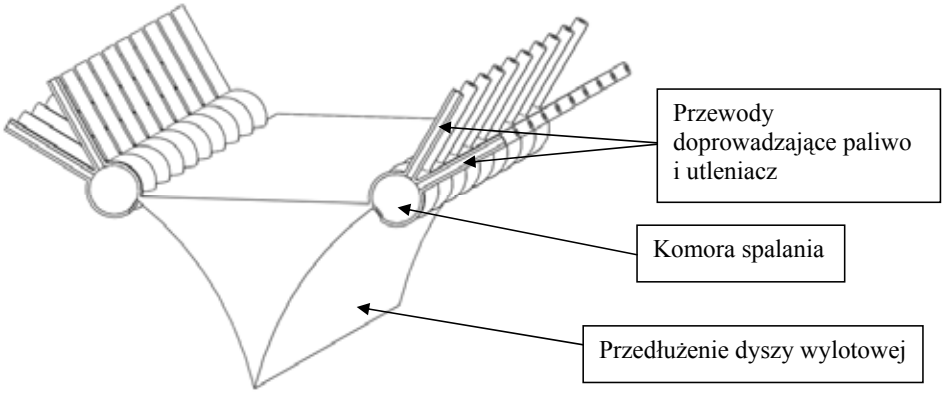
z ogromnymi wydatkami płynów w jego instalacjach oraz temperaturami panującymi wewnątrz silnika, należy stwierdzić, że silniki takie są nadzwyczaj trudne w eksploatacji. Z tego też względu silniki rakietowe na stały materiał pędny są stosowane tam, gdzie istotna jest prostota obsługi i możliwość natychmiastowego startu. Natomiast silniki rakietowe na ciekły materiał pędny stosowane są tam, gdzie istotne jest precyzyjne sterowanie silnikiem i rakietą. Zalety obydwu tych rodzajów silników rakietowych łączy w sobie rakietowy, hybrydowy zespół napędowy (rys.7.21) [257]. Sam silnik zbudowany jest podobnie do silnika na stały materiał pędny. Wypełniony jest jednak tylko paliwem. Ponadto w ściance zamykającej silnik, po przeciwnej stronie dyszy zbieżno-rozbieżnej, znajduje się otwór i zawór doprowadzający do silnika utleniacz zmagazynowany w zbiorniku, w stanie ciekłym. Silnik taki może być więc wyłączony w dowolnym momencie, po zamknięciu zaworu doprowadzającego utleniacz. Może też być precyzyjnie sterowany poprzez regulację ww. zaworu. Z drugiej jednak strony zespół napędowy tego rodzaju jest mniej skomplikowany niż silnik na ciekły materiał pędny.



Rys.7.21. Rakietowy hybrydowy zespół napędowy.

Wspólną cechą wszystkich silników rakietowych jest zastosowanie dyszy zbieżno-rozbieżnej do wyprowadzania gazów spalinowych na zewnątrz, dzięki czemu mogą się one poruszać z prędkością naddźwiękową, co zwiększa ciąg silnika rakietowego. Wspólnym też problemem jest kształt dyszy. Jeśli jest ona zbyt wąska, to przy niskim ciśnieniu otoczenia gazy spalinowe rozprężają się gwałtownie po jej opuszczeniu. Jeśli jest zbyt szeroka, to przy wysokim ciśnieniu otoczenia wewnątrz dyszy może dochodzić do oderwania przepływu gazów spalinowych od jej ścianek. W obydwu przypadkach konsekwencją jest redukcja sprawności i ciągu silnika. W związku z tym wąskie przedłużenia dyszy stosuje się zazwyczaj, gdy ciśnienie otoczenia jest wysokie, a szerokie, gdy ciśnienie otoczenia jest niskie. Jest to jednym z ważniejszych argumentów za stosowaniem wielostopniowych rakiet kosmicznych, które poruszają się w atmosferze na różnych wysokościach, przy zmiennym ciśnieniu otaczającego je powietrza. Innym rozwiązaniem tego problemu może być stosowanie przedłużeń o zmiennym przekroju, lub stosowanie

silników rakietowych typu aerospike [68], w których przedłużenie dyszy zbieżno-rozbieżnej ogranicza przepływ gazów spalinowych tylko z jednej strony (rys.7.22).

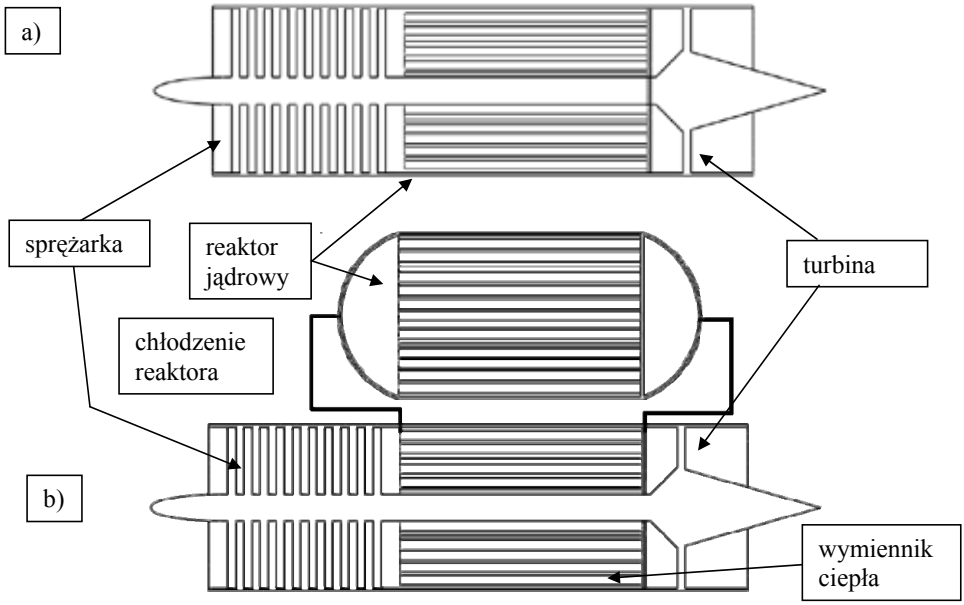


Rys.7.22. Silnik rakietowy typu aerospike

7.2 Przegląd nietypowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie

Oprócz powyższych, konwencjonalnych rodzajów zespołów napędowych, testowane były również i takie kojarzące się raczej z literaturą fantastyczno-naukową. Przykładem mogą tu być silniki nuklearne (rys.7.23). Koncepcja takiego napędu polega na wykorzystaniu faktu, że rozpad pierwiastków promieniotwórczych wiąże się z emisją znacznych ilości energii. Działający więc reaktor można umieścić w silniku rakietowym lub turbinowym zamiast komory spalania. W silniku turbinowym przepływające przezeń powietrze chłodzi reaktor. Ciepło odebrane reaktorowi zamienia się na energię kinetyczną cząsteczek powietrza, a ta następnie jest częściowo przekazywana turbinie, a częściowo służy do wytworzenia ciągu. Turbina z kolei napędza sprężarkę wtłaczającą powietrze do reaktora. Silnik taki można nazwać termicznym silnikiem nuklearnym z otwartym obiegiem chłodzącym, gdyż po przepłynięciu przez turbinę powietrze odprowadzane jest do atmosfery (rys.7.23a). Teoretycznie silnik taki może działać przez wiele miesięcy bez „uzupełniania" paliwa. Jest jednak niezwykle szkodliwy dla środowiska, gdyż drobiny materiału promieniotwórczego odrywające się (np. na skutek drgań) od prętów paliwowych reaktora wylatują bezpośrednio do atmosfery, wywołując jej skażenie. Z tego też względu zaprzestano przeprowadzania nielicznych prób w locie tego typu silników. Rozważa się ich użycie jedynie w zastosowaniu do pocisków manewrujących z bojowymi głowicami jądrowymi. Na podobnej zasadzie działają

nuklearne silniki rakietowe, w których reaktor umieszczony jest wewnątrz „komory spalania”. W tym jednak przypadku energia gazu roboczego chłodzącego reaktor w całości wykorzystywana jest do wytwarzania ciągu. Silniki takie miałyby znacznie większy impuls właściwy od stosowanych obecnie chemicznych silników rakietowych, dzięki czemu możliwa byłaby realizacja załogowej misji na Marsa. Stosowanie termicznych nuklearnych silników rakietowych uniemożliwia jednak umowa o nieumieszczaniu w kosmosie ładunków nuklearnych.



Rys.7.23 Nuklearne zespoły napędowe z a) otwartym i b) zamkniętym obiegiem chłodzącym reaktor

W celu zmniejszenia zagrożenia dla środowiska można zastosować układ z zamkniętym obwodem chłodzącym (rys.7.23b). W tym wypadku reaktor umieszczony jest poza silnikiem i jest z nim połączony tylko przewodami dostarczającymi i odprowadzającymi ciecz chłodzącą. Ciecz ta następnie kierowana byłaby do wymiennika ciepła znajdującego się w silniku, zamiast komory spalania. Silnik taki jest znacznie bezpieczniejszy dla środowiska, wiązano więc z nim nadzieję na zbudowanie samolotu bombowego, który mógłby bardzo długo latać bez startu i lądowania. Silnik taki jest jednak znacznie cięższy, więc ładunek użyteczny samolotów przeznaczonych do testowania tego zespołu napędowego znacząco zmalał. Dodatkowo lekkie ścianki reaktora nie są w stanie całkowicie powstrzymać promieniowania. Pojawiła się więc potrzeba chronienia pomieszczeń dla załogi. Niezbędne

w tym celu tarcze ołowiane chroniły skutecznie załogę, ale redukowały ładunek użyteczny niemal do zera. Na domiar złego samolotowi z napędem nuklearnym w locie zawsze musiał towarzyszyć samolot transportowy, aby w przypadku katastrofy natychmiast dokonać dekontaminacji miejsca zdarzenia. Z tych też względów ten rodzaj napędu turbinowego uznano za niepraktyczny i niebezpieczny.

Rys.7.24 Elektryczne zespoły napędowe

Dużo bardziej praktyczny już niedługo może się okazać napęd elektryczny, zwłaszcza w przypadku wojskowych i cywilnych samolotów bezzałogowych (rys.7.24). W chwili obecnej jego stosowanie jest ograniczone przez wysokie koszty i masy oraz niewielką wydajność źródeł zasilania. Jednakże wyczerpywanie się zasobów paliw kopalnych najprawdopodobniej sprawi, że napędy elektryczne staną się ekonomiczne. Z drugiej strony postęp technologiczny w jednoznaczny sposób wpływa na poprawę jakości źródeł zasilania. Warto więc temu napędowi przyjrzeć się nieco bliżej. Może on występować w kilku odmianach. Silnik elektryczny, zazwyczaj bezszczotkowy, może być zasilany z akumulatorów (obecnie litowo-jonowych lub litowo-polimerowych), z ogniw paliwowych [129] lub z ba-

terii słonecznych. Możliwe jest również stosowanie rozwiązań hybrydowych np. zasilania częściowo z akumulatorów, a częściowo z baterii słonecznych, lub wykorzystujących marszowy silnik spalinowy do ładowania akumulatorów zasilających dodatkowy elektryczny silnik w trakcie wznoszenia.

Istotną zaletą silników elektrycznych jest fakt, że ich zasada działania nie wymaga wykorzystania tlenu do spalania. W związku z tym, w przeciwieństwie do większości silników spalinowych, ich moc nie zmienia się w znaczący sposób wraz ze spadkiem ciśnienia powietrza. Nie oznacza to jednak, że elektryczne zespoły napędowe są zupełnie odporne na zmiany wysokości lotu. Warto zauważyć, że wraz ze wzrostem pułapu spadają zarówno ciśnienie jak i temperatura. Z drugiej strony chęć zminimalizowania masy akumulatorów skłania do stosowania tzw. pakietów miękkich, pozbawionych sztywnych obudów. Spadek ciśnienia zewnętrznego może więc prowadzić do obniżenia ich parametrów lub nawet uszkodzenia. Z kolei zastosowanie sztywnych obudów oznacza wzrost masy. Spadek temperatury również pogarsza właściwości akumulatorów. Można je, co prawda, podgrzewać, jeśli ich temperatura spadnie poniżej optymalnej. Oznacza to jednak równoczesny wzrost masy i zużycia energii. Paradoksalnie, spadek gęstości powietrza otaczającego silnik elektryczny utrudnia również jego chłodzenie, co zmusza do stosowania powiększonych radiatorów. Na koniec loty na wysokich pułapach wiążą się z podwyższonym poziomem promieniowania, co negatywnie wpływa na parametry pracy silników elektrycznych, akumulatorów i baterii słonecznych. Te ostatnie zmniejszają swoją wydajność również w wyniku spadku temperatury. Warto jednak zwrócić uwagę na fakt, że na dużych pułapach ilość światła docierającego do baterii słonecznych jest znacznie większa niż tuż przy powierzchni Ziemi, a to ze względu na znacznie cieńszą i mniej gęstą warstwę atmosfery ponad nimi.

Pomimo wymienionych trudności podjęto już z powodzeniem próby budowy załogowych i bezzałogowych samolotów z napędem elektrycznym (rys.7.24). Najciekawszą koncepcją jest pomysł wykorzystania stratosferycznego samolotu elektrycznego jako zamiennika dla satelity (rozdz.1.2.6, rys.5.6) [38].

Możliwe jest już również obecnie budowanie ultralekkich motoszybowców załogowych zasilanych wyłącznie przy użyciu baterii słonecznych. Dokonano nawet wielodniowego przelotu dookoła świata w załogowym samolocie z napędem elektrycznym z zasilaniem z baterii słonecznych i akumulatorów [237].

Przedstawiony tu przegląd nie wyczerpuje zagadnienia trendów rozwojowych napędów lotniczych [12-14], czego dowodem są choćby próby stosowania silników spalających paliwa alternatywne [167, 205]

7.3 Zakres zastosowań spalinowych zespołów napędowych stosowanych w lotnictwie

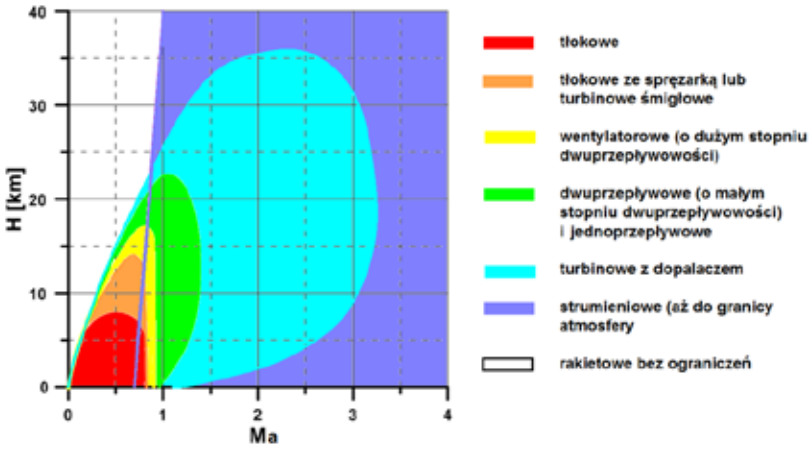
Wspomniawszy o możliwości lotu samolotów z napędem elektrycznym na dużych pułapach warto wrócić do konwencjonalnych napędów spalinowych i zapoznać się z ich zakresami zastosowań.

Typowy silnik tłokowy napędza śmigło wytwarzające ciąg. W celu uniknięcia problemów związanych z lokalnym przekraczaniem prędkości dźwięku końcówka śmigła powinna poruszać się z prędkością poddźwiękową. Biorąc przy tym pod uwagę, że prędkość ta jest sumą wektorową liniowej prędkości stycznej do obwodu zataczanego przez końcówkę w ruchu obrotowym i prędkości ruchu postępowego samolotu, ta ostatnia prędkość powinna być mniejsza od Ma=0,7, a suma tych prędkości powinna być mniejsza od około Ma=0,85 (rys.7.25,26).

Rrys.7.25. Samolot Tu-95 osiąga co prawda z prędkość Ma=0,85, ale znany jest jako wyjątkowo hałaśliwy, ze względu na bardzo duże prędkości końcówek łopat śmigieł przeciwbieżnych, jest więc raczej wyjątkiem od reguły
(*Центральный Музей Военно-Воздушных Сил b Монино*)

Dotyczy to wszystkich napędów śmigłowych, jak również wirników wentylatorów i sprężarek. Wentylatory jednak mają mniejszą średnicę niż śmigła, dzięki czemu przy danej prędkości obrotowej liniowa prędkość końcówki łopaty jest mniejsza. Co więcej prędkość obwodowa w silnikach wentylatorowych ma tendencję spadkową, np. dzięki stosowaniu reduktorów. Możliwy jest więc wzrost prędkości postępowej samolotu. Ponadto, zarówno wentylatory, jak i sprężarki - umieszczane są wewnątrz pierścieni kanałów dolotowych. Odpowiednie wyprofilowanie tych elementów pozwala na zmniejszenie prędkości powietrza docierającego do łopatek. Z tego względu w przypadku napędów wentylatorowych (turbinowych silników odrzutowych o dużym stopniu dwuprzepływowości) możliwe jest osiąganie dużych prędkości poddźwiękowych dochodzących do Ma=0,9, w przypadku zaś

turbinowych silników odrzutowych o małym stopniu dwuprzepływowości nawet nieznaczne przekraczanie prędkości dźwięku. Przekraczanie prędkości dźwięku jest też możliwe w przypadku turbinowych silników odrzutowych jednoprzepływowych, których pierwszy stopień sprężarki ma zazwyczaj jeszcze mniejszą średnicę niż wentylator. Osiąganie dużych prędkości naddźwiękowych jest możliwe przy użyciu turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem.



Rys.7.26. Zakresy zastosowań spalinowych zespołów napędowych

Tego rodzaju zespół napędowy może osiągać prędkości przekraczające Ma=3. Tak duże, a nawet większe prędkości można osiągać przy zastosowaniu silników strumieniowych, nie mogą jednak one pracować poniżej pewnej krytycznej prędkości wynikającej z geometrii danego silnika. Zazwyczaj prędkość ta jest większa niż Ma=0,5. Silnik strumieniowy przed uruchomieniem musi więc zostać rozpędzony powyżej swojej prędkości startowej za pomocą innego zespołu napędowego. Z drugiej strony prędkość samolotu napędzanego silnikiem strumieniowym ograniczona jest przez nagrzewanie aerodynamiczne jego elementów konstrukcyjnych. To samo ograniczenie prędkości maksymalnej dotyczy również rakietoplanów, czyli samolotów napędzanych silnikami rakietowymi. Silniki rakietowe mogą jednak działać także przy zerowej prędkości.

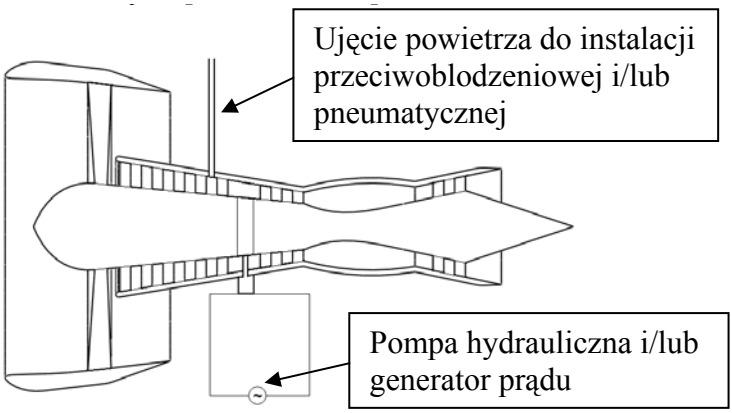
Analizując z kolei wpływ zespołu napędowego na pułap samolotu można zauważyć, że silnik tłokowy traci swoją moc wraz ze spadkiem gęstości powietrza. Dotyczy to także silników turbinowych i strumieniowych wykorzystujących tlen z otaczającego samolot powietrza. Jedną z metod osiągania dużych pułapów może być więc stosowanie silników o bardzo dużym nadmiarze mocy na poziomie morza. Dzięki temu taki zespół napędowy miałby wystarczającą moc do lotu poziomego na dużej wysokości pomimo spadku mocy. Byłby on jednak bardzo ciężki w po-

równaniu z resztą konstrukcji samolotu. Jest to więc metoda niepraktyczna. Z tego względu pułap samolotów napędzanych zwykłymi silnikami tłokowymi ograniczony jest zazwyczaj do około 6000m. Wyższe pułapy osiąga się zazwyczaj przy zastosowaniu silników doładowanych sprężarką. Sprężarka może być napędzana mechanicznie - przez przekładnie zainstalowaną na wale silnika, może to też być turbosprężarka napędzana przez turbinę obracającą się pod wpływem przepływu gazów spalinowych silnika. W zależności od konstrukcji silniki z doładowaniem sprężarką pozwalają na osiąganie pułapów dochodzących do ok. 14000m. Przekraczanie tego pułapu wymaga stosowania bardzo rozbudowanych turbosprężarek, dla których silnik tłokowy byłby już tylko przeszkodą, w związku z tym dalszy wzrost pułapu osiąga się przez stosowanie znacznie lżejszych silników turbinowych. Warto jednak zauważyć, że wraz ze wzrostem wysokości spada prędkość dźwięku, co ogranicza zakres stosowalności turbinowych napędów śmigłowych. Z jednej bowiem strony samolot musi się poruszać z prędkością większą od minimalnej, rosnącej wraz ze spadkiem gęstości, z drugiej zaś końcówki śmigieł nie mogą przekraczać Ma=0,85. Jeśli więc dla danego samolotu prędkość minimalna na danej wysokości jest większa niż Ma=0,85, to zastosowanie w nim napędu śmigłowego nie jest możliwe. Dalszy wzrost pułapu osiąga się poprzez zastosowanie turbinowych silników odrzutowych. Zazwyczaj silniki wentylatorowe stosowane są do samolotów osiągających pułapy nieprzekraczające na ogół 10000-13000m, choć zdarzają się przypadki stosowania takich silników do samolotów latających na wysokościach dochodzących do 18000m (Lockheed U-2). Zastosowanie silnika z dopalaczem pozwala na osiąganie wysokości dochodzących nawet do 35000m (Lockheed SR-71). Zmiana gęstości i lepkości powietrza wraz ze wzrostem pułapu ułatwia oderwanie warstwy przyściennej na wypukłej stronie łopatek sprężarki. Znalezienie profilu łopatki, który dobrze działałby w dużym zakresie pułapów i prędkości lotu jest nadzwyczaj trudne, stanowi więc ograniczenie pułapów osiąganych przez samoloty z silnikami turbinowymi. Ograniczenia tego nie mają oczywiście silniki strumieniowe, które mogą osiągać dowolne pułapy, na których jest jeszcze wystarczająco dużo tlenu w powietrzu do podtrzymania procesu spalania. Osiąganie wyższych pułapów jest możliwe już tylko przy pomocy rakietowych zespołów napędowych i wymaga zainstalowania w rakietoplanie specjalnej instalacji pozwalającej na zmagazynowanie nie tylko paliwa, ale również utleniacza.

7.4 Silnik i inne źródła zasilania dla instalacji pokładowych

W większości samolotów silnik nie jest wyłącznie źródłem napędu, zasila bowiem liczne systemy pokładowe (rys.7.27). Może się to odbywać dzięki instalacji na

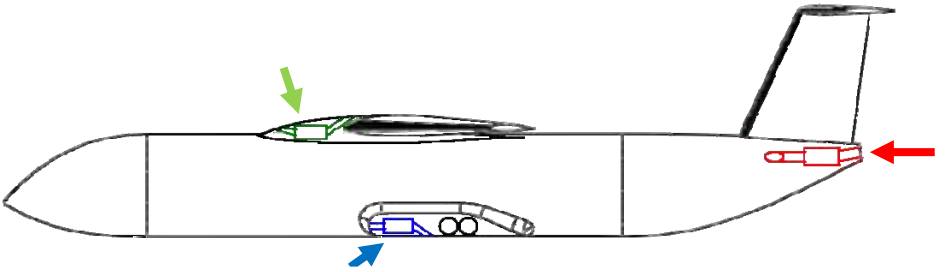
silnikach prądnic i pomp hydraulicznych. Popularne jest też pobieranie powietrza do systemów pneumatycznych ze sprężarki silnika turbinowego. To właśnie stąd pochodzi powietrze utrzymujące wysokie ciśnienie w ciśnieniowych kabinach samolotów pasażerskich. Ze sprężarki również pobiera się powietrze do instalacji przeciwoblodzeniowych [30, 31, 33, 34].



Rys.7.27. Ujęcie powietrza do instalacji przeciwoblodzeniowej i/lub pneumatycznej oraz prądnica w turbinowym silniku wentylatorowym

Systemy energetyczne samolotu muszą jednak działać niezależnie od tego, czy silniki główne pracują, czy też nie. Pomijając sytuacje awaryjne, dzieje się tak zazwyczaj w trakcie postojów na lotniskach. Podtrzymywanie pracy silników napędowych nie jest wówczas opłacalne. Nieopłacalne lub wręcz niemożliwe może też być zasilanie z instalacji lotniskowych. Wykorzystuje się wtedy pomocniczą jednostkę napędową (APU – Auxiliary Power Unit). Jest to zazwyczaj dodatkowy mały silnik turbinowy, spalający to samo paliwo, co silniki główne. Jego moc jest

rys. 7.28. Pomocnicza jednostka napędowa APU w tylnej części kadłuba samolotu Boeing 757



Rys.7.29. Różne lokalizacje pomocniczej jednostki napędowej

Rys.7.30. Awaryjny generator prądu RAT w samolotach Concorde (*Brooklands Museum*) i F-104 Starfighter (*Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim)*

jednak zazwyczaj tak dobrana, aby wytwarzanej przez nie energii wystarczało jedynie do zasilania systemów samolotu. Dzięki temu APU pracuje w optymalnych dla siebie warunkach, zwykle tylko w czasie postoju samolotu na ziemi. Zaznaczyć jednak należy, że APU może również wytwarzać ciąg, wspomagając zasadniczy zespół napędowy w trakcie startu, choć nie jest to jego podstawowa funkcja. Nie dziwi jednak fakt, że APU bardzo często montowane są w tylnej części kadłuba (rys.7.28). Można je jednak również montować w innych miejscach płatowca, np. w gondolach silników lub pod owiewkami połączenia skrzydło kadłub (rys.7.29).

APU może czasami zawieść równocześnie z silnikami głównymi, zwłaszcza, że nie charakteryzuje się zwykle równie wysoką jak one niezawodnością. Skąd więc systemy samolotu mogą wtedy czerpać energię? Otóż mogą ją czerpać z opływu. Montuje się w związku z tym na większości samolotów tzw. RAT (Ram Air Turbine), czyli niewielkie prądnice napędzane wiatrakami poruszanymi przez przepływające wokół samolotu powietrze (rys.7.30). W normalnych warunkach RAT musi być schowana, aby nie wytwarzała zbędnego oporu aerodynamicznego. W sytuacji awaryjnej powinna jednak istnieć możliwość wysunięcia RAT bez jakiegokolwiek zasilania.

Na pokładach samolotów montuje się oczywiście również baterie akumulatorów. W większości przypadków są one jednak niewielkie i wystarczają do uruchomienia APU, lub jednego z silników. Wyjątkiem są tu samoloty z napędem elektrycznym, w których akumulatory stanowią często główne źródło zasilania.

7.5 Gdzie zamontować zespół napędowy?

Tytułowe pytanie tego rozdziału jest bardzo istotne, od zespołu napędowego i jego sprawności zależą bowiem w dużej mierze osiągi samolotu. Ma on również znaczący udział w masie samolotu, przez co wpływa nie tylko na osiągi, ale również na stateczność płatowca. Najogólniej rzecz ujmując, w przypadku napędów śmigłowych istnieją dwa układy: ciągnący i pchający. W pierwszym przypadku śmigło zamontowane jest przed silnikiem, w drugim za silnikiem. Zdecydowana większość samolotów śmigłowych ma ciągnący zespół napędowy (rys.7.31.a). Nie oznacza to jednak, że jest to układ tradycyjny, jako że pierwszy samolot braci Wright miał pchający układ napędowy. Układ ciągnący nie musi też być konwencjonalny. Większość samolotów ma co prawda silnik zamontowany w przedniej części kadłuba, a przed nim, na wystającym z niego wale śmigło, zdarzają się jednak również bardzo niekonwencjonalne rozwiązania w tym układzie. Dla przykładu ciągnący zespół napędowy zainstalowany w stateczniku pionowym łodzi latającej pozwala na maksymalne odsunięcie śmigła od lustra wody (rys.7.31.b). Analogiczne rozwiązanie zastosowane w elektrycznym motoszybowcu może poprawić opływ jego kadłuba, zwiększając doskonałość motoszybowca.

Pomimo popularności układu ciągnącego wielu projektantów sięga po układ pchający. Wynika to z faktu, że strumień powietrza przepływającego przez śmigło ma mniejszą średnicę za śmigłem, a większą przed nim. Oznacza to, że ten sam silnik umieszczony za śmigłem będzie zakłócał pracę śmigła bardziej niż gdyby znajdował się przednim. Jego względne wymiary są bowiem mniejsze. W rzeczywistości wykorzystanie tej zalety wcale nie jest tak proste jak by się wydawało.

Rys. 7.31. Różne konfiguracje jednosilnikowego napedu śmigłowego: a) North American P-51D Mustang, b) Seawind 300C, c) J-6 Fregata, d) LH-10 Ellipse, e) RQ-2 Pioneer (*The Smithsonian's National Air and Space Museum Washington, RAF Museum, Hendon*)

Opis związanych z tym rozwiązaniem problemów aerodynamicznych znajduje się w rozdziale poświęconym śmigłom. Tutaj należy wspomnieć o problemach związanych z ogólną aranżacją układu. Na pierwszy plan wysuwa się problem stateczności. Umieszczenie silnika na końcu kadłuba przesuwałoby środek masy samolotu daleko do tyłu, co znacząco pogarsza jego stateczność. Takie rozwiązanie możliwe jest więc tylko wtedy, gdy przód samolotu jest odpowiednio ciężki i równoważy masę zespołu napędowego. W przeważającej jednak liczbie przypadków zastosowania pchającego zespołu napędowego, warunek ten nie jest spełniony. Trzeba więc silnik umieścić możliwie blisko środka masy samolotu. W samolotach jednosilnikowych oznacza to jednak kolizję śmigła z tylną częścią kadłuba. Rozwiązań tego problemu jest kilka. Można zmniejszyć pole przekroju tylnej części kadłuba, a silnik umieścić wysoko nad nią (rys.7.31.c), można podzielić tylną część kadłuba na dwie belki kadłubowe zamontowane do skrzydeł, daleko od płaszczyzny symetrii samolotu (rys.7.31.e), można wreszcie silnik umieścić przy środku masy, a śmigło na końcu kadłuba i połączyć je ze sobą odpowiednio długim wałem (rys.7.31.d). W pierwszym rozwiązaniu (rys.7.31.c), silnik znajdzie się stosunkowo wysoko, przesuwając środek masy do góry, co może spowodować problemy w trakcie kołowania. Co gorsza oś ciągu znajdzie się wysoko ponad środkiem masy, co oznacza, że samolot bardzo silnie będzie reagował na wszelkie zmiany ciągu. Wzrost ciągu będzie pochylał nos samolotu w dół, zmuszając pilota do wychylenia steru wysokości w górę, co zwiększa opór aerodynamiczny samolotu. Co gorsza spadek ciągu powoduje unoszenie nosa samolotu w górę, co powoduje wzrost kąta natarcia. Nieostrożne operowanie gazem w tym przypadku może być nadzwyczaj niebezpieczne w trakcie podejścia do lądowania. Gwałtowne zdjęcie gazu może bowiem doprowadzić do przeciągnięcia samolotu na małej wysokości, z którego nie da się już samolotu wyprowadzić. Z drugiej strony gwałtowne dodanie gazu może doprowadzić do nurkowania, zamiast wznoszenia, co może zaskoczyć pilota, który może nie zdążyć wyrównoważyć samolotu przed zderzeniem z ziemią. Wady tej nie ma układ z dwoma belkami kadłubowymi (rys.7.31.e), jako że oś ciągu może w tym przypadku przechodzić niemal przez środek masy. Należy jednak pamiętać, że siły przenoszone zwykle przez kadłub są w tym przypadku wprowadzane w skrzydło w miejscach zamocowań belek kadłubowych. Zwiększa to obciążenia centropłata, a zatem również jego masę. Układ ten jest bardzo często stosowany w samolotach bezpilotowych, w których umieszczenie śmigła w tylnej części gondoli kadłubowej odsłania przednią półsferę, w której zazwyczaj znajduje się wyposażenie rozpoznawcze. Warto przy tym pamiętać, że np. kamera telewizyjna działa nieco inaczej niż ludzkie oko, w związku z tym nawet szybko obracające się śmigło może być dla niej istotną przeszkodą. Trzecie z przedstawionych rozwiązań (rys.7.31.d) pozwala na umieszczenie silnika blisko środka masy,

a śmigła daleko, za samolotem, wymaga jednak połączenia tych elementów dodatkowym wałem. Wał ten, wraz ze swoimi podporami, zwiększa oczywiście masę zespołu napędowego. Może też być dodatkowym źródłem drgań, prowadzącym do obniżenia trwałości konstrukcji lub nawet jej zniszczenia. Ponadto układ ten utrud-

Rys.7.32. Różne konfiguracje wielosilnikowego, śmigłowego zespołu napędowego: a) Convair B-36 (*Pima Air Museum, Tucson*), b) North American B-25 Mitchel (*Imperial War Museum, Duxford),* c) Scaled Composites Boomerang, d) Cessna 336 Skymaster, e) Dornier 335 Pfeil (*The Smithsonian's National Air and Space Museum)*

nia chłodzenie silnika, gdyż prędkość powietrza przed śmigłem jest mniejsza niż za śmigłem, a wzrost odległości między silnikiem a śmigłem znacząco ten problem pogłębia.

Układ ciągnący i pchający mogą być stosowane również w samolotach wielosilnikowych (rys.7.32a,b). Czasem zdarza się nawet zastosowanie jednego silnika ciągnącego i jednego pchającego równocześnie (rys.7.32d,e). Sprawia to, iż samolot staje się bardziej symetryczny, o ile obydwa śmigła obracają się w przeciwne strony (rys.7.33a). Symetrię samolotu można również poprawić w samolocie z silnikami współbieżnymi, a nawet w samolocie jednosilnikowym, wymaga to jednak zastosowania niesymetrycznej aerodynamiki reszty płatowca (rys.7.32c). Wpływ spiralnego śladu wirowego za skrzydłem równoważy się wtedy z wpływem niesymetrii pozostałych elementów płatowca. Warto przy tym zauważyć, że w samolocie wielosilnikowym łatwiej jest zamontować śmigła pchające, gdyż silniki zazwyczaj zamocowane są do skrzydeł, po bokach kadłuba, nie kolidują więc z tylną jego częścią. Problem pojawia się jednak w przypadku awarii śmigła polegającej na oderwaniu się jego łopaty od piasty. Projektując taki samolot warto się więc postarać, aby w płaszczyźnie śmigła nie znajdowało się nic wrażliwego, a sama struktura wytrzymałościowa płatowca powinna być wzmocniona. Warto też unikać instalacji śmigieł tuż za krawędzią spływu skrzydła. Łopaty takiego śmigła

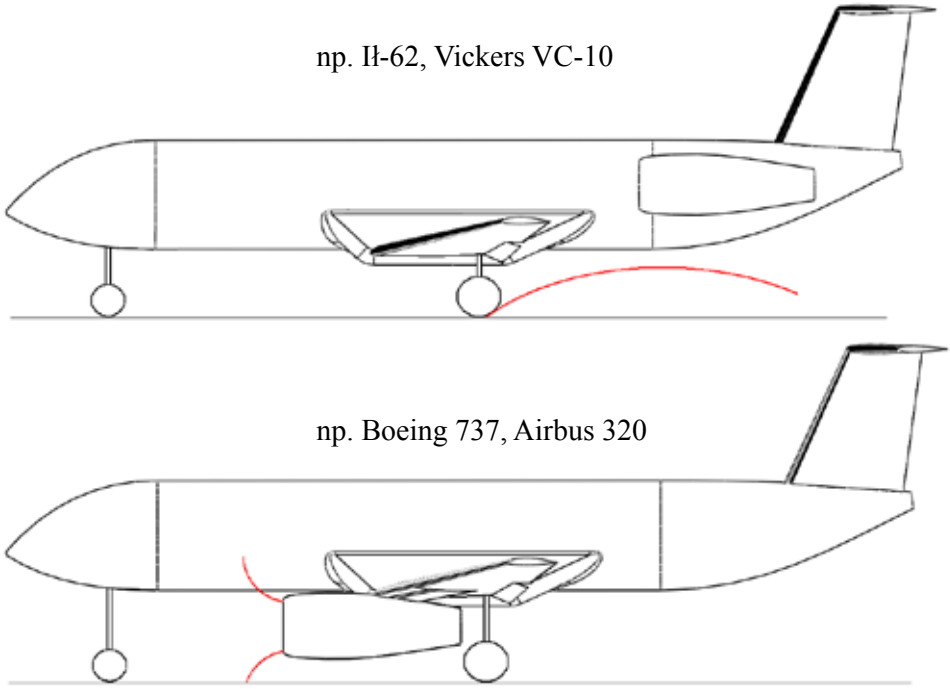
Rys.7.33 Nietypowe dwusilnikowe zespoły napędowe a) Macchi 72 z dwoma silnikami tłokowymi napędzającymi śmigło przeciwbieżne, b) Caproni Campini CC2 z silnikiem tłokowym napędzającym trójstopniowa sprężarkę z dopalaczem/silnikiem strumieniowym *(Il Museo Storico dell'Aeronautica Militare Bracciano)*

Rys.7.34. Najbardziej popularne kunfiguracje odrzutowych zespołów napedowych w samolotach pasażerskich: a) Fokker 100, b) Embraer 170

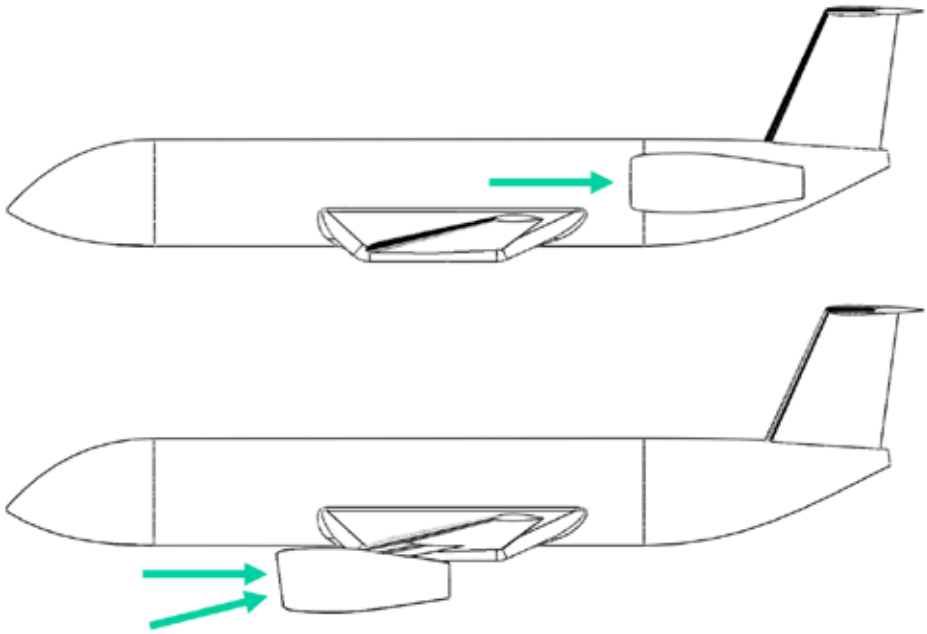
będą bowiem przechodziły cyklicznie przez obszary o wysokim i niskim ciśnieniu, co może być źródłem bardzo silnych drgań konstrukcji.

W przypadku transportowych samolotów odrzutowych da się wyróżnić dwa najczęściej stosowane układy. Z silnikami po bokach tylnej części kadłuba i z silnikami pod skrzydłami (rys.7.34). Układ z silnikami pod skrzydłami zapewnia lepsze dostępy eksploatacyjne, a masa silników umieszczonych przed krawędzią natarcia pełni częściowo rolę masy antyflatterowej [29, 35, 36, 56, 130, 142, 182, 184, 239, 278]. Układ ten jest jednak mniej korzystny ze względu na możliwość zassania ciał obcych z pasa startowego [15], gdyż wloty do silników znajdują się nisko nad podłożem i nie są niczym osłonięte(rys.7.35). W układzie z silnikami po bokach kadłuba wloty znajdują się znacznie wyżej a przed nimi znajdują się skrzydła. Ponadto w trakcie startu i lądowania wychylone klapy stanowią dodatkową osłonę. Aby uniknąć częstych awarii trzeba więc w samolotach z silnikami pod skrzydłami stosować dłuższe i cięższe podwozia. Takie samoloty lepiej sprawdzają się na dużych lotniskach gdzie pasy startowe są zadbane. Małe samoloty przeznaczone do operowania z lotnisk lokalnych znacznie częściej wyposażane są w silniki w tylnej części kadłuba.

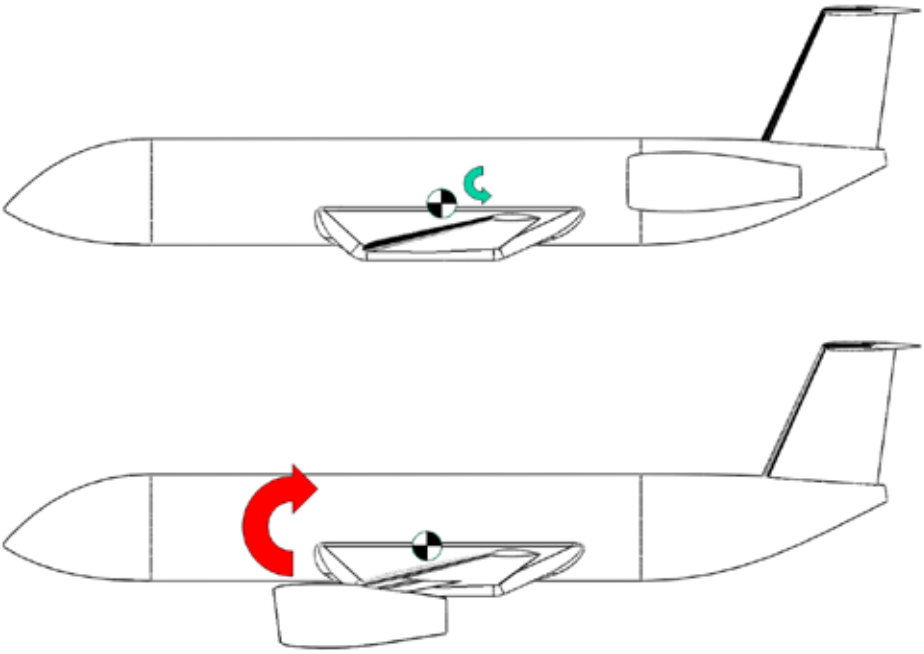
Nie jest to niestety jedyna wada samolotów z silnikami pod skrzydłami. Mają one bardzo poważny problem ze stabilnością przepływu powietrza we wlotach do silników w warunkach zmiennych kątów natarcia. Zmienności kątów natarcia nie da się niestety uniknąć, więc trzeba poświęcić bardzo wiele czasu na dopracowanie geometrii wlotów. Ten właśnie problem jest powodem, dla którego w wielu samolotach wlot powietrza jest nieco pochylony (rys.7.36). Dla porównania, samoloty z silnikami w tylnej części kadłuba problemu tego niemal w ogóle nie mają, gdyż wpadające do nich powietrze jest wstępnie odchylone przez płat. Zmiana kąta natarcia jest więc w tym wypadku znacznie mniejsza.



Rys.7.35. Ryzyko zassania ciała obcego z pasa startowego do silnika



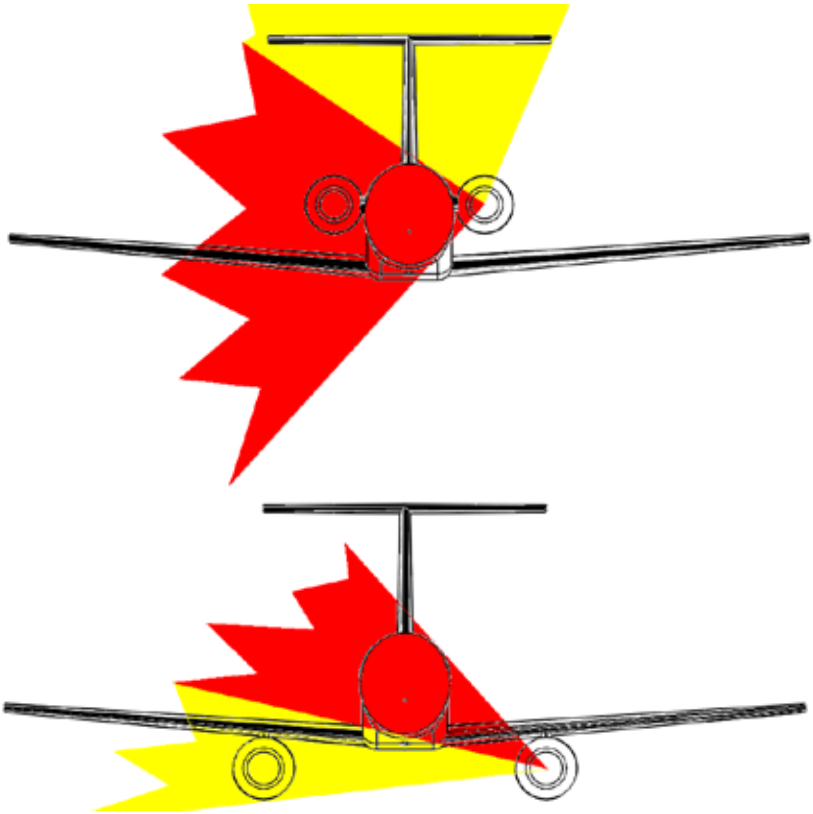
Rys.7.36. Wpływ lokalizacji zespołu napędowego na kąt natarcia wlotu powietrza do silnika



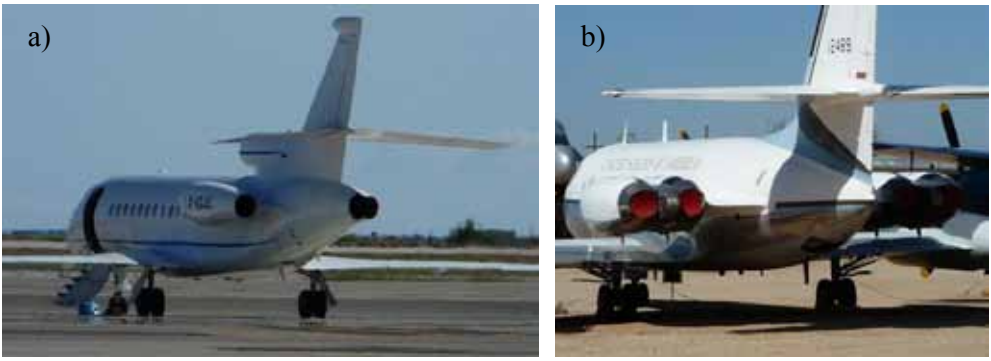
Rys.7.37. Wpływ lokalizacji zespołu napedowego na moment pochylający

Kolejną wadą samolotów z silnikami pod skrzydłami jest ich wrażliwość na zmiany ciągu (rys.7.37). Umieszczenie osi ciągu bardzo nisko pod środkiem masy samolotu powoduje zadzieranie nosa samolotu do góry, gdy zwiększa się ciąg i opuszczanie nosa w dół, gdy ciąg ulega zmniejszeniu. W samolotach z silnikami po bokach tylnej części kadłuba problem ten da się zminimalizować, gdyż silniki da się ustawić tak, aby osie ich ciągu przechodziły przez środek masy samolotu, lub były zlokalizowane bardzo blisko niego.

Dlaczego wobec tych wszystkich wad tak liczne samoloty komunikacyjne mają silniki zainstalowane pod skrzydłami? Otóż instalacja silników w tylnej części kadłuba ma jedną bardzo istotną wadę. W historii lotnictwa zdarzyło się kilka awarii spowodowanych rozpadnięciem się wirujących części silnika (tarcze wirników sprężarki lub turbiny). W przypadku samolotów z silnikami zamontowanymi w tylnej części kadłuba incydenty te często miały katastrofalne skutki. W tej bowiem konfiguracji silniki znajdują się zazwyczaj znacznie bliżej kadłuba, a co za tym idzie kadłub jest znacznie większym „celem" dla szczątków rozpadającej się tarczy (rys.7.38,39). W konstrukcjach gondol silnikowych dokłada się starań, aby szczątki takie nie wydostawały się na zewnątrz, jednakże biorąc pod uwagę gwałtowny charakter takich zdarzeń i wartości energii uwalnianej wraz ze szczątkami, prawdopodobieństwo opuszczenia gondoli przez takie szczątki jest dość wysokie.



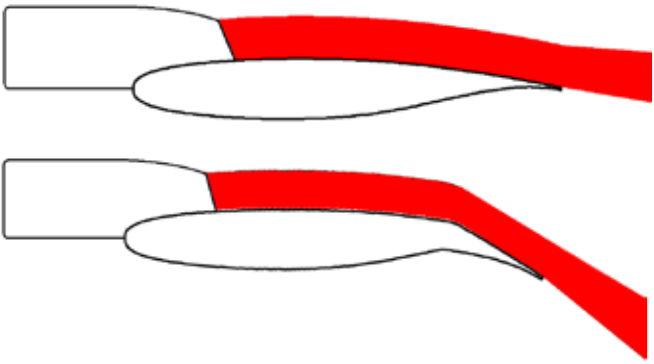
Rys.7.38. Wpływ lokalizacji zespołu napedowego na prawdopodobieństwo uszkodzenia kadłuba samolotu w przypadku eksplozji silnika



Rys.7.39 Instalacja trzech lub czterech silników w tylnej części kadłuba samolotów dyspozycyjnych (a) Dassault Falcon 900, (b) Lockheed JetStar (*Pima Air Museum, Tucson*)

Co gorsza -w tylnej części kadłuba znajduje się wiele wrażliwych urządzeń, takich jak instalacje hydrauliczne i mechaniczne napędy sterów, które łatwo mogą być przecięte lub zablokowane oraz bagażniki, w których gorące szczątki łatwo mogą wywołać pożar. Z tego względu duże samoloty, przeznaczone do eksploatacji na dużych, dobrze utrzymanych lotniskach, mają zazwyczaj silniki pod skrzydłami. Co więcej, w miarę możliwości unika się montowania wrażliwych elementów instalacji oraz foteli pasażerskich w płaszczyźnie tych elementów wirujących, które mogą ulec awarii z największym prawdopodobieństwem. Bardzo często w tym właśnie obszarze, w samolotach dalekiego zasięgu montowane są kuchnie i toalety.

Oprócz dwóch wymienionych, najczęściej spotykanych konfiguracji napędu, spotyka się również inne rozwiązania. Dla przykładu w samolotach transportowych krótkiego startu i lądowania często spotyka się silniki zamontowane nad skrzydłami, w taki sposób, że strumień gazów wylotowych styka się bezpośrednio z powierzchnią skrzydła (rys.7.40,41). Na pierwszy rzut oka rozwiązanie takie jest nielogiczne, gdyż gazy spalinowe mają znacznie wyższą temperaturę niż temperatura topnienia stopów aluminium. Górna powierzchnia skrzydła musi więc być pokryta elementami ze stopu żarowytrzymałego, który zazwyczaj ma znacznie większą masę. Rozwiązanie to pozwala jednak wykorzystać efekt Coandy, polegający na tym, że strumień gazu wypływającego z dyszy z dużą prędkością, w bezpośrednim sąsiedztwie zakrzywionej powierzchni ma tendencję do „przyklejania się" do tej powierzchni. W przypadku samolotu STOL jest to efekt korzystny, gdyż pozwala na odchylenie strumienia gazów wylotowych w dół, co zwiększa siłę nośną, skracając start i lądowanie. Warto też zauważyć, że w układzie tym silniki znajdują się stosunkowo wysoko nad podłożem, a samoloty STOL często muszą lądować na nieprzygotowanych lądowiskach. Umieszczenie silników tak wysoko zmniejsza ryzyko wessania przez silnik zanieczyszczeń z podłoża.



Rys.7.40. Lokalizacja zespołu napędowego pozwalająca na wykorzystanie efektu Coandy do zwiększenia siły nośnej samolotu

Rys.7.41. Samoloty w których wykorzystano efekt Coandy: Boeing YC-14 (*Pima Air Museum, Tucson*), An-72

W pierwszych odrzutowych samolotach pasażerskich starano się ukryć silniki w obrysie płatowca (rys.7.42). Dzięki temu oczekiwano zmniejszenia oporów aerodynamicznych, co było tym bardziej istotne, że pierwsze silniki odrzutowe nie dawały jeszcze zbyt dużego nadmiaru ciągu. Rozwiązanie to utrudnia jednak obsługę samolotów oraz ich modyfikacje i dalszy rozwój. Bardzo często kolejna wersja rozwojowa samolotu ma być większa od poprzednika, w związku z tym trzeba zastosować mocniejsze silniki, które mają większe wymiary i nie mieszczą się w starych gondolach. W przypadku omawianego rozwiązania pojawia się wtedy konieczność skonstruowania od nowa całego skrzydła.

Instalowanie w samolotach dużej liczby silników napotyka na pewne przeszkody aerodynamiczne. Dwie gondole umieszczone w niewielkiej od siebie odległości działają na przepływ tak jak zwężka, przyspieszając go i obniżając ciśnienie pomiędzy nimi. Spadek ciśnienia w niektórych przypadkach okazywał się wystarczająco duży, aby odrywać elementy pokrycia gondol. W związku z tym, jeśli nie ma

Rys.7.42. Silniki ukryte w nasadach skrzydeł DH-106 Comet *(IWM)*

Rys.7.43. Silniki we wspólnych gondolach Concorde *(Brooklands Museum)*

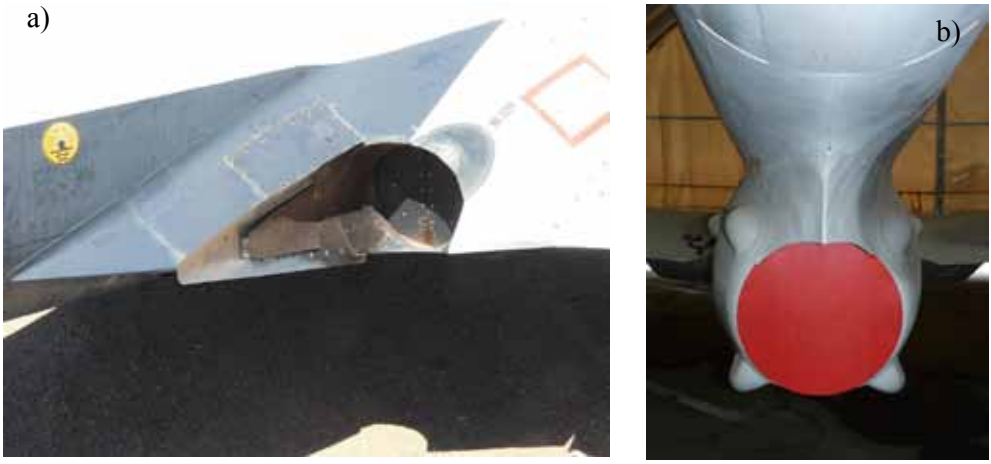
możliwości rozsunięcia gondol na odpowiednio dużą odległość, to często blokuje się po kilka silników razem we wspólnych gondolach (rys.7.43).

Jednosilnikowe samoloty odrzutowe to w większości samoloty wojskowe (rys.7.44), choć pojawiają się również, jako samoloty rekreacyjne lub małe samoloty dyspozycyjne. W najczęściej spotykanym obecnie układzie konstrukcyjnym

Rys. 7.44. Różne konfiguracje jednosilnikowego odrzutowego zespołu napędowego: a) MiG-21 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego)*, b) Heinkel He-162 (*IWM*), c) SNCASE 535 Mistral (DH-100 Vampire) *(Musée de l'Air et de l'Espace)*, d) Jak-23 *(Центральный Музей Военно-Воздушных Сил)*

silnik znajduje się w tylnej części kadłuba, aczkolwiek nie jest to jedyna możliwość. Silnik odrzutowy można np. zainstalować na grzbiecie kadłuba za kabiną. W chwili obecnej taki układ stosuje się najczęściej w rekreacyjnych motoszybowcach, choć jeden z pierwszych odrzutowych myśliwców również został zbudowany w takim układzie. Jest on o tyle korzystny, że stosunkowo duża masa silnika znajduje się blisko środka masy, nie przesuwając go nadmiernie do tyłu. Utrudnia jednak ewakuację pilota w przypadku awarii. Innym sposobem rozwiązania tego problemu jest zastosowanie kadłuba z dwoma belkami ogonowymi. Można wtedy umieścić silnik praktycznie w środku masy, w gondoli centralnej. Jeszcze inne rozwiązanie przyjęli konstruktorzy radzieccy, którzy dla zaoszczędzenia czasu swoje pierwsze samoloty odrzutowe tworzyli przerabiając samoloty bojowe z napędem tłokowym. Te ostatnie miały ciężkie silniki zamontowane z przodu kadłuba, tam też musiały zostać zamontowane silniki odrzutowe. Strumień gazów spalinowych kierowany był długa rurą przebiegającą pod skrzydłem. Aby to umożliwić silnik montowany był pod kątem względem osi samolotu. Pojawił się jednak dość istotny problem związany ze wspomnianym już efektem Coandy. Gazy opuszczające rurę „przyklejały się" do spodniej powierzchni tylnej części kadłuba ogrzewając ją i utrudniając wytrymowanie samolotu. Pierwszemu z tych problemów dało się zaradzić pokrywając spód tylnej części kadłuba blachami ze stopów żaroodpornych (rys.7.45). Nie był to jednak sposób doskonały zważywszy na dużą gęstość takich stopów. Lepszym rozwiązaniem okazało się wpuszczenie chłodnego powietrza pomiędzy gazy spalinowe, a kadłub, dzięki przewężeniu pomiędzy dyszą wylotową

Rys.7.45. Pokrycie kadłuba ze stopu żaroodpornego w okolicy dysz wylotowych silników samolotu McDonnel-Douglas F-4 Phantom (*Imperial War Museum, Duxford)*



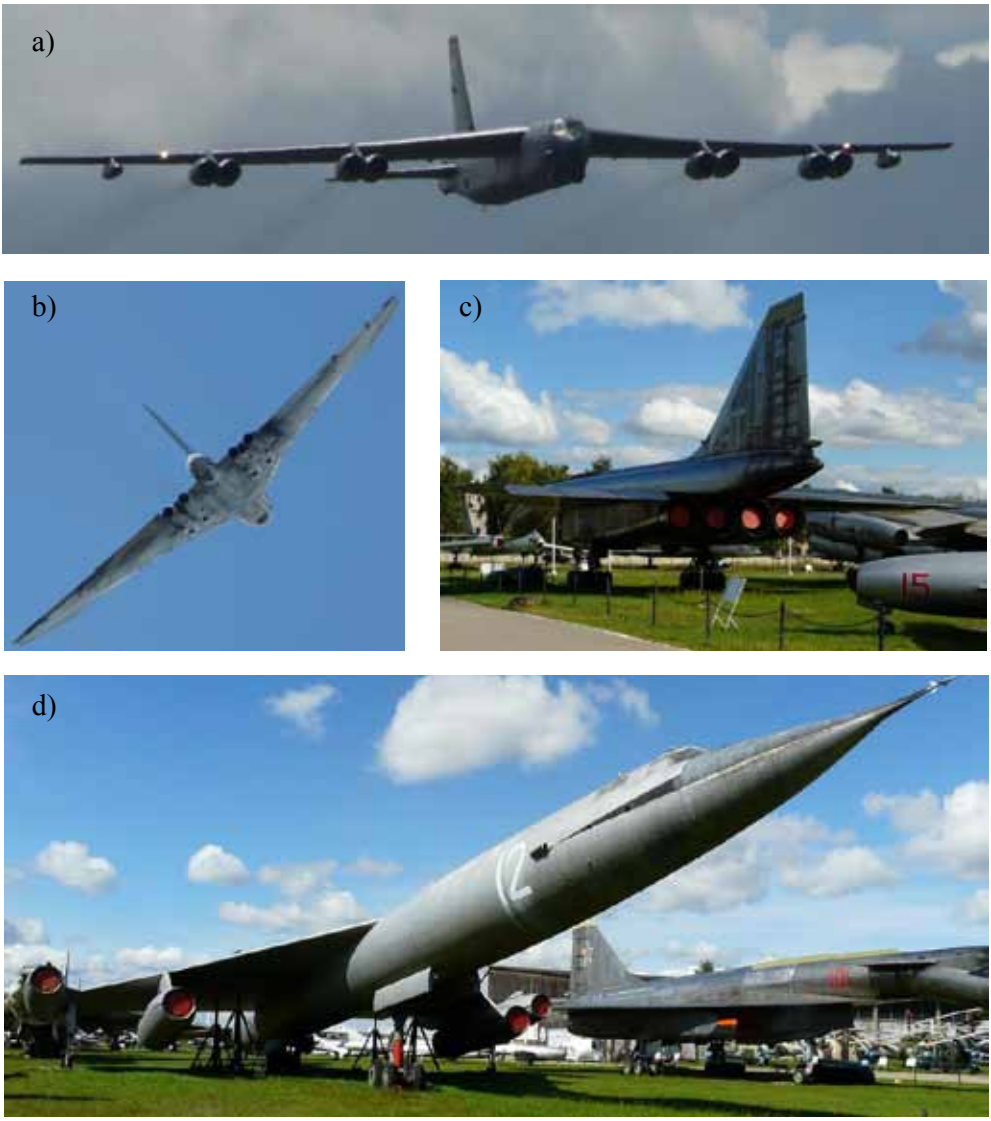
Rys.7.46. Separacja gazów wylotowych od powierzchni kadłuba a) Cessna T-37 Tweet (*Pima Air Museum, Tucson)*, b)TS-11 Iskra

a kadłubem (rys.7.46). Problem ten pojawia się również w dwusilnikowych samolotach wojskowych, jeśli dysze wylotowe silników znajdują się blisko tylnej części kadłuba. Problem ten rozwiązuje się i w tym przypadku podobnie.

W przypadku dwusilnikowych samolotów bojowych wypróbowano chyba wszystkie możliwe kombinacje instalacji silników (rys.7.47). Były samoloty z silnikami montowanymi na skrzydłach przy kadłubie, w połowie ich rozpiętości i na końcówkach. Były samoloty z silnikami z przodu kadłuba, nad kadłubem i po bokach statecznika pionowego. W końcu były też samoloty z silnikami w tylnej części kadłuba: jeden nad drugim, albo jeden obok drugiego. Ta ostatnia kombinacja wydaje się obecnie dominować. Pozwala ona na budowanie samolotów zwartych, o małym momencie bezwładności niezbędnym do wykonywania gwałtownych manewrów. Obsługa techniczna tak rozmieszczonych silników również nie nastręcza nadzwyczajnych trudności, gdyż każdy silnik może być wymontowany z samolotu przez opuszczenie w dół za pomocą stosunkowo prostych urządzeń obsługowych. W układzie tym daje się zaprojektować również samolot o stosunkowo niewielkim oporze aerodynamicznym. Problem sprawia jednak lokalizacja usterzenia pionowego. Umieszczenie go w płaszczyźnie symetrii samolotu oznacza, że będzie ono zacienione przez kadłub w locie na dużych kątach natarcia. Musi więc mieć odpowiednio większą powierzchnię, a zwłaszcza wysokość. Z tego względu większość samolotów dwusilnikowych z silnikami obok siebie ma również dwa stateczniki pionowe, po jednym nad każdym z silników. Można się też zastanawiać, czy taki układ faktycznie zapewnia większą zdolność przetrwania na polu walki, co jest główną przyczyną stosowania dwóch silników w samolotach myśliwskich. Za-

kłada się, że w razie zniszczenia jednego z silników samolot będzie mógł wrócić do bazy na drugim. Jeśli jednak obydwa silniki znajdują się tak blisko siebie, to prawdopodobieństwo uszkodzenia drugiego silnika przez szczątki pierwszego jest znaczne. Oznacza to, że zarówno zdolność przetrwania, jak i zwykła niezawodność w takim układzie są dyskusyjne. Z tego względu w wielu samolotach zaprojekto-

Rys. 7.47. Różne konfiguracje dwusilnikowego napędu odrzutowego w samolotach bojowych a) SO-9000 Trident *(Musée de l'Air et de l'Espace)*, b) Gloster Meteor (*RAF Museum, Hendon*), c) Avro Canada CF-100 Canuc (*IWM*), d) F-18 Hornet, e) English Electric Lightning *(IWM)*, f) MiG-9, g) Tu-22 (*Центральный Музей Военно-Воздушных Сил)*



Rys.7.48. Różne konfiguracje wielosilnikowego napędu odrzutowego w samolotach bombowych a) Boeing B-52, b) Avro Vulcan, c) Suchoj T-4, d) Miasiszczew M-50) (*Центральный Музей Военно-Воздушных Сил*)

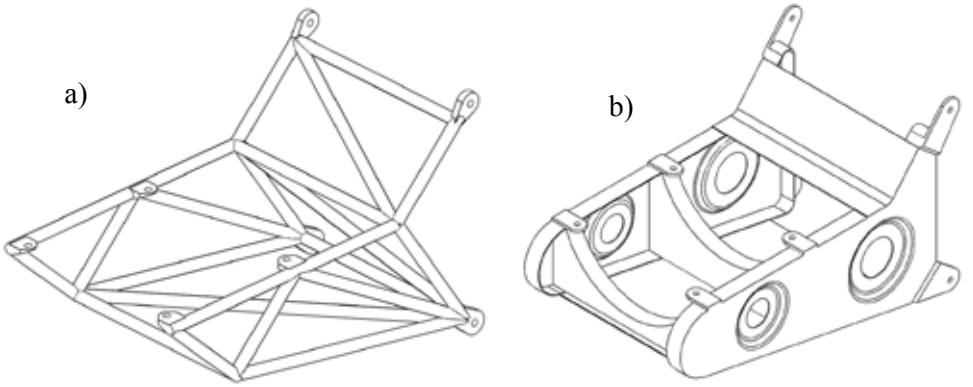
wanych w tym układzie pomiędzy silnikami znajduje się płyta pancerna chroniąca prawidłowo działający silnik, po awarii drugiego.

Bojowe samoloty wielosilnikowe, to zazwyczaj bombowce strategiczne (rys.7.48). Zasady rozmieszczenia silników są w nich zazwyczaj podobne, jak w przypadku samolotów komunikacyjnych.

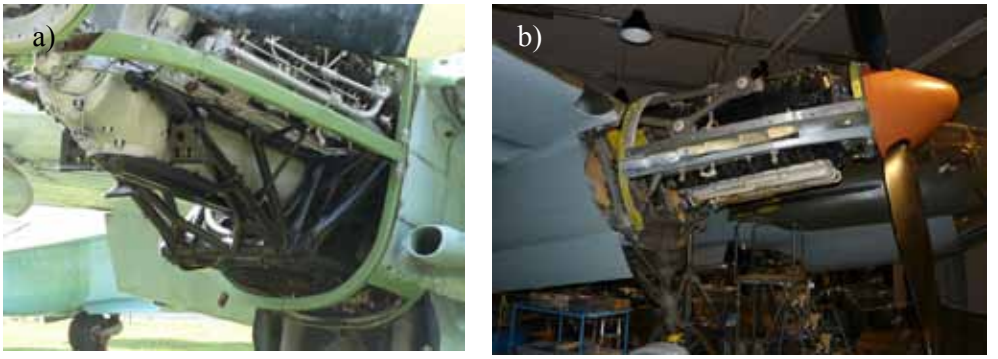
7.6 Montaż zespołu napędowego

Bardzo często silnik połączony jest kadłubem za pomocą konstrukcji kratownicowej lub ramowej (rys.7.49a, 50, 51). Tzw. łoże silnika można dzięki temu stosunkowo łatwo połączyć z silnikiem o często bardzo nieregularnych kształtach. Z drugiej strony łoże to można połączyć z głównymi podłużnicami kadłuba kratownicowego lub półskorupowego. Nieco trudniejszy jest montaż łoża w kadłubie skorupowym. Łoże kratownicowe umożliwia łatwy dostęp do agregatów zamontowanych na silniku. Można je również zaprojektować w postaci blachownicy (rys.7.49b). Jest ono wtedy zazwyczaj lżejsze, lecz utrudnia dostęp do osprzętu silnikowego.

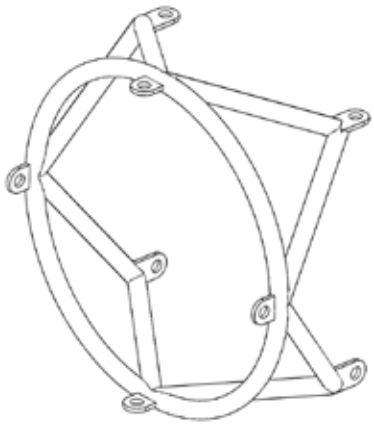
Projektując łoże silnika warto pamiętać, że musi ono przenosić znaczne obciążenia we wszystkich kierunkach, nawet jeśli samolot nie jest przeznaczony do akrobacji. Wynika to ze złożonego charakteru obciążeń, jakimi zespół napędowy oddziałuje na kadłub. Oczywiste są takie obciążenia jak ciąg, siły bezwładności



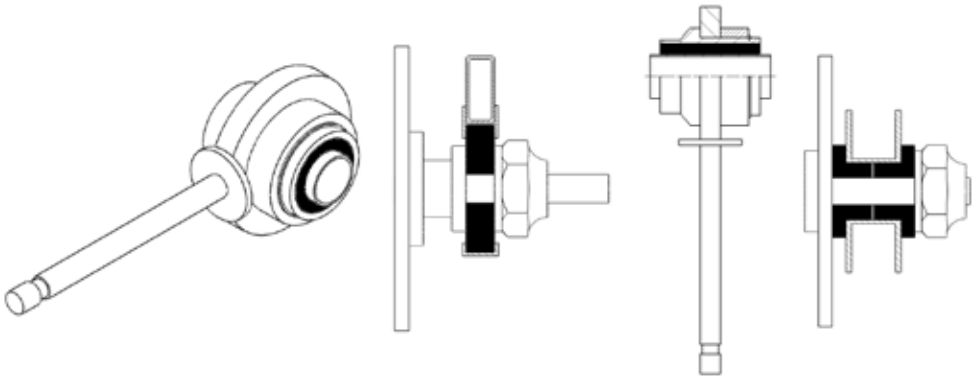
Rys.7.49. a) kratownicowe i b) blachownicowe łoże tłokowego silnika rzędowego



Rys.7.50 kratownicowe łoża tłokowych silników rzędowych a) Petlakow Pe-2 (*Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie*), b) SAAB B-18 (*Flygvapenmuseum Linköping*)



Rys.7.51. Łoże tłokowego silnika gwiazdowego



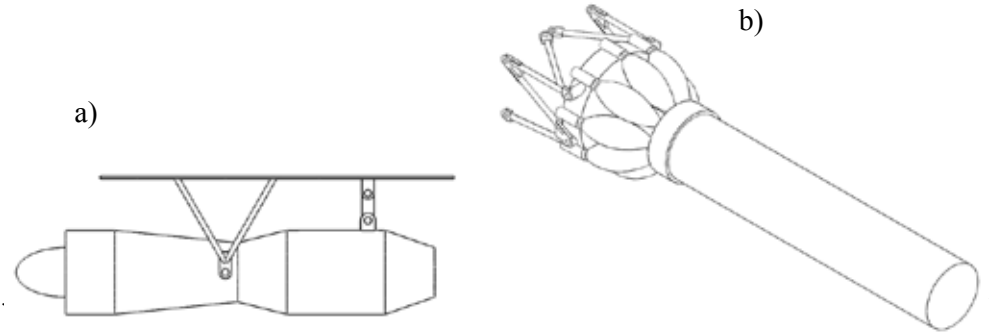
Rys.7.52. Elastyczne elementy łoża silnikowego, przeznaczone do tłumienia drgań silnika przenoszonych na płatowiec.

w kierunku pionowym i poziomym oraz moment reakcyjny od śmigła. Na tym jednak nie koniec. Silniki zawierają zazwyczaj elementy o znacznym momencie bezwładności wirujące wokół osi równoległych do osi podłużnej samolotu. Każdy obrót pochylający lub odchylający samolot wywołuje w związku z tym pojawienie się momentu giroskopowego [39], którego wektor jest prostopadły do płaszczyzny wyznaczonej przez kierunki prędkości obrotowych. Jeśli np. samolot wykonuje pętlę, to moment giroskopowy „stara się" odchylić samolot tak, aby wyprowadzić go w bok z płaszczyzny pętli. Z kolei w trakcie zakrętów moment giroskopowy unosi lub pochyla dziób samolotu w zależności od zwrotów wektorów prędkości obrotowych. Oprócz obciążeń w kierunkach pionowych i poziomych dochodzą więc obciążenia w kierunku bocznym, o których nie można zapomnieć. Do

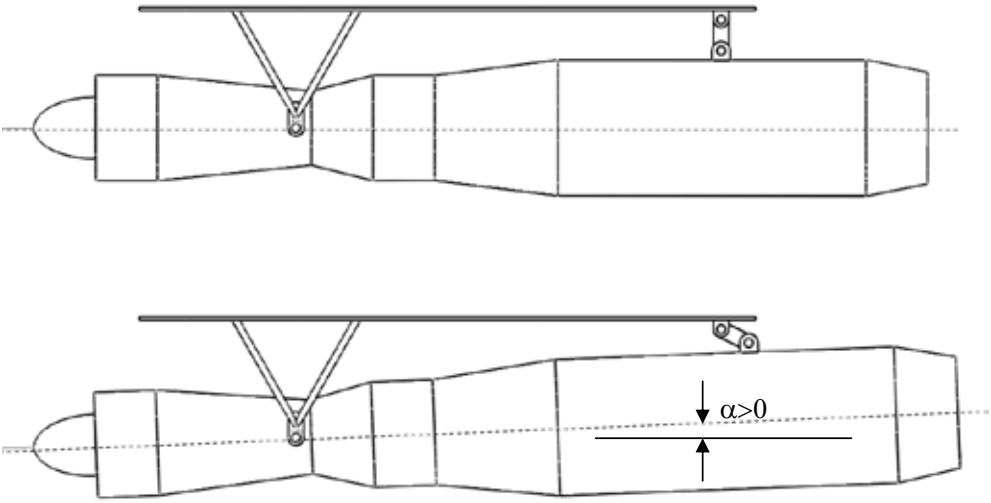
tego wszystkiego uwzględnić jeszcze należy wywoływane przez silnik drgania [10, 110-112, 139, 156, 157, 166] oraz jego odkształcenia cieplne. Drgania wywołane są najczęściej niewyrównoważeniem silnika, a w przypadku silników tłokowych również cyklicznym charakterem pracy. Z kolei odkształcenia cieplne zmieniają nieco wymiary silnika, co w przypadku statycznie niewyznaczalnego mocowania wywołuje dodatkowe naprężenia. Ponadto, na skutek zmian temperatury, zmienia się sztywność poszczególnych części, co wpływa na charakterystykę drgań silnika. Drganiom można przeciwdziałać montując silnik do łoża za pośrednictwem odpowiednich elementów elastycznych, tłumiących drgania (rys.7.52). Kompensują one również niewielkie odkształcenia cieplne i niedokładności wykonania.

Silniki turbinowe i tłokowe różnią się w tej dziedzinie zasadniczo. Silników tłokowych praktycznie nie da się wyrównoważyć. Starannie projektując taki silnik można wytłumić co najwyżej tyle częstotliwości harmonicznych, ile cylindrów ma dany silnik. Pozostałe częstotliwości harmoniczne pozostają nietłumione. Z drugiej jednak strony w silniku tłokowym wysokie temperatury pojawiają się głównie w górnych częściach cylindrów, gdzie znajdują się komory spalania. Co więcej elementy sąsiadujące z nimi daje się efektywnie chłodzić. Dzięki temu w konstrukcjach silników tłokowych można stosować stopy aluminium, a w niektórych miejscach nawet stopy magnezu (np. kadłuby reduktorów, mocowania agregatow). Stosunkowo niewielkie temperatury konstrukcji silnika oznaczają też umiarkowane odkształcenia cieplne.

W silnikach turbinowych sytuacja jest dokładnie odwrotna. Osiowosymetryczna konstrukcja, ruch obrotowy oraz ciągły a nie cykliczny proces spalania powodują, że drgania wywołane przez takie silniki są stosunkowo niewielkie. Znacznie trudniej jest jednak poradzić sobie z odkształceniami cieplnymi (rys.7.53-55). Stosunkowo łatwo dawało się to zrealizować w silnikach ze sprężarką odśrodkową



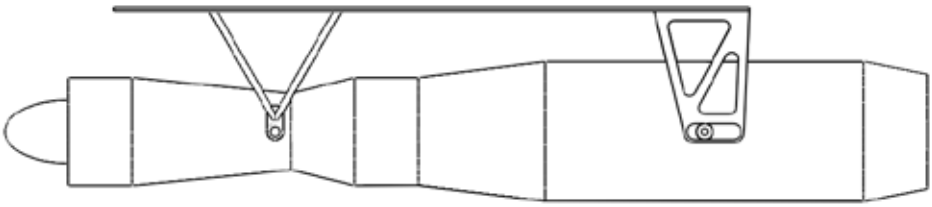
Rys.7.53 łoża silników odrzutowych ze sprężarką a) osiową i b) promieniową



Rys.7.54. Problem kompensacji odkształceń termicznych silnika z dopalaczem za pomocą elementów wahliwych

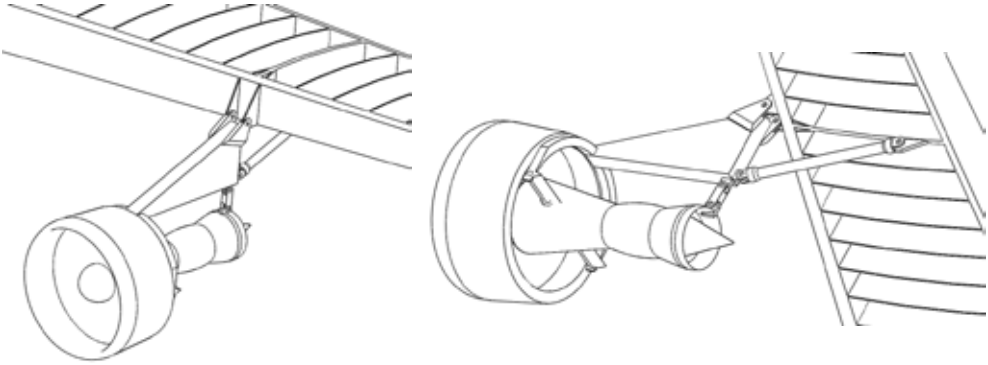
W wielu przypadkach można tego dokonać poprzez stosowanie elementów wahliwych (rys.7.53a). Dotyczy to zwłaszcza tych silników, w których odległość między konsolami nie jest zbyt duża. W tych przypadkach nawet bardzo duże odkształcenia względne dają w rezultacie umiarkowane odkształcenia bezwzględne. Zastosowanie więc elementów wahliwych nie powoduje istotnych problemów. Inaczej sprawa ma się jednak w przypadku silników z dopalaczem. Silniki takie są zazwyczaj długie i wymagają podparcia zarówno w przedniej, jak i tylnej części. Niestety długi „gorący" obszar silnika wydłuża się pod wpływem temperatury w sposób znaczący. Zastosowanie elementów wahliwych mogłoby w tych przypadkach spowodować zmianę kierunku wektora ciągu w zależności od temperatury (rys.7.54). Można temu zaradzić instalując na dopalaczu rolki, które mogą się toczyć po prowadnicach zamocowanych do kadłuba (rys.7.55). Przy takim rozwiązaniu nawet bardzo duże odkształcenia cieplne mogą być skompensowane bez wprowadzania dodatkowych naprężeń do konstrukcji, jak również bez istotnych zmian geometrii.

W przypadku samolotów komunikacyjnych z silnikami odrzutowymi pod skrzydłami, ich montaż odbywa się zazwyczaj za pośrednictwem pylonów (rys.7.56-58). Konieczność ich stosowania wynika z dużej odległości pomiędzy konsolami umieszczonymi na silniku a punktami wprowadzenia sił skupionych w konstrukcji skrzydła. Zastosowanie całkowicie kratownicowej konstrukcji łoża byłoby w tych przypadkach bardzo ciężkie. W związku z tym znaczna część łoża ma konstrukcję

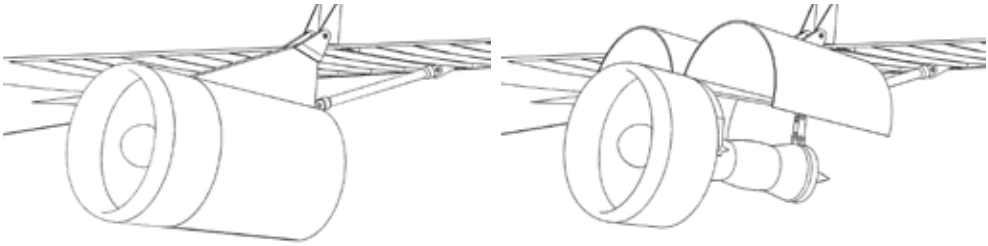


Rys.7.55. Kompensacja odkształceń termicznych silnika z dopalaczem za pomocą rolek

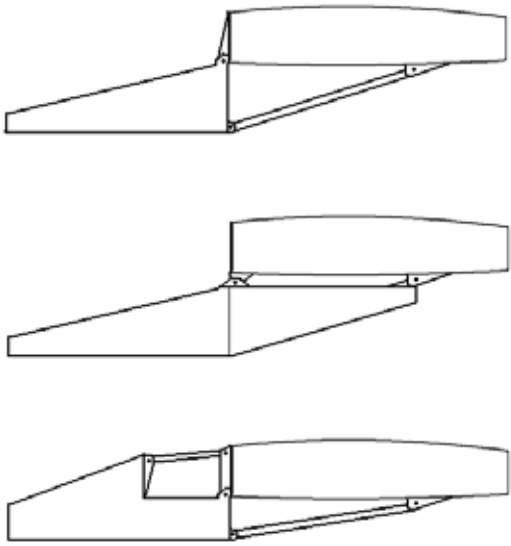
półskorupową, na której końcach znajdują się ramy, konsole lub zastrzały dostosowane do geometrii zastosowanego silnika. W przypadku samolotów z silnikami po bokach tylnej części kadłuba spotyka się zarówno łoża ramowe, jak i blachownicowe (rys.7.59). W każdym jednak wypadku pamiętać należy o przeniesieniu wszystkich składowych obciążeń od zespołu napędowego oraz o prawidłowym ich wprowadzeniu w konstrukcję samolotu. Praktycznie wszystkie współczesne samoloty mają konstrukcję cienkościenną, natomiast obciążenia od łoża silnikowego wprowadzane są w nią w postaci sił skupionych. Siły skupione można wprowa-



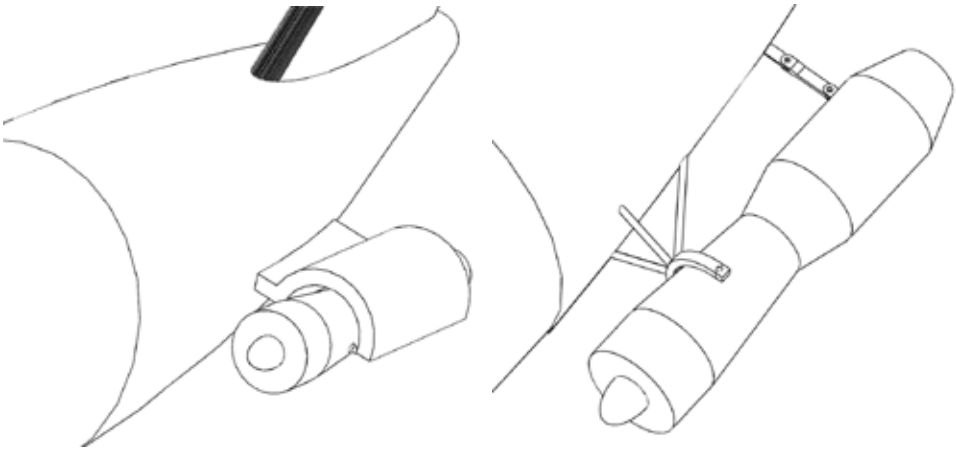
Rys.7.56. Mocowanie turbinowego silnika wentylatorowego na pylonie pod skrzydłem



Rys.7.57. Dostępy obsługowe do silnika zamontowanego na pylonie pod skrzydłem



Rys.7.58. Różne schematy konstrukcyjne mocowania pylonów do skrzydeł

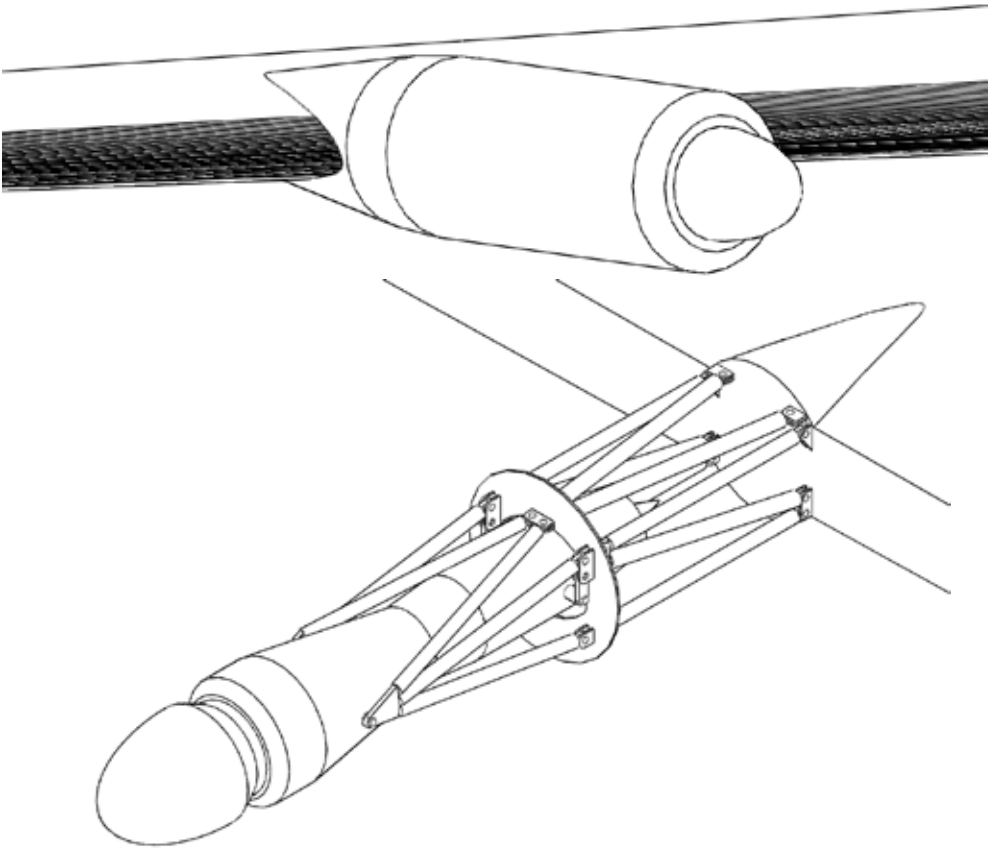


Rys.7.59. Mocowanie turbinowego silnika odrzutowego na łożu blachownico wym lub kratownicowym z boku tylnej częsci kadłuba

dzać w konstrukcję cienkościenną wyłącznie w taki sposób, aby wektor danej siły leżał w płaszczyźnie elementu cienkościennego lub dawał się rozłożyć na składowe leżące w płaszczyznach elementów cienkościennych przenoszących tę siłę. Przyłożenie siły skupionej do elementu cienkościennego pod kątem innym niż 0° spowoduje przebicie tego elementu. W związku z tym w miejscu wprowadzenia siły skupionej w konstrukcję samolotu zawsze musi się znajdować element, które-

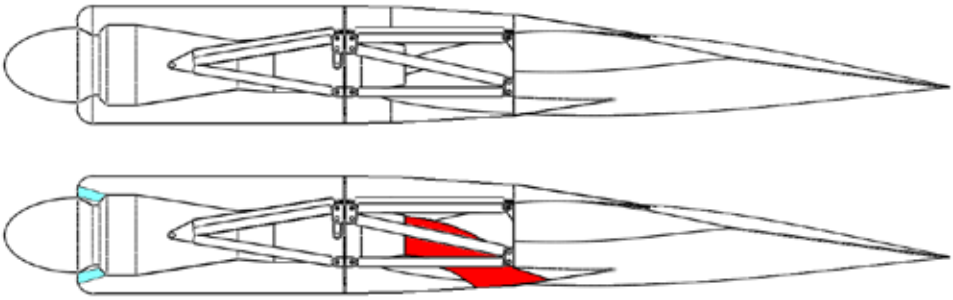
go płaszczyzna zawiera kierunek wprowadzanej siły. Może to być np. żebro, wręga lub ścianka dźwigara.

W samolotach wielosilnikowych wyposażonych w śmigła, silniki zazwyczaj znajdują się w tzw. gondolach silnikowych. Najmniejszy przekrój czołowy gondoli uzyskuje się wtedy, gdy wektor ciągu przyłożony jest przed krawędzią natarcia skrzydła (rys.7.60). Warunek ten jest łatwy do spełnienia w przypadku tłokowych silników gwiazdowych, jednakże w przypadku silników turbinowych pojawiają się znaczące komplikacje. Często są one bowiem wyposażone w dyszę wylotową

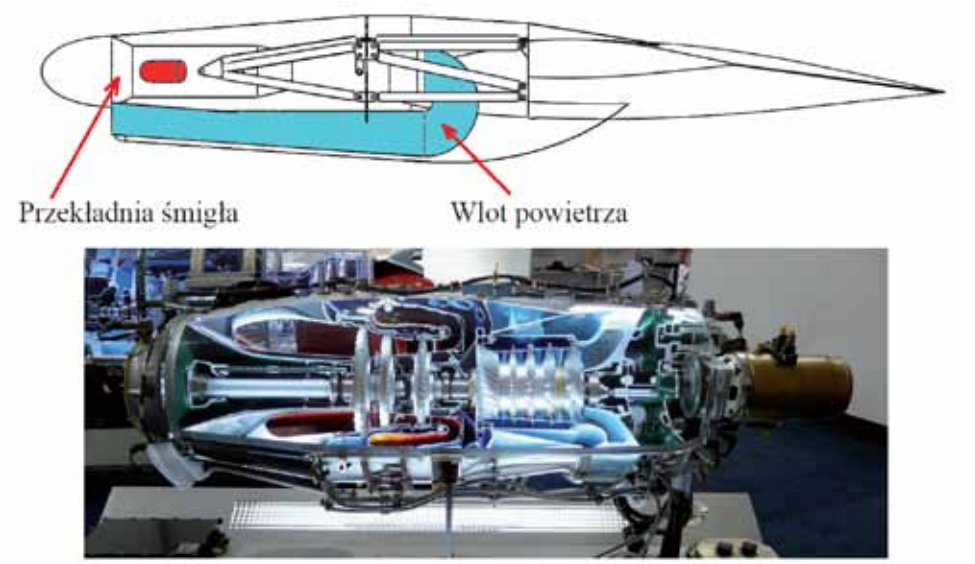


Rys.7.60. mocowanie turbinowego silnika śmigłowego na łożu przed skrzydłem

w tylnej części silnika, której oś pokrywa się z osią wału silnika. Jeśli przy tym silnik nie ma reduktora lub ma reduktor z przekładnią obiegową lub rozgałęzioną, to wektor ciągu ma kierunek pokrywający się z osią dyszy silnika. Oznacza to, że dla uniknięcia kolizji między gorącymi gazami spalinowymi a konstrukcją samolotu niezbędne jest zastosowanie stosunkowo krótkiej i krętej rury wylotowej



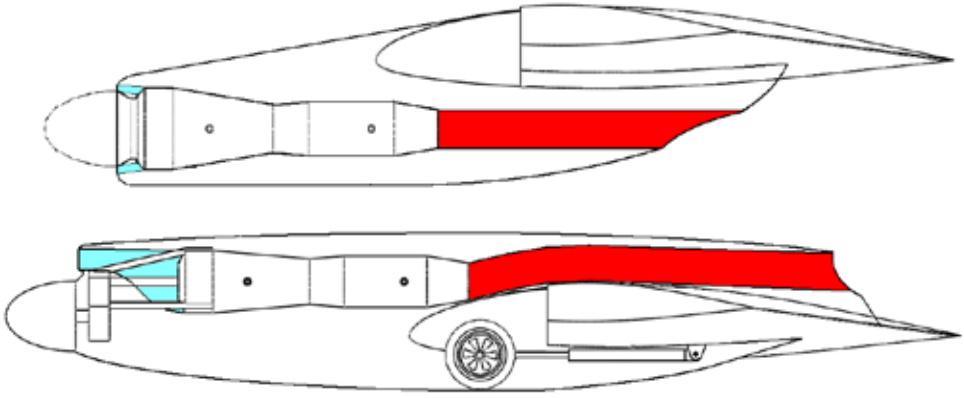
Rys.7.61. problem instalacji rury wylotowej turbinowego silnika śmigłowego zamontowanego w gondoli przed skrzydłem



Rys.7.62. Turbinowy silnik śmigłowy PT-6 z odwrotnym kierunkiem kierunkiem przepływu w samolocie PZL 130 Orlik (*Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie*) i montaż tego typu silnika

(rys.7.61). Powoduje to znaczną redukcję energii unoszonej wraz z gazami spalinowymi i odchylenie kierunku wylotu gazów od kierunku wektora ciągu. Jest to stosunkowo nieekonomiczne, gdyż energię spalin można wykorzystać do zwiększenia ciągu zespołu napędowego. Pod warunkiem jednak, że gazy wypływają w odpowiednim kierunku. Co gorsza chcąc zastosować nieco bardziej „wyprostowaną" rurę wylotową, należałoby wydłużyć gondole i przesunąć silniki bardziej do przodu. To z kolei przesunęłoby do przodu położenie środka masy samolotu. Z tego względu w niektórych turbinowych silnikach śmigłowych stosuje się układ odwrotny, tzn. bezpośrednio za reduktorem śmigła znajdują się dysze wylotowe rozchylone na boki i do tyłu (rys.7.62). Dalej jest turbina, komora spalania, sprężarka i wlot powietrza. Dzięki temu spaliny wyprowadzane są na zewnątrz tuż za śmigłem, co pozwala na maksymalne skrócenie gondoli. Wymaga to jednak zaprojektowanie takiego wlotu powietrza i kanału dolotowego, aby nie zasysać do silnika jego własnych spalin. Odpowiedni kanał dolotowy jest w tym przypadku zazwyczaj długi i kręty, co powoduje spadek energii powietrza dolatującego do silnika i zagraża oderwaniem warstwy przyściennej w miejscach, gdzie kanał zakręca. Z tego względu wiele silników ma „normalny" układ, a instaluje się je pod lub nad skrzydłem (rys.7.63). Gondola ma wtedy większe pole przekroju, ale gazy spalinowe udaje się wyprowadzić równolegle do kierunku wektora ciągu. Dzięki temu energię unoszoną wraz z gazami spalinowymi daje się wykorzystać do wytwarzania ciągu w sposób najbardziej efektywny.

Warto przy tym zauważyć, że gorący układ napędowy, w którym nieustanie zachodzi spalanie, stanowi duże zagrożenie dla pozostałych elementów konstrukcji samolotu, a zwłaszcza dla jego instalacji paliwowej. Silniki są oczywiście tak konstruowane, aby nie wywoływać pożarów. Zawsze jednak może się zdarzyć po-



Rys.7.63 Rury wydechowe turbinowych silników śmigłowych zainstalowanych w gondolach pod i nad skrzydłem.

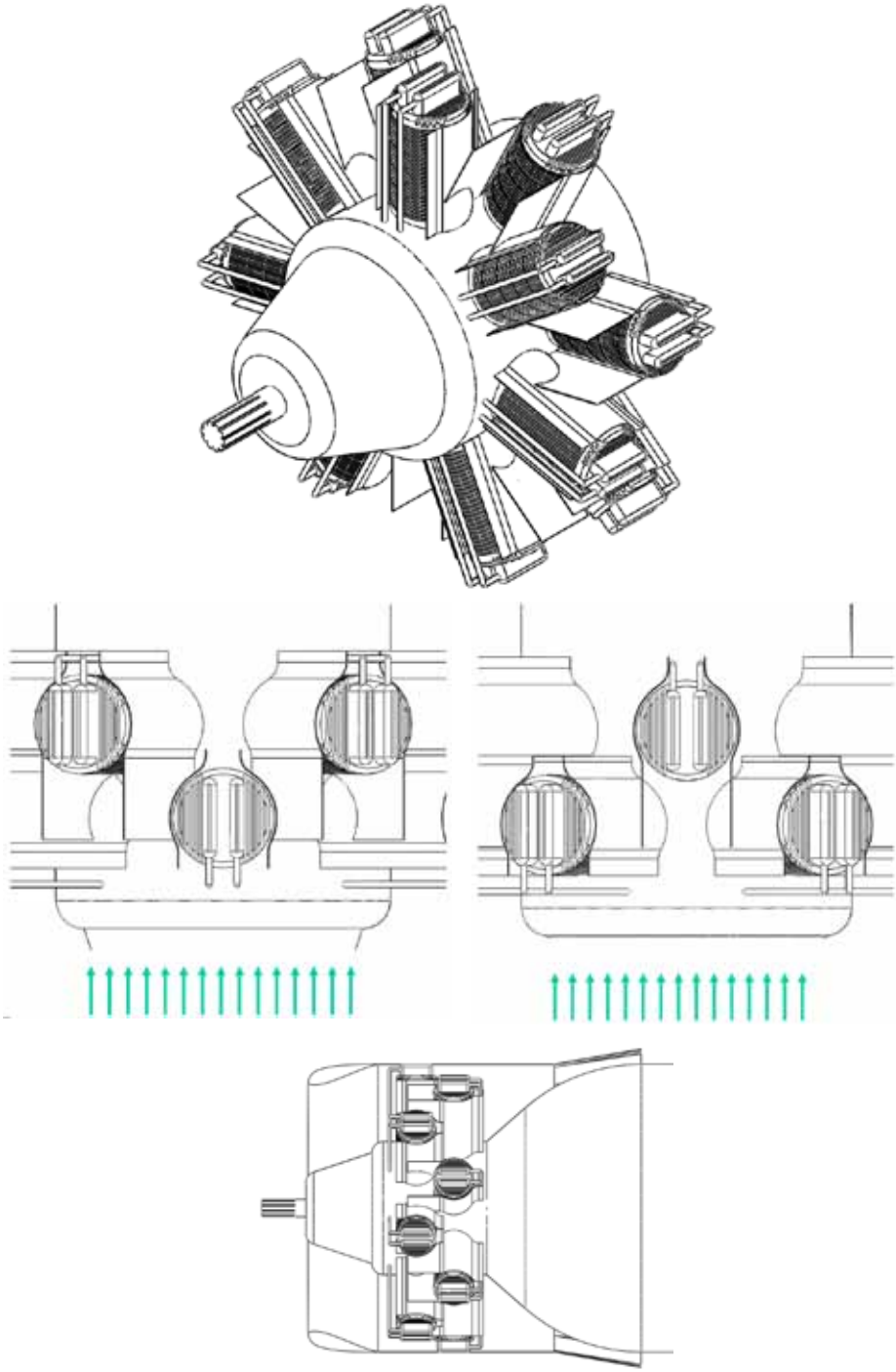
Rys.7.64. Ściana ogniowa za silnikiem w samolocie SAAB B-18 (*Flygvapenmuseum Linköping*)

zostawienie resztek paliwa lub smarów wokół silnika w trakcie obsługi. W sprzyjających warunkach może dojść do zapłonu tych resztek. Takie krótkotrwałe incydenty nie mogą jednak spowodować pożaru samolotu. W związku z tym pomiędzy silnikiem a resztą samolotu powinna się zawsze znajdować tzw. ściana ogniowa, która uniemożliwia przedostawanie się do niej płomieni z przedziału silnikowego (rys.7.64). Dotyczy to zwłaszcza samolotów, w których bezpośrednio za silnikiem znajdują się zbiorniki paliwa. Ściana ogniowa powinna być wykonana z materiału żaroodpornego. Rolę tę bardzo często spełnia cienka blacha stalowa.

7.7. Chłodzenie zespołu napędowego

Z punktu widzenia cyklu cieplnego realizowanego przez silnik spalinowy chłodzenie jest równie ważne jak ogrzewanie, a jednocześnie znacznie trudniejsze do zrealizowania. W związku z tym w konstrukcji samolotu trzeba zadbać o jak najkorzystniejsze warunki dla realizacji tego procesu. Wiele projektów samolotów doznało znaczących opóźnień właśnie z powodu problemów z chłodzeniem zespołów napędowych, a NACA (poprzedniczka NASA) poświęciła temu zagadnieniu wielki program badawczy. W przypadku silników tłokowych stosuje się dwa systemy chłodzenia silnika: chłodzenie cieczą i chłodzenie powietrzem. Chłodzenie cieczą polega na wymianie ciepła pomiędzy ściankami cylindrów a cieczą przepływającą w specjalnie do tego celu zaprojektowanych kanałach. Następnie ciecz chłodząca

odprowadzana jest na zewnątrz do wymiennika ciepła zwanego chłodnicą. Tam z kolei ciecz przepływająca przez wymiennik jest chłodzona przez strumień powietrza, po czym wraca do cylindrów. System ten jest dobrze znany i popularny, zwłaszcza w przemyśle motoryzacyjnym. Z punktu widzenia samolotów ma jednak kilka wad. System tan wymaga stosowania dodatkowych, stosunkowo ciężkich elementów. Chłodnice wytwarzają znaczny opór aerodynamiczny. Chłodnice muszą pracować w znacznie szerszym zakresie temperatur i prędkości przepływu powietrza niż to ma miejsce w motoryzacji. W trakcie jednego lotu temperatura otoczenia może się zmienić od +50 do -50°C, a prędkość od 0 do 200m/s. Komplikuje to cały układ, który, jak każdy mechanizm - nie jest w 100% niezawodny. Na domiar złego jest on wrażliwy na uszkodzenia mechaniczne. Zderzenie z ptakiem [28], lub ostrzał z łatwością mogą zniszczyć instalację chłodzącą, prowadząc natychmiast do krytycznego stanu lotu. Z tych też powodów chłodzenie cieczą stosuje się zazwyczaj wtedy, gdy dużą liczbę cylindrów trzeba zmieścić w jak najmniejszej objętości, co uniemożliwia przepływ powietrza między nimi W pozostałych przypadkach stosuje się chłodzenie silników tłokowych powietrzem. System ten nie ma większości wad chłodzenia cieczą, jest jednak mniej efektywny, w związku z tym urządzenia zapewniające chłodzenie powietrzem stawiają zazwyczaj większy opór niż opór chłodnicy cieczy. Wspomniany program NACA dotyczył właśnie redukcji oporu aerodynamicznego silników gwiazdowych, przy jednoczesnym zapewnieniu im odpowiedniego chłodzenia powietrzem (rys.7.65,66). Właściwym rozwiązaniem okazało się umieszczenie silnika wewnątrz pierścieniowej owiewki, której krawędź natarcia ma przekrój kroplowy i jest taki ukształtowana, aby utworzyć rozbieżną dyszę tuż przed cylindrami. Dużym problemem okazało się jednak zapewnienie równomiernego chłodzenia całej powierzchni cylindrów. Są one oczywiście pokryte odpowiednimi żebrami chłodzącymi, jednakże opływ cylindra jest zbliżony do opływu walca w strumieniu powietrza prostopadłym do jego osi. W okolicy maksymalnego przekroju walca dochodzi do oderwania opływu, w wyniku czego za walcem pojawiają się tzw. wiry Karmana. Oznacza to, że przednia część cylindra jest chłodzona znacznie efektywniej niż tylna. Można temu częściowo zaradzić powiększając powierzchnię żeber chłodzących tylną część cylindrów. Lepszym jednak rozwiązaniem okazuje się zastosowanie tzw. deflektorów zmuszających powietrze do przepływu tuż za tylnymi ściankami cylindrów. Deflektory można wykonać z cienkiej blachy duralowej i dopasować indywidualnie do każdego cylindra w każdym typie samolotu, w którym jest on stosowany. Jest to więc rozwiązanie lżejsze, zajmujące mniej miejsca i bardziej elastyczne. W przypadku gdy zabiegi te nie pomagają można dodatkowo zastosować wentylator we wlocie powietrza, jak to zrobiono np. w silniku samolotu FW-190 (rys.7.66b). Z kolei, jeśli w pewnych stanach lotu chłodzenie jest zbyt intensywne, to we wlocie lub



Rys.7.65. Osłona NACA silnika gwiazdowego, chłodzonego powietrzem

wylocie można zainstalować żaluzje zamykające się i otwierające w zależności od potrzeb.

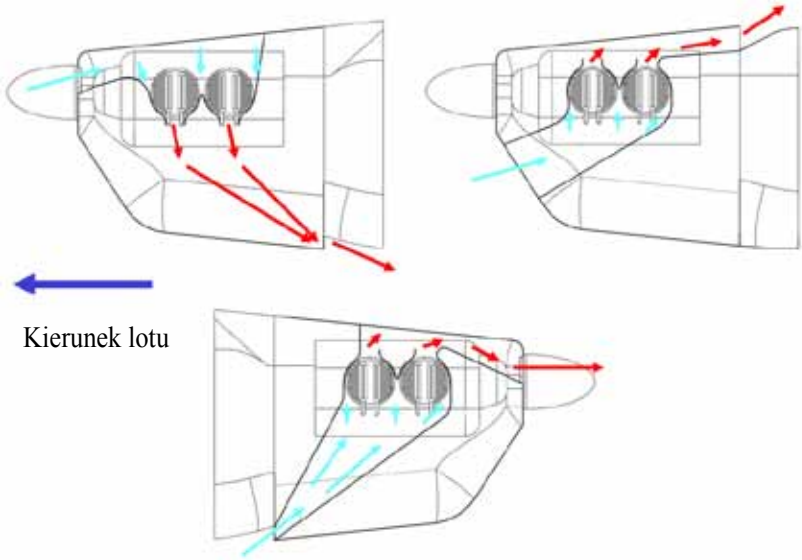
Zasada działania i konstrukcja układu chłodzenia silników chłodzonych powietrzem, zbudowanych w innych układach konstrukcyjnych, jest podobna (rys.7.67-68). Pod owiewką silnika znajduje się zazwyczaj kanał doprowadzający powietrze do każdego z cylindrów. Z drugiej strony cylindrów zainstalowane są z kolei deflektory zapewniające prawidłowe chłodzenie „tylnej części" każdego z nich. Istotne problemy mogą się pojawić w przypadku pchających zespołów napędowych,

Rys.7.66. Deflektory ułatwiajace chłodzenie tylnych stron cylindrów w silnikach gwiazdowych chłodzonych powietrzem: a) Prat & Whitney Double Wasp 2800B (*Imperial War Museum, Duxford*) i b) BMW-801(*Science Museum, London*)

jako że prędkość powietrza przed śmigłem jest mniejsza niż za śmigłem. W układzie pchającym wlot powietrza chłodzącego również znajduje się przed śmigłem. W związku z tym w wielu przypadkach wydatek powietrza przepływającego pomiędzy cylindrami okazuje się zbyt mały. Rozwiązaniem może być umieszczenie

wylotu powietrza chłodzącego bardzo blisko śmigła. Dzięki temu odsysa ono powietrze spod owiewki, zwiększając wspomniany wydatek.

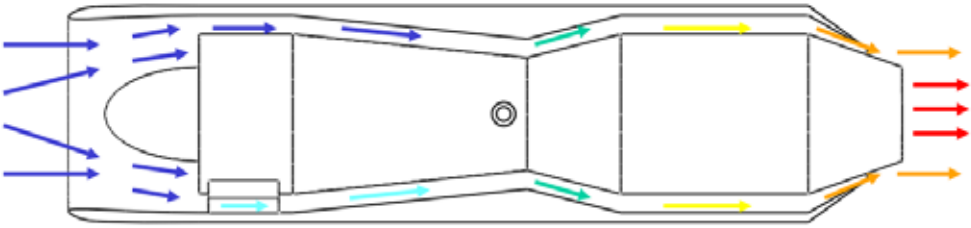
Podobnie jak silniki tłokowe, również i silniki odrzutowe wymagają chłodzenia. Odbywa się ono jednak dzięki wykorzystaniu kilku różnych mechanizmów. Część powietrza doprowadzonego w okolice wlotu powietrza do silnika może oczywiście opływać silnik od zewnątrz odbierając od niego ciepło. Zazwyczaj jednak nie jest to wystarczające. Wykorzystuje się więc do chłodzenia także instalację olejową smarującą silnik. Olej wyprowadzany z silnika na zewnątrz unosi z sobą znaczne ilości ciepła, przepływa przez wymiennik ciepła, gdzie jest chłodzony, a następnie powraca do silnika, gdzie zapewnia smarowanie i ułatwia chłodzenie (rys.7.69).



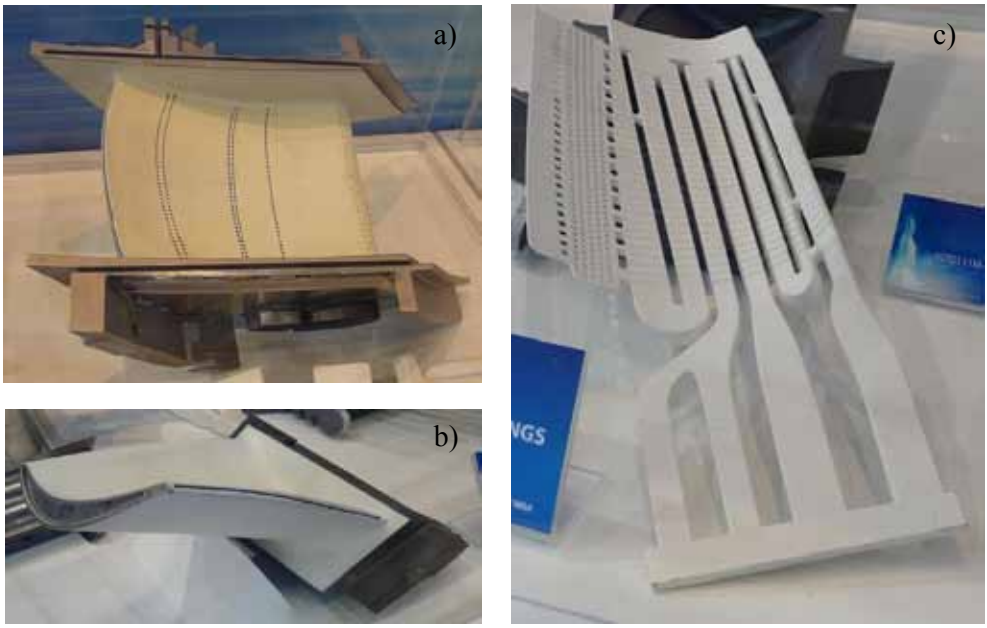
Rys.7.67. Chłodzenie powietrzem silnika typu bokser

Rys.7.68. Chłodzenie powietrzem silnika rzędowego Avia M-431 (Letecké muzeum Kbely)

Chłodzenie oleju jest zresztą stosowane również w silnikach tłokowych. Często jednak również i te metody chłodzenia nie wystarczają, zwłaszcza, że zwiększanie sprawności turbinowych silników odrzutowych wymaga spalania paliwa w coraz to wyższych temperaturach. Oznacza to wzrost temperatury przed turbiną, która w związku z tym musi być wykonana ze stopu żarowytrzymałego i dodatkowo chłodzona, a jej powierzchnia dodatkowo zabezpieczona przed erozją. Częste jest więc wykonywanie łopatek turbin z kanałami, przez które przepływa powietrze pobierane ze sprężarki silnika. Kanały te mogą być otwarte, dzięki czemu powietrze wypływa na zewnątrz łopatki i tworzy na jej powierzchni film izolujący ją od otaczających gorących gazów spalinowych (rys.7.70).



Rys.7.69. Chłodzenie turbinowego silnika odrzutowego



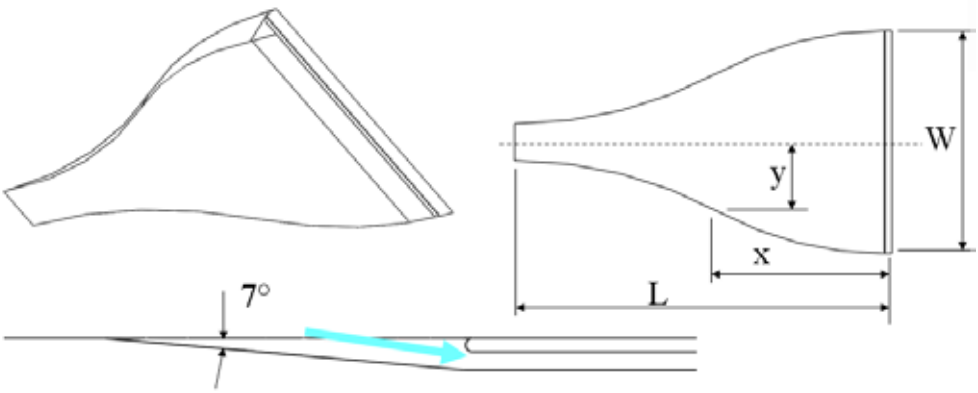
Rys.7.70. a), b) Chłodzone łopatki turbiny silnika odrzutowego, c) rdzeń odlewniczy odwzorowujący kanały chłodzące wewnątrz łopatki

7.8 Wloty i wyloty

Wszystkie silniki spalinowe, za wyjątkiem rakietowych, czerpią z atmosfery powietrze niezbędne do spalania paliwa. Kształt wlotów powietrza [11] i kanałów doprowadzających je do silnika ma więc istotne znaczenie dla stabilności pracy jednostki napędowej [9, 94, 126-128]. Najprostszy wlot powietrza to wyprowadzona na zewnątrz samolotu rura ustawiona w taki sposób, aby jej oś była równoległa do kierunku przepływu (rys.7.71b). Jego wadą jest jednak stosunkowo duży opór aerodynamiczny. W związku z tym w NASA zaprojektowano wlot zagłębiony w pokrycie samolotu (rys.7.71a,72). W praktyce okazało się, że co prawda jego opór jest niewielki, ale nie zapewnia on właściwych warunków przepływu pozwalających na prawidłową pracę silnika. W związku z tym tylko niewiele samolotów próbowano wyposażyć w taki właśnie wlot do silnika. Jest on natomiast bardzo popularny w innych zastosowaniach, np. jako wlot do pomocniczej jednostki napędowej, do chłodzenia różnego rodzaju instalacji, klimatyzacji, czy wentylacji.

Geometria wlotu komplikuje się, gdy samolot ma się poruszać z dużą prędkością podźwiękową. Jak już wspomniano końcówki łopatek sprężarki powinny

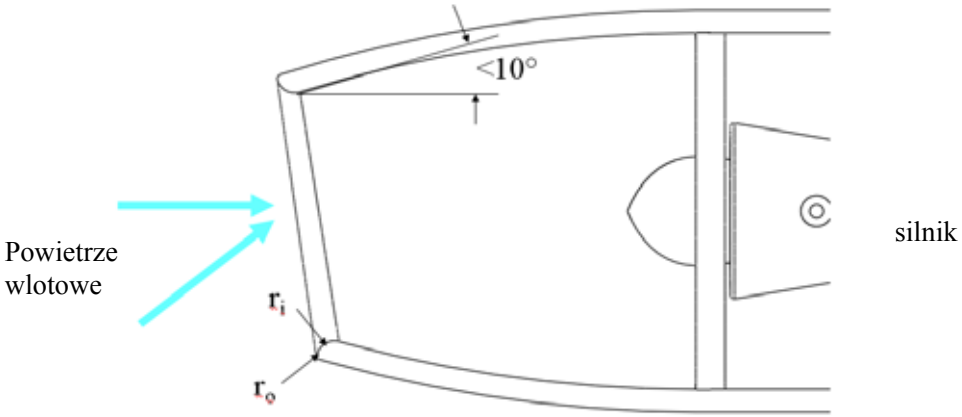
Rys.7.71. Poddźwiękowe wloty powietrza typu (a) NACA i (b) Pitot (Muzeum Lotnictwa Polskiego) oraz naddźwiękowe (c) dwuwymiarowe i (d) trójwymiarowe



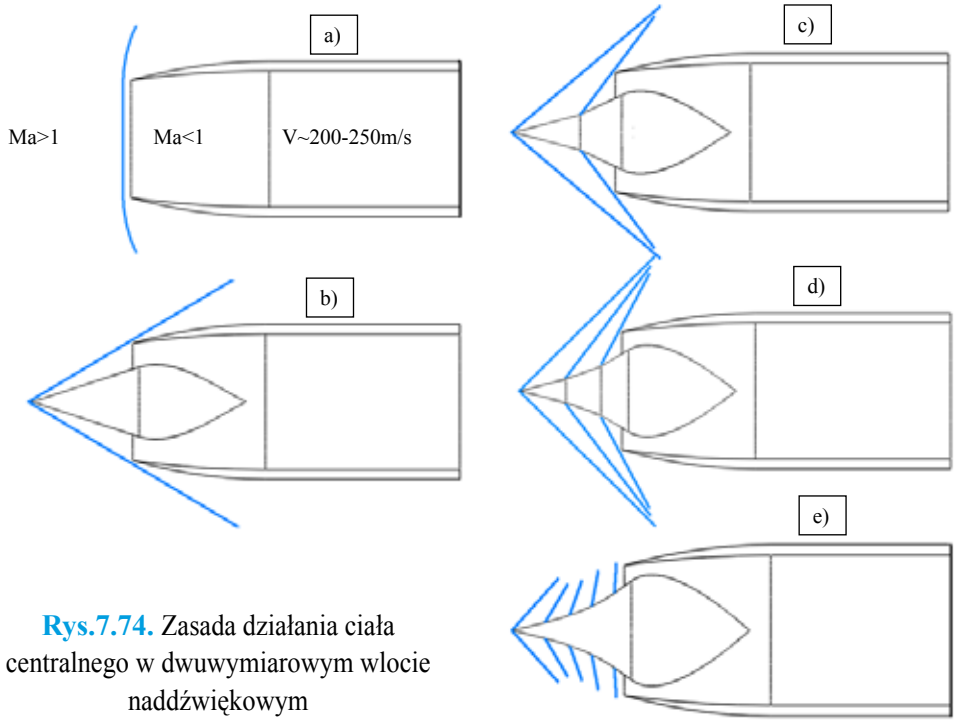
x/L	2y/W		x/L	2y/W
1.0	0.083		0.4	0.614
0.9	0.16		0.3	0.766
0.8	0.236		0.2	0.916
0.7	0.313		0.1	0.996
0.6	0.389		0.0	1.0
0.5	0.466			

Rys.7.72. Geometria wlotu typu NACA

się poruszać z odpowiednio małą prędkością poddźwiękową. Ich prędkość jest przy tym równa sumie wektorowej prędkości postępowej powietrza docierającego do sprężarki z prędkością liniową końcówki w ruchu obrotowym. Opłaca się więc w taki sposób zaprojektować wlot i kanał dolotowy, aby prędkość powietrza docierającego do sprężarki była mniejsza od prędkości lotu samolotu. Zazwyczaj więc kanał dolotowy jest dyszą rozbieżną (rys.7.73). Projektując go trzeba jednak zwrócić uwagę na szereg problemów. Przede wszystkim w kanale nie powinno dochodzić do oderwania warstwy przyściennej przepływającego przezeń powietrza. W związku z tym kąt pomiędzy osią przepływu, a ściankami kanału nie powinien być większy niż 10°. Z kolei krawędzie wlotu powinny być zaokrąglone, zwłaszcza od wewnątrz w taki sposób, aby do oderwania nie dochodziło niezależnie od kąta natarcia, pod jakim powietrze dociera do wlotu. Z tego względu wloty często bywają również pochylone. Na koniec trzeba zwrócić uwagę na to, że ukształtowany w ten sposób wlot jest dyszą zbieżno-rozbieżną, a wlatujące do niej powietrze ma prędkość okołodźwiękową. Może to doprowadzić do osiągnięcia prędkości dźwięku w miejscu najmniejszego przekroju, a wtedy część rozbieżna dyszy zamiast zmniejszać prędkość powietrza może zacznie ją zwiększać. Należy więc zwrócić



Rys.7.73. Geometria wlotu typu Pitot.



Rys.7.74. Zasada działania ciała centralnego w dwuwymiarowym wlocie naddźwiękowym

uwagę na to, aby w miejscu najmniejszego przekroju wlotu prędkość zawsze była poddźwiękowa. W przeciwnym razie spowolnienie powietrza do prędkości poddźwiękowej wymagałoby zastosowania długiego kanału dolotowego, w którym w dodatku mogłaby się tworzyć fala uderzeniowa.

Jak z powyższych rozważań wynika zaprojektowanie wlotu powietrza w samolocie naddźwiękowym jest jeszcze trudniejsze. Trzeba bowiem zadbać o to, aby powietrze wpadające do kanału dolotowego miało prędkość poddźwiękową. Dla małych prędkości naddźwiękowych możliwe jest jeszcze zastosowanie prostego wlotu w postaci rury z dyszą rozbieżną wewnątrz (rys.7.74a). Jest to możliwe dlatego, że przed wlotem tworzy się prostopadła do przepływu fala uderzeniowa. Jeśli prędkość powietrza przed falą jest tylko nieznacznie naddźwiękowa, to w przekroju wlotu może być poddźwiękowa. Zastosowanie dyszy rozbieżnej pozwoli więc na dalsze spowolnienie przepływu w kanale dolotowym. Jest to jednak możliwe tylko przy niewielkich prędkościach naddźwiękowych, a ponadto prostopadła fala uderzeniowa wytwarza ogromny opór aerodynamiczny. W związku z tym stosowanie takich prostych wlotów nie jest efektywne. Zamiast nich stosuje się wloty generujące skośne fale uderzeniowe. Najprostszy z takich wlotów ma postać okrągłej rury z dyszą rozbieżną wewnątrz oraz ciałem centralnym o kształcie dwóch stożków stykających się podstawami. Ze względu na symetrię osiową wlot taki nazywa się dwuwymiarowym (rys.7.71c, 74b), jego analizę bowiem można uprościć do przypadku płaskiego. Ciało centralne umieszczone jest w takim miejscu, aby fala uderzeniowa powstająca na szczycie przedniego stożka przechodziła tuż przed krawędzią dyszy wlotu. Dzięki temu po raz kolejny, dla małych naddźwiękowych prędkości lotu, prędkość powietrza wpadającego do wlotu będzie poddźwiękowa, z tym, że opór samolotu będzie mniejszy. Dzięki zastosowaniu dyszy rozbieżnej i tylnego stożka prędkość przepływu przed sprężarką będzie niewielka. Co jednak zrobić, żeby samolot taki mógł zmienić prędkość? Powietrze tuż za falą może, co prawda - mieć prędkość poddźwiękową, ale natychmiast zaczyna się rozpędzać i w niedużej odległości od niej znowu będzie miało prędkość naddźwiękową. Jeśli więc prędkość lotu spadnie, to kąt fali uderzeniowej się zmieni w taki sposób, że odległość wlotu od fali wzrośnie. Oznacza to, że prędkość powietrza we wlocie może się okazać naddźwiękowa. Z drugiej strony, jeśli samolot przyspieszy, to fala uderzeniowa dostanie się do środka wlotu destabilizując przepływ wewnątrz. Istnieje, co prawda, możliwość stosowania wlotów, w których fala uderzeniowa dostaje się do wnętrza kanału dolotowego. Są to jednak bardzo trudne przypadki, a ich niezawodność jest ograniczona. Aby więc zapobiec obydwu tym zjawiskom, ciała centralne są zazwyczaj ruchome. Jeśli prędkość spada to cofają się do wnętrza wlotu, jeśli prędkość rośnie to wysuwają się na zewnątrz. Dzięki temu niezależnie od prędkości lotu samolotu odległość fali uderzeniowej od krawędzi wlotu może być stała. Może się jednak okazać, że zakres ruchów stożka jest niewystarczający, aby dopasować przepływ dla każdej prędkości lotu samolotu. Można wtedy zastosować ciało centralne z załamaniem i wytworzyć dwie fale uderzeniowe na jego powierzchni (rys.7.74c, 75). Pierwsza fala uderzeniowa spowalnia w tym wypadku

Rys.7.75. Dwustopniowe ciało centralne we wlocie samolotu Su-7 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego*)

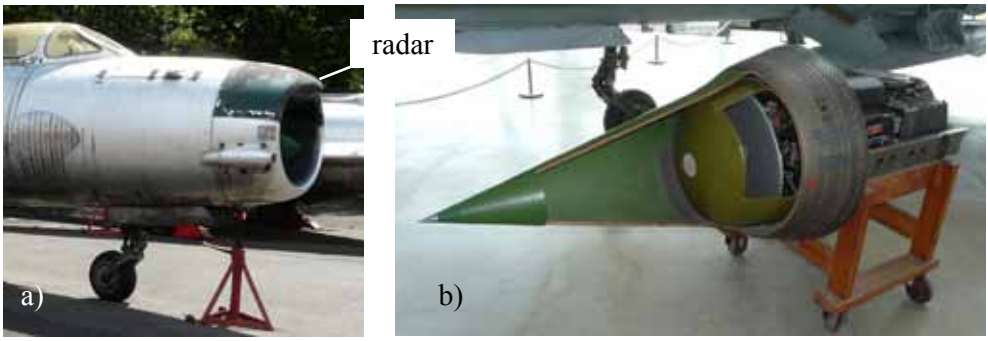
Rys.7.76. Krzywoliniowe ciało centralne we wlocie samolotu bezzałogowego D-21 (*Pima Air Museum, Tucson*)

przepływ do małej prędkości naddźwiękowej, druga do poddźwiękowej. Załamań tych może być oczywiście więcej (rys.7.74d), dzięki czemu da się osiągać jeszcze większe prędkości lotu samolotu, cały czas utrzymując poddźwiękową prędkość powietrza we wlocie. Dla bardzo dużych prędkości naddźwiękowych można stosować ciała centralne o kształcie zmieniającym się nieliniowo (rys.7.74e, 76), dzięki czemu na ich powierzchni pojawia się wiele kolejnych fal uderzeniowych. Dzięki temu możliwe jest osiąganie prędkości rzędu Ma=3, z zachowaniem poddźwiękowej prędkości we wlocie. Problemem jest jednak to, że opływając taki obiekt powietrze nie płynie wzdłuż osi wlotu, lecz rozpływa się na boki. Wnętrze wlotu musi więc być tak ukształtowane, aby możliwie łagodnie skierować powietrze do silnika.

W samolotach bojowych zastosowanie czołowego wlotu powietrza utrudnia instalację radaru (rys.7.77), a całkowicie uniemożliwia instalację radaru z anteną o dużej średnicy. W związku z tym w większości samolotów wloty znajdują się po bokach kadłuba. Początkowo próbowano je projektować jako wycinki osiowosymetrycznych wlotów dwuwymiarowych (rys.7.78, 30). Zabieg ten nie daje jednak znaczących korzyści. Pomimo bowiem częściowej symetrii wlotu, pole przepływu przed wlotem nie jest symetryczne. Często więc stosuje się wloty o innych kształtach, łatwiej dające się wpisać w sylwetkę samolotu (rys.7.71d,80). Analiza tych tzw. wlotów trójwymiarowych jest jednak dużo bardziej skomplikowana. Zamiast ciała centralnego jedna ze ścian wlotu jest zazwyczaj przedłużona, dzięki czemu może wytwarzać przed wlotem falę uderzeniową podobnie jak ciało centralne. W samolotach powolniejszych płyta ta jest zazwyczaj nieruchoma, dzięki czemu jest lżejsza (rys.7.79). W samolotach szybszych wlot musi pracować w większym zakresie prędkości, jest więc wyposażony w mechanizm poruszający płytą wytwarzającą falę uderzeniową (rys.7.80), dzięki czemu ta ostatnia zawsze znajduje się we właściwym miejscu przed wlotem.

Warto przy tym wiedzieć, że wadą wlotów umieszczonych po bokach kadłuba jest to, że dostarczają do zespołu napędowego powietrze o różnych parametrach termodynamicznych w zależności od kąta ślizgu. Nie jest to wielkim problemem w samolotach dwusilnikowych, w których lewy wlot zasila lewy silnik, a prawy wlot prawy silnik. Jednakże w samolotach jednosilnikowych, docierające do pierwszego stopnia sprężarki powietrze z dwóch różnych źródeł nie wpływa korzystnie na stabilność jej pracy.

Innym problemem wynikającym z instalacji wlotów po bokach kadłuba jest grubość warstwy przyściennej występującej w przepływie wokół kadłuba. Zaczyna się ona rozwijać na dziobie samolotu, więc w okolicy wlotu jest już gruba i prawie na pewno turbulentna.



Rys.7.77. Zastosowanie wlotu czołowego typu Pitot utrudnia instalację radaru z anteną o dużych wymiarach a) MiG-17 (*Letecké muzeum Kbely*), b) MiG-21 (*Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim*)

Rys.7.78 Umieszczenie wlotu z boku kadłuba stawia pod znakiem zapytania jego dwuwymiarowość (F-111) (*Pima Air Museum, Tucson*).

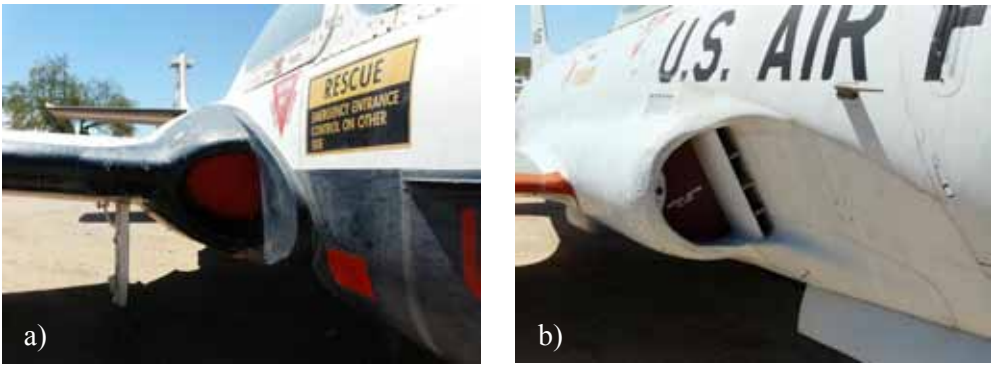
Tymczasem zasysanie przez wlot powietrza o dużej turbulencji jest niekorzystne, warto więc unikać dostawania się do wlotu warstwy przyściennej wytworzonej przez kadłub przed wlotem. Dokłada się więc starań, aby warstwa ta została odseparowana i niewpuszczona do wlotu. Popularnym rozwiązaniem jest odsunięcie płyty wytwarzającej falę uderzeniową od kadłuba poza obszar warstwy przyściennej (rys.7.79, 80). Powietrze przepływające między kadłubem a płytą jest wtedy kierowane w dół i w górę. Czasem część tego powietrza pobierana jest do kanału wewnątrz kadłuba i wyprowadzana z niego w dogodnym miejscu. W płycie często wykonuje się otworki, przez które dodatkowo odsysana jest warstwa przyścienna (rys.7.80). W samolotach poddźwiękowych przed wlotem można również zasto-

Rys.7.79. Oddzielanie warstwy przyściennej płytą przed wlotem w samolocie Dassault Rafale

Rys.7.80. Oddzielanie warstwy przyściennej przy pomocy płyty sterującej falą uderzeniową oraz odsysanie warstwy przyściennej przed wlotem samolotu F-4 Phantom (*Imperial War Museum, Duxford*)

sować stopień odsuwający warstwę przyścienną od wlotu (rys.7.81a) lub dzielony wlot, którego zewnętrzna część doprowadza powietrze do silnika, a wewnętrzna (bliższa kadłubowi) odprowadza powietrze na zewnątrz (rys.7.81b).

Czasami geometria wlotu nie pozwala na prawidłowe zasilanie silnika w powietrze we wszystkich dozwolonych stanach lotu. Dotyczy to zwłaszcza lotów na bardzo dużych kątach natarcia, lub zawisu w samolotach pionowego startu i lądowania. W tych przypadkach przydatne są dodatkowe wloty powietrza rozmiesz-

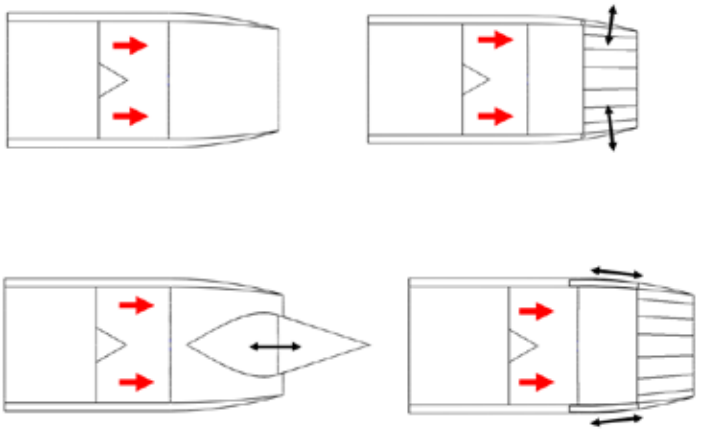


Rys.7.81. (a) rozsuwanie warstwy przyściennej przy pomocy stopnia przed wlotem Cessna T-37 Tweet, (b) oddzielanie warstwy przyściennej płyta we wlocie Lockheed Shooting Star (*Pima Air Museum, Tucson*)

Rys.7.82 Dodatkowe wloty powietrza poprawiające działanie wlotu na dużych kątach natarcia i stabilizujące pracę silnika, (a) Su-22 (*Центральный Музей Военно-Воздушных Сил*), (b) Hawker Harrier.

czone po bokach kadłuba i otwierające się w razie potrzeby (rys.7.82). Czasem też, wloty powietrza wyposażone są w urządzenia chroniące przed pyłem, zderzeniami z ptakami [28] lub obiektami obcymi zasysanymi z pasa startowego przez tzw. wir wlotowy.

Samolot musi być też wyposażony w odpowiedni wylot gazów spalinowych [32]. W najprostszej postaci jest to po prostu rura skierowana do tyłu. Jeśli jednak samolot ma latać w bardzo dużym zakresie prędkości, to rozwiązanie takie może się okazać nieoptymalne. Z tego względu samoloty naddźwiękowe zazwyczaj wyposażone są w dysze o zmiennym przekroju pozwalające na regulację średnicy i prędkości strumienia gazów spalinowych w celu dopasowania ich do aktualnych



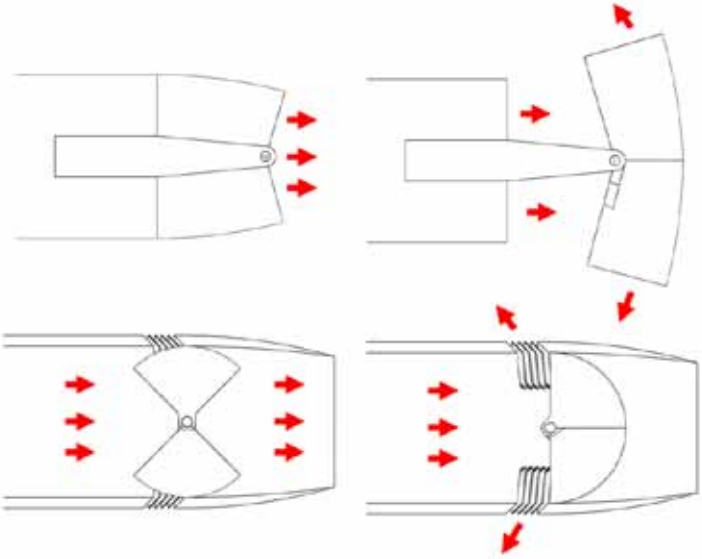
Rys.7.83. nieregulowane i regulowane dysze wylotowe turbinowych silników odrzutowych

Rys.7.84. Regulowane, dysze wylotowe turbinowych silników odrzutowych z dopalaniem w samolotach (a) F-15 (IWM) i (b) MiG-29 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego*) oraz regulowane dysze pozwalające dodatkowo na mieszanie zimnego powietrza z gazami spalinowymi (c) SAAB JA 37 Viggen (*Flygvapenmuseum Linköping*) i (d) Lockheed SR-71 (*IWM*)

warunków przepływu zewnętrznego (rys.7.83,84). Warto przy tym zauważyć, że gazy spalinowe są bardzo gorące, a ich prędkość znacznie większa od prędkości powietrza na zewnątrz samolotu. Często więc spotyka się różne rozwiązania mające na celu możliwie efektywne zmieszanie gazów spalinowych z otaczającym samolot powietrzem (rys.7.84c,d). Celem tych zabiegów może być obniżenie poziomu hałasu lub sygnatury w podczerwieni. Ten ostatni spotyka się najczęściej w samolotach bojowych, gdyż może utrudnić trafienie samolotu rakietą przeciwlotniczą.

Wylot gazów spalinowych może być wyposażony w tzw. odwracacz ciągu, przeznaczony do hamowania samolotu po wylądowaniu (rys.7.85,86). Zasada działania tego urządzenia sprowadza się do zablokowania przepływu gazów spalinowych do tyłu i zawrócenia ich w kierunku do przodu. Może się wydawać, że potrzeba instalacji odwracacza ciągu występuje tylko w przypadku ciężkich samolotów odrzutowych o dużej prędkości minimalnej. Okazuje się jednak, że odwracacze ciągu przydają się również w przypadku najmniejszych i najlżejszych odrzutowców (rys.7.86d). Dzieje się tak dlatego, że małe silniki odrzutowe są niezbyt elastyczne, w związku z tym wytwarzają stosunkowo duży ciąg na biegu jałowym. Bardziej się więc opłaca wykorzystać go do hamowania samolotu po przyziemieniu, niż walczyć z nim przy pomocy hamulców.

W ostatnich latach pojawiła się również tendencja do wykorzystywania regulowanych dysz wylotowych w celu sterowania samolotem. Pozwala to na znaczącą poprawę manewrowości samolotu. W niektórych przypadkach steruje się wekto-



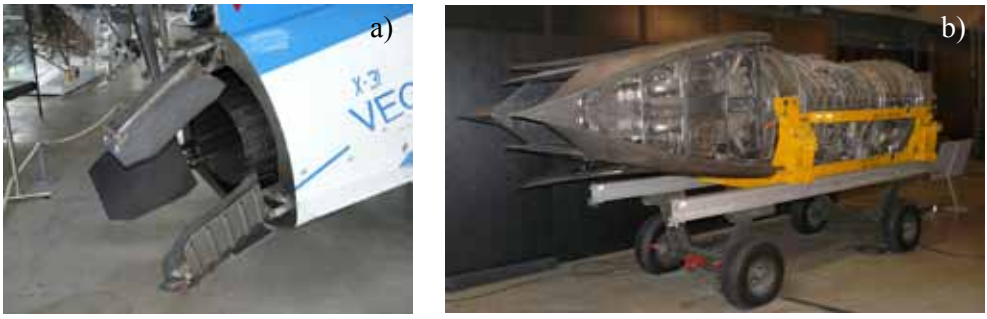
Rys 7.85. Odwracacze ciągu

Rys 7.86. Odwracacze ciągu w samolotach (a) Boeing 747 (*Musée de l'Air et de l'Espace*), (b) Jak 40 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego*), (c) Panavia Tornado (*Deutsches Museum Flugwerft*) i (d) BD-5

rem ciągu tylko w jednej płaszczyźnie (góra-dół jak w F-22), w innych sterowanie odbywa się w dwóch płaszczyznach (góra-dół i lewo-prawo, jak w X-29 i X-31).

7.9 Śmigła [158]

Na zakończenie niniejszego rozdziału warto jeszcze zwrócić uwagę na zasadę działania i konstrukcję śmigieł. Łopata śmigła to płat nośny wykorzystywany do wy-



Rys 7.87. Sterowanie wektorem ciągu w samolotach: a) X-31 (*Deutsches Museum Flugwerft*) i b) F-22 (*National Museum of the U.S. Air Force's*)

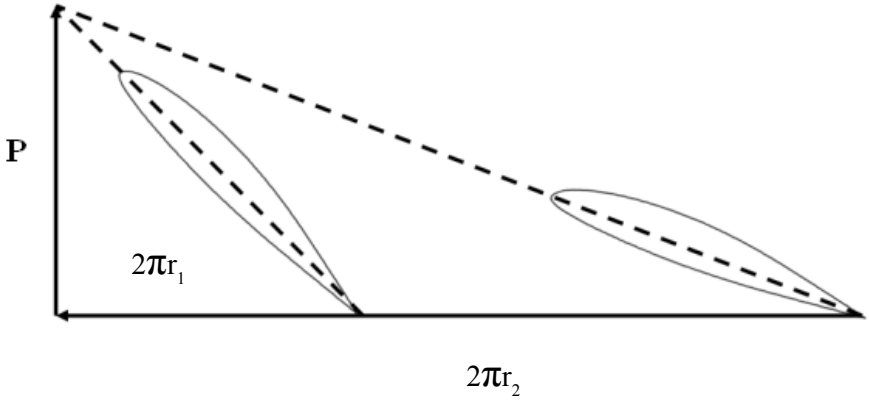
twarzania ciągu w stosunkowo powolnych samolotach. Tak jak dla każdego płata nośnego, dla łopaty śmigła można zdefiniować takie pojęcia jak profil, kąt natarcia, kąt zaklinowania, czy cięciwa Niektóre jednak mają nieco inną postać. Dla przykładu zamiast rozpiętości jest tu promień. Wynika to z charakteru ruchu śmigła, które porusza się nie tylko ruchem postępowym razem z samolotem, ale również obrotowym wokół osi wału silnika lub reduktora, do którego jest zamocowane. Ma to istotne znaczenie dla jego geometrii, kinematyki i charakterystyk [21, 97, 125]. Jak już wspomniano prędkość danego przekroju łopaty śmigła jest sumą wektorową prędkości samolotu V i prędkości postępowej danego przekroju w ruchu po okręgu ωr. Z tego względu napęd śmigłowy nie nadaje się do stosowania w samolotach około i naddźwiękowych. Końcówki łopat osiągają bowiem prędkość dźwięku już dla poddźwiękowych prędkości lotu samolotu rzędu Ma=0,85. Dalsze zwiększanie prędkości lotu samolotu oznaczałoby, że na części łopaty występowałaby prędkość naddźwiękowa, a na reszcie poddźwiękowa. W takich warunkach śmigło byłoby nadzwyczaj hałaśliwe, a jego sprawność zostałaby w sposób znaczący zredukowana. Podejmowano, co prawda badania śmigieł dla niewielkich prędkości naddźwiękowych, zakończyły się one jednak niepowodzeniem (rys.7.88).

Warto przy tym zauważyć, że dla stałej prędkości lotu V, jest ona taka sama dla każdego przekroju śmigła wzdłuż jego promienia. Podobnie stała jest prędkość obrotowa ω. Poruszając się jednak wzdłuż promienia, od piasty do końcówki łopaty wartość ωr rośnie. Oznacza to, że dla zachowania stałego kąta natarcia profilu łopaty, jego kąt zaklinowania musi maleć wraz z rosnącym promieniem. Stąd właśnie bierze się charakterystyczny, skręcony kształt łopat śmigieł. W trakcie jednego obrotu śmigła każdy przekrój bieżący jego łopaty zatoczy okrąg o promieniu r_x. Na rys.7.89., na osi poziomej przedstawiono obwody okręgów o promieniu r_1 i r_2 oraz odpowiadające im przekroje łopaty śmigła. Jak widać ich cięciwy przecinają się w przybliżeniu w jednym punkcie, co oznacza, że po wykonaniu jednego ob-

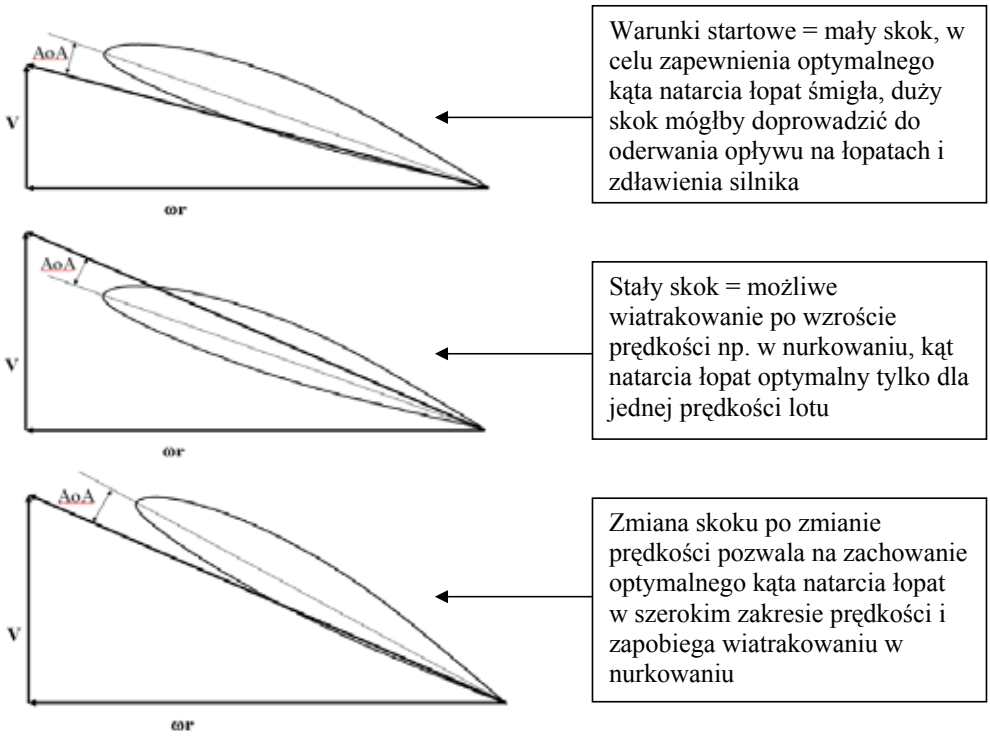
Rys.7.88 Eksperymentalne śmigło naddźwiękowe
(*National Museum of the U.S. Air Force's, Dayton*)

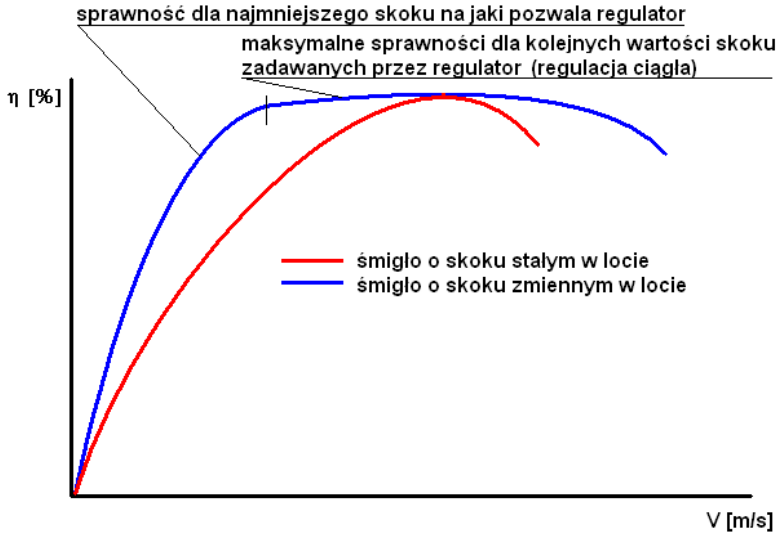
rotu śmigła obydwa przekroje przemieszczą się do przodu o tą samą odległość P. Odległość ta nazywa się zwykle skokiem śmigła. Skok ten może być stały, jeśli łopata jest sztywno zamocowana do piasty, lub zmienny, jeśli jest zamontowana obrotowo.

Celem zmienności skoku śmigła jest dopasowanie go do aktualnego stanu lotu (rys.7.90). Jeśli bowiem prędkość V jest zmienna, a prędkość ω stała, to dla małych prędkości V kąt natarcia łopaty o stałym skoku rośnie aż do oderwania warstwy przyściennej, a dla bardzo dużych prędkości maleje. W pierwszym przypadku



Rys.7.89. Definicja skoku śmigła



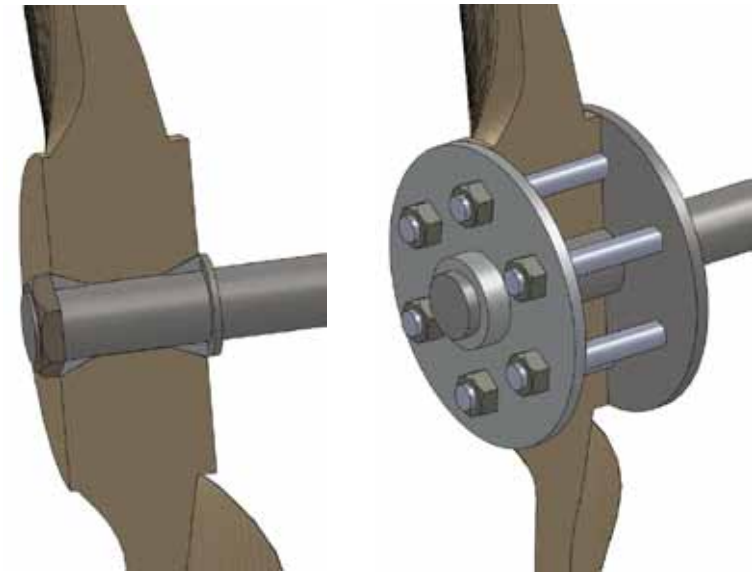


Rys.7.90. Zmienny skok śmigła

współczynnik oporu profilu śmigła gwałtownie rośnie, rośnie więc również moment reakcyjny śmigła, w drugim współczynnik oporu maleje. Dla zachowania stałej prędkości ω trzeba więc odpowiednio zmieniać zakresy pracy silnika na dużą moc przy małej prędkości V, lub małą przy dużej. W przeciwnym razie przy małej prędkości V prędkość obrotowa silnika spada i może dojść do zdławienia zespołu napędowego, co jest szczególnie niebezpieczne w trakcie startu samolotu. Z kolei przy dużej prędkości V prędkość kątowa ω może zacząć rosnąć, aż do prędkości niebezpiecznych dla silnika z punktu widzenia jego wytrzymałości. Przy bardzo dużych prędkościach kąt natarcia śmigła może zmaleć do wielkości ujemnych. W tym przypadku to nie silnik napędza śmigło, lecz na odwrót. Stan taki nazywa się dla wiatrakowaniem śmigła i jest nadzwyczaj niebezpieczny. Zdarza się to zazwyczaj w przypadku stromego nurkowania samolotów wyposażonych w śmigło o stałym skoku lub po awarii silnika. W śmigłach o zmiennym skoku problem ten nie występuje, lub występuje w mniejszym zakresie, gdyż wraz ze wzrostem prędkości V zwiększa się również skok, dzięki czemu moment reakcyjny śmigła może być stały. Przy stałej mocy silnika oznacza to również stałą prędkość obrotową ω i na odwrót, przy spadku prędkości V, skok śmigła również spada, dzięki czemu moment reakcyjny nie rośnie, prędkość ω po raz kolejny może pozostać stała. Jak widać śmigła o zmiennym skoku są zdecydowanie bardziej korzystne, gdyż zapewniają niezależność sterowania mocą silnika od aktualnie panujących warunków lotu, zabezpieczając przy tym zespół napędowy zarówno przed zdławieniem, jak i „rozkręceniem się" do niebezpiecznej prędkości obrotowej. Śmigło jest też wykorzystane w sposób optymalny, gdyż można w taki sposób je zaprojektować, aby przy optymalnej prędkości obrotowej silnika kąt natarcia łopat śmigła odpowiadał maksymalnej doskonałości aerodynamicznej jego profili. Śmigła o zmiennym skoku są jednak cięższe, i bardziej skomplikowane, a co za tym idzie również droższe. Ich niezawodność, jak w przypadku każdego mechanizmu, jest też ograniczona. Z tego względu w samolotach lekkich i tanich, latających w niewielkim zakresie prędkości, stosuje się często śmigła o stałym skoku, natomiast śmigła o zmiennym skoku stosuje się w samolotach, w których osiągi są ważniejsze niż koszty.

Tradycyjnie śmigła o stałym skoku wykonywane są z drewna (rys.7.91) [131]. Najczęściej skleja się w tym celu blok złożony z wielu warstw o różnej orientacji słojów, a następnie frezuje. W bardziej zaawansowanych konstrukcjach dominują śmigła metalowe [123] i kompozytowe (rys.7.93,94) [211], choć dawniej również w śmigłach o zmiennym skoku stosowano łopaty drewniane. Śmigło drewniane można zamocować na wale silnika na dwa sposoby (rys.7.92). W piaście śmigła można wywiercić otwory równoległe do osi wału i przetknąć przez nie śruby mocujące śmigło do kołnierza na stałe zamocowanego na wale. Pomiędzy łbami śrub a piastą śmigła musi się wtedy znajdować podkładka zapobiegająca wgniataniu się

Rys.7.91. Drewniane śmigło o stałym skoku i jego proces wytwarzania (*Museum of Flight, Seattle, RAF Museum, Hendon*)



Rys.7.92 Mocowanie drewnianego śmigła o stałym skoku na piaście silnika.

śrub w piastę. Drugim sposobem mocowania śmigła do wału jest wykorzystanie stożkowych klinów w przedniej i tylnej części piasty. Tylny klin opiera się o kołnierz na wale, przedni jest dociskany nakrętką. Kliny wciskane są w stożkowo ukształtowany otwór w piaście.

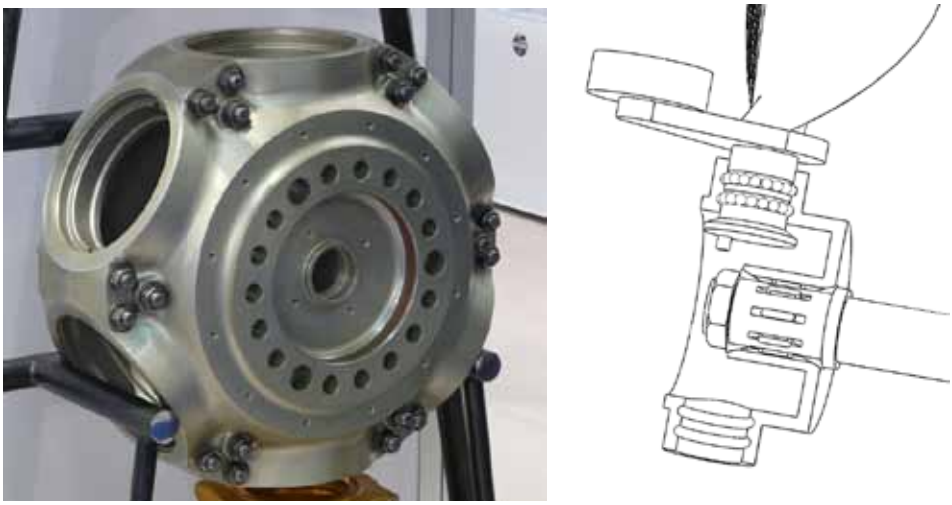
Formą pośrednią pomiędzy śmigłami o stałym i zmiennym skoku są śmigła przestawialne na ziemi (rys.7.95). Nie posiadają one możliwości regulacji skoku w locie. Pozwalają jednak na dopasowanie go do właściwości danego egzemplarza samolotu i preferencji użytkownika. Śmigła takie najczęściej mają łopaty zakoń-

Rys.7.93. Duralowe łopaty smigła o zmiennym skoku (*Imperial War Museum, Duxford*)

Rys.7.94. Kompozytowa łopata śmigła

czone cylindryczną nasadą, umieszczaną w dwuczęściowej piaście. Po ustawieniu pożądanego skoku wszystkich łopat dociąga się śruby łączące obydwie połowy piasty, co powoduje zaciśnięcie się obsad łopat na ich cylindrycznych nasadach. Skok pozostaje ustalony dzięki tarciu pomiędzy nasadą łopaty a obsadą piasty.

Rys.7.95 Śmigło przestawialne na ziemi



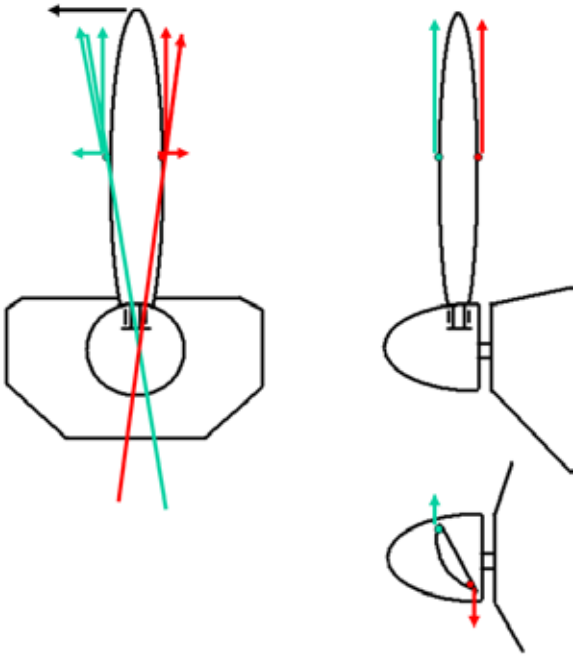
Rys.7.96. Piasta śmigła o zmiennym skoku i jej mocowanie na wale silnika

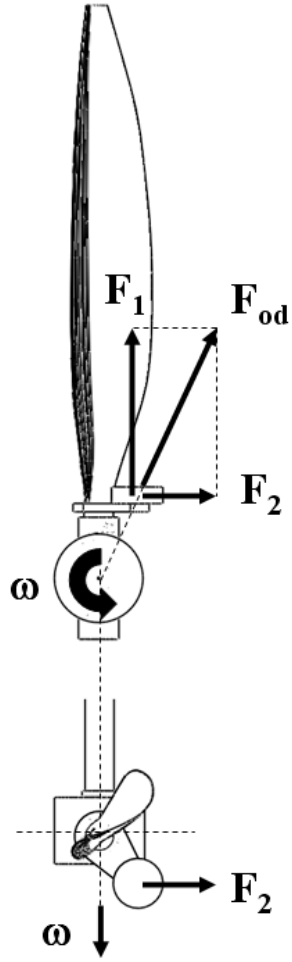
W trakcie ustalania skoku łopat konieczne jest zachowanie szczególnej staranności, gdyż niejednakowe ustawienie łopat wywołałoby bardzo silne drgania zespołu napędowego.

W śmigłach o skoku zmiennym w locie łopaty połączone są z piastą obrotowo za pomocą łożysk i wyposażone w przeciwmasę (rys.7.96, 98). Przeznaczenie tego ostatniego elementu wynika ze specyficznego kształtu i obciążeń łopaty. Jeśli przeanalizuje się obciążenia masowe niewielkiego elementu łopaty śmigła znajdującego się na jej krawędzi natarcia, to okaże się, że siłę odśrodkową, której wektor leży w płaszczyźnie prostopadłej do osi obrotu śmigła, można rozłożyć na dwie składowe: jedną równoległą do osi podłużnej łopaty śmigła skierowaną na zewnątrz i drugą prostopadłą do tej osi, skierowaną zgodnie z kierunkiem obrotu śmigła rys.7.97. Przeprowadzając analogiczne rozumowanie dla elementu łopaty na jej krawędzi spływu okaże się, że składowa prostopadła do promienia jest skierowana przeciwnie do kierunku obrotów śmigła. Obydwa te elementy są jednak ze sobą sztywno związane, więc działające na nie składowe siły odśrodkowej tworzą parę sił dającą moment zmniejszający skok łopaty śmigła. Oznacza to, że zamontowana obrotowo i niezablokowana w danym położeniu łopata śmigła zawsze będzie dążyła do ustawienia się na małym skoku. Jest to o tyle korzystne, że w przypadku awarii mechanizmu sterowania skokiem śmigła w trakcie startu samolotu, łopata może samoczynnie ustawić się w optymalnym położeniu. Jednakże w trakcie całego lotu musi być podtrzymywana w położeniu zapewniającym większy skok. W wielu wypadkach oznaczałoby to spore straty energii, w związku z czym przy nasadzie śmigła instaluje się przeciwmasę, która zapewnia moment pochodzący również od sił bezwładnościowych, ale skierowany przeciwnie do momentu działającego na łopatę. Dzięki temu można znacząco zmniejszyć moment niezbędny do ustawienia łopaty w położeniu zapewniającym duży skok śmigła.

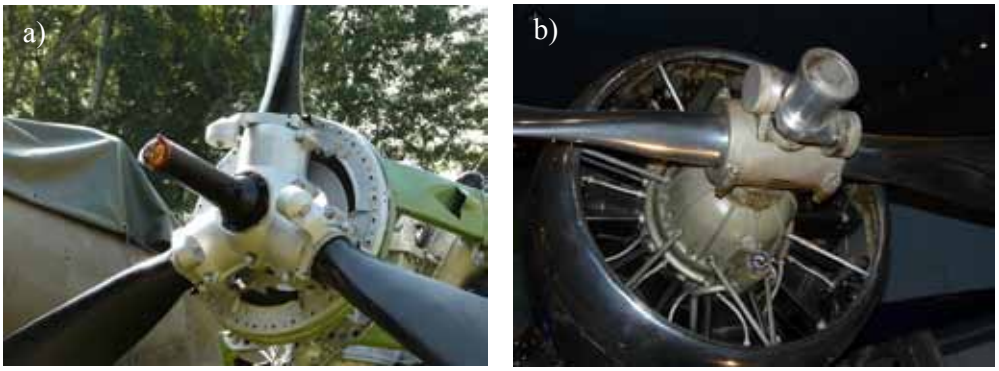
Przystępując do omawiania typowych mechanizmów sterowania skokiem [16, 160] warto podzielić śmigła przestawialne w locie na dwu lub wielopołożeniowe oraz na śmigła o stałej prędkości obrotowej. W pierwszym przypadku zazwyczaj pilot decyduje o tym, kiedy przestawienie skoku ma nastąpić, realizuje tą czynność manualnie i blokuje śmigło w nowym położeniu. W drugim przypadku śmigło wyposażone jest w regulator zmieniający skok w sposób ciągły w taki sposób, aby niezależnie od parametrów lotu samolotu prędkość obrotowa silnika pozostawała stała. Pilot może w tym przypadku zmienić tylko prędkość obrotową, do której śmigło będzie się dopasowywało automatycznie.

Najprostszy przykład śmigła przestawialnego w locie przedstawiony jest na rysunku 7.99. Nasada łopaty śmigła wyposażona jest w mimośrodowy trzpień, na który nałożona jest prostopadłościenna nakładka. Nakładka ta ma wywiercony okrągły otwór, dzięki czemu może się swobodnie obracać na trzpieniu. Z drugiej

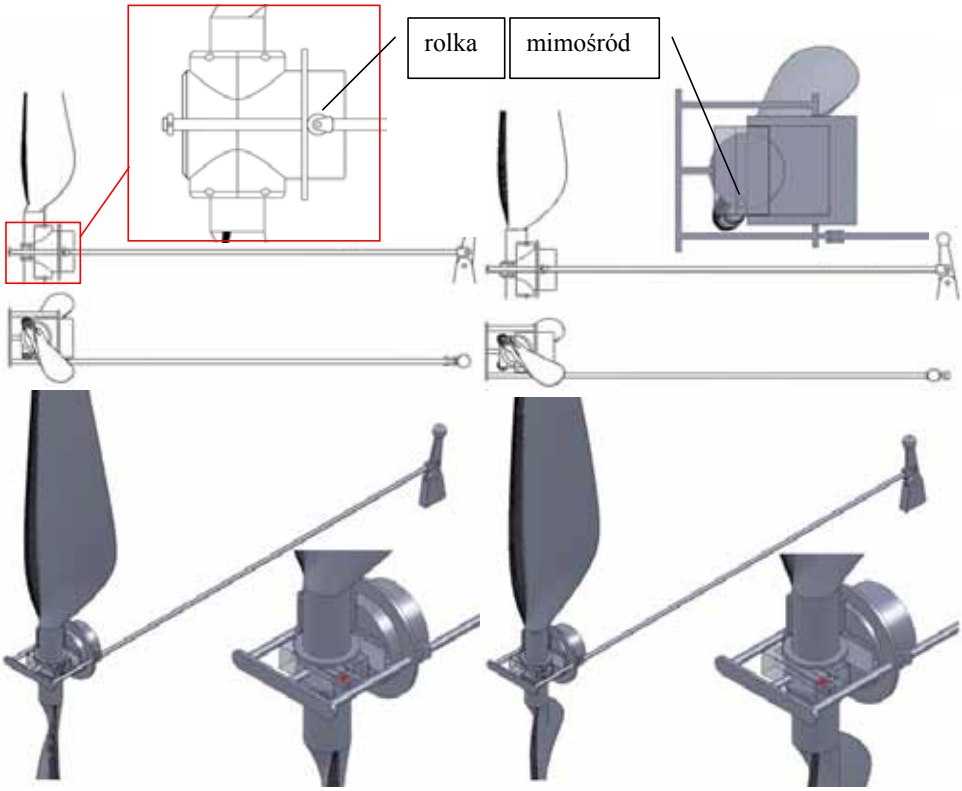




Rys.7.97. Moment prostujący łopaty śmigła i zasada działania przeciwmasy łopaty smigła



Rys.7.98. Przeciwmasa śmigła samolotu a) Petlakov Pe-2 (*Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie*), Bristol Blenheim (*RAF Museum, Hendon*)

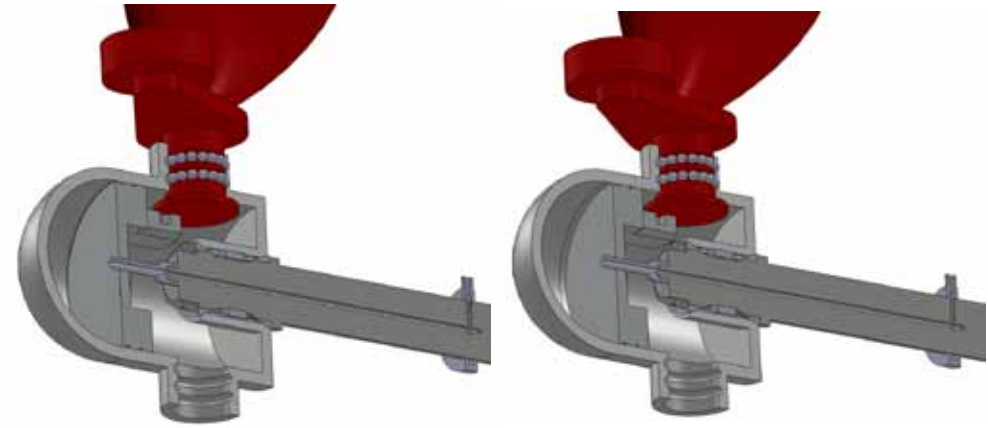


Rys.7.99. Dwupołożeniowy, „ręczny” mechanizm zmiany skoku w locie.

strony nakładka umieszczona jest w prostokątnej szczelinie suwaka, który może się przemieszczać wzdłuż osi obrotu śmigła. Szczelina jest jednak prostopadła do tej osi. Dzięki czemu ruch suwaka wzdłuż osi śmigła przekłada się na ruch obrotowy łopaty. Celem zastosowania prostopadłościennej nakładki jest zmniejszenie nacisków pomiędzy trzpieniem a szczeliną oraz zapobieganie wycieraniu się ścianek szczeliny i owalizacji trzpienia. Suwak jest połączony sztywno z tarczą umieszczoną na piaście śmigła w taki sposób, aby mogła się ona poruszać wzdłuż osi obrotu śmigła. Gdyby mechanizm nie zawierał żadnych innych elementów, to siły bezwładności działające na łopatę obracałyby ją na mniejszy skok, ciągnąc równocześnie do tyłu suwak i tarczę, gdyż łopata nie jest wyposażona w przeciwmasy. Zwiększenie skoku jest możliwe poprzez naciśnięcie na tarczę od tyłu. Ponieważ jednak śmigło się cały czas obraca, do tarczy nie można zamocować na stałe żadnego innego elementu. Można jednak docisnąć do niej rolkę ustawioną w taki sposób, aby obtaczała się po obwodzie tarczy na jej tylnej powierzchni. Nacisk na rolkę od tyłu spowoduje przesunięcie całego układu do przodu, a dzięki mimośrodowi również obrócenie łopaty na większy kąt natarcia. Jednocześnie rolka nie jest na stałe

połączona z tarczą, może więc być połączona z konstrukcją samolotu. Odbywa się to za pośrednictwem popychacza połączonego z jednej strony z rolką, a z drugiej z dźwignią umieszczoną w kabinie pilota. Dzięki temu pilot przestawiając dźwignię w kabinie i blokując ją w odpowiednim położeniu definiuje pożądaną wartość skoku śmigła. Po zablokowaniu dźwigni skok będzie pozostawał stały, niezależnie od zmiany parametrów lotu. Będzie więc zmniejszał prędkość obrotową silnika, jeśli samolot zwalnia, lub przyspieszał jeśli samolot się rozpędza. W związku z tym pilot cały czas musi pamiętać o tym, aby zespół napędowy nie przekroczył dopuszczalnych parametrów pracy i przestawiać skok za każdym razem, gdy parametry lotu samolotu wywołałyby przekroczenie dopuszczalnych parametrów pracy zespołu napędowego. Konieczność ta jest stosunkowo uciążliwa, w związku z tym dysponując odpowiednimi środkami warto zainwestować w zastosowanie śmigła o stałej prędkości obrotowej, co zwalnia go z tej odpowiedzialności.

Mechanizmy zmiany skoku w śmigłach o stałej prędkości obrotowej mogą być sterowane hydraulicznie lub elektrycznie. W mechanizmie sterowanym hydraulicznie, takim jak na rys.7.100, w przedniej części piasty znajduje się cylinder z tłokiem. Płyn hydrauliczny doprowadzany jest do śmigła poprzez kanał w wale



Rys.7.100 Hydrauliczny mechanizm zmiany skoku, z ruchomym tłokiem

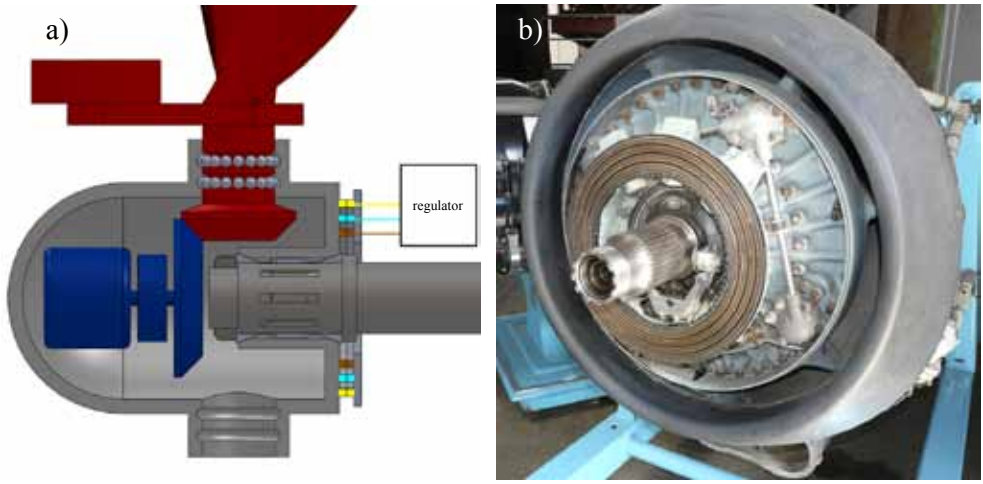
napędowym (rys.7.102). Nad tłok przedostaje się on poprzez otwór w tłoku. Z kolei tłok może być połączony z suwakiem poruszającym mimośrodowymi trzpieniami łopat. Jeżeli prędkość obrotowa spada, to regulator zwiększa ciśnienie płynu docierającego nad tłok, w związku z czym tłok przesuwa się do tyłu poruszając suwakiem, który z kolei przesuwa mimośrodowe trzpienie obracające łopatami w taki sposób, aby skok śmigła również spadł. Dzięki temu prędkość obrotowa rośnie. Jeśli prędkość obrotowa wzrośnie za bardzo, to regulator otwiera zawór pozwalający na wypływanie płynu hydraulicznego z nad tłoka. A ponieważ łopaty

Rys.7.101 Hydrauliczny mechanizm zmiany skoku, z ruchomym cylindrem w samolocie Supermarine Spitfire (*Flygvapenmuseum Linköping*)

Rys.7.102 Mechaniczno-hydrauliczny regulator prędkości obrotowej śmigła w silniku Mikulin M-42 (Ił-10) (*Letecké muzeum Kbely*) oraz Szwecow Asz-82 (Ła-5) (*Центральный Музей Военно-Воздушных Сил b Монино*)

są wyposażone w przeciwmasy, więc naciskają na tłok obracając się równocześnie w stronę większego skoku, dzięki czemu prędkość obrotowa spada. Gdyby łopaty nie były wyposażone w przeciwmasę, to śmigło działałoby na odwrót.

Zdarzają się również oczywiście inne konstrukcje mechanizmów zmieniających skok łopat. Np. tłok może być nieruchomy, a cylinder ruchomy (rys.7.101). Z kolei ruch tłoka/cylindra nie musi być przenoszony przez mimośród. Równie dobrze łopaty mogą być napędzane np. mechanizmem krzywkowym i przekładnią kątową.



Rys.7.103. (a) elektryczny mechanizm zmiany skoku śmigła, (b) bieżnie złącza obrotowego (*Brooklands Museum*)

W śmigłach ze skokiem sterowanym elektrycznie w przedniej części piasty znajduje się silnik elektryczny (rys.7.103). Może on poprzez reduktor napędzać przekładnię kątową obracającą łopatami. Silnik jest zasilany i sterowany z pokładu samolotu poprzez tzw. złącze obrotowe, które może mieć postać kilku miedzianych bieżni, po których poruszają się metalowe lub węglowe elementy kontaktowe przewodzące prąd podobnie do szczotek w silniku elektrycznym na prąd stały. W innych rozwiązaniach silnik elektryczny połączony jest z mechanizmem mimośrodowym przy pomocy śruby pociągowej z nakrętką.

Często zmiana skoku odbywa się wielostopniowo. Np. w trakcie normalnego lotu śmigło zmienia skok tylko w ograniczonym zakresie. Jeśli jednak dojdzie do awarii silnika, to śmigło ustawiane jest „w chorągiewkę", to znaczy w takie położenie, aby przestało się obracać. Dzięki temu uniemożliwia się wiatrakowanie i zmniejsza do minimum opór samolotu. Z kolei w samolotach krótkiego startu i lądowania śmigło o zmiennym skoku może być wykorzystane jako odwracacz ciągu, pod warunkiem, że ma możliwość ustawienia się na skok ujemny. Dzięki skierowaniu ciągu śmigła w stronę przeciwną do kierunku ruchu można w znaczący sposób skrócić drogę hamowania po wylądowaniu. Niektóre samoloty mają nawet dzięki temu możliwość kołowania do tyłu. Warunkiem wykonywania tego manewru w bezpieczny sposób jest jednak zapewnienie pilotowi odpowiedniej widoczności z kabiny, np. poprzez instalację odpowiednio zorientowanych kamer telewizyjnych. Zmiana skoku śmigła pozwala również rozwiązać problem dużej bezwładności silników turbinowych. Bezwładność utrudnia wykonanie manewru „odejścia na drugi krąg" w przypadku konieczności przerwania lądowania. Ze

względu na swoją bezwładność silnik turbinowy nie może bowiem szybko zmienić swojej prędkości obrotowej. Jeśli jednak, przy maksymalnej prędkości obrotowej silnika, połowa łopat śmigła ustawiona zostanie na dodatni skok, a druga połowa na ujemny, to nawet przy maksymalnej mocy silnika ciąg będzie równy zeru, a samolot będzie podchodził do lądowania lotem ślizgowym. Jeśli lądowanie się powiedzie, to łopaty o skoku dodatnim przestawia się na skok ujemny i samolot się zatrzymuje. Jeśli jednak podejście do lądowania trzeba przerwać, to łopaty o skoku ujemnym przestawia się na skok dodatni. Dzięki temu bardzo szybko można zwiększyć ciąg od zera aż do wartości maksymalnej, bez konieczności zmiany prędkości obrotowej silnika. Możliwość ta istnieje jednak tylko w śmigłach o parzystej liczbie łopat nie mniejszej niż cztery. Przy mniejszej liczbie łopat takie sterowanie ich skokiem wywołałoby drgania o niedopuszczalnej amplitudzie.

Jak z powyższego opisu wynika, mechanizmy zmiany skoku śmigła często są bardzo skomplikowane. Opisywanie ich wszystkich przekracza zakres niniejszego podręcznika. Zamieszczono więc tutaj tylko omówienie podstawowych zasad działania tych mechanizmów, a uzupełnić go trzeba jeszcze kilkoma zdaniami na temat regulatorów prędkości obrotowej. Regulator taki może być elektryczny, elektrohydrauliczny lub mechaniczno-hydrauliczny. W pierwszym przypadku pomiar prędkości obrotowej wału silnika odbywa się w sposób elektroniczny i na tej podstawie w na złączu obrotowym pojawiają się odpowiednie sygnały sterujące silnikiem elektrycznym mechanizmu zmiany skoku. W regulatorze elektrohydraulicznym pomiar prędkości obrotowej również dokonywany jest elektronicznie. Układ elektroniczny steruje jednak serwomechanizmem otwierającym i zamykającym zawory instalacji hydraulicznej zmieniającej skok śmigła. W ostatnim przypadku pomiar prędkości obrotowej dokonywany jest całkowicie mechanicznie, a czujnik steruje zaworami instalacji hydraulicznej. Czujnik mechaniczny prędkości obrotowej może wykorzystywać siłę bezwładności działającą na dwie masy zamocowane zawiasowo wokół obracającego się wału, tworząc konstrukcję regulatora odśrodkowego Watta. Masy te podparte są sprężyną w taki sposób, aby przy zerowej prędkości obrotowej znajdowały się jak najbliżej wału. Jeśli wał się obraca, to pod wpływem siły bezwładności masy będą się odsuwały od wału odkształcając równocześnie sprężynę. Do dźwigni, na których zawieszone są masy czujnikowe wystarczy tylko zamocować popychacz połączony z suwakiem zaworu sterującego instalacji hydraulicznej. Przy zastosowaniu takiego mechanizmu pilot może sterować skokiem łopat śmigła zmieniając napięcie wstępne sprężyny podpierającej masy czujnikowe.

Jak już wspomniano na początku tego rozdziału łopatę śmigła można traktować jako płat nośny. Oznacza to, że wytwarzanie ciągu wiąże się z podobnymi oporami jak w przypadku skrzydła. Opory te przekładają się na moment reakcyjny, który

musi być zrównoważony przez moment silnika, aby części ruchome zespołu napędowego obracały się z określoną prędkością obrotową. W szczególności łopata śmigła wytwarza własny ślad wirowy z wirem brzegowym. Jak widać na rys.7.104 ślad ten jest skręcony, co jest przyczyną asymetrii opływu za śmigłem. Inną konsekwencją istnienia śladu wirowego jest opór indukowany przez wir brzegowy na końcówce łopaty. Najprostszą metodą redukcji tego oporu jest zwiększanie wydłużenia łopat. Równocześnie jednak średnica śmigła jest ograniczona z góry poprzez możliwość osiągnięcia prędkości okołodźwiękowych na końcówkach. Z tego względu większość śmigieł ma łopaty o stosunkowo niewielkich cięciwach. Ich wydłużenie wynika głównie ze względów wytrzymałościowych. W przypadku śmigieł samolotów wysokościowych problem komplikuje się ze względu na równoczesny spadek liczby Reynoldsa i prędkości dźwięku wraz z wysokością. Chcąc utrzymać liczbę Reynoldsa w opływie łopat na rozsądnym poziomie należałoby zwiększyć ich cięciwy. Równocześnie jednak spadek prędkości dźwięku zmusza do zmniejszania średnicy łopat, co sprawia, że sprawność śmigła maleje. Rozwiązaniem tego problemu może być zastosowanie reduktora i znaczące obniżenie prędkości obrotowej śmigła, dzięki czemu można zwiększyć jego średnicę. Oznacza to jednak wzrost masy zespołu napędowego.

Innym rozwiązaniem może być stosowanie wingletów na końcówkach łopat, które mogą zmniejszyć opór indukowany śmigła (rys.7.105). Skrajnym rozwiązaniem tego problemu jest zastosowanie pierścienia wokół śmigła (rys.7.106) [25-27,

Rys.7.104. Wiry brzegowe wytwarzane na końcówkach łopat śmigieł

80, 219, 222]. Jeśli szczelina między łopatą a pierścieniem będzie niewielka, to przepływ pomiędzy nimi zostanie skutecznie zablokowany, dzięki czemu wpływ wiru brzegowego zostanie zredukowany. Otunelowanie śmigła pozwala na zmniej-

Rys.7.105. „Winglet" na końcówce łopaty śmigła

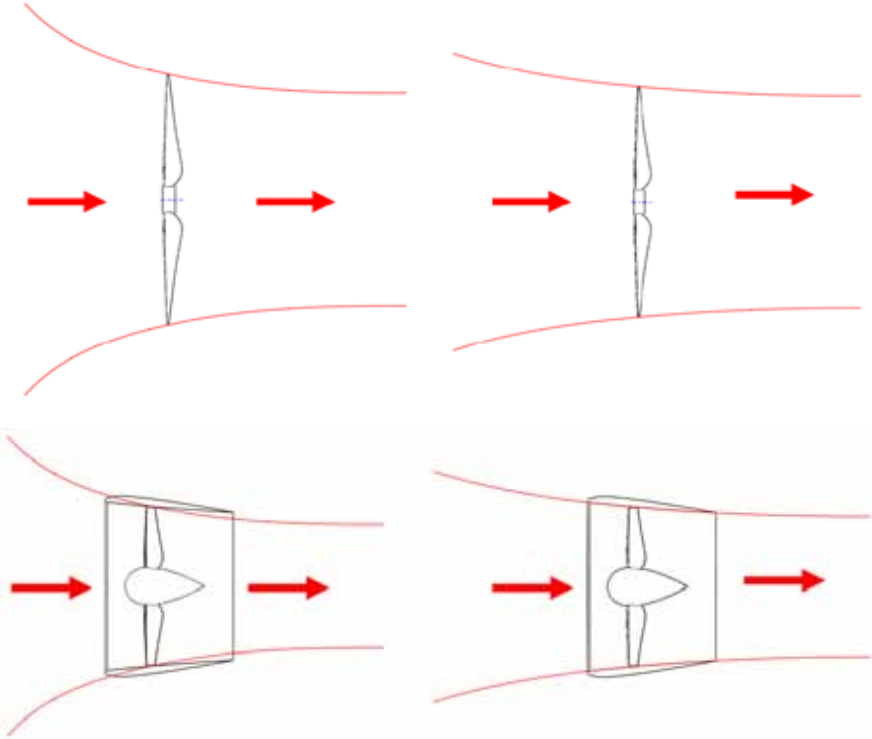
szenie wydłużenia łopat, a co za tym idzie średnicy śmigła bez wzrostu oporu indukowanego, a więc i bez wzrostu momentu niezbędnego do obracania takim śmigłem. Z kolei w celu przeniesienia większej mocy można zwiększyć liczbę łopat. Śmigło tego rodzaju nazywa się śmigłem otunelowanym i w swojej skrajnej postaci przybiera formę wentylatora jak np. w turbinowym silniku wentylatorowym. Oprócz zalet posiada jednak również kilka wad. Na początek wspomnieć należy o kilku najbardziej oczywistych, jak wzrost masy, wynikający z konieczności zastosowania dodatkowego elementu, jakim jest pierścień. Jak wyżej wspomniano pierścień ten będzie spełniał swoją rolę tylko wtedy, gdy szczelina między nim a łopatami będzie bardzo mała. Oznacza to, że pierścień musi być bardzo sztywny.

Rys.7.106. Śmigła otunelowane

W przeciwnym razie, na skutek odkształceń pierścienia, końcówki łopat ocierałyby się o jego powierzchnię wywołując drgania, dodatkowe obciążenia i niszcząc geometrię elementów napędowych.

Wysokie wymagania dotyczące sztywności zwiększają masę pierścienia. Co gorsza rośnie również średni opór aerodynamiczny samolotu, gdyż geometrię pierścienia trzeba dopasować do opływu zespołu napędowego. Jest to możliwe nawet w taki sposób, aby pierścień wytwarzał niewielki dodatkowy ciąg, ale tylko w bardzo ograniczonym zakresie parametrów lotu samolotu. Poza tym zakresem pierścień wytwarza dodatkowy opór szkodliwy (rys.7.107). Jest to więc rozwiązanie korzystne dla samolotów, które w normalnej eksploatacji latają właśnie w tym bardzo wąskim zakresie parametrów lotu. Dotyczy to zwłaszcza dalekodystansowych samolotów komunikacyjnych, stąd powszechność stosowania w nich napędów z turbinowymi odrzutowymi silnikami wentylatorowymi.

Innym rozwiązaniem jest zastosowanie skosu (rys.7.108,109). Podobnie jak w przypadku skrzydeł, zastosowanie skosu końcówek łopat śmigła pozwala podnieść krytyczną liczbę Macha, przy której efekty falowe zaczynają mieć dla śmi-



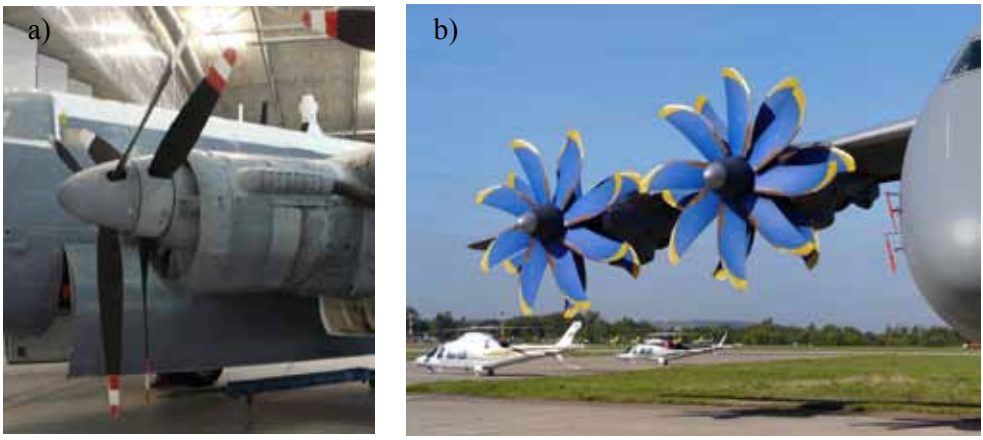
Rys.7.107 Śmigło otunelowane jest zoptymalizowane dla wąskiego zakresu prędkości lotu, w przeciwieństwie do śmigła konwencjonalnego

gła istotne znaczenie. Dzięki temu możliwe jest zwiększenie średnicy śmigła lub zwiększenie prędkości samolotu. Odbywa się to jednak kosztem wzrostu obciążeń elementów konstrukcyjnych śmigła, a co za tym idzie również jego masy.

Na koniec warto jeszcze wspomnieć o tzw. śmigłach (i wentylatorach) przeciwbieżnych (rys.7.110). Posiadają one dwa wieńce łopat, obracające się w przeciwne strony, a umieszczone bezpośrednio jedno za drugim. Rozwiązanie to pozwala na przeniesienie znacznie większej mocy bez konieczności zwiększania średnicy łopat. Wiąże się to również z niewielkim wzrostem sprawności śmigła wynikającym z faktu, że tylny wieniec prostuje ślad wirowy pozostawiany przez pierwszy wie-

Rys.7.108. Śmigła samolotów lekkich ze skośnymi końcówkami łopat

Rys.7.109. Śmigła wielołopatowe (śmigło-wentylatory) ze skosnymi końcówkami łopat



Rys.7.110 (a) śmigło przeciwbieżne (*Imperial War Museum, Duxford*), (b) przeciwbieżny śmigło-wentylator nieotunelowany (cotrarotating uducted fan)

niec, odzyskując część jego energii [168, 169, 191]. Zysk ten jest jednak bardzo niewielki, gdyż śmigło takie traci z kolei energię na wzrost hałasu, wynikający z interferencji pomiędzy poruszającymi się blisko siebie łopatami. Źle zaprojektowane śmigło przeciwbieżne może mieć nawet mniejszą sprawność od konwencjonalnego. Stąd właśnie biorą się występujące w literaturze rozbieżności, co do opłacalności stosowania śmigieł przeciwbieżnych. Interferencja, o której mowa, przekłada się niestety nie tylko na wzrost hałaśliwości śmigła, ale również na generowane przezeń drgania, co obniża trwałość zmęczeniową zespołu napędowego. W celu podwyższenia jej w najnowszych rozwiązaniach tego typu stosuje się różne liczby łopat w przednim i tylnym wieńcu. Zapobiega się w ten sposób równoczesnemu zbliżaniu się do siebie wszystkich łopat przedniego i tylnego wieńca. Do wszystkich tych problemów dodać należy jeszcze większą komplikację zespołu napędowego, wynikającą z konieczności stosowania dwóch wałów, z których jeden obraca się wewnątrz drugiego. Wewnętrzny wał napędza przednie śmigło, podczas gdy zewnętrzny tylne. Wewnętrzny wał ma w związku z tym większą długość, a równocześnie mniejszą średnicę, co dodatkowo komplikuje konstrukcję.

Pomimo wszystkich tych trudności śmigła takie są obecnie intensywnie rozwijane pod nazwami: open rotor, prop-fan, czy unducted fan. Łączą one zazwyczaj koncepcję śmigła przeciwbieżnego z koncepcją śmigła o skośnych końcówkach łopat.

ROZDZIAŁ 8 – KSZTAŁTOWANIE I ANALIZA BRYŁY SAMOLOTU

8.1 Kształtowanie bryły samolotu

Po zapoznaniu czytelnika z podstawowymi właściwościami funkcjonalnymi poszczególnych zespołów samolotu możemy powrócić do przerwanego na początku rozdziału 3 omawiania procesu projektowania samolotu. W niniejszym rozdziale przedstawiona zostanie metodyka wstępnych szkiców bryły samolotu. Jego obecność może się wydawać kuriozalna, wydawać by się bowiem mogło, że każdy potrafi narysować samolot. Okazuje się jednak, że zadanie to nie jest ani banalne, ani łatwe do zrealizowania. Efekt końcowy nie ma być bowiem tylko „wizją artystyczną", lecz koncepcją możliwie dobrze spełniającą wymagania postawione przed samolotem. Rysując sylwetkę samolotu trzeba więc wziąć pod uwagę wszystkie zagadnienia omówione w niniejszej pracy, a zwłaszcza informacje wynikające ze statystyki, analizy misji i funkcji użytkowych. Samolot musi być bowiem dopasowany do misji jaką ma realizować [172, 173, 238, 239].

Drugą cechą tego podrozdziału, która może wydać się zaskakująca, jest przekonanie autora, że ten etap pracy projektowej należy wykonać metodami tradycyjnymi, tzn. przy pomocy kartki papieru i ołówka, a nie zaawansowanego oprogramowania CAD. Przyczyną tego przekonania jest fakt, że proces kształtowania bryły samolotu jest iteracyjny, a jego bryła skomplikowana. Tymczasem prawidłowe zdefiniowanie wszystkich powierzchni opisujących bryłę samolotu wprawnemu inżynierowi może zająć nawet kilka tygodni, a efekt zazwyczaj nie jest od razu zadawalający. Kolejne iteracje rozciągałyby cały ten proces projektowania w lata, na co zazwyczaj nie ma czasu. W przypadku metod tradycyjnych, przy odrobinie wprawy, narysowanie bryły zajmuje kilkadziesiąt minut. Kilka iteracji projektu, zawierających również analizę każdej z nich daje się więc przeprowadzić w ciągu kilku tygodni. W efekcie powstaje wzorzec, który już spełnia większość przyjętych wymagań. Można go następnie opisać przy pomocy oprogramowania CAD i poddać dokładniejszej analizie oraz optymalizacji. Nie oznacza to jednak całko-

witej rezygnacji z metod numerycznych w trakcie etapu projektowania. Niektóre czynności związane z analizą projektowanej bryły znacznie szybciej daje się przeprowadzić przy wykorzystaniu arkusza kalkulacyjnego, czy prostego oprogramowania aerodynamicznego. Są to jednak metody bardzo uproszczone i niewymagające zazwyczaj dokładnego opisu geometrii samolotu. Nadają się do tego niektóre z programów wymienionych w rozdziale 8.3.

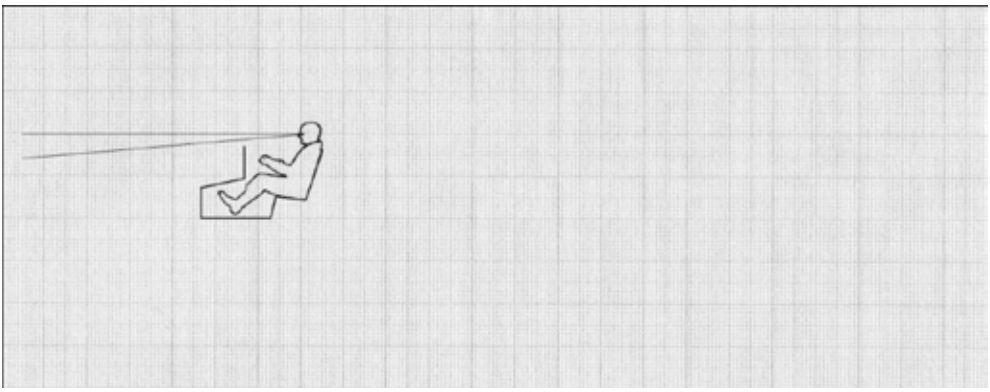
Przed rozpoczęciem rysowania warto zaopatrzyć się w odpowiednie materiały i narzędzia. Są to przede wszystkim arkusz papieru formatu co najmniej A0 i ołówek nie twardszy niż HB. Osobom mniej wprawnym zaleca się wykorzystanie papieru milimetrowego o podanym formacie. Niska twardość ołówka wynika z faktu, że już na wstępie można założyć, że na rysunku niezbędne będą liczne zmiany. Oprócz tego potrzebne zwykle są również gumka, linijka, ekierki, cyrkiel i krzywiki, lub inne narzędzie pozwalające na rysowanie linii krzywych. Przed przystąpieniem do rysowania warto również sporządzić sobie ruchomą sylwetkę pilota w odpowiedniej skali. Wymiary tej sylwetki można wzorować na danych podanych w rozdziale 5. Skalę natomiast należy dobrać w taki sposób, aby wykorzystać cały arkusz papieru. Powinny się na nim znaleźć trzy rzuty bryły samolotu, przy czym rzuty z góry i z przodu mogą dotyczyć tylko połowy samolotu, zakładając że ma on być symetryczny. Wynika z tego, że na rysunku długość rzutu kadłuba z boku powinna być nie mniejsza niż 25-30cm. Dzieląc szacowaną długość kadłuba samolotu przez tą wartość otrzymuje się skalę rysunku. Mniejszy rysunek zazwyczaj okazuje się bezużyteczny, gdyż trudno z niego odczytać dokładne wymiary np. powierzchni sterowych niezbędne do analizy stateczności i sterowności samolotu. Większy - wymaga arkusza papieru większego formatu, lub umieszczenia poszczególnych rzutów na osobnych arkuszach, co łatwo może doprowadzić do pomyłki i niezgodności wymiarów na poszczególnych rzutach.

Procedury rysowania przedstawione zostaną na przykładach małego, jednosilnikowego samolotu szkolnego dla dwóch osób oraz dużego samolotu komunikacyjnego dla 200 osób.

W kolejnych podrozdziałach opisane są dalsze kroki w procesie kształtowania bryły samolotu, tj. analiza masowa, aerodynamiczna, analiza stateczności i osiągów. Tradycyjnie realizowane one były osobno, czasem sekwencyjnie, czasem równolegle przez osobne zespoły specjalistów. Proces ten był bardzo czasochłonny, zwłaszcza, że zazwyczaj nie dało się osiągnąć satysfakcjonujących rezultatów w niewielkiej liczbie iteracji. Obecnie rozwój informatyki pozwala na podejmowanie prób tworzenia oprogramowania do optymalizacji multidyscyplinarnej i wielokryterialnej, które łączyłoby wszystkie te dyscypliny w jeden algorytm i pozwalało na skrócenie czasu poszukiwania satysfakcjonującego rozwiązania lub znacznie dokładniejsze przeszukanie obszaru rozwiązań dopuszczalnych [103, 116, 120, 170, 171, 193, 195, 240, 244, 247-249]

8.1.1 Mały samolot jednosilnikowy

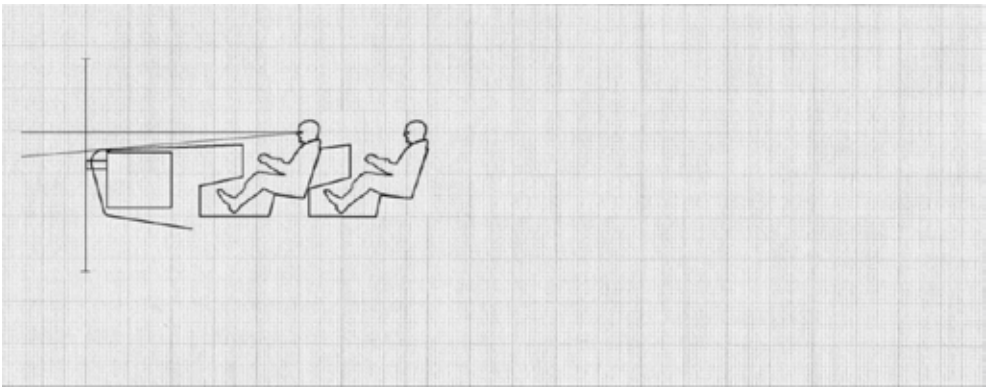
Rysowanie samolotu jednosilnikowego najwygodniej jest rozpocząć od narysowania sylwetki pilota w rzucie z boku [105], zaznaczając w którym miejscu znajdują się jego oczy (rys.8.1). Bardzo istotnym wymaganiem jest bowiem zapewnienie pilotowi wystarczającej widoczności, co jest najtrudniejsze w kierunku do przodu. Pilot na rysunku powinien znajdować się w takiej pozycji i w takim położeniu, w jakim będzie się znajdował w locie z prędkością przelotową. Następnie z punktu, w którym znajdują się oczy sylwetki pilota należy poprowadzić dwie półproste. Pierwsza z nich powinna być pozioma – odwzorowuje ona położenie horyzontu w locie z prędkością przelotową. Druga powinna być nachylona w dół pod takim kątem, jakie pole widzenia przewiduje się dla projektowanego samolotu. Kąt ten można zaczerpnąć z danych przedstawionych w rozdziale 5.2. Na koniec tego etapu wokół pilota należy narysować wnętrze kabiny, zachowując wymagania przedstawione również w rozdziale 5.2. Później, na etapie prac konstrukcyjnych, wykonuje się zazwyczaj makietę kabiny, do której człowiek może wsiąść i sprawdzić ergonomię przyszłego miejsca pracy pilota. Makieta ta może być wykonana na podstawie modelu CAD stworzonego na podstawie rysunku projektowego. Również na etapie modelowania CAD warto zweryfikować ergonomię kabiny i wyeliminować najbardziej oczywiste błędy jeszcze przed powstaniem makiety. W przypadku samolotów bezpilotowych na tym etapie warto narysować kamery i anteny, którym należy zapewnić odpowiednią „widoczność".



Rys.8.1. Ergonomia kabiny pilota

Kolejnym etapem jest narysowanie ładunku płatnego oraz silnika (rys.8.2). Wymiary ładunku płatnego wynikają z wymagań postawionych przed samolotem. W analizowanym przykładzie „ładunkiem" płatnym jest instruktor, który nadzoruje działania ucznia-pilota. Ze względu na swoje doświadczenie instruktor nie

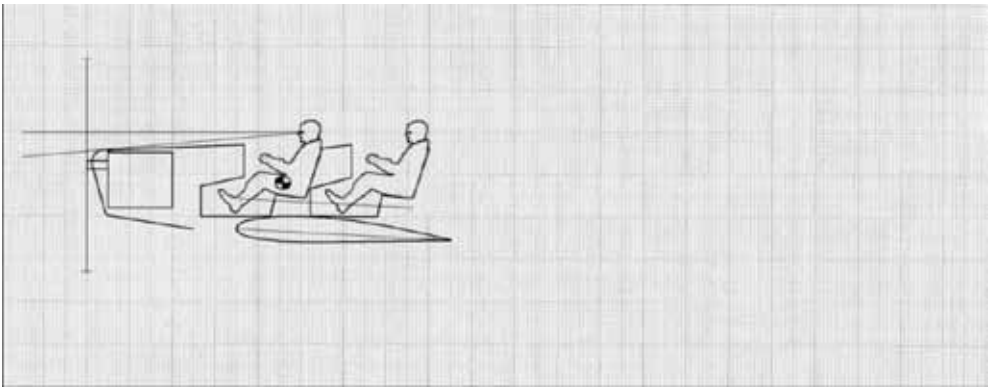
potrzebuje aż tak dobrej widoczności jak uczeń, może więc siedzieć z tyłu. Projektowany samolot ma być prosty i niezawodny i nie musi spełniać daleko idących wymagań osiągowych. Można więc założyć, że zastosowany w nim będzie silnik tłokowy, umieszczony z przodu, ze śmigłem w układzie ciągnącym. Typ silnika najlepiej dobrać na podstawie danych katalogowych i wyników rozważań przedstawionych w rozdziale 2. Należy unikać stosowania silników znajdujących się w trakcie procesu badawczo rozwojowego, gdyż proces rozwoju samolotu jest zazwyczaj znacznie krótszy. Zastosowanie w projekcie silnika dopiero rozwijanego kończy się zazwyczaj zbudowaniem prototypu samolotu, do którego nie ma odpowiedniego silnika. Zaczerpnąwszy więc informacje z danych katalogowych można narysować sylwetkę silnika w rzucie z boku. Powinna się ona znaleźć przed kabiną pilota tak daleko, aby żaden podzespół silnika nie znajdował się w kabinie. Ponadto należy pamiętać, że pomiędzy kabiną, a przedziałem silnikowym musi się jeszcze znajdować ściana ogniowa. W wielu wypadkach z tyłu silnika znajdują związane z nim elementy wyposażenia samolotu, w związku z tym odległość pomiędzy ścianą ogniową a silnikiem musi być taka, aby możliwa była ręczna obsługa tych agregatów bez konieczności zdejmowania całego silnika z łoża. Z drugiej strony silnik nie może zakłócać pola widzenia pilota, w związku z tym należy go narysować poniżej linii ograniczającej to pole. Odległość między tą linią, a silnikiem powinna być taka, aby zmieściła się pomiędzy nimi osłona i kanały doprowadzające powietrze chłodzące silnik. Mając narysowany silnik można również dorysować symbolicznie śmigło, które zawsze zamocowane jest na wale silnika, lub jego reduktora obrotów i ma średnicę nie większą niż ta wynikająca z ograniczenia liczbą Macha na końcówce (patrz rozdział 7).



Rys.8.2 Rozmieszczenie zespołu napędowego i ładunku płatnego

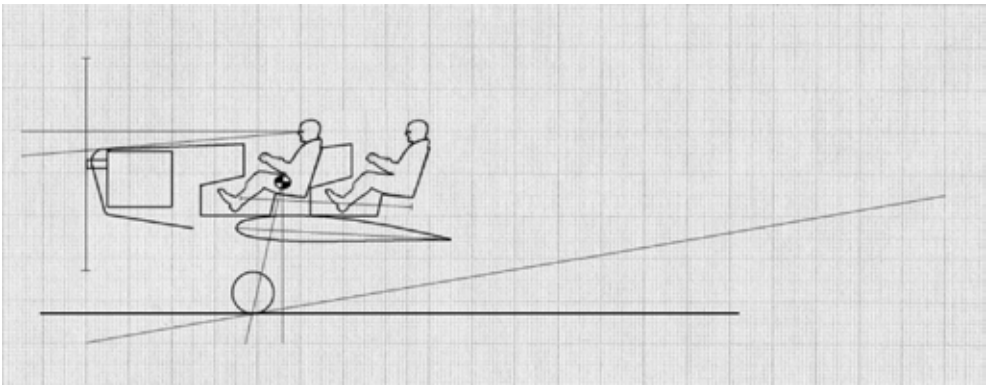
W ten sposób na rysunku pojawiły się już największe masy tego samolotu. Można więc obliczyć położenie ich wspólnego środka masy, a następnie zaznaczyć

położenie cięciw płata tak, aby ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej znajdowała się bezpośrednio pod - dla dolnopłatów, lub nad wspólnym środkiem masy. Cięciwa ta musi być narysowana na takiej wysokości, aby elementy konstrukcyjne skrzydła nie kolidowały z miejscami załogi w kabinie. Warto przy tym pamiętać, że dolnopłaty mają stosunkowo duży wznios, więc cięciwa przykadłubowa wypada niżej niż średnia cięciwa aerodynamiczna.



Rys.8.3. Lokalizacja średniej cięciwy płata nośnego

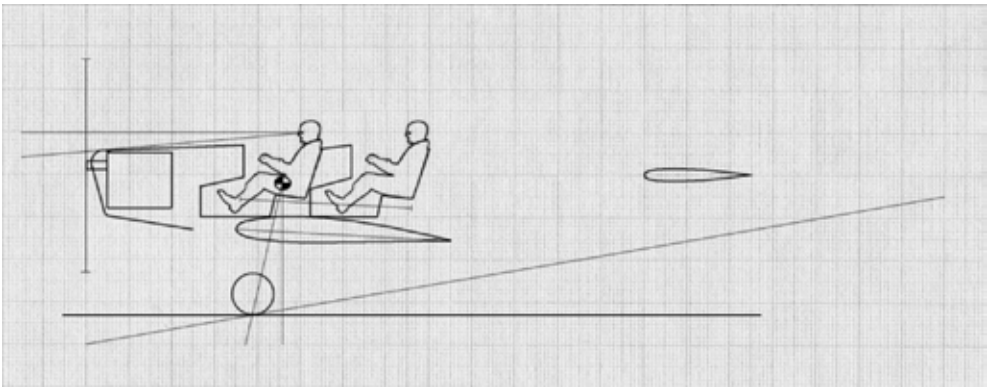
W tym miejscu uzasadnienia wymaga, dlaczego akurat ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej powinno odpowiadać położeniu wspólnego środka masy. Otóż dla większości samolotów, w zależności od załadowania, położenie środka masy waha się między 15-45% średniej cięciwy aerodynamicznej. Na obecnym etapie na rysunku nie ma jednak jeszcze tylnej części kadłuba. Można założyć, że przesunie on położenie wspólnego środka masy do tyłu. Bezpiecznie byłoby, gdyby projektowany samolot, ostatecznie, w zależności od załadowania, miał położenie środka masy w zakresie 25-35% średniej cięciwy aerodynamicznej. Gdyby „tylne" położenie środka masy znajdowało się bardziej z tyłu, to z dużym prawdopodobieństwem okazałoby się, że samolot jest niestateczny. Gdyby „przednie" położenie środka masy było bardziej z przodu, to najprawdopodobniej okazałoby się, że samolot wymaga bardzo dużych wychyleń sterów do zachowania równowagi. Zarówno pierwszą jak i drugą z tych właściwości można regulować nie tylko położeniem środka masy, ale również rozmiarami statecznika poziomego lub jego odległością od płata nośnego. Aby móc pozwolić sobie na zastosowanie bardziej tylnego położenia środka masy trzeba powierzchnię statecznika zwiększać, jednakże bardzo duży statecznik poziomy ma dużą masę i przesuwa środek masy jeszcze bardziej do tyłu, a do tego zwiększa niepotrzebnie opór samolotu. Praktyka wykazuje, że podane wielkości pozwalają na uzyskanie bryły stosunkowo bliskiej optimum.



Rys.8.4. Lokalizacja podwozia głównego

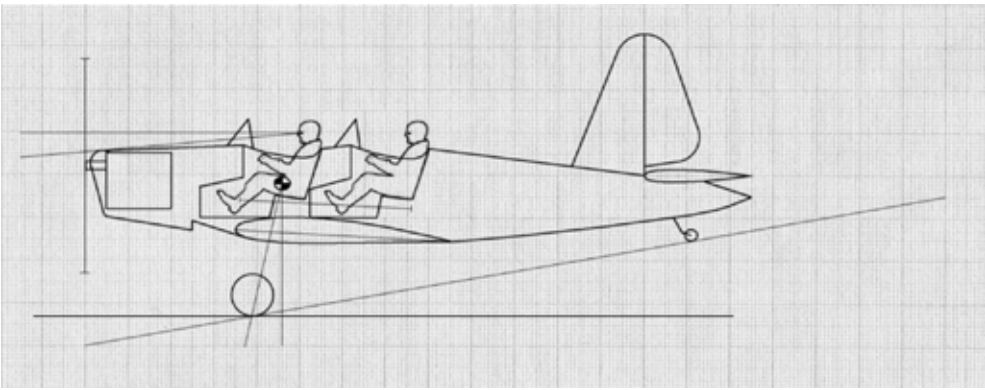
Kolejnym etapem jest narysowanie podwozia samolotu (rys.8.4) zgodnie z zaleceniami z rozdziału 6. Pewnym utrudnieniem jest fakt, że obliczony na tym etapie środek masy nie jest jeszcze docelowy. Można więc albo od razu założyć, że docelowy będzie kilka procent średniej cięciwy dalej, albo odmierzać kąty od obecnego zakładając, że „przedniemu" położeniu środka masy odpowiadać będzie najmniejszy kąt „wyprzedzenia" kół podwozia. W każdym przypadku należy pamiętać, że podwozie powinno być na tyle długie, aby odległość pasa startowego od końcówki śmigła była zgodna z przepisami oraz wystarczająco duża w trakcie rozbiegu samolotu w pozycji poziomej. W tym celu można narysować prostą równoległą do półprostej horyzontu, a styczną do koła podwozia. Pozwala to następnie na narysowanie prostej odwzorowującej teren w pozycji postojowej pod odpowiednim kątem do poprzedniej.

Następnie należy skorzystać z rysunku 4.10, aby wyznaczyć dopuszczalny obszar dla umieszczenia usterzenia poziomego. Należy w tym miejscu pamiętać, że samolot czasami ląduje w terenie przygodnym, a usterzenie jest jednym z najdelikatniejszych jego elementów. Po narysowaniu krzywej z rys 4.10 warto więc znaleźć takie miejsce, w którym odległość między tą krzywą a linią odwzorowującą teren na postoju jest największa. W tym miejscu warto zamocować usterzenie (rys.8.5). Wiedząc gdzie usterzenie będzie się znajdowało i wykorzystując dane statystyczne można następnie obliczyć jego powierzchnię nośną ze wzoru na cechę objętościową usterzenia. Cięciwę usterzenia można obliczyć z danych statystycznych, lub zakładając, że jego wydłużenie nie powinno być zbyt duże, np. 4-6. Większe wydłużenie wywołałoby wzrost momentu gnącego statecznik i zwiększyło jego masę. To z kolei niepotrzebnie przesunęłoby środek masy samolotu do tyłu.



Rys.8.5. Lokalizacja usterzenia poziomego

Na zakończenie należy dorysować tylną część kadłuba i usterzenie pionowe (rys.8.6). Przy rysowaniu usterzenia pionowego trzeba pamiętać zarówno o zachowaniu odpowiedniej cechy objętościowej, jak i o zaleceniach z rozdziału 4 dotyczących zacienienia steru kierunku w trakcie wykonywania korkociągu. Zaprojektowana w ten sposób sylwetka nie jest jeszcze ostateczna. Będzie wymagała korekt wynikających zwłaszcza z analizy masowej i analizy stateczności. Jest jednak wystarczająco dobrym pierwszym przybliżeniem, od którego można te analizy rozpocząć.

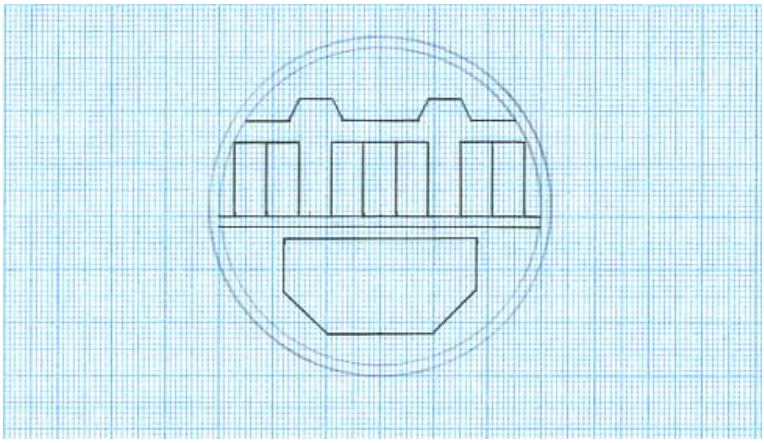


Rys.8.6. Projekt tylnej części kadłuba i usterzenia pionowego

8.1.1 Duży samolot dwusilnikowy

Duże samoloty wielosilnikowe są bardziej skomplikowane niż małe jednosilnikowe. Ponadto masa pilota jest w nich zazwyczaj pomijalna w porównaniu z masami napędu, paliwa i masą płatną. Procedurę rysowania samolotu trzeba więc nieco zmodyfikować. Zacząć najwygodniej od wyznaczenia wymiarów ładunku płatne-

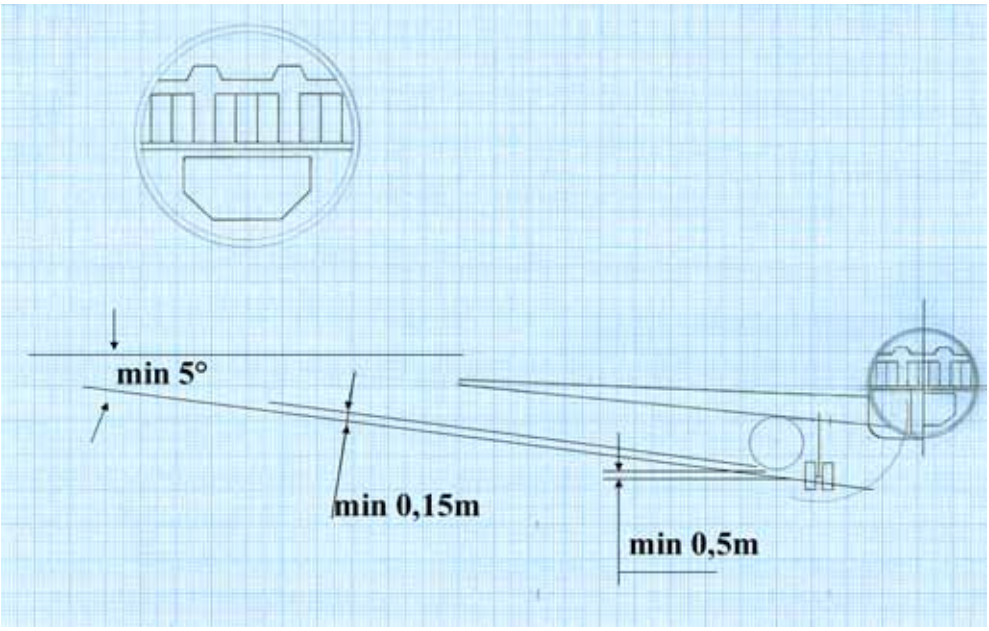
go, jakim są w tym przypadku pasażerowie i ich bagaż. Zakładając, że ma to być 200 osób (lub więcej, w wersjach rozwojowych), można przyjąć, że samolot będzie szerokokadłubowy, a więc będzie miał kabinę z dwoma przejściami (rys.8.7). Można więc zacząć od narysowania podłogi na przekroju w rzucie z przodu i rozmieszczenia na niej odpowiedniej liczby foteli pasażerskich. Następnie, na podstawie danych z rozdziału 5, nad fotelami należy narysować sufit, a pod podłogą kontener na bagaż. Wokół wnętrza kabiny można teraz narysować dwa okręgi odwzorowujące strukturę kadłuba. Wewnętrzny okrąg nie może kolidować z wyposażeniem kabiny pasażerskiej ani z obwiednią kontenera. Warto jednak zadbać, aby miał jak najmniejszą średnicę, gdyż od tego zależy opór kadłuba samolotu. Drugi okrąg powinien mieć promień większy o około 200mm, które będzie można następnie przeznaczyć na elementy struktury i wyposażenia samolotu. W mniejszych samolotach różnica ta może być odpowiednio mniejsza.



Rys.8.7. Rozmieszczenie ładunku płatnego na przekroju kadłuba

Przekrój kadłuba można następnie przerysować w mniejszej skali w taki sposób, aby pokazać na nim tylko połowę kontenera. Dzięki temu można w tym miejscu pokazać przekrój przez komorę podwozia (rys.8.8). Jest to o tyle istotne, że podwozie jest w tym przypadku masywnym elementem, który musi zajmować odpowiednie pozycje zarówno w stanie wypuszczonym jak i złożonym. W stanie złożonym koła nie mogą się stykać ze sobą, gdyż pomiędzy nimi znajduje się zazwyczaj kil – element struktury samolotu przenoszący obciążenia pomiędzy jego przednią a tylna częścią. Wiedząc, że skrzydło zamocowane będzie pod podłogą kabiny pasażerskiej, gdzie mają się znaleźć koła w pozycji złożonej i jaką średnicę mają dobrane na podstawie rozważań z rozdziału 2 silniki, można metodą kolejnych przybliżeń rozmieścić te trzy elementy. Należy przy tym pamiętać, że goleń

podwozia ma większą długość w stanie złożonym, gdyż amortyzatory mają wtedy największą długość. Z kolei w stanie maksymalnie ściśniętym amortyzatory skracają goleń znacznie bardziej niż w normalnym stanie postojowym. Jest to o tyle istotne, że samolot nie powinien zaczepiać ani końcówką skrzydła, ani silnikiem o ziemię nawet przy brutalnym lądowaniu na jedną goleń, z dużym przechyleniem.



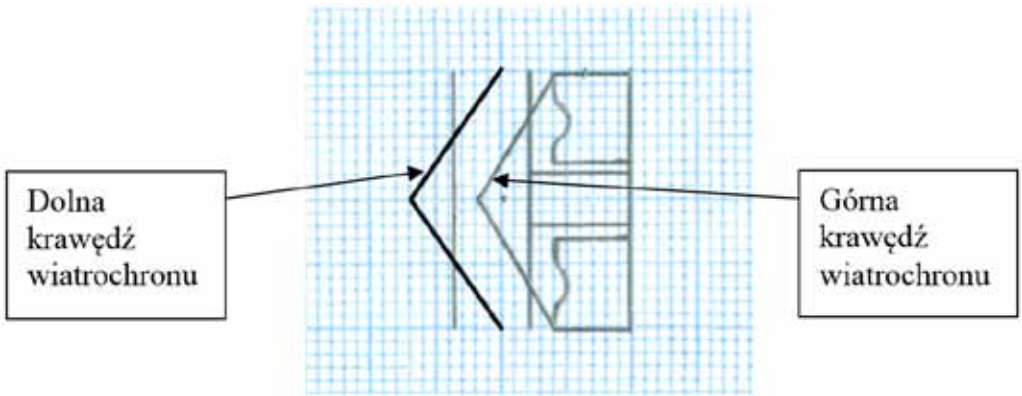
Rys.8.8 Lokalizacja płata nośnego, podwozia i zespołu napędowego na tle przekroju poprzecznego kadłuba

Teraz z kolei warto rozpocząć rysowanie rzutu samolotu z boku (rys.8.9). Rozpoczynając od narysowania podłogi i linii ograniczających kadłub z góry i z dołu przystąpić należy do narysowania kabiny pilota. Podobnie jak w poprzednim przykładzie należy też narysować półprostą horyzontu i półprostą ograniczająca pole widzenia pilota.

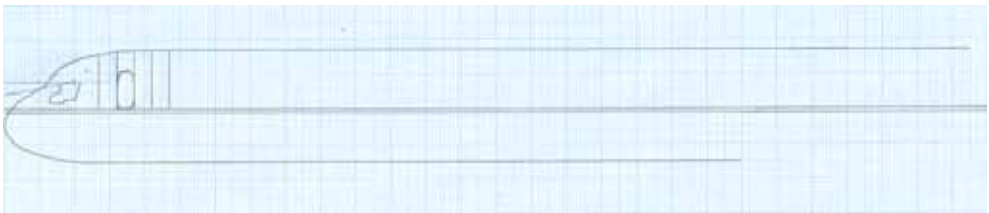
Rys.8.9. Ergonomia kabiny pilotów

Pozwala to narysować przednią część kadłuba. Trzeba jednak pamiętać, że duże samoloty mają zazwyczaj załogi składające się z dwóch pilotów siedzących obok siebie. Głowa każdego z nich nie znajduje się więc w płaszczyźnie symetrii samolotu. W związku z tym przednia szyba kabiny musi się znajdować bardziej z przodu, jeśli nie chcemy, aby szyba ta była prostopadła do kierunku przepływu (rys.8.10).

Za fotelem pilota można teraz narysować garderobę, kuchnię, toaletę oraz przednie wejście do samolotu (rys.8.11). Pomiędzy tylną ścianką kabiny pilota należy jednak zostawić miejsce dla dodatkowego fotela. Kabiny współczesnych samolotów komunikacyjnych przeznaczone są, co prawda, dla dwóch pilotów, czasem jednak musi w niej lecieć również instruktor, inspektor lub - na etapie badań samolotu - inżynier pokładowy. W mniejszych samolotach można w tym celu wykorzystać fotel drugiego pilota.



Rys.8.10. Lokalizacja foteli pilotów względem „wiatrochronu”

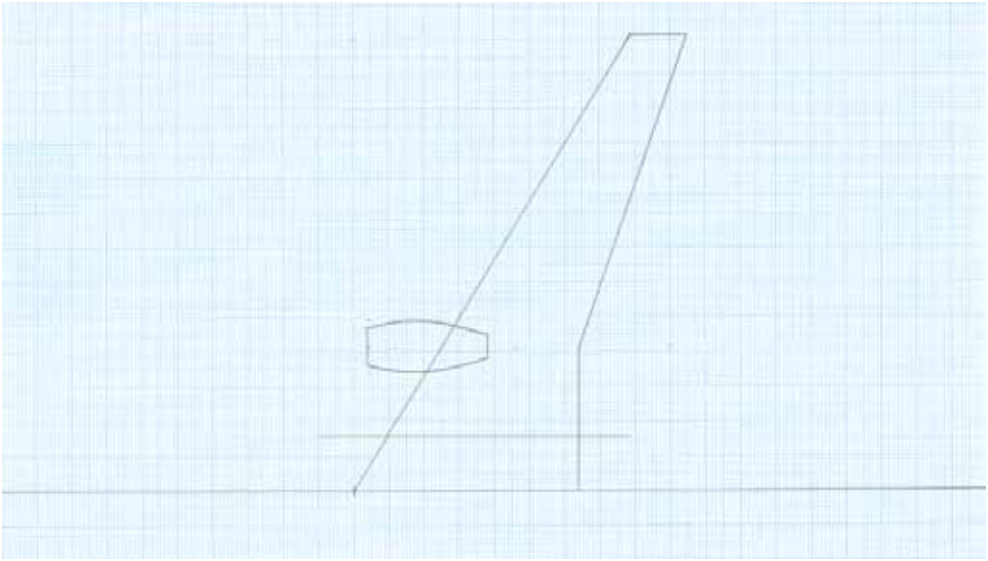


Rys 8.11. Rozmieszczenie przednich toalet, kuchni i wejść

Znając całkowitą liczbę pasażerów, liczbę foteli w szeregu, wymiary foteli oraz liczbę i wymiary kuchni i toalet, które mają się znaleźć w kabinie pasażerskiej, można już obliczyć całkowitą długość tej kabiny. Po jej obliczeniu można narysować tylny zestaw kuchni i toalet, tylne wejście oraz wręgę zamykającą przedział ciśnieniowy kadłuba (rys.8.12).

Rys.8.12. Rozmieszczenie tylnych toalet, kuchni, wejść i lokalizacja tylnej wręgi ciśnieniowej

Na tej podstawie można już obliczyć położenie środka masy „ładunku płatnego". W samolocie tym będą jednak również inne ciężkie elementy i media, takie jak silniki i paliwo. Trzeba więc wyznaczyć ich położenie, a najwygodniej jest to zrobić na widoku z góry (rys.8.13). Rysowanie go zaczyna się od narysowania płaszczyzny symetrii samolotu oraz linii ograniczającej kadłub z boku. Następnie można narysować obrys płata zgodnie z informacjami zawartymi w rozdziale 3 oraz silnika, na podstawie danych katalogowych.

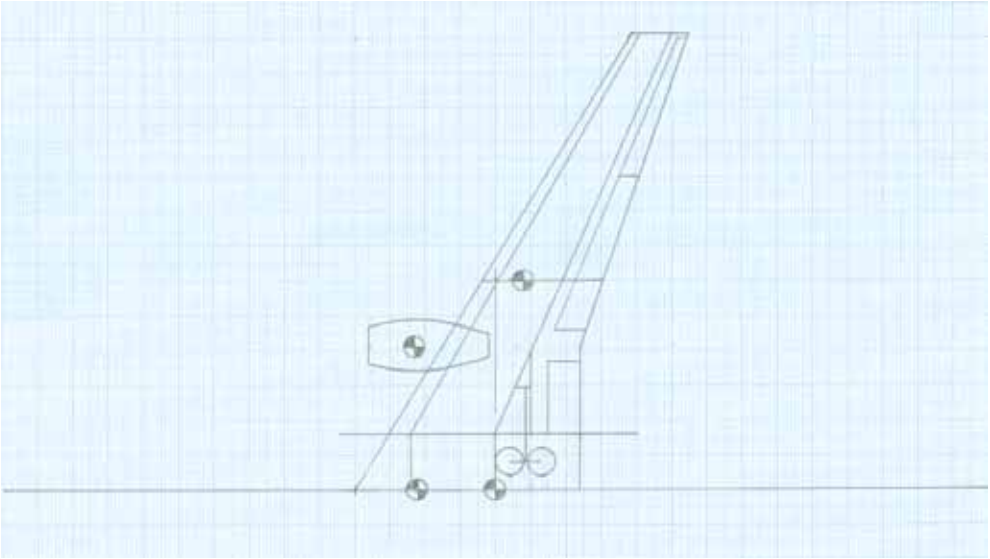


Rys.8.13 Projekt płata nośnego

Teraz z kolei można narysować zaplanowaną mechanizację płata. Przed mechanizacją należy zostawić nieco miejsca na jej napędy i można już narysować rzut ścianki tylnego dźwigara skrzydła Podobną operację należy przeprowadzić w okolicy krawędzi natarcia, pamiętając jednak, że przedni dźwigar przenosi zwykle większe obciążenia niż tylny. Z drugiej strony pomiędzy dźwigarami wzdłuż

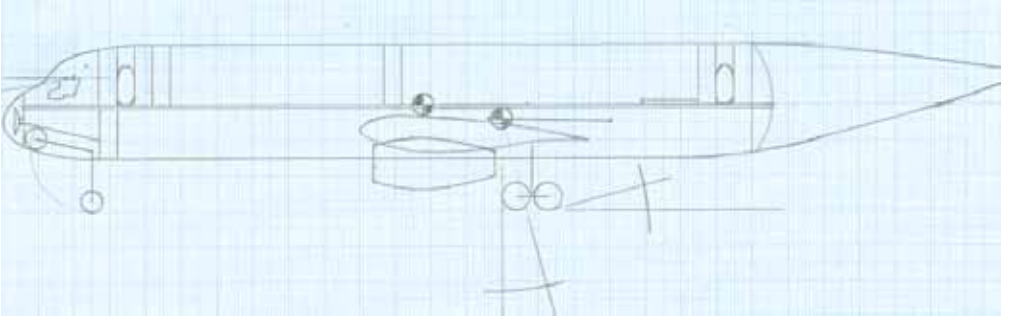
całej objętości znajdowały się będą zbiorniki paliwa. Dobrawszy więc odpowiedni profil płata można obliczyć, gdzie powinien znajdować się przedni dźwigar, aby z jednej strony jego wysokość była jak największa, a z drugiej, aby objętość zbiorników była wystarczająca. Na rys.8.14 warto zwrócić uwagę na fakt, że zastosowany obrys płata oraz geometria klapy przykadłubowej i tylnego dźwigara zostawiają dogodne miejsce do pomieszczenia komory podwozia.

Mając na rysunku wszystkie te elementy można zaznaczyć położenia środków mas zespołu napędowego oraz paliwa i obliczyć położenie wspólnego środka masy „ładunku płatnego", zespołu napędowego i paliwa.



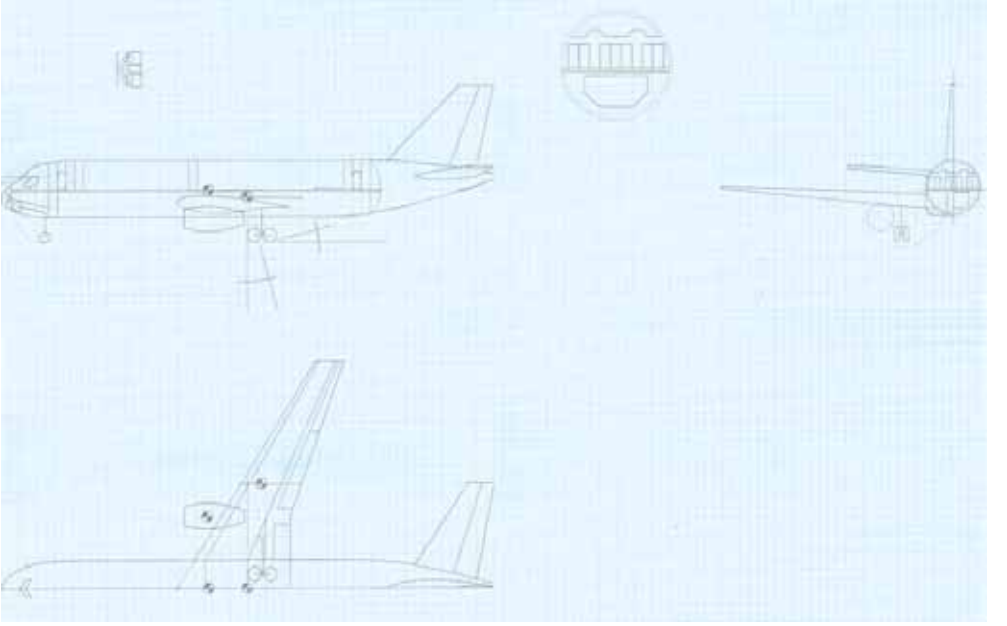
Rys.8.14. Rozmieszczenie podstawowych elementów konstrukcji skrzydła.

Dążyć należy do tego, aby wspólny środek masy, podobnie jak poprzednio znalazł się w ¼ średniej cięciwy płata, co jednak zazwyczaj nie udaje się od razu. W związku z czym pierwszy rysunek skrzydła warto wykonać na osobnym, małym arkuszu i tak długo dobierać odległość środka masy ładunku płatnego, aż uzyska się pożądane położenie wspólnego środka masy. Następnie rysunek rzutu z góry można przenieść na główny arkusz. Przy okazji na rzut z boku można też nanieść położenia silnika i cięciw płata (rys.8.15). Daje to możliwość zweryfikowania, czy wymiary i położenie podwozia są odpowiednie zgodnie z danymi z rozdziału 6. Można też rysunek uzupełnić o elementy wyposażenia, przedział wypoczynkowy dla załogi i dodatkowe toalety wewnątrz kabiny pasażerskiej. Najdogodniej jest umieścić je w tych miejscach, w które mogą uderzyć szczątki turbin, sprężarek lub śmigieł w przypadku ich awarii. Zmniejszy to prawdopodobieństwo ewentualnego zranienia pasażerów.



Rys.8.15. Lokalizacja podwozia i projekt tylnej części kadłuba

W dalszej kolejności należy narysować tył kadłuba, pamiętając o tym, że nie może on uderzać o pas startowy podczas startu, oraz usterzenia, pamiętając o zachowaniu odpowiednich cech objętościowych (rys.8.16). Usterzeniu poziomemu warto nadać niewielki wznios, taki - aby nie zahaczało o pas startowy w trakcie lądowania z dużym przechyleniem na jedną goleń podwozia. Samolot będzie wtedy leciał na dużym kącie natarcia, odległość usterzenia od pasa będzie więc znacznie mniejsza niż w warunkach postojowych. Usterzenia powinny również posiadać skos, nieco większy niż skos płata. Dzięki temu niekorzystne efekty falowe najpierw pojawią się na płacie, a dopiero potem na usterzeniu. Dzięki temu pilot zo-



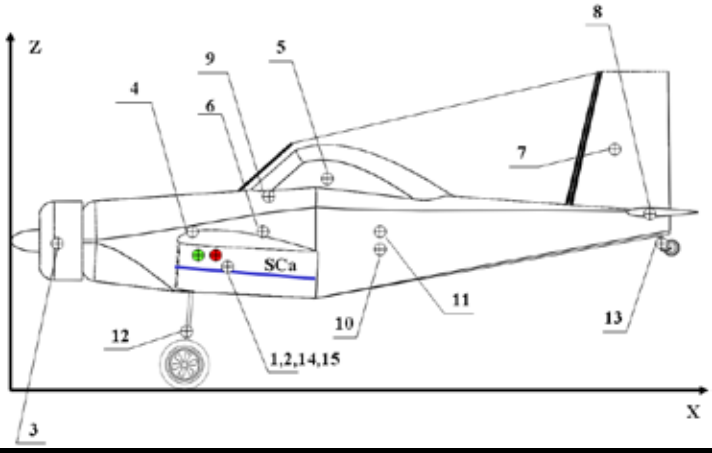
Rys.8.16 Projekt usterzenia pionowego

stanie w porę ostrzeżony o możliwości utraty sterowności w wyniku pojawienia się fal uderzeniowych na usterzeniach.

Tak jak poprzednio stworzony rysunek nie będzie jeszcze wersją ostateczną. Trzeba go będzie bowiem modyfikować w oparciu o wyniki analizy masowej i statecznościowej.

8.2 Analiza masowa

Jak już wspomniano we wstępie, celem niniejszej książki nie jest prezentacja metod analizy stosowanych w trakcie projektowania samolotów. Byłoby to niecelowe, zważywszy że istnieje bogata literatura poświęcona tym tematom. Z drugiej strony podręcznik rozrósłby się niepotrzebnie powtarzając zawarte w literaturze informacje. W tym miejscu wypada więc tylko wspomnieć, że procedury liczenia mas poszczególnych systemów samolotu czytelnik może znaleźć w pozycjach: [42, 50, 172, 173, 217, 220, 270] W dużych firmach, z bogatym doświadczeniem, prowadzona jest też dokumentacja pozwalająca na oszacowanie mas poszczególnych elementów nowoprojektowanych samolotów na podstawie konstrukcji istniejących. Na podstawie tych szacunków tworzy się arkusz wyważenia samolotu (rys.8.17). Może on mieć postać tabeli zawierającej kolejno nazwę elementu, jego masę i trzy współrzędne środka masy danego elementu względem przyjętego układu współrzędnych. Decyzja o tym, jaki układ współrzędnych przyjąć jest zazwyczaj trudna, gdyż przyjęcie jednego układu współrzędnych dla całego projektu ułatwia porozumiewanie się pomiędzy oddziałami firmy (lub firm) i zmniejsza prawdopodobieństwo pomyłki wynikającej z przyjęcia różnych układów współrzędnych. Jednakże na etapie projektu wstępnego trudno jest zgadnąć, jaki układ współrzędnych będzie najbardziej dogodny. W aerodynamice i mechanice lotu bardzo często spotyka się układ współrzędnych z biegunem w ¼ średniej cięciwy płata samolotu. Problem w tym, że zazwyczaj jest to punkt abstrakcyjny, niezwiązany z żadnym elementem jego konstrukcji, nie istnieje więc żadna z nim związana baza materialna, względem której dałoby się odmierzyć odległość do poszczególnych montowanych elementów. Może to znacząco obniżyć dokładność wykonania struktury płatowca przy zastosowaniu niektórych procedur odwzorowania jego geometrii. Niektóre firmy rozwiązują ten problem arbitralnie przyjmując ten sam sprawdzony układ współrzędnych we wszystkich podobnych samolotach. Dla potrzeb niniejszego podręcznika przyjęto, że w trakcie sporządzania arkusza wyważenia można korzystać z dowolnego układu współrzędnych, aby następnie przenieść wszystkie wyniki do układu związanego z ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej z wykorzystaniem prawa Steinera. Na rysunku samolotu, stworzonym w oparciu o wskazówki



lp.	nazwa	m [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	m*x [kg*m]	m*x^2 [kg*m^2]	m*y^2 [kg*m^2]	m*z^2 [kg*m^2]	m*x*y [kg*m^2]	m*x*z [kg*m^2]	m*y*z [kg*m^2]
1	Skrzydło lewe											
2	Skrzydło prawe											
3	Zespół napędowy											
4	Kadłub											
5	Systemy podtrzymywania życia											
6	Instalacja paliwowa											
7	Statecznik pionowy											
8	Statecznik poziomy											
9	Przyrządy pokładowe											
10	Instalacja elektryczna											
11	Instalacja hydrauliczna											
12	Podwozie główne											
13	Kółko ogonowe											
A	Masa samolotu pustego											
16	Pilot											
B	Masa samolotu przed lądowaniem bez ładunku płatnego											
14	Paliwo w lewym zbiorniku											
15	Paliwo w prawym zbiorniku											
C	Masa samolotu bez ładunku płatnego											
17	Ładunek płatny											
D	Masa samolotu przed lądowaniem bez ładunku płatnego											
E	Maksymalna masa startowa											

Rys.8.17. Arkusz wyważenia samolotu

rozdziału 8.1, należy więc narysować układ współrzędnych i w oparciu o ten układ wyznaczyć odpowiednie współrzędne. W oparciu o te współrzędne oblicza się położenie środka masy kompletnego samolotu oraz jego momenty bezwładności.

Biorąc pod uwagę różne konfiguracje załadowania warto w górnej części tabeli umieścić masy elementów na stałe związanych z konstrukcją samolotu, poniżej masę załogi, masę paliwa i różnych konfiguracji ładunku płatnego. Dzięki temu możliwe jest przejrzyste zobrazowanie poszczególnych środków masy. Powinny one dotyczyć co najmniej samolotu pustego, samolotu z załogą, samolotu z załogą i ładunkiem płatnym, samolotu z załogą i z paliwem oraz samolotu z załogą, paliwem i ładunkiem płatnym. W przypadkach z ładunkiem płatnym warto również rozważyć różne konfiguracje rozmieszczenia tego ładunku, zwłaszcza te dające środek masy ładunku przesunięty maksymalnie do przodu i te dające środek masy ładunku przesunięty maksymalnie do tyłu. Celem tych zabiegów jest sprawdzenie skrajnych położeń środka masy samolotu. Jak już wspomniano w poprzednim rozdziale, już w pierwszej iteracji warto doprowadzić projekt do takiego stanu, aby przednie położenie środka masy samolotu w locie znajdowało się za 25% średniej cięciwy aerodynamicznej płata a tylne przed 35% tejże cięciwy. Dotyczy to samolotów w konfiguracji konwencjonalnej, tzn. wyposażonych w płat nośny i usterzenie umieszczone za nim. Nie dotyczy to jednak konfiguracji, które nie mogą się zdarzyć w normalnym locie, tzn. np. samolotu załogowego bez załogi. Można bowiem domniemywać, że samolot w tej konfiguracji masowej nie leci, lecz stoi na płycie postojowej lotniska. W tym wypadku wystarczy, aby rzut środka masy samolotu na płytę znajdował się pomiędzy kołami samolotu, w takim miejscu, aby samolot nie mógł się przewrócić.

Momenty bezwładności bryły sztywnej oblicza się za zwyczaj ze wzoru

$$I_{ii} = I_{jj} + m_k x_{ki}^2$$

Gdzie

I_{ii} – moment bezwładności

I_{jj} – moment własny bezwładności wokół osi j równoległej do osi i

m_k – masa elementu k

x_{ki} – odległość środka masy elementu k od osi i

Niestety w pierwszej iteracji jest to niewykonalne, gdyż nieznane są jeszcze momenty własne bezwładności takich elementów jak skrzydło, czy kadłub. Będą one znane dopiero po zaprojektowaniu struktury, to zaś można zrobić dopiero po obliczeniu osiągów i wyznaczeniu obciążeń. Tych z kolei czynności nie warto prowadzić, jeśli nie sprawdzi się najpierw czy samolot jest stateczny. Tymczasem wiele z właściwości statecznościowych zależy od momentów bezwładności. Obrazuje

to iteracyjny charakter projektu samolotu, gdyż w pierwszej iteracji nie da się uzyskać poprawnych wyników. W związku z tym w pierwszej iteracji można przyjąć uproszczoną zależność:

$$I_{ii} = m_k x_{ki}^2$$

i prowadzić dalsze czynności z pełną świadomością, że wartości momentów bezwładności są zaniżone. W drugiej iteracji można już uwzględnić rozkład masy poszczególnych części składowych samolotu wynikający z pierwszej iteracji projektu struktury.

8.3 Analiza charakterystyk aerodynamicznych

Celem tego etapu pracy jest przygotowanie danych dla obliczeń stateczności i osiągów. Potrzebne zatem będą takie wielkości jak:

$C_x = f(C_z)$ biegunowa równowagi samolotu

$a = \dfrac{dC_z}{d\alpha}$ dla płata

$a_1 = \dfrac{dC_{zh,v}}{d\alpha}$ dla usterzenia poziomego i pionowego

$a_2 = \dfrac{dC_{zh,v}}{d\delta_{e,r}}$ dla usterzenia poziomego i pionowego względem wychylenia sterów wysokości i kierunku

$a_3 = \dfrac{dC_{zh,v}}{d\delta_f}$ dla usterzenia poziomego i pionowego względem wychylenia klapek

$b_1 = \dfrac{dC_{mh,v}}{d\alpha}$ dla usterzenia poziomego i pionowego

$b_2 = \dfrac{dC_{mh,v}}{d\delta_{e,r}}$ dla usterzenia poziomego i pionowego względem wychylenia sterów wysokości i kierunku

$b_3 = \dfrac{dC_{mh,v}}{d\delta_f}$ dla usterzenia poziomego i pionowego względem wychylenia klapek

C_{mbh}	moment pochylający samolotu bez usterzenia
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	pochodna odchylenia strug za płatem
ε_0	odchylenie strug za płatem
$C_{l\delta\alpha} = l_\xi = \frac{\delta C_l}{\delta \delta_a}$	pochodna prędkości kątowej przechylania po wychyleniu lotek
$C_{lp} = \frac{\delta C_l}{\delta \frac{pb}{V}}$	pochodna prędkości kątowej przechylania po prędkości kątowej odchylania

Większość wyżej wymienionych parametrów, oprócz biegunowej równowagi, można obliczyć przy pomocy prostego oprogramowania CFD AVL [190], VLAero [200], PanAir [196], PANUKL [83, 197], XFLR [202]. Do wyznaczenia biegunowej niezbędne jest bardziej zaawansowane oprogramowanie, np. VSAero [201], MGAero [194], Fluent [192]. W dwóch pierwszych programach płaty zastępuje się szkieletowymi, nie ma więc potrzeby budowania modelu CAD, gdyż byłby on w tym przypadku bezużyteczny. Wszystkie te właściwości można też obliczyć metodami analitycznymi w oparciu o dane zawarte w literaturze np. [60, 65-67, 88, 100].

W przypadku biegunowej równowagi warto przy tym przypomnieć, że typowe wartości minimalnych współczynników oporu podane są w tabeli 2.1. Pochodna siły nośnej po kącie natarcia $a = \frac{dC_z}{d\alpha}$ zawsze jest mniejsza niż 2π i dla płata o wydłużeniu rzędu 8-10 powinna przyjmować wartość rzędu 4-5. a_{1h} jest odpowiednio mniejsze - zważywszy, że wydłużenie usterzenia poziomego jest zwykle mniejsze niż wydłużenie płata, powinno więc wynosić 3-4. Konsekwentnie, z tego samego powodu $a_{1v}<a_{1h}$ i wynosi 1,5-3. Można też zauważyć, że dla większości konwencjonalnych usterzeń $a_1>a_2$.

Wartości b_1 i b_2 powinny być ujemne, przy czym powinna być spełniona zależność $|b_1|<|b_2|$.

Typowa wartość C_{lp} zawiera się w przedziale 0.3÷0.4, przy czym dla większych wydłużeń płata jest większa, a dla mniejszych mniejsza.

C_{mbh} ma wartość rzędu -0,1÷0 i ma zazwyczaj dodatnią pochodną względem bieguna w ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej płata. Wraz ze wzrostem kąta natarcia pochodna ta rośnie w dolnopłatach, a maleje w górnopłatach, czasem nawet przybierając wartości ujemne.

8.4 Analiza stateczności i sterowności

Po wyznaczeniu charakterystyk aerodynamicznych bryły samolotu warto dokonać analizy stateczności i sterowności [143, 225], a dopiero potem obliczyć osiągi. Realizacja tych dwóch zadań w odwrotnej kolejności jest zdaniem autora niecelowa, gdyż samolot niestateczny i tak nie będzie latał. Warto więc analizować osiągi tylko tych konfiguracji samolotu, które są stateczne. Dotyczy to również samolotów z komputerowym wspomaganiem stateczności, które z założenia mają być niestateczne aerodynamicznie, gdyż w ich przypadku wielkość zapasu stateczności statycznej (ujemna) powinna być znacznie dokładniej przestrzegana, aby nie wprowadzać systemu fly by wire w błąd.

Analizę stateczności można podzielić na trzy etapy: obliczenie zapasu stateczności statycznej, podłużnej stateczności dynamicznej i poprzecznej stateczności dynamicznej [41, 66, 67, 180, 252]. Każda z nich może być przeprowadzona przy pomocy metod analitycznych, w oparciu o dane literaturowe lub numerycznie z wykorzystaniem mniej lub bardziej zaawansowanego oprogramowania np. SDSA [82, 199]. Niektóre programy do analizy aerodynamicznej (np. AVL) zawierają już w sobie moduły do analizy stateczności włącznie z analizą stateczności dynamicznej. Stanowi to duże ułatwienie, gdyż metody analityczne są w tym przypadku dosyć uciążliwe i czasochłonne. Z tego względu, na wczesnych etapach projektowania, w analizach stateczności prowadzonych metodami analitycznymi można pominąć stateczność dynamiczną, zakładając, że późniejsza dokładna analiza stateczności zaowocuje tylko niewielkimi zmianami geometrii takimi jak zmiana powierzchni statecznika pionowego lub wzniosu płata.

Analiza stateczności statycznej powinna być wykonywana obowiązkowo w każdej iteracji projektu, niezależnie od przyjętej metody obliczeniowej. Jest ona bowiem warunkiem koniecznym stateczności samolotu i jej zapewnienie często wymaga dużych zmian geometrii samolotu. W przypadku samolotów bez komputerowego wspomagania stateczności zapas stateczności, rozumiany jako odległość między punktem neutralnym a środkiem masy nie powinien być mniejszy niż 10% średniej cięciwy aerodynamicznej, przy czym środek masy powinien się znajdować przed punktem neutralnym. Wynika to z możliwego do popełnienia błędu obliczeniowego, który w rzeczywistości może znacząco zredukować zapas stateczności. Warto przy tym zauważyć, że położenie punktu neutralnego zmienia się wraz z prędkością. W związku z tym wspomniane 10% zapasu stateczności dotyczy najgorszego przypadku w zakresie od prędkości minimalnej, aż do prędkości dopuszczalnej.

Jeśli analiza stateczności odbywa się z wykorzystaniem metod numerycznych, to warto od razu przeanalizować stateczność dynamiczną. Pozwoli to uniknąć

konieczności wprowadzania dużych zmian powierzchni usterzenia pionowego i wzniosu w dalszych etapach projektowania. Warto przy tym pamiętać, że bezwzględnie stateczne muszą być następujące postaci ruchu samolotu: przechylanie, oscylacje szybkie i holendrowanie (patrz rozdział 4.1). Przepisy dopuszczają niewielką niestateczność fugoidalną i spiralną, o ile pilot potrafi je opanować. W przypadku przechylania i oscylacji szybkich spełnienie wyżej wymienionego warunku zwykle nie jest trudne. Problemem natomiast jest osiągnięcie stateczności holendrowania. Wynika on z faktu, że zabiegi pozwalające na ustatecznienie holendrowania powodują rozstatecznienie spirali. Z tego też powodu przepisy pozwalają na niewielką niestateczność spiralną samolotu. Pilotowi zwykle łatwiej jest zapanować nad spiralą niż nad holendrowaniem. Niestety często się zdarza, że uzyskanie stateczności holendrowania w całym zakresie prędkości jest niemożliwe bez wprowadzenia nieakceptowalnej niestateczności spiralnej. W tych przypadkach doprowadza się niestateczność spiralną do akceptowalnego poziomu, a niestateczność holendrowania likwiduje się urządzeniem aktywnie tłumiącym oscylacje przy pomocy steru kierunku (tzw. yaw damper).

W przypadku niestateczności fugoidalnej najskuteczniejszym sposobem jej likwidacji jest wzrost oporu aerodynamicznego. Stoi to w sprzeczności z chęcią uzyskiwania jak najlepszych osiągów. Jest to jednym z powodów, dla których przepisy dopuszczają niewielką niestateczność fugoidalną. Drugim jest fakt, że pilot zwykle potrafi nad nią zapanować.

8.5 Analiza osiągów

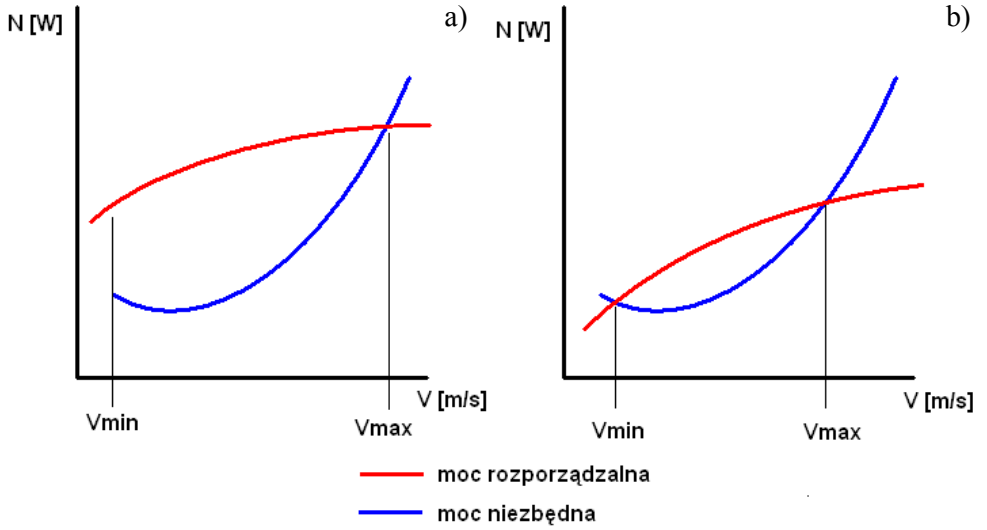
Analizę osiągów [6, 64, 65, 144] przeprowadza się w celu sprawdzenia, czy samolot spełnia założone warunki techniczne oraz wygenerowania informacji niezbędnych do analizy obciążeń samolotu. Pierwszym krokiem jest tu wyznaczenie charakterystyk zespołu napędowego, co w większości przypadków da się dokonać w oparciu o literaturę [65]. Wyjątkiem są tu elektryczne zespoły napędowe, dla których nie ma obecnie dobrej procedury wyznaczania charakterystyk wysokościowych. W przeciwieństwie do silników spalinowych, silniki elektryczne nie potrzebują atmosferycznego tlenu do procesu spalania. Wydawać by się mogło, że ich moc nie powinna spadać z wysokością, pozwalając na łatwe osiąganie bardzo wysokich pułapów lotu. Jednakże malejąca wraz ze wzrostem pułapu gęstość powietrza może pogarszać warunki chłodzenia silnika, a docierające promieniowanie kosmiczne wpływa na pracę elektromagnesów. Wpływa ono również na pojemność i oporność wewnętrzną akumulatorów. Spadające ciśnienie i temperatura również mogą obniżać ich parametry, zwłaszcza, że dla zaoszczędzenia masy w samolotach sto-

suje się zazwyczaj akumulatory litowe w miękkich obudowach. Promieniowanie i temperatura wpływają również na wydajność ogniw słonecznych, choć z drugiej strony - dociera do nich światło o znacznie większym natężeniu. Nakładają się na to jeszcze problemy związane z pracą śmigła przy małych liczbach Reynoldsa i równocześnie wysokich liczbach Macha. Wszystko to sprawia, że obliczenia osiągów wysokościowych elektrycznych zespołów napędowych są obecnie obarczone znacznym poziomem niepewności. Zwiększenie ich dokładności wymaga zrealizowania szeroko zakrojonego programu badawczego.

Zależność osiągów samolotu od wysokości lotu można wyznaczyć porównując jego charakterystyki aerodynamiczne z charakterystykami zespołu napędowego. Można tego dokonać metodą mocy dla samolotów o dużym obciążeniu mocy, lub metodą ciągów dla samolotów o małym obciążeniu mocy.

W metodzie ciągów dokonuje się wektorowego sumowania wszystkich sił działających na samolot w locie. Oryginalna, wykreślna postać tej metody, przedstawiona w [65] jest jednak bardzo uciążliwa i niedokładna, gdyż różnice kątów pomiędzy poszczególnymi wektorami dla różnych prędkości są bardzo małe. Stosunkowo niewielki błąd wykreślny powoduje więc duże błędy odczytywanych z wykresów wielkości. Warto więc proponowane w tej metodzie operacje wykreślne zastąpić analizą opartą na geometrii analitycznej.

W metodzie mocy porównuje się z kolei moc niezbędną do lotu poziomego z mocą rozporządzalną zespołu napędowego dla różnych prędkości na danej wysokości. Charakterystyki te mogą się przecinać w jednym lub dwóch punktach

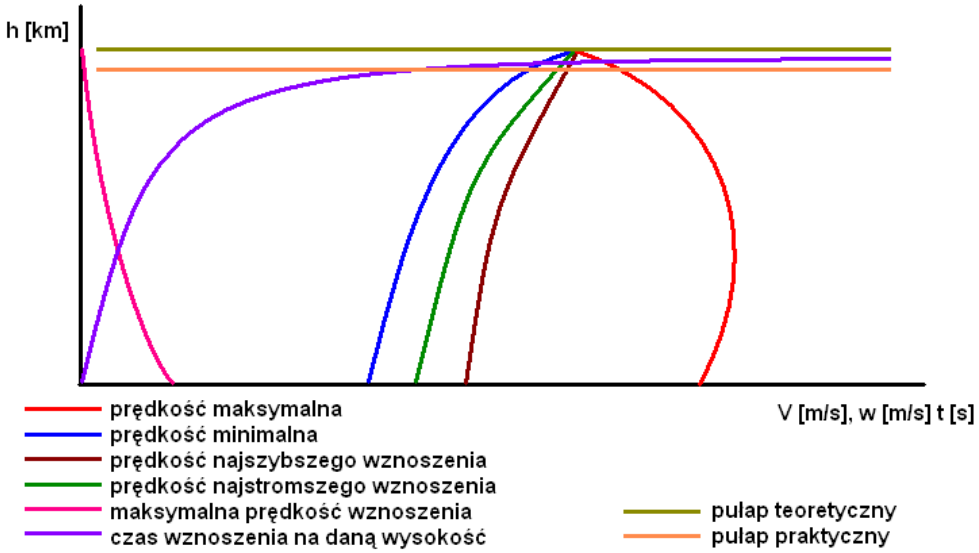


Rys.8.18. Porównanie mocy rozporządzalnej i niezbędnej do lotu a) w przypadkach jednego punktu wspólnego, b) w przypadku dwóch punktów wspólnych

(rys.8.18). W pierwszym przypadku punkt wspólny wyznacza prędkość maksymalną lotu poziomego, a prędkość minimalna lotu poziomego odpowiada prędkości przeciągnięcia. Próba lotu z prędkością większą od maksymalnej oznacza nurkowanie samolotu, gdyż moc niezbędna do lotu jest większa od rozporządzalnej, osiąganie tak dużej prędkości musi się więc wiązać z dodatkową utratą energii potencjalnej samolotu. Próba lotu z prędkością mniejszą od minimalnej kończy się przeciągnięciem i może się zakończyć wpadnięciem samolotu w korkociąg.

W przypadku gdy charakterystyka mocy niezbędnej ma dwa punkty wspólne z charakterystyką mocy rozporządzalnej, punkt odpowiadający większej prędkości wyznacza prędkość maksymalną lotu poziomego a punkt o mniejszej prędkości wyznacza prędkość minimalną lotu poziomego. W tym wypadku próba lotu z prędkością mniejszą od minimalnej nie zakończy się natychmiast przeciągnięciem, ale samolot nie będzie w stanie lecieć na stałej wysokości, gdyż moc niezbędna będzie większa od mocy rozporządzalnej. Podobnie jak w przypadku lotu z prędkością większą od prędkości maksymalnej, samolot musi uzupełniać brak mocy utratą energii potencjalnej.

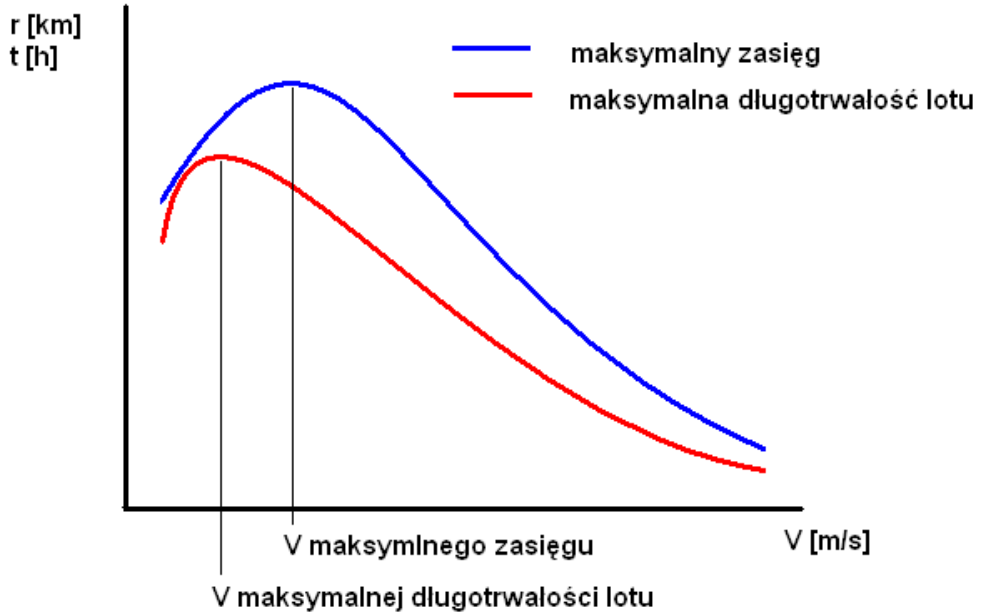
W obydwu przypadkach pomiędzy prędkością minimalną a maksymalną znajduje się obszar, w którym moc niezbędna jest mniejsza od mocy rozporządzalnej. W tym więc obszarze możliwe jest wznoszenie samolotu, a jego wielkość jest wprost proporcjonalna do nadmiaru mocy. Wraz ze wzrostem pułapu obszar ten zmniejsza się, a prędkość maksymalna zbliża się do minimalnej (w przypadku silników tłokowych może to nie dotyczyć zakresu pułapów od zera do optymalnej



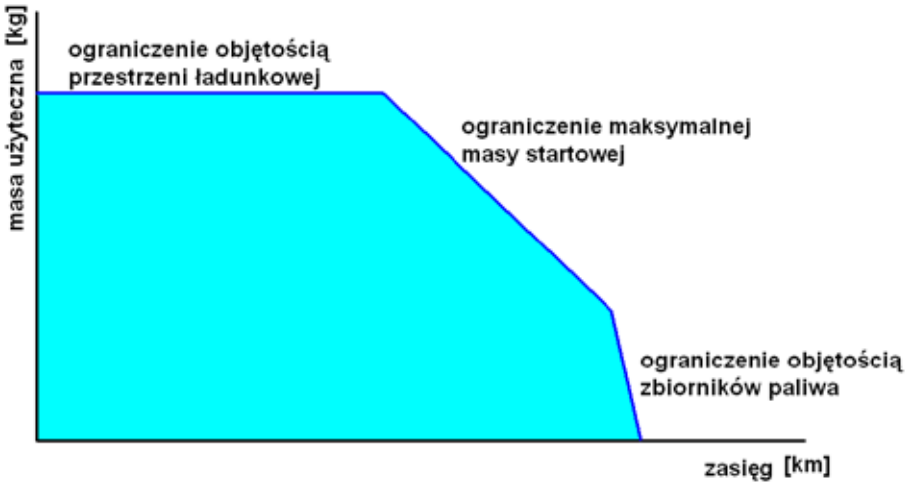
Rys.8.19. Przykładowy wykres ofertowy

wysokości, dla której zaprojektowano sprężarkę). Dla pewnego pułapu krzywa mocy niezbędnej jest styczna do krzywej mocy rozporządzalnej, a obszar pomiędzy nimi jest tożsamy z ich punktem styczności. Taki pułap lotu nazywa się pułapem teoretycznym. Powyżej tego pułapu lot poziomy nie jest możliwy, gdyż moc niezbędna jest większa od mocy rozporządzalnej. Lot z dowolną prędkością w takich warunkach musiałby się odbywać kosztem utraty energii potencjalnej. Można więc samolot zrzucić z pułapu większego niż jego pułap teoretyczny, po czym będzie on leciał ze zniżaniem aż do swojego pułapu teoretycznego. Nie może on jednak wznieść się powyżej pułapu teoretycznego o własnych siłach. Zwykle z resztą nie jest w stanie osiągnąć nawet swojego pułapu teoretycznego, gdyż zbliża się do niego asymptotycznie, a zapas paliwa, który może wykorzystać na wznoszenie jest ograniczony. Warto więc również wyznaczyć pułap praktyczny, zdefiniowany np. jako taki, który da się osiągnąć w trakcie lotu, zakładając, że samolot startuje z pełnymi zbiornikami paliwa, bez ładunku płatnego i przez cały czas wznosi się z maksymalną prędkością wznoszenia, zostawiając tylko minimalną rezerwę paliwa niezbędną do bezpiecznego wylądowania.

Zestawienie osiągów warto zaprezentować na zbiorczym wykresie przedstawiającym poszczególne prędkości w funkcji pułapu lotu (rys.8.19). Jest on często zwany wykresem ofertowym, lub obwiednią lotu, gdyż na pułapie teoretycznym prędkość minimalna równa jest prędkości maksymalnej. Startując z ziemi osią-



Rys.8.20. Zasięg i długotrwałość lotu w funkcji prędkości, dla założonego ładunku płatnego



Rys.8.21. Zależność masy użytecznej od zasięgu

gnięcie tego pułapu zabrałoby jednak nieskończenie wiele czasu. Na wykresie ofertowym warto więc przedstawić również maksymalną prędkość wznoszenia, prędkość lotu odpowiadającą najszybszemu wznoszeniu i najbardziej stromemu wznoszeniu oraz czas, jaki jest niezbędny dla osiągnięcia danego pułapu.

Obliczenia osiągów kończy się wyznaczeniem maksymalnego zasięgu, maksymalnej długotrwałości lotu oraz długości startu i lądowania (rys.8.20). Można więc teraz porównać osiągnięte rezultaty i zadecydować, czy projekt wymaga istotnych zmian i wykonania kolejnej iteracji, czy też jest już na tyle dojrzały, aby go kontynuować w istniejącej postaci.

ROZDZIAŁ 9 – OBWIEDNIA OBCIĄŻEŃ SAMOLOTU

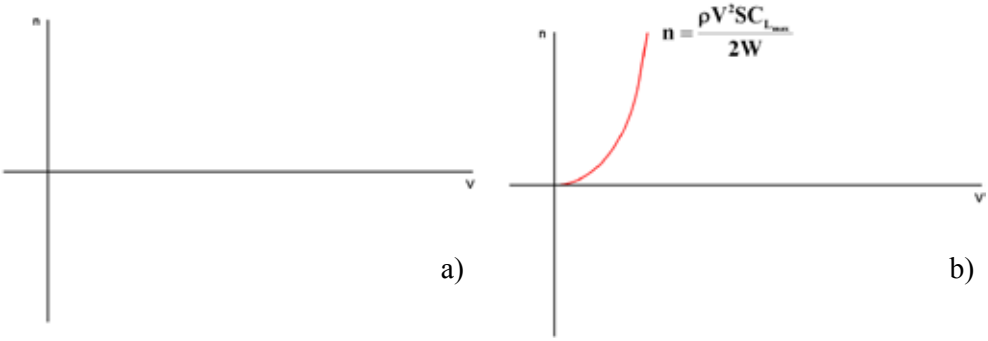
9.1 Procedura wyznaczania obwiedni obciążeń samolotu [23, 37, 47, 52, 101, 107, 121, 174, 214-216, 236, 241, 243]

W wielu miejscach niniejszej pracy wspominano o współczynniku obciążenia, zdefiniowanym jako stosunek siły aerodynamicznej prostopadłej do cięciwy skrzydła do jego ciężaru. Dla każdego stanu lotu można z tej definicji wyprowadzić zależność opisującą ten współczynnik, w większości przypadków będzie to inna zależność. Dla uporządkowania informacji na temat dopuszczalnych obciążeń samolotu, dopuszczalne współczynniki obciążeń przedstawia się w sposób zintegrowany, w postaci tzw. obwiedni obciążeń. W celu otrzymania certyfikatu typu dla swojego samolotu producent musi udowodnić, że dla dowolnego stanu lotu zawierającego się wewnątrz tej obwiedni, żadne odkształcenia elementów samolotu nie będą trwałe. Oznacza to, że dla tych stanów lotu żaden element nie może ulec zniszczeniu ani nawet odkształceniom plastycznym, jeśli natomiast dojdzie do wyboczenia jakiegoś elementu, to po zredukowaniu współczynnika obciążenia do jedności, skutki tego wyboczenia samoczynnie znikną. Obciążenia przedstawione na obwiedni można więc nazwać obciążeniami dopuszczalnymi. Dla zapewnienia odpowiedniego zapasu bezpieczeństwa przyjmuje się również współczynnik bezpieczeństwa, przez który należy przemnożyć obciążenia dopuszczalne, aby otrzymać wartości obciążeń niszczących. W zakresie pomiędzy obciążeniami dopuszczalnymi a niszczącymi może dochodzić do niewielkich odkształceń plastycznych konstrukcji samolotu, które uniemożliwią jego dalszą eksploatację bez remontu, jednakże odkształcenia te nie mogą prowadzić do skutków katastrofalnych. Oznacza to, że jeśli w locie dojdzie do przekroczenia obciążeń dopuszczalnych, ale nie dojdzie do przekroczenia obciążeń niszczących, to samolot powinien być zdolny do bezpiecznego lądowania awaryjnego. Poza określonymi w przepisach wyjątkami, współczynnik bezpieczeństwa w lotnictwie wynosi 1,5. Zakłada się przy tym, że w trakcie dowodowej próby statycznej konstrukcja samolotu powinna wytrzymać

150% obciążeń dopuszczalnych (100% niszczących) przez co najmniej 3 sekundy w warunkach ustalonych i w określonej przepisami temperaturze.

Jak widać obciążenia przedstawione na obwiedni obciążeń mają zarówno dla konstruktora jak i dla użytkownika istotne znaczenie. Obwiednię tą przedstawia się zarówno w dokumentacji dowodowej samolotu, jak i w instrukcjach obsługi. Bardzo często pojawia się ona w postaci tabliczki informacyjnej w kabinie pilota. Z tych też względów zasady tworzenia obwiedni obciążeń powinien znać każdy inżynier lotniczy, zwłaszcza, że obciążeniom na niej przedstawionym podlega nie tylko struktura nośna samolotu, ale również jego zespół napędowy i całe wyposażenie. W niniejszym rozdziale przedstawiona zostanie jedynie ogólna zasada tworzenia tej obwiedni, gdyż dla różnych typów samolotów obwiednie tworzone są nieco inaczej. Przedstawiony tutaj opis ma więc tylko pozwolić na zrozumienie tego pojęcia. Przystępując do projektowania konkretnego samolotu należy sięgnąć do odpowiednich przepisów budowy statków powietrznych i sporządzić obwiednię zgodnie z zawartymi w nich zaleceniami.

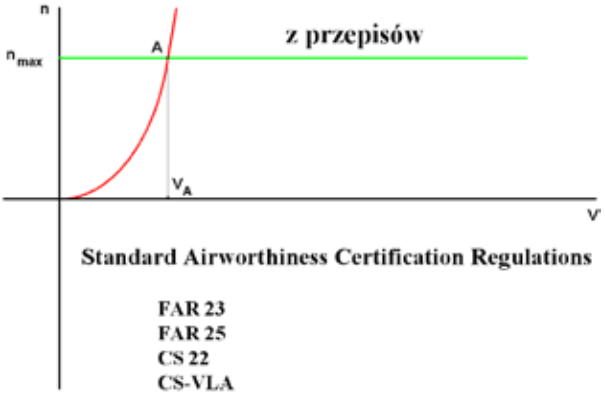
Zgodnie ze wszystkimi współczesnymi przepisami obwiednię obciążeń przedstawia się w układzie współrzędnych, w którym na osi poziomej znajduje się prędkość lotu samolotu, a na pionowej współczynnik obciążenia (rys.9.1a). Składa się ona z dwóch zsumowanych części: obwiedni od manewrów i obwiedni od burzliwej atmosfery. Omawianie ich zaczniemy od obwiedni od manewrów.



Rys.9.1. a) układ współrzędnych do wykreślania obwiedni obciążeń, b) „krzywa wyrwania”

Tworzenie obwiedni od manewrów zaczyna się od wyznaczenia tzw. krzywej wyrwania (rys.9.1b), czyli zbioru punktów dla których współczynnik obciążenia równy jest stosunkowi maksymalnej siły aerodynamicznej samolotu do jego ciężaru. Siły aerodynamiczne są proporcjonalne do kwadratu prędkości, zbiór ten tworzy więc na wykresie parabolę. Biorąc pod uwagę, że użyta tu siła nośna ma mieć wartość maksymalną, więc i współczynnik siły nośnej użyty do obliczeń również musi mieć wartość maksymalną. Oznacza to, że lot samolotu w warunkach wy-

stępujących po lewej stronie krzywej wyrwania jest niemożliwy, gdyż po jej przekroczeniu samolot ulega przeciągnięciu i często wpada w korkociąg. Warto jednak pamiętać, że w warunkach nieustalonych współczynnik siły nośnej może mieć większą wartość niż w warunkach ustalonych [117, 179, 229]. W związku z tym do analizy wytrzymałości samolotu warto wyznaczyć również krzywą wyrwania w warunkach nieustalonych. Tworzy się ją przy zastosowaniu współczynnika siły nośnej większego o 25% od maksymalnego współczynnika siły nośnej.

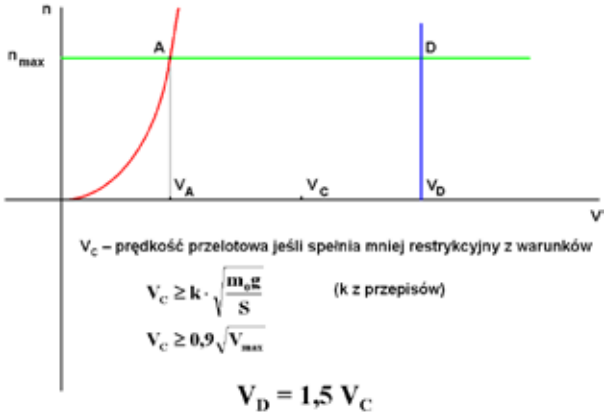


Rys.9.2 dopuszczalny dodatni współczynnik obciążenia

Kolejnym krokiem w procesie tworzenia obwiedni obciążeń jest zaznaczenie linii prostej odpowiadającej dopuszczalnemu współczynnikowi obciążenia (rys.9.2), zgodnie z przyjętymi dla danego samolotu przepisami budowy. Jako przykłady można tu podać przepisy CS-22 dla szybowców i motoszybowców, CS-23 i FAR-23 dla samolotów lekkich oraz CS-25 i FAR-25 dla samolotów komunikacyjnych. W wielu przypadkach linia ta jest pozioma, a zalecany współczynnik obciążenia zdefiniowany jest liczbą. W niektórych przypadkach jest jednak inaczej. Np. dla samolotów komunikacyjnych (CS-25) i komunikacji lokalnej (CS-23) dopuszczalny współczynnik obciążenia oblicza się według podanej w przepisach procedury. Należy też zaznaczyć, że podana w przepisach wartość współczynnika obciążenia dopuszczalnego jest wartością minimalną, tzn. projektant może przyjąć wartość większą jeżeli uzna, że jest to właściwe dla projektowanego przezeń samolotu. Wbrew pozorom jest to dosyć częsty przypadek, gdyż np. dla samolotów akrobacyjnych o wartości współczynnika obciążeń decyduje raczej rynek niż przepisy. Zgodnie z przepisami wystarczy, aby współczynniki obciążeń dopuszczalnych były równe +6 i -3 aby samolot został dopuszczony do wykonywania akrobacji. Jednakże w trakcie zawodów opłaca się wykonywać manewry z większymi współczynnikami obciążeń, tolerowanymi jeszcze przez organizm zawodnika. W związ-

ku z tym samoloty przeznaczone do wyczynowego uprawiania akrobacji mają zazwyczaj współczynniki obciążeń dopuszczalnych znacznie większe, niż wymagają tego przepisy. W chwili obecnej najczęściej stosowane wartości to +10 i –10 (np. Extra 300), aczkolwiek pojawiają się już konstrukcje pozwalające na wykonywanie bardziej gwałtownych manewrów. Raz przyjęta wartość współczynnika obciążenia musi być oczywiście używana w całym procesie konstruowania samolotu i udowodniona w celu uzyskania certyfikatu. W instrukcji obsługi nie może być potem prezentowana wartość większa niż udowodniona przez producenta i zaakceptowana przez nadzór.

Punkt przecięcia krzywej wyrwania z linią maksymalnego współczynnika obciążenia nazywa się punktem wyrwania i oznacza literą A. Prędkość lotu odpowiadającą punktowi wyrwania nazywa się prędkością manewrową i oznacza się jako V_A.

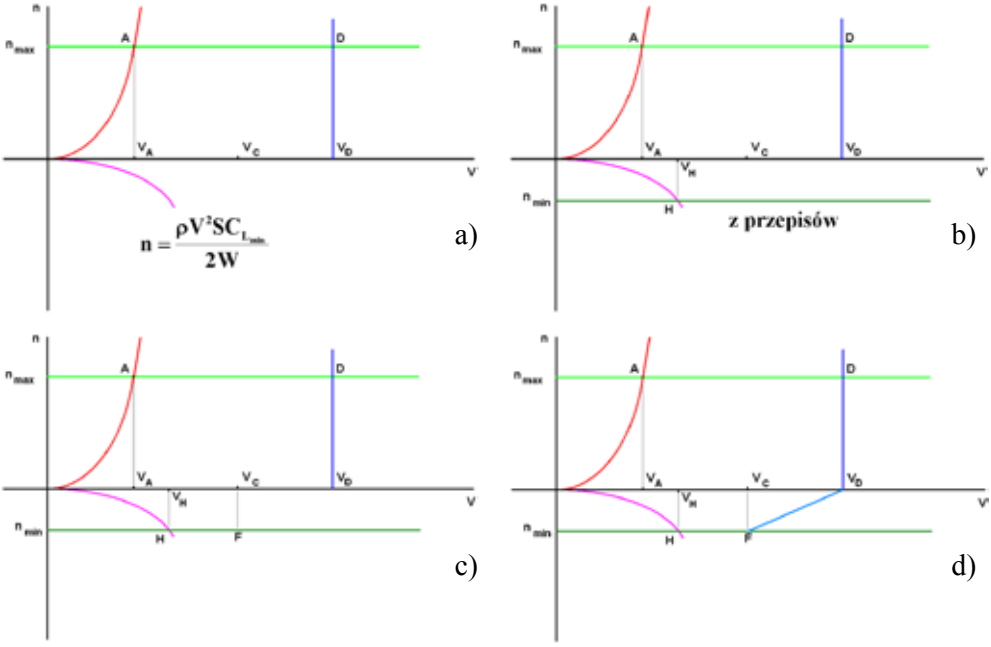


Rys.9.3. Prędkość przelotowa i dopuszczalna

Kolejnym krokiem jest wyznaczenie prędkości przelotowej V_C i prędkości dopuszczalnej V_D (rys.9.3). Prędkość V_C wyznacza się na podstawie wzorów podanych w przepisach lub przyjmuje się prędkość przelotową wynikającą z analizy osiągów samolotu. W przepisach podane są zazwyczaj dwa wzory, przy czym można wybrać mniejszą z wynikających z nich wartości. Należy jednak przyjąć, że V_C jest równa prędkości przelotowej, jeśli jest ona większa od wyznaczonej na podstawie wzorów zawartych w przepisach. Po wyznaczeniu prędkości V_C należy wyznaczyć prędkość V_D zakładając, że jest ona odpowiednio większa od V_C. Prosta pionowa wyprowadzona z punktu (V_D, 0) przecina się z linią maksymalnego współczynnika obciążenia tworząc punkt D obwiedni.

Następnie należy w podobny sposób wyznaczyć ujemną stronę obwiedni rozpoczynając od krzywej wyrwania w locie odwróconym (rys.9.4). Postępuje się przy tym dokładnie tak samo, jak poprzednio, wykorzystując tym razem mini-

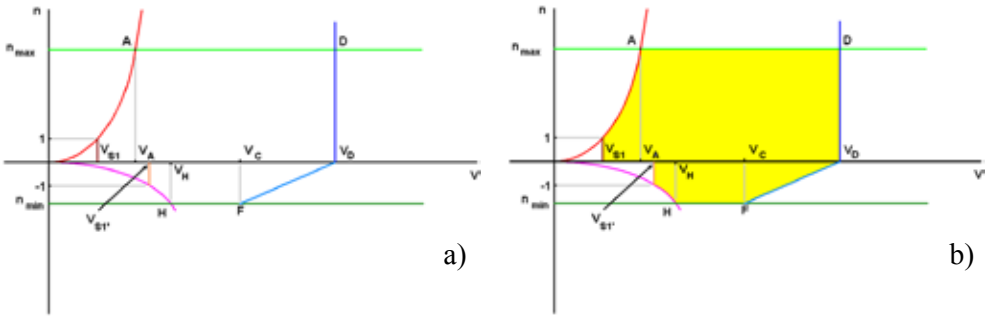
malną wartość współczynnika siły nośnej. C_{zmin} ma zazwyczaj mniejszą wartość bezwzględną niż C_{ZMAX}, w związku z tym ujemna krzywa wyrwania jest zazwyczaj nieco bardziej płaska. Podobnie też – jak poprzednio – ujemny dopuszczalny współczynnik obciążenia zaczerpnąć należy z odpowiednich przepisów. Bardzo często jednak w przepisach tych znajduje się informacja, że minimalny współczynnik obciążenia dotyczy tylko zakresu prędkości od punktu wyrwania w locie odwróconym do prędkości przelotowej. Oznacza to, że dla prędkości większych niż prędkość V_C bezwzględna wartość ujemnego współczynnika obciążenia może być mniejsza (rys.9.4d). Konstruktor może jednak założyć, że maksymalny współczynnik obciążenia w locie odwróconym może dotyczyć całego zakresu prędkości od V_H do V_D, gdzie V_H jest prędkością manewrową w locie odwróconym.



Rys.9.4 Ujemna strona obwiedni: a) krzywa wyrwania, b) dopuszczalny ujemny współczynnik obciążenia, c) prędkość przelotowa, d) współczynnik obciążenia między V_F i V_D

Na koniec warto jeszcze zauważyć, że rozpatrywanie obciążeń nie ma sensu również dla współczynników obciążeń z zakresu 0, +1 i prędkości mniejszych niż prędkość minimalna oraz dla współczynników obciążenia z zakresu 0, -1 dla prędkości mniejszych niż prędkość minimalna w locie odwróconym (rys.9.5a).

W ten sposób pomiędzy wyznaczonymi liniami powstaje ograniczony obszar zwany obwiednią obciążeń od manewrów (rys.9.5b).



Rys.9.5. a) prędkości minimalne, b) obwiednia obciążeń od manewrów.

Na tym nie kończy się jednak wyznaczanie obwiedni obciążeń, gdyż mogą one być efektem nie tylko manewrów, ale i podmuchów w burzliwej atmosferze, a niejednokrotnie bywają one wtedy nawet większe od obciążeń manewrowych. Wyznaczając obwiednię obciążeń od burzliwej atmosfery zakładamy, że pilot zdając sobie sprawę z powagi sytuacji, w trakcie lotu w burzliwej atmosferze będzie wykonywał tylko najbardziej niezbędne manewry. Z dobrym przybliżeniem można więc założyć, że w takich warunkach konfiguracja samolotu odpowiada konfiguracji niezbędnej dla zachowania współczynnika obciążenia równego 1 dla każdej prędkości lotu. Podmuchy wywołują więc odchyłkę współczynnika obciążenia od wartości równej jeden. Zakładając, że podmuch ma dwie składowe: poziomą v i pionową u, dla większości przypadków możemy założyć, że prędkość lotu samolotu V + v ~ V, gdyż v << V. W takim przypadku kąt natarcia samolotu zmieni się w wyniku podmuchu o wartość:

$$\Delta\alpha = \tan^{-1}\frac{u}{V} \approx \frac{u}{V}. \tag{9.1}$$

W wyniku tej zmiany kąta natarcia siła nośna zmieni się o wartość:

$$\Delta P_Z = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \frac{dCz}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha = \frac{\rho \cdot V}{2} \cdot S \cdot \frac{dCz}{d\alpha} \cdot u, \tag{9.2}$$

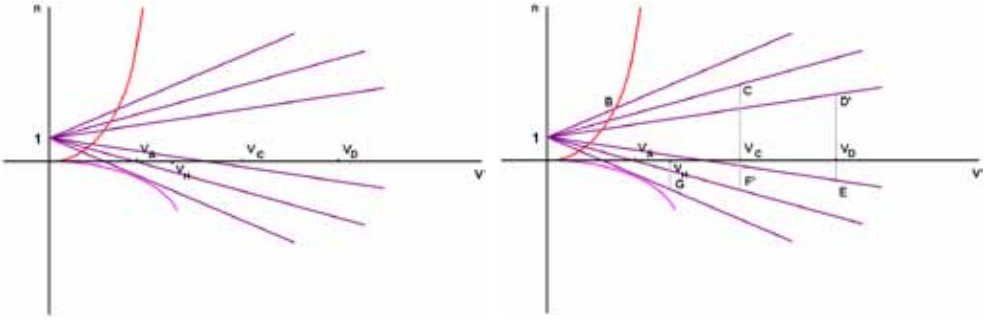
A co za tym idzie wartość współczynnika obciążenia zmieni się o wartość:

$$\Delta n = \frac{\rho \cdot V \cdot u}{2 \cdot m \cdot g} \cdot S \cdot \frac{dCz}{d\alpha}. \tag{9.3}$$

Wartość przyrostu współczynnika obciążenia redukuje się następnie mnożąc go przez współczynnik złagodzenia podmuchu, gdyż podmuchy o skokowej charakterystyce zdarzają się bardzo rzadko. Współczynnik złagodzenia podmuchu oblicza się zgodnie z odpowiednimi przepisami.

Z zależności (9.3) wynika, że przyrost współczynnika obciążenia samolotu jest wprost proporcjonalny do prędkości podmuchu, co jest oczywiste, ale również wprost proporcjonalny do prędkości lotu samolotu. Najprostszą więc metodą na zmniejszenie obciążeń w trakcie lotu w burzliwej atmosferze jest zmniejszenie prędkości lotu. Tak też się zazwyczaj postępuje, zakładając jednak, że nowa prędkość lotu nie może być tak mała, aby podmuch wywołał przekroczenie krytycznego kąta natarcia i przeciągnięcie samolotu. Innym wnioskiem wynikającym z tej zależności jest odwrotnie proporcjonalna zależność między przyrostem współczynnika obciążenia samolotu, a obciążeniem powierzchni nośnej. Okazuje się, że samoloty o mniejszym obciążeniu powierzchni nośnej bardziej gwałtownie reagują na podmuchy w burzliwej atmosferze [227, 242]. Stwarza to ogromne trudności w budowie samolotów o małym obciążeniu powierzchni, gdyż jego mała wartość bardzo często wynika z bardzo delikatnej konstrukcji. Może się więc okazać, że bardzo lekki samolot ze skrzydłami o bardzo dużej powierzchni może latać wyłącznie w bezwietrznej pogodzie przy braku termicznych ruchów atmosfery. Warunki takie zdarzają się tylko czasami o świcie.

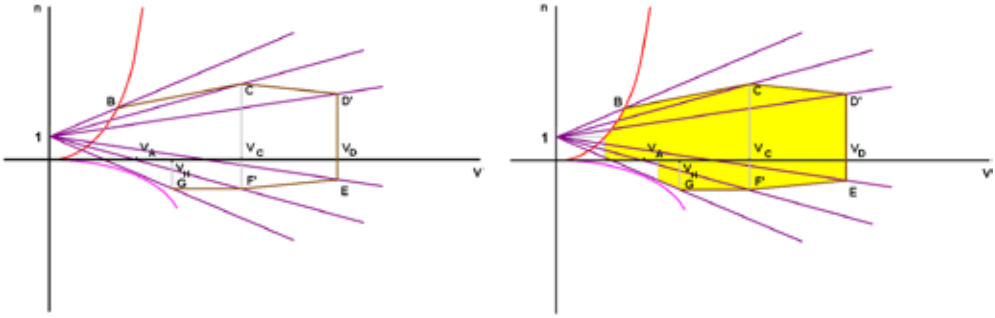
Podobnie jak w przypadku obwiedni od manewrów, obwiednię od burzliwej atmosfery zaczyna się od wyznaczenia krzywych wyrwania (rys.9.6). W tym przypadku jednak dynamicznie osiągany Czmax może mieć większe znaczenie, gdyż zmiany kąta natarcia w wyniku manewrów zachodzą stosunkowo powoli ze względu na bezwładność samolotu. W przypadku podmuchów zmiany kąta natarcia mogą być bardzo szybkie.



Rys.9.6. Krzywe wyrwania i przyrosty współczynnika obciążenia wywołane podmuchami

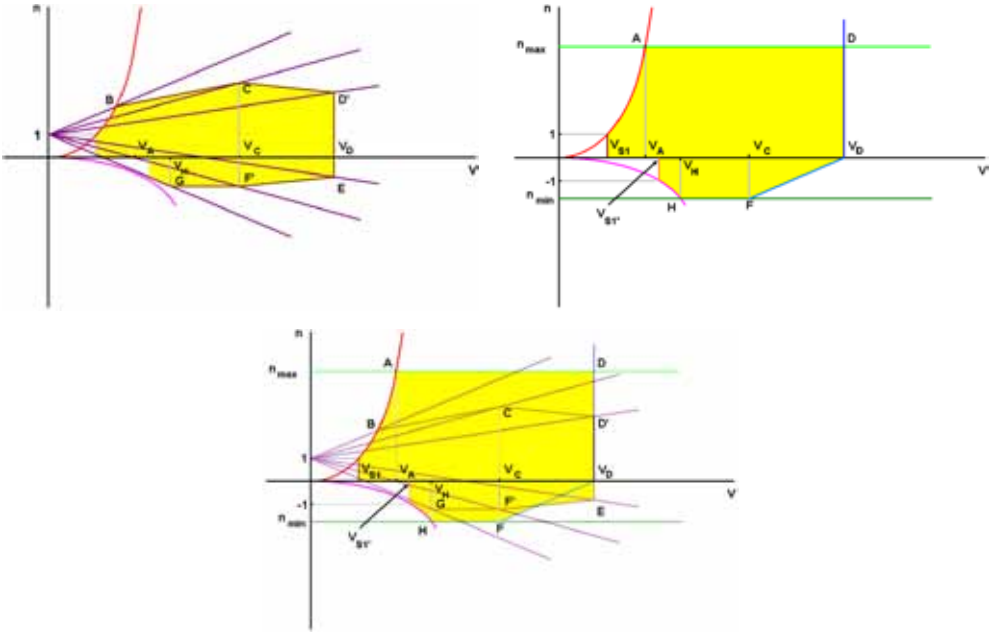
Kolejnym krokiem jest wyznaczenie pęku półprostych wychodzących z punktu (0, 1), których nachylenia odpowiadają różnym prędkościom podmuchu. Prędkości te podane są w przepisach. Zakłada się przy tym, że pilot reaguje prawidłowo na burzliwość atmosfery i redukuje prędkość wraz ze wzrostem prędkości podmuchów. Na każdej z prostych zaznacza się więc punkt odpowiadający prędkości,

do której konstruktor ma zapewnić integralność konstrukcji przy danej prędkości podmuchu zgodnie z założonymi przepisami. Punkty te łączy się następnie ze sobą (rys.9.7).



Rys.9.7. Obwiednia obciążeń od podmuchów

Podobnie jak poprzednio można założyć, że rozważanie obciążeń w zakresie małych współczynników obciążenia i prędkości nie ma sensu. Rozważa się je więc dopiero od prędkości, dla której maksymalny współczynnik obciążenia będzie mógł osiągać wartości większe niż 1. Dzięki temu pomiędzy wyznaczonymi w ten sposób liniami znowu możemy zdefiniować ograniczony obszar zwany obwiednią obciążeń od burzliwej atmosfery.

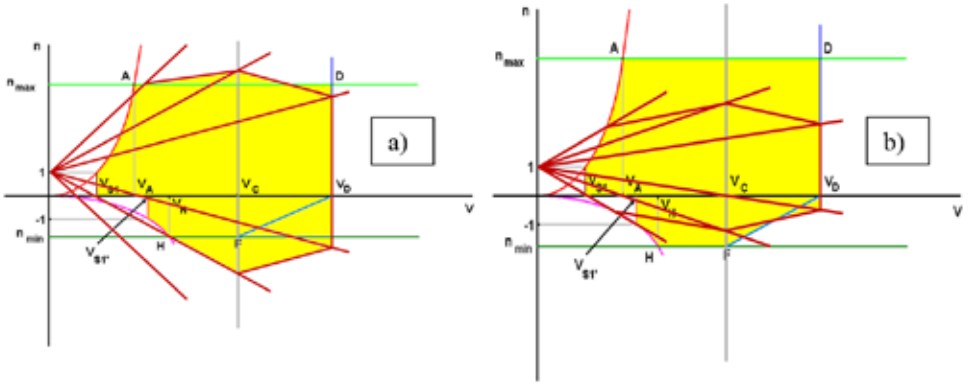


Rys.9.8. Obwiednia obciążeń

Wyjątkiem od przedstawionej tutaj procedury są przepisy CS-25 i FAR-25, zgodnie z którymi w celu wyznaczenia obciążeń od burzliwej atmosfery należy przeprowadzić symulację wejścia samolotu w podmuch [138, 141, 199]. Symulacja taka jest zazwyczaj skomplikowana i czasochłonna nawet przy użyciu komputera. Komplikacja ta jest jednak o tyle uzasadniona, że przepisy te dotyczą samolotów komunikacyjnych, a wymagane dla nich współczynniki obciążeń od manewrów wahają się od +2,5 ÷ +3,8, natomiast ujemne przyjmuje się jako -1. Są to najmniejsze współczynniki obciążenia stosowane w lotnictwie, szczególna ostrożność jest więc uzasadniona.

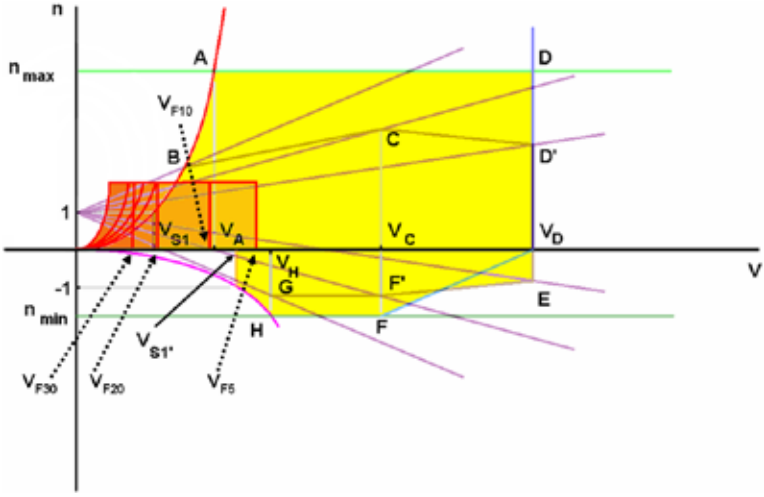
Mając wyznaczone obwiednie obciążeń od manewrów i od burzliwej atmosfery należy je ze sobą zsumować logicznie (rys.9.8). W efekcie otrzymuje się kompletną obwiednię obciążeń samolotu.

Warto zwrócić uwagę, że w niektórych miejscach obwiednia od manewrów i obwiednia od podmuchów nie pokrywają się. Zgodnie z zasadami sumowania logicznego, w wynikowej obwiedni powinny się znaleźć zarówno te obszary, które się pokrywają, jak i wszystkie te, które się nie pokrywają. W efekcie wynikowa obwiednia obciążeń może mieć różny kształt w zależności od rodzaju samolotu i jego obciążenia powierzchni nośnej. W samolocie o małym obciążeniu powierzchni, który nie jest dopuszczony do akrobacji, maksymalne dopuszczalne współczynniki obciążenia od manewrów mogą być mniejsze niż maksymalne współczynniki obciążenia od burzliwej atmosfery (rys.9.9a). Dla takiego samolotu wynikowa obwiednia obciążeń może zawierać obszary, w których obciążenia wynikają wyłącznie z obciążeń od burzliwości atmosfery. Z kolei dla samolotu akrobacyjnego, o dużym obciążeniu powierzchni nośnej, praktycznie wszystkie obciążenia od burzliwości atmosfery mogą być mniejsze od obciążeń manewrowych (rys.9.9b). Wynikowa obwiednia obciążeń będzie więc zawierała duże obszary, w których obciążenia samolotu wynikają tylko z wykonywanych przezeń manewrów.



Rys.9.9. Obwiednie obciążeń a) samolotu o małym obciążeniu powierzchni, b) samolotu o dużym obciążeniu powierzchni

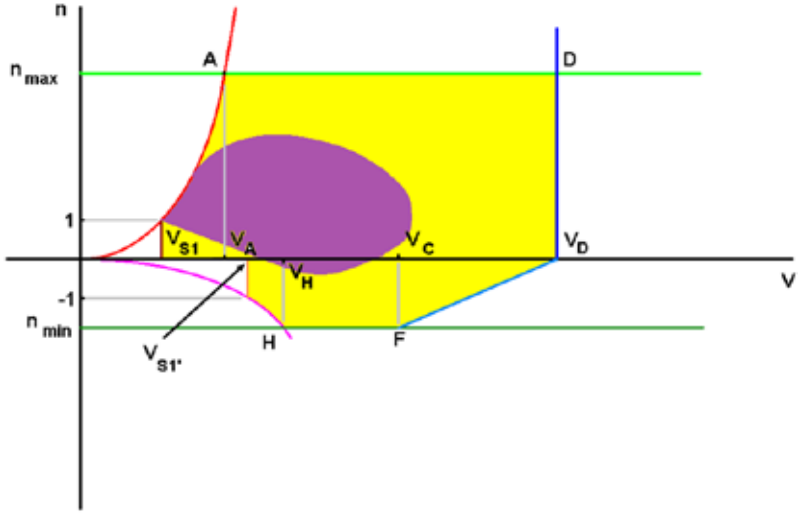
W samolotach z mechanizacją płata na sumaryczną obwiednię obciążeń nanosi się również obwiednię obciążeń z wysuniętą mechanizacją, aczkolwiek w tym wypadku operacji sumowania nie wykonuje się (rys.9.10). Wynika to z faktu, że powolny lot z wysuniętą mechanizacją nie jest możliwy bez tej mechanizacji. Z drugiej strony wysunięcie mechanizacji w pewnych stanach lotu dopuszczalnych dla konfiguracji gładkiej wymagałoby bardzo wytrzymałego i ciężkiego zamocowania jej elementów. Niektóre samoloty akrobacyjne są wyposażone w taką mechanizację, aczkolwiek zazwyczaj obwiednia obciążeń jest znacznie mniejsza w konfiguracji z wypuszczoną mechanizacją niż w konfiguracji gładkiej. Oczywiście mechanizacji nie wolno wtedy używać poza obwiednią dla konfiguracji z wypuszczoną mechanizacją, nawet jeśli dotyczy to stanów dopuszczalnych w konfiguracji gładkiej. Warto też zauważyć, że mechanizacja może być użyta w różnym stopniu. Dla każdego z nich można stworzyć osobną obwiednię obciążeń. W tym przypadku niedopuszczalne jest np. wychylenie klap o pewien kąt przy prędkości większej, niż by to wynikało z odpowiadającej mu obwiedni, nawet jeśli ta prędkość była dopuszczalna dla nieco mniejszego wychylenia klap. Z tego względu w samolotach komunikacyjnych proces wychylania klap odbywa się w sposób stopniowy, tzn. kolejne wychylenia oddzielane są okresami lotu ze stałym wychyleniem mechanizacji, ale ze zmniejszającą się prędkością.



Rys.9.10. Obwiednie obciążeń samolotu z mechanizacją płata.

W tym miejscu warto zadać sobie pytanie, jak duży obszar obwiedni obciążeń wykorzystuje się w normalnej eksploatacji samolotu. Okazuje się, że zazwyczaj jest to obszar niewielki (rys.9.11), zaczynający się od n=1 dla prędkości minimalnej i przekraczający nieco prędkość przelotową również z n=1. Pomiędzy tymi

prędkościami n przybiera wartości od około 0-2. Wynika to z faktu, że większe współczynniki obciążeń są niekomfortowe dla pasażerów, ładunku i załogi. Obwiednia obciążeń musi być jednak tak duża, jak tego wymagają przepisy, gdyż czasami zdarzają się sytuacje, w których obciążenia są znacznie większe niż zwykle, nawet wbrew woli załogi. Są to zdarzenia rzadkie, ale konstrukcja samolotu musi być na nie przygotowana.

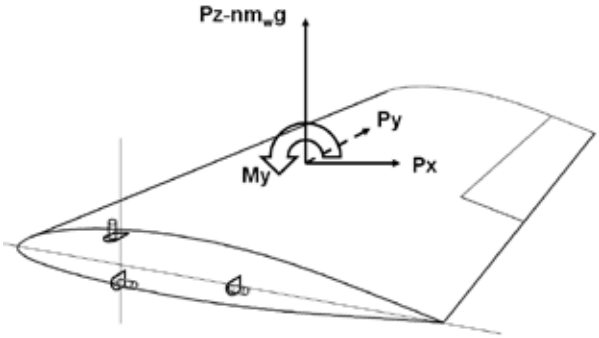


Rys.9.11. Obszar obwiedni wykorzystywany w normalnej eksploatacji samolotu

9.2 Obciążenia wymiarujące

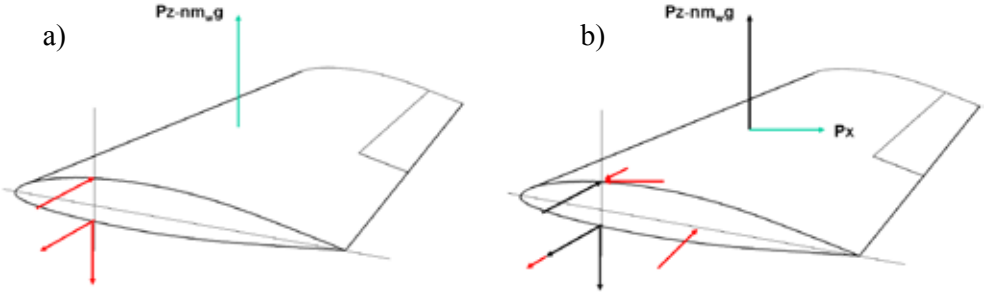
Obwiednia obciążeń ułatwia określenie, które obciążenia samolotu są wymiarujące. Nie daje jednak łatwej i oczywistej odpowiedzi. Żeby się o tym przekonać warto przeanalizować prosty przypadek statyki okuć skrzydła (rys.9.12). Załóżmy, że wszystkie siły i momenty działające na skrzydło zostaną zredukowane do jednego punku, np. ¼ średniej cięciwy aerodynamicznej. Załóżmy też, że skrzydło to jest zamocowane do kadłuba w trzech punktach za pomocą połączeń sworzniowych, przy czym dwa sworznie (tylny i przedni dolny) mają osie poziome, podczas gdy trzeci ma oś pionową. W jaki sposób poszczególne siły przenoszone są na kadłub przez to połączenie?

Zacznijmy od siły nośnej pomniejszonej o siły masowe wynikające z wykonywania danego manewru (rys.9.13a). Siła ta musi być zrównoważona przez siłę działającą wzdłuż tego samego kierunku, skierowaną w przeciwną stronę. Górny sworzeń nie może przenieść takiej siły, gdyż jego oś jest w przybliżeniu równole-



Rys.9.12. Obciążenia skrzydła zamocowanego do kadłuba zestawem okuć

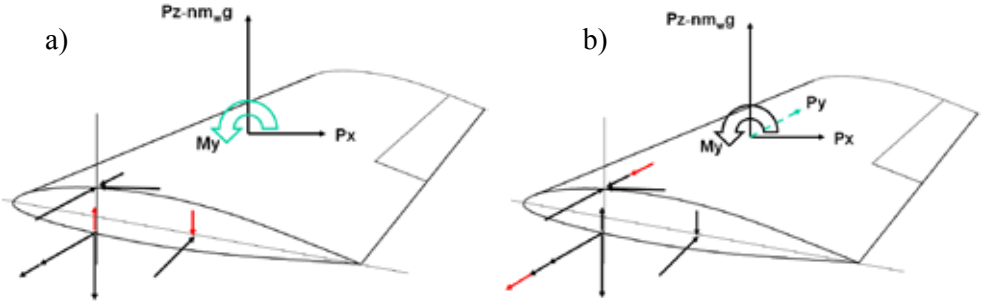
gła do kierunku siły nośnej. Jedynym więc skutkiem działania reakcji na ten sworzeń byłoby wysunięcie się go z okucia. Siłę nośną mogą więc przejąć tylko dwa okucia, a ponieważ przednie znajduje się znacznie bliżej, więc zakładamy, że to właśnie ono przenosi tą siłę niemal całkowicie. Siła nośna wytwarza jednak również moment wokół osi tego okucia, gdyż jest przyłożona w niezerowej odległości od niego. Moment ten może być przeniesiony przez parę sił przyłożonych do obydwu przednich okuć. Tylne okucie nie może przenieść tego momentu, gdyż jego działanie na sworzeń skutkowałoby tylko obracaniem go w okuciu. Tymczasem obydwa przednie sworznie będą w swoich okuciach ścinane.



Rys.9.13. a) sposób przenoszenia siły nośnej, b) sposób przenoszenia siły oporu

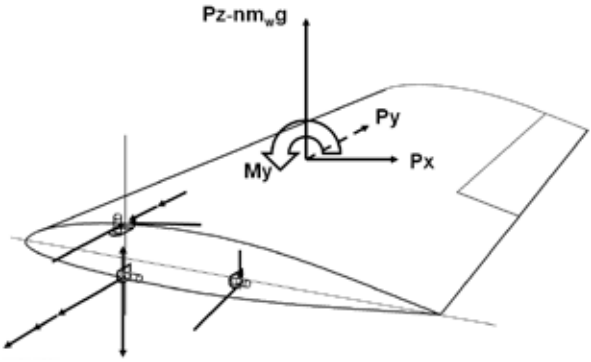
Taką samą operację można przeprowadzić dla siły oporu (rys.9.13b). Tym razem reakcja równoważąca siłę może być przyłożona tylko do przedniego górnego okucia, gdyż jest w przybliżeniu równoległa do sworzni w pozostałych okuciach. Z kolei moment wytwarzany przez siłę oporu jest równoważony przez „parę sił” przyłożoną do tylnego okucia i do obydwu przednich okuć, przy czym „przedni składnik” tej pary sił jest rozdzielony na górne i dolne okucie (rys.9.14a).

Kolejnym składnikiem obciążenia jest moment pochylający, który musi być zrównoważony przez parę sił wytwarzającą moment skierowany przeciwnie. Odpowiednią parę reakcji mogą wytworzyć tylne i przednie-dolne okucia, i to właśnie one zapobiegają obracaniu się skrzydła pod wpływem momentu pochylającego.



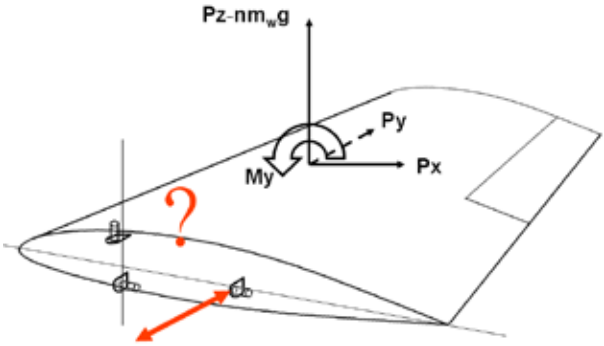
Rys.9.14. a) sposób przenoszenia momentu pochylającego, b) sposób przenoszenia siły skierowanej wzdłuż rozpiętości (np. siły odśrodkowej)

Na koniec warto też rozważyć siłę skierowaną wzdłuż rozpiętości skrzydła (rys.9.14b). W locie symetrycznym ma ona co prawda wartość w przybliżeniu równą zeru, jednakże w trakcie manewrów niesymetrycznych w kierunku tym pojawiają się znaczne siły masowe. W związku z tym skrzydło musi być zabezpieczone przed wysunięciem się z okuć. Ze względu na zjawiska aeroelastyczne dąży się zazwyczaj do tego, aby środek masy skrzydła zlokalizowany był jak najbardziej z przodu, w związku z tym można założyć, że siła ta przyłożona jest bardzo blisko przednich okuć, a w konsekwencji jest ona przenoszona niemal w całości przez przednie okucia.



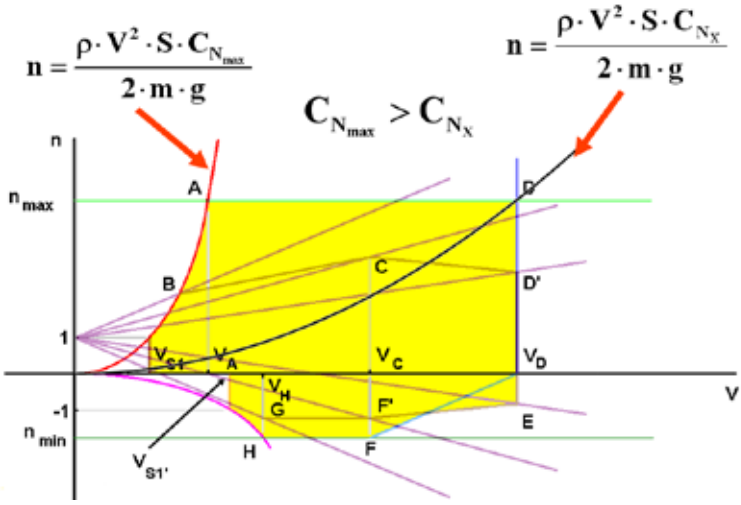
Rys.9.15. Reakcje w okuciach („statyka okuć”)

Dokonując takiej analizy można w przybliżeniu określić, które siły przenoszone są przez które okucia w układzie statycznie wyznaczalnym (rys.9.15). Niestety nie oznacza to, że znamy również zwroty odpowiednich reakcji. Na początek warto zauważyć, że sworznie są nieruchome względem skrzydła. Tymczasem kierunek siły nośnej i siły oporu są związane z kierunkiem prędkości opływu. Obydwa te układy współrzędnych obracają się względem siebie w zależności od prędkości lotu o kąt natarcia.



Rys.9.16. Jaki zwrot ma zaznaczona reakcja?

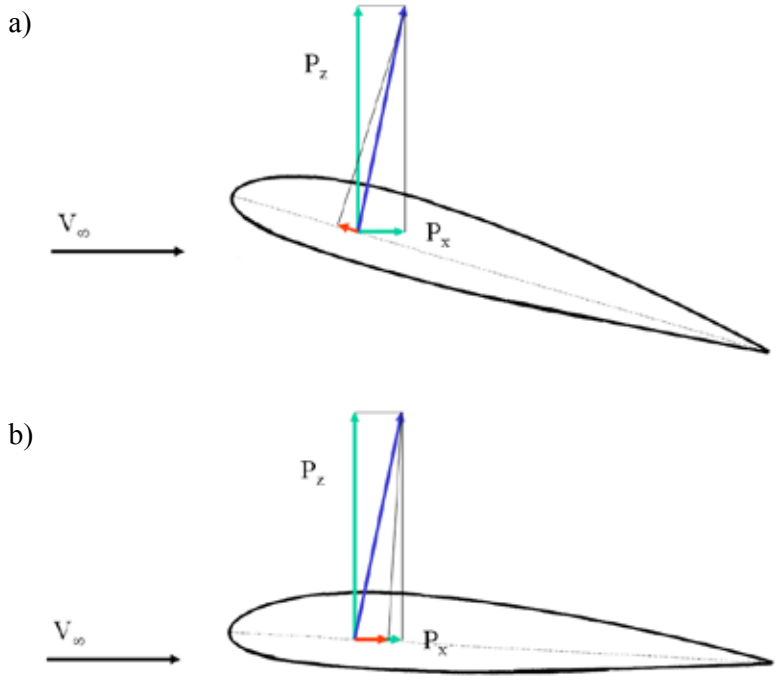
Dla przykładu, w celu sprawdzenia jaki jest zwrot reakcji poziomej działającej na tylne okucie w manewrach symetrycznych (rys.9.16), rozważmy obciążenia w punktach A i D obwiedni obciążeń (rys.9.17). W obydwu tych punktach współczynnik obciążenia może być dokładnie taki sam.



Rys.9.17. Różnica między punktami A i D na obwiedni obciążeń

Jednakże obydwu tym punktom odpowiadają różne prędkości. Przy zachowaniu tej samej masy, gęstości powietrza i powierzchni nośnej, jest to możliwe dzięki zmianie współczynnika siły nośnej. Ten zaś z kolei zmienia się w zależności od kąta natarcia. W punkcie A prędkość jest mniejsza, więc współczynnik siły nośnej jest większy, podobnie jak i kąt natarcia. W istocie w punkcie A kąt natarcia jest największy z osiągalnych w locie i odpowiada przeciągnięciu samolotu.

Na początek zajmijmy się jednak punktem D, dla którego kąt natarcia jest zazwyczaj niewielki (rys.9.18b). Siłę nośną i opór można wektorowo zsumować tworząc wypadkową siłę aerodynamiczną. Siłę tę można następnie zrzutować na kierunek cięciwy. Rzut ten ma w tym przypadku wartość nieco mniejszą od siły oporu i zwrot do tyłu.



Rys.9.18 Rzut wypadkowej siły aerodynamicznej na cięciwę płata a) w punkcie A obwiedni, b) w punkcie D obwiedni obciążeń

Jeśli jednak te same operacje przeprowadzimy w punkcie A obwiedni obciążeń, to zazwyczaj okaże się, że kąt natarcia jest już na tyle duży, że rzut wypadkowej siły aerodynamicznej skierowany będzie do przodu. Zjawisko to można uzasadnić faktem, że wraz ze wzrostem kąta natarcia zmienia się położenie punktu spiętrzenia na profilu (rys.3.3). Dla małych kątów natarcia leży on blisko krawędzi natar-

cia, tymczasem dla dużych kątów natarcia pod nią. Powietrze opływające krawędź natarcia wytwarza wtedy bardzo duże podciśnienie. Taki przyrost podciśnienia na krawędzi natarcia dla dużych kątów natarcia obserwuje się zarówno w wynikach obliczeń, jak i eksperymentów. Pamiętając przy tym, że ciśnienie to działa prostopadle do powierzchni, można zauważyć, że siła ciśnieniowa wytwarzana przez element powierzchni leżący na krawędzi natarcia płata powinna być pochylona do przodu. Siły ciśnieniowe na pozostałych częściach płata są oczywiście skierowane do tyłu, podobnie jak siły tarcia. W sumie więc siła oporu jest skierowana zgodnie z kierunkiem przepływu niezaburzonego. Wystarczy jednak obrót układu współrzędnych o kilkanaście stopni, żeby składowa sił aerodynamicznych równoległa do cięciwy była skierowana do przodu.

Fakt ten ma kapitale znaczenie dla koncepcyjnego kształtowania struktury płatowca. Jeśli bowiem na przykład kadłub miałby strukturę kratownicową, w której tylne okucie podparte byłoby pojedynczym prętem, to nie tylko wartość siły działającej na ten pręt miałaby znaczenie, ale również jej zwrot. W przypadku rozciągania pręt ten mógłby bowiem przenieść taką siłę, jaka wynika z jego wytrzymałości doraźnej, podczas gdy w przypadku ściskania mógłby przenieść tylko taką siłę jaka wynika z jego siły krytycznej przy wyboczeniu. Jak widać nie da się więc intuicyjnie stwierdzić, w którym punkcie obwiedni obciążenia są dla samolotu bardziej niebezpieczne. Jest tak tym bardziej, że zaprezentowany przypadek jest co prawda typowy, ale zdarzają się od niego liczne wyjątki. Może się bowiem zdarzyć, że zarówno w punkcie A, jak i w punkcie D, rzut siły aerodynamicznej na kierunek cięciwy ma zwrot do przodu. Może się też zdarzyć, że w obydwu tych punktach rzut ten ma zwrot do tyłu. Co więcej często się zdarza, że w różnych punktach obwiedni pojawiają się obciążenia wymiarujące różne elementy struktury skrzydła. Dla przykładu bardzo często się zdarza, że największy moment gnący pojawia się w punkcie A obwiedni obciążeń, a największy moment skręcający w punkcie D. Oznacza to, że dla wymiarów dźwigara decydujący jest punkt A, a dla grubości pokrycia punkt D. Sytuację komplikuje dodatkowo fakt, że samolot może podlegać również obciążeniom ujemnym, które również zmieniają zwroty poszczególnych reakcji w okuciach. Szczególnym przypadkiem są tu obciążenia w trakcie lądowania. W wielu samolotach to właśnie one okazały się wymiarujące. W tych okolicznościach, w celu wyznaczenia obciążeń wymiarujących, należy zbadać obciążenia we wszystkich narożach obwiedni obciążeń.

ZAKOŃCZENIE

Na zakończenie wypada jeszcze raz przeprosić za niekompletność i skrótowość niniejszego opracowania. Niestety w skończonym czasie nie da się napisać wszystkiego co w tej dziedzinie należałoby napisać. Zachęcam w związku z tym czytelników do lektury pozycji wymienionych w bibliografii, które niewątpliwie pozwolą na poszerzenie wiedzy w zakresie tematów, potraktowanych w tej książce zbyt pobieżnie. Natomiast specjalistów zachęcam do wydania książek poświęconych każdemu z nich. Znakomity początek zrobił już zespół prof. Szczecińskiego, publikując dwutomowe dzieło na temat „Lotniczych silników turbinowych". Ja ze swej strony postaram się uzupełnić moje opracowanie o wybrane zagadnienia konstrukcji samolotów, w którym chciałbym przedstawić najczęściej stosowane struktury nośne płatowców. Stosowny manuskrypt jest już na ukończeniu.

BIBLIOGRAFIA

1) Abbott I. H. Von Denhoff A. E. “Theory of Wing Section”, Dover Publications Inc. New York, 1959
2) Abbott I. H., Von Doenhoff, A. E., Stivers L. Jr., NACA-report-824, 1945
3) Ajoy Kumar Kundu “Aircraft Design”, Cambridge University Press, Cambridge, 2010
4) Althaus D., Wortmann F. X. „Stuttgarter Profilkatalog I“, Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig, 1981
5) Althaus D., „Niedriggeschwindigkeitsprofile“, Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig, 1996
6) Anderson J. D. “Aircraft Performance and Design”, McGraw-Hill, Singapore 2001
7) S. Antas „Etapy realizacji lotniczego silnika turbinowego. Rozważania ogólne” Prace Instytutu Lotnictwa, No. (141), Warsaw 1995
8) M. Antosiewicz, W. Kania „Metoda obliczeniowa wyznaczania liczby Macha wzrostu oporu dowolnego profilu” Prace Instytutu Lotnictwa, No. (98), Warsaw 1984
9) Balicki W., Chachurski R., Kawalec K., Kozakiewicz A., Rowiński A., Szczeciński S. „PRACA NIESTATECZNA SILNIKÓW TURBINOWYCH”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
10) Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Kozakiewicz A., Szczeciński J., Szczeciński S. „DRGANIA GŁÓWNYCH CZĘŚCI I ZESPOŁÓW LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH ZAPOBIEGANIA”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
11) Balicki W., Chchurski R., Głowacki P. Kozakiewicz A., Szczeciński J., Szczeciński S. „Wloty powietrza turbinowych silników odrzutowych i ich wpływ na właściwości lotne samolotów oraz zagrożenia bezpieczeństwa latania”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011

12) Balicki W., Chchurski R., Kozakiewicz A., Szczeciński S. „Obserwowany stan i tendencje rozwojowe podstawowych cech i osiągów lotniczych silników turbinowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011
13) Balicki W., Chachurski R., Kozakiewicz A., Szczeciński J., Szczeciński S. „DROGI ROZWOJU NAPĘDÓW LOTNICZYCH", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
14) Balicki W., Gosiewski Z., Szczeciński S., Pągowski Z., Perkowski W., Kawalec K. „Current Development Trend in Aircraft Powerplants", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (183), Warsaw 2005
15) Balicki W., Pągowski Z., Kawalec K., Szczeciński S., Chachurski R., Głowacki P., Kozakiewicz A. „WLOTY - ZAGROZENIA WIREM WLOTOWYM", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
16) W. Balicki, S. Szczeciński „Systemy sterowania lotniczym zespołem napędowym silnik tłokowy – śmigło", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (158), Warsaw 1999
17) Baron, Z. Goraj „Analiza skuteczności sterów lekkiego samolotu w korkociągu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (167), Warsaw 2001
18) Baron A. "Międzyregionalny Transport Lotniczy. Wprowadzenie do Problematyki.", Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa nr 38, Warszawa, 2015
19) Baron A. "Samolot Szkolno Bojowy I-22 Iryda. Wymagania, realizacja, ocena", Biblioteka Historyczna Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2010
20) Bieniek C. A. „Prace doświadczalne wykonane w czasie od 1927-1931 r.", Instytut Badań Technicznych Lotnictwa, Warszawa, 1932
21) Biermann, D., Hartman, E., NACA-report-650, 1939
22) E. Bieżanowska-Tusiewicz „Metodyka badań ergonomicznych zobrazowań informacji na wskaźnikach monitorowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (129-130), Warsaw 1992
23) Błażewicz W., „Budowa samolotów: obciążenia", Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1979
24) Boczkowska A., Kapuściński J., Lindemann Z., Witemberg-Perzyk D., Wojciechowski S. „Kompozyty. Wyd II" Oficyna Wydawnicza PW, Warszawa, 2000
25) K. Bogdański, W. Krusz, M. Rodzewicz, M. Rutkowski „Design and Optimization of Low Speed Ducted Fan for a New Generation of Joined Wing Aircraft" 663 paper in proceedings of the ICAS'2014 conference, St. Petersburg, 7-12 September 2014, http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0663_paper.pdf
26) Bogdański K., Głowacki D., Rodzewicz M.: "Research on the rotor of a ducted fan propulsion system of MOSUPS aircraft taking into account self

balance during operation", Solid State Phenomena, Trans Tech Publications Ltd, Switzerland, Vol. 240, pp 191-197;
27) Bogdański K., Rodzewicz M., Ruchała P.: "Characteristics of locked and free wheeling ducted fan based on wind tunnel tests and CFD analyses", 5-th CEAS Air&Space Conference "Challenges in European Aerospace", paper No 171, 7-11 Sept. Delft 2015;
28) Boguszewicz P., Sala S. „Bird Strike - czyli zderzenie z ptakiem", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011
29) M. Bossak, J. Pietrucha, W. Potkański „Metoda prostych rezonansowych badań szybowców", Prace Instytutu Lotnictwa, nr49, 1972
30) Chachurski R. „ZAGROŻENIA OBLODZENIEM LOTNICZYCH SILNIKOW TŁOKOWYCH", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
31) Chachurski R. „ZAGROŻENIA OBLODZENIEM LOTNICZYCH SILNIKOW", Turbinowych Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
32) Chachurski R., Szczeciński J., Szczeciński S. „DYSZE WYLOTOWE DOPALACZE WEKTOROWANIE I ODWRACANIE CIĄGU", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (199), Warsaw 2009
33) Chachurski R., Waślicki P. „Instalacje przeciwoblodzeniowe i odladzające statków powietrznych" Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011
34) Chachurski R., Waślicki P. „Wykrywanie i sygnalizacja oblodzenia statków powietrznych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011
35) W. Chajec „Przegląd metod obliczeniowej analizy flatteru na przykładzie samolotu I-23", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (220), Warsaw 2011
36) W. C. Chajec „Zależność od wysokości obliczeniowej prędkości krytycznej flatteru szybowców", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (135), Warsaw 1993
37) Chun-Yung Niu M. "Airframe Structural Design", Hong Kong : Conmilit Press, 2006
38) Cichocka E „Wyzwania i problemy w budowie stratosferycznych samolotów solarnych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (221), Warsaw 2011
39) E. Cichocka, Z. Goraj "INFLUENCE OF WEAK AND STRONG GYROSCOPIC EFFECTS ON LIGHT AIRCRAFT DYNAMICS", AIRCRAFT ENGINEERING AND AEROSPACE TECHNOLOGY, vol 88, 2016, pp.10-18
40) Cichosz E „Lotnicze Zespoły Napędowe. Charakterystyka i Zastosowania Napędów" WKiŁ, Warszawa 1980
41) Cook M. V. "Flight dynamics principles", Elsevier/Butterworth-Heinemann, Amsterdam, 2013
42) Corke T. C. "Design of Aircraft", Prentice Hall, Upper Saddle River, 2003
43) Crikmoore P. "Combat Legend SR-71 Blackbird" Airlife, Hong Kong 2002

44) Curey N. S. "Aircraft Landing Gear Design - Principles and Practices", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington DC., 1988
45) Cwojdziński L, Lewitowicz J., Żyluk A., „Probabilistyczny model bojowej misji lotniczej", Journal of KONBIN, tom: 22, zeszyt: 2, STR: 35-44
46) Cwojdziński L, Lewitowicz J., Żyluk A., „Probabilistyczny model bojowej misji lotniczej", Journal of KONBIN, tom: 22, zeszyt: 2, STR: 27-34
47) Cymerkiewicz „Budowa samolotów", WKŁ, Warszawa, 1982
48) S. Danilecki „Ocena układu bryły trójpowierzchniowej z uwzględnieniem kąta odchylenia strug", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (162-163), Warsaw 2000
49) S. Danilecki „Zastosowanie teorii podobieństwa do badań modeli samolotów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (162-163), Warsaw 2000, pp.
50) Danilecki S., "Projektowanie samolotów", Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2006
51) Danilecki S., „Eksploatowanie samolotów", Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2004.
52) Danilecki S., „Konstruowanie samolotów : wyznaczanie obciążeń", Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2004
53) Danilecki S. "Zamknięte skrzydło – zalety i wady (I)", Technika Lotnicza i Astronautyczna 9/88, pp. 4-6
54) Danilecki S. "Zamknięte skrzydło – zalety i wady (II)", Technika Lotnicza i Astronautyczna 10/88, pp. 8-10
55) A. Derkaczew „Analityczne wyznaczanie kinematycznych i energetycznych parametrów hamowania samolotu przy dobiegu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (84), Warsaw 1981
56) F.A. Dul „Modele aerodynamiki w symulacyjnej analizie flatteru samolotów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (136), Warsaw 1994
57) Dziubiński A., Kuprianowicz S., Surmacz K., Galiński C., Żółtak J., "The Joined Wing Scaled Demonstrator Results of CFD", 514 paper in proceedings of the ICAS'2014 conference, St. Petersburg, 8 - 11 September 2014.
58) Z. Dżygadło, S. Wrzesień "Analiza wpływu liczby Reynoldsa i liczby macha na charakterystyki naddźwiękowego opływu profilu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (155), Warsaw 1998
59) Dżygadlo, G. Kowaleczko, K. Sibilski „Charakterystyki aerodynamiczne samolotu ze skrzydłem pasmowym i jego ruchy własne", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (136), Warsaw 1994
60) ESDU reports
61) Etkin B., "Dynamics of Atmospheric flight", John Wiley, New York, 1972

62) Etkin B., Reid L. D., "Dynamics of Atmospheric flight: stability and control", John Wiley, New York, 1996
63) Fielding J. P. "Introduction to aircraft design", Cambridge University Press, Cambridge, 1999
64) Filippone A., "Flight performance of fixed and rotary wing aircraft", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2003
65) Fiszdon W., "Mechanika Lotu, Cz .1", PWN, Łódź, 1961
66) Fiszdon W., "Mechanika Lotu, Cz. 2", PWN, Warszawa, 1952
67) Fiszdon W., "Mechanika Lotu. Cz. 3", PWN, Warszawa, 1952
68) Folusiak M. „Analiza możliwości zastosowania dyszy typu aerospike w pierwszym stopniu rakiety kosmicznej", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (198), Warsaw 2009
69) J. M. Frant, G. Kowaleczko, W. Sobieraj „Doświadczalne charakterystyki profilu lotniczego z modelowanym oblodzeniem", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (167), Warsaw 2001
70) M. Gad-el-Hak "MEMS : applications", CRC Mechanical Engineering Series, Boca Raton ; London ; New York, 2006, CRC Press
71) Galiński C., Bartkiewicz P., Hajduk J., Lamers P. "Results of the J-5 Marco Dynamic Similar Model Flight Tests Program", SAE Paper No. 975551, 1997 World Aviation Congress, October 13-16, 1997, Anaheim, CA.
72) C. Galiński, Z. Goraj "Experimental and numerical results obtained for a scaled RPV and a full size aircraft", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol 76, No.3, 2004, pp.305-313.
73) Galiński C., Hajduk J. „Assumptions of the Joined Wing Flying Model Programme", Prace Instytutu Lotnictwa, No. 1(238), Warsaw 2015, pp. 7-21
74) Galiński C., Hajduk J., Kalinowski M., Seneńko K. „The Concept of the Joined Wing Scaled Demonstrator Programme", 146 paper in proceedings of the CEAS'2013 conference, Linkoping, 16 - 18 September 2013, pp. 244-253, http://www.ceas2013.org/images/images/CEAS2013.pdf [cited 05 April 2014].
75) Galiński C., J. Hajduk, M. Kalinowski, M. Wichulski, Ł. Stefanek, „Inverted Joined Wing Scaled Demonstrator Programme", 551 paper in proceedings of the ICAS'2014 conference, St. Petersburg, 8 - 11 September 2014.
76) Galiński C., J. Hajduk, A. Dziubiński, A. Sieradzki, M. Lis, G. Krysztofiak „ Progress in Inverted Joined Wing Scaled Demonstrator Programme", 5th CEAS Air&Space Conference "Challenges in European Aerospace", Delft, 07-11 September 2015.
77) C. Galinski, G. Krysztofiak, M. Miller, P. Ruchała, M. Kalski, M. Lis, A. Dziubinski „Wind Tunnel Test Results of the Inverted Joined Wing Airpla-

ne Flying Model", proceedings of READ'2016 conference, Warsaw 12-14.09.2016

78) C. Galiński, Adam Sieradzki, Miłosz Kalinowski „Propulsion configuration effect on performance of an inverted joined wing airplane", Journal of KONES, nr. 3/2016

79) Z Garncarek „Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła, cz. 1,2,3", Technika Lotnicza i Astronautyczna nr 1, 2, 6/1973

80) D. Głowacki, M. Rodzewicz, K. Bogdański, P. Ruchała, M. Miller „Badania dynamiczne wirnika napędu otunelowanego samolotu MOSUPS", w materiałach konferencyjnych XV Konferencji Mechanika w Lotnictwie, Kazimierz Dolny, 26-29 maja 2014

81) Głowacki P., Szczeciński S. „Zagrożenia ekologiczne wokół lotnisk i możliwości ich ograniczania", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (213), Warsaw 2011

82) T. Goetzendorf-Grabowski, D. Mieszalski, E Marcinkiewicz "Stability analysis using SDSA tool", Progress in Aerospace Sciences, Volume 47, Issue 8, November 2011, Pages 636–646

83) T. Goetzendorf-Grabowski, Z. Goraj „Obliczenia charakterystyk stateczności samolotu w opływie nieściśliwym z wykorzystaniem metod panelowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (145), Warsaw 1996

84) Goodall J., Miller J., "Lockheed's SR-71 'Blackbird' Family", Midland Publishing, Hinckley, 2002.

85) Goraj Z. „Model matematyczny płata delta umożliwiający analizę dynamiki z uwzględnieniem pękania wirów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (155), Warsaw 1998

86) Goraj Z, "Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń", Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2001

87) Goraj Z., „Niestacjonarne teorie pneumatyka i płata i ich zastosowanie do analizy shimmy samolotu", Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1991

88) Goraj Z, "Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym", Politechnika Warszawska, Warszawa, 1984

89) Z. Goraj, P. Błaszczyk, T. Goetzendorf-Grabowski, P. Kulicki, M. Lasek, J. Winiecki „Badania stateczności ruchu złożonych konfiguracji aerodynamicznych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (146), Warsaw 1996

90) Goraj Z., Kittmann K., Voit-Nitschmann R., Szender M. "Design and Integration of Flexi-Bird - a Low Cost Sub-Scale Research Aircraft for Safety and Environmental Issues", Proceedings of the ICAS Congress 2012, Brisbane, Australia, paper 2012-1.4.1.

91) Goraj Z., Kulicki P., Lasek M., „Aircraft Stability Analysis For Strongly Coupled Aerodynamic Configuration", Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol. 35, No. 1, 1997, pp.137-158.
92) Goraj Z., Szender M. „Badania modelu samolotu w locie na dużych kątach natarcia" VI Konferencja „Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie", Mrągowo, 15-18.06.2004, str.143-153
93) Goraj Z., Szender M., "Techniques and critical technologies applied for small and mini UAVs. State of the art and development perspectives", Transactions of the Institute of Aviation, Vol. 183, Warszawa 2005, pp.41-49
94) Z. Gosiewski, M. Paszowski „Niestateczna praca sprężarki silnika turbinowego", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (146), Warsaw 1996
95) Gudmundsson S., "General aviation aircraft design : applied methods and procedures", Elsevier/Butterworth-Heinemann, Amsterdam, 2014
96) Hajduk J. prywatna korespondencja
97) Hartman EE P., Biermann, D., NACA-report-640, 1938
98) J. Hesri, J. Maryniak „Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (135), Warsaw 1993
99) Hess R., Romanoff H. "Aircraft Airframe Cost Estimation Relationships", Rand Corporation Report R-3255-AF, 1987
100) Hoak, D. E., et al., „The USAF Stability and Control DATCOM," Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-3048, Oct. 1960 (Revised 1978)
101) Howe D, "Aircraft Loading and Structural Layout", Professional Engineering Publishing, Londyn, 2004.
102) Huenecke K. „Modern combat aircraft design", Airlite Publishing, Shrewsbury, 1987
103) Iwaniuk A., Wiśniowski W., Żółtak J. „Multi-disciplinary optimisation approach for a light turboprop aircraft-engine integration and improvement", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 88(2/2016), pp.348-355
104) Jancelewicz B. "Podstawy Konstrukcji Lotniczych z Kompozytów Polimerowych", Wydawnictwo ITWL, Warszawa 2000
105) Jancelewicz B. „Wykłady z Budowy Statków Powietrznych"
106) "Jane's All The World Aircraft" Jane's Information Group, Ltd., Surry, UK
107) Janik F. „Wymagana wytrzymałość samolotu", Instytut Techniczny Lotnictwa, Warszawa, 1937
108) Jenkinson L. R., Marchman J. F. III "Aircraft Design Projects for Engineering Students", Butterworth Heinemann, Oxford 2003

109) K.J. Jesionek „Wyznaczanie miejsca oderwania warstwy przyściennej", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (145), Warsaw 1996
110) M. Jeż „Wibroizolacja systemu - zespół napędowy na ruchomym obiekcie", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (110-111), Warsaw 1997
111) M. Jeż „Zagadnienie wibroizolacji lotniczych silników tłokowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (108-109), Warsaw 1997
112) M. Jeż „Zawieszenie wibroizolacyjne tłokowego silnika lotniczego", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (156), Warsaw 1999
113) R. Jóźwiak „Badania wpływu szczelinowego wydmuchu z grzbietowej powierzchni płata na jego opływ i charakterystyki aerodynamiczne", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (117), Warsaw 1989
114) R. Jóźwiak „Wpływ niektórych parametrów geometrycznych i konstrukcyjnych na charakterystyki momentów zawiasowych sterów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (117), Warsaw 1989
115) R. Jóźwiak „Wpływ parametrów kompensacji steru na charakterystyki momentu zawiasowego", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (116), Warsaw 1989
116) Kachel S. „Metoda wielokryterialnego projektowania bryły samolotu z uwzględnieniem misji", Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2011
117) J. Kacprzyk „Charakterystyki aerodynamiczne profili oscylujących", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (79), Warsaw 1979
118) Kalina P „Analiza wpływu parametrów samolotu na pomiar hałasu mierzonego według przepisów FAR 36 APPENDIX G i rozdziału 10. 16 konwencji ICAO", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (221), Warsaw 2011.
119) Kalina P. „Pomiar hałasu zewnętrznego samolotów według przepisów FAR 36 APPENDIX G i rozdziału 10. 16 konwencji ICAO", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (221), Warsaw 2011.
120) Kalinowski M. "Inverted joined-wing multidisciplinary optimization", Proceedings of Polish Congress of Mechanics PCM-CMM-2015, Gdańsk 07-11 września 2015, pp. 535-536
121) Кан С. Н., Свердлов И. А., „Расчёт самолёта на прочность", Машиностроение, Москва, 1966
122) W. Kania, A. Krzysiak „Eksperymentalne badania pod i przydźwiękowego opływu skrzydła", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (85), Warsaw 1981
123) J. Kapcia, R. Rowiński „Zastosowanie tokarki do obróbki metalowych śmigieł lotniczych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (95), Warsaw 1983
124) Kimberlin R. D. „Flight Testing of fixed-wing aircraft", Amerian Institute of Aeronautis and Astronautis, Reston, 2003

125) Z. Klepacki, P. Strzelczyk „Uniwersalne charakterystyki śmigła", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (152), Warsaw 1998
126) Kowalski M, Szczepanik R "Studies on unsteady operation of a turbojet engine and an intake channel of a supersonic aircraft", Journal of Kones, Warszawa, 2014, tom: 21, zeszyt 2, str. 143-151
127) Kowalski M, Szczepanik R "Niestateczna praca turbinowych silników lotniczych. Przypadki szczególne. Cz.I", ITWL, Warszawa 2012
128) Kowalski M, Szczepanik R "Niestateczna praca turbinowych silników lotniczych. Przypadki szczególne. Cz.II", ITWL, Warszawa 2012
129) J. M. Krawczyk, Anna Mazur, Tomasz Sasin, Alicja W. Stokłosa "Fuel Cells as Alternative Power for Unmanned Aircraft Systems – Current Situation and Development Trends", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (237), Warsaw 2014
130) Robert Królikowski, Franciszek Lenort, Antoni Niepokólczycki „Szybka estymacja parametrów stanu dynamicznego samolotu w czasie badań w locie", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (220), Warsaw 2011
131) Z. Krukowski „Drewno warstwowe lotnicze jako materiał do wyrobu drewnianych łopat śmigieł samolotów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (60), Warsaw 1974
132) Krzysiak A., "An Experimental Study of a Separation Control on the Wing Flap Controlled by Close Loop System", Proceedings of the 4:th CEAS Conference in, ISBN: 978-91-7519-519-3. Linkoping, October 2013
133) Krzysiak A. "Zastosowanie nowego rodzaju strumieniowych generatorów wirów do sterowania przepływem", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (212), Warsaw 2011
134) Kubryński K „Koncepcja oraz projekt aerodynamiczny lekkiego samolotu odrzutowego LAR-1 Flaris", Mechanika w lotnictwie'2014, tom I, pp.317-328
135) Kubryński K „Koncepcja oraz projekt aerodynamiczny samolotu w układzie trzech powierzchni nośnych AT-6", Mechanika w lotnictwie'2014, tom I, pp.329-348
136) Kubryński K. „Problematyka projektowania aerodynamicznego szybowcowego profilu laminarnego", Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2013
137) Kubryński K „Studium koncepcyjne oraz aerodynamiczne samolotu o dużej manewrowości", Mechanika w lotnictwie'2014, tom I, pp.349-368
138) P. Kulicki „Symulacja przelotu samolotu przez obszar zaburzeń z zastosowaniem metod panelowych niskiego rzędu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (145), Warsaw 1996

139) M. Kurkiewicz, S. Szczeciński, H. „Zambrzycki Przyczyny drgań silników turbinowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (137), Warsaw 1994
140) A. Kwiek, M. Figat, C. Galiński „Aeroplane Coupled System to Space Tourism", Postępy Astronautyki (Progress in Astronautics), tom 32, nr 1, 2011, pp. 24-37.
141) M. Lasek „Wyznaczanie obciążeń szybowca w podmuchu termicznym z wykorzystaniem metod panelowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (145), Warsaw 1996
142) F. Lenort „Metoda identyfikacji własności flatterowych samolotu w locie", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (139), Warsaw 1994
143) R. Lewandowski „Analiza sterowności samolotu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (123), Warsaw 1990
144) R. Lewandowski „Osiągi samolotów z napędem śmigłowym i odrzutowym", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (148), Warsaw 1997, pp.
145) Lewitowicz J. „Eksploatacyjne problemy w projektowaniu i modernizacji statków powietrznych", Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2012
146) Lewitowicz J. „Systemy eksploatacji statków powietrznych", Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2006
147) Lewitowicz J., Kustroń K. „Własności i właściwości eksploatacyjne statku powietrznego", Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2003
148) Lewitowicz J., Żyluk A. „Techniczna eksploatacja statków powietrznych", Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2009
149) Levenson, G., Boren H., Tihansky D., Timson F., "Cost-estimating Relationships for Aircraft Airframes" Rand Report R-761-PR,1971
150) Linehan D. "SpaceShipOne: An Illustrated History", Zenith Press, Mineapolis, 2008
151) Lis M., Dziubiński A., Galiński C., Krysztofiak G., Ruchała P., Surmacz K., "Predicted Flight Characteristics of the Inverted Joined Wing Scaled Demonstrator", 552 paper in proceedings of the ICAS'2014 conference, St. Petersburg, 8 - 11 September 2014.
152) Lis M., Dziubiński A., Galiński C., Goetzendorf-Grabowski T. "Dynamic stability analysis of the inverted joined wing scaled demonstrator", Proceedings of Polish Congress of Mechanics PCM-CMM-2015, Gdańsk 07-11 września 2015, pp. 537-538
153) Lis M., Galiński C. "Predicted performance of the inverted joined wing scaled demonstrator", Aviation, Taylor and Francis, Vol. 19, Issue 3/2015, pp. 123-132.

154) Z. Łapiński „Analiza wytrzymałościowa jednolitych skrzydeł skośnych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (11), Warsaw 1960
155) R. Łapucha „Przewidywanie emisji CO, HC, NOx i sprawności spalania dla małego silnika turbinowego na podstawie wyników stoiskowych badań komory spalania", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (114-115), Warsaw 1988
156) B. Łazarz „Zidentyfikowany model dynamiczny przekładni zębatej jako podstawa projektowania", Biblioteka Problemów Eksploatacji: Studia i Rozprawy, Politechnika Śląska, Gliwice, 2001
157) Łazarz B., Wojnar G.: Model dynamiczny układu napędowego z przekładnią zębatą. XVII Ogólnopolska Konferencja „Przekładnie Zębate", Węgierska Górka 2000.
158) Łucjanek W., Bukowski J., "Napęd śmigłowy : teoria i konstrukcja", Wydaw. Min. Obrony Narodowej, Warszawa 1986
159) M. Malarski, Jerzy Manerowski „Problemy konkurencyjności w transporcie lotniczym", Logistyka, vol. 6/2008
160) S. Malewski „Polskie śmigła w 40-leciu PRL", Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 9/1987
161) P. Mamla, C. Galiński "Basic induced drag study of the joined-wing aircraft", Journal of Aircraft, Vol. 46, No 4, July-August 2009, pp. 1438-1440,
162) Manerowski J. „Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających", Wydaw. Nauk. ASKON, Warszawa, 1999
163) Jerzy Manerowski „Model matematyczny jakości transportu pasażerów w układzie aglomeracja-lotnisko", Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej. Transport, nr 103/2014
164) J. Maryniak „Wpływ intensywnego obladzania samolotu w czasie wznoszenia w chmurach na zmiany charakterystyk aerodynamicznych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (161), Warsaw 2000
165) Mazurkiewicz Ł., Kubryński K. „Studium obliczeniowe aerodynamiki samolotu przydźwiękowego o dużej manewrowości", Mechanika w lotnictwie'2014, tom I, pp.369-388
166) Merkisz Jerzy, Waligórski Marek, Idzior Marek "Misfire Events Detection in CI Engines of Non-Road Vehicles by Means of Vibration Methods as a Way for On-Board Diagnostic", Proceedings of the Ninth Asia-Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization: APISCEU, Beijing, November 02-06, 2008, 2008. - S. 430-438. 2008
167) Jerzy Merkisz; Paweł Daszkiewicz; Marek Idzior; Maciej Bajerlein; Łukasz Rymaniak „Ocena wzbogacania oleju napędowego wodorem w aspekcie zmian parametrów ekologicznych silnika o zapłonie samoczynnym", Combustion Engines, vol 44, 3 (162), 2015, pp. 461-468

168) J. Mieloszyk, C. Galiński, J. Piechna, "Contra-rotating propeller for fixed wing MAV: part 1", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume 85 issue 4 (pp. 304 - 315),
169) J. Mieloszyk, C. Galiński, J. Piechna, J. Brzozowski "Contra-rotating propeller for fixed wing MAV: part 2", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume 85 issue 4 (pp. 316 - 325),
170) J. Mieloszyk, T. Goetzendorf Grabowski "Unconventional Configurations – Design and Optimization", Proceedings of ICAS 2016, Daejeon, 25-30.09.2016
171) J. Mieloszyk "Practical Problems of Numerical Optimization in Aerospace Sciences", Proceedings of READ 2016, Warszawa, 12-14.09.2016
172) Misztal F., „Projektowanie samolotu", PWN, Warszawa, 1948
173) Misztal F., „Projekt wstępny samolotu: Ogólny projekt wstępny", PWN, Warszawa, 1953
174) Misztal F., „Analiza obciążeń samolotu oraz wymagań w zakresie wytrzymałości i sztywności konstrukcji", PWN, Warszawa, 1952
175) Misztal F., „Zagadnienia sprawności konstrukcji", PWN, Warszawa, 1952
176) Mokrzycki G „Wstępny projekt aerodynamiczny", Warszawa, 1934
177) J. M. Morawski, „Problemy gospodarki informacją w architekturze wyposażenia kabin samolotów komunikacyjnych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (131), Warsaw 1992
178) J.M. Morawski, „Psycho-behawioralne podstawy działania pilota w warunkach wykonywania zadań lotniczych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (146), Warsaw 1996
179) J. Narkiewicz, M. Rogusz, „Baza danych niestacjonarnych obciążeń aerodynamicznych profili lotniczych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (136), Warsaw 1994
180) Nelson R., „Flight stability and automatic control", WCB/MacGraw-Hill, Boston, 1998
181) Nicolai L.M., Carichner G.E. „Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Vol. 1, Aircraft design", AIAA Educational Series, Reston, 2010
182) A. Niepokólczycki, „Aktualne metody i procedury badań flatterowych w locie" Prace Instytutu Lotnictwa, No. (220), Warsaw 2011
183) T. Niezgoda, W. Krasori, J. Małachowski, „Strength analysis of transport aircraft's landing gear", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (170-171), Warsaw 2002
184) M. Nowak, W. Potkański, „Metodyka analizy flatteru samolotów lekkich", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (65), Warsaw 1976

185) NTSB Report "In-Flight Separation of Vertical Stabilizer American Airlines Flight 587", NTSB/AAR-04/04, Washington D.C. 2004
186) Obert E „Aerodynamic Design of Transport Aircraft", IOS Press, Amsterdam 2009
187) Orkisz, R. Borowiec, M. Szurnik, „Studium symulacyjne manewrowości w płaszczyźnie pionowej samolotu myśliwskiego z napędem o sterowanym wektorze ciągu na przykładzie samolotu MIG 29", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (152), Warsaw 1998
188) Orkisz M. „Turbinowe silniki lotnicze w ujęciu problemowym : praca zbiorowa", Polskie Nauk. -Techn. Tow. Eksploatacyjne, Lublin, 2000
189) Pajno V "Sailplane design", Macchione Editore, Varese, 2006
190) Pakiet oprogramowania AVL http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/ (odczyt. 05.05.2016)
191) Pakiet oprogramowania DualProp
http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/DualProp (odczyt. 05.05.2016)
192) Pakiet oprogramowania Fluent http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent (odczyt. 05.05.2016)
193) Pakiet oprogramowania MADO
http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/MADO (odczyt. 05.05.2016)
194) Pakiet oprogramowania MGAero
http://www.ami.aero/software-computing/amis-computational-fluid-dynamics-tools/mgaero/ (odczyt. 05.05.2016)
195) Pakiet oprogramowania OptiM
http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/OptiM (odczyt. 05.05.2016)
196) Pakiet oprogramowania PanAir http://www.pdas.com/panair.html (odczyt. 05.05.2016)
197) Pakiet oprogramowania Panukl
http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/PANUKL (odczyt. 05.05.2016)
198) Pakiet oprogramowania Profili http://www.profili2.com/ (odczyt. 31.10.2016)
199) Pakiet oprogramowania SDSA
http://meil.pw.edu.pl/zsis/ZSiS/Dydaktyka/Oprogramowanie/SDSA (odczyt. 05.05.2016)
200) Pakiet oprogramowania VLAero

http://www.ami.aero/software-computing/amis-computational-fluid-dynamics-tools/vlaero/ (odczyt. 05.05.2016)
201) Pakiet oprogramowania VSAero
http://www.ami.aero/software-computing/amis-computational-fluid-dynamics-tools/vsaero/ (odczyt. 05.05.2016)
202) Pakiet oprogramowania XFLR http://www.xflr5.com/xflr5.htm (odczyt. 31.10.2016)
203) Pakiet oprogramowania XFoil http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/ (odczyt. 31.10.2016)
204) Pamadi B. N., „Performance, stability, dynamics and control of airplanes", American institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2004
205) Pągowski Z.T., „Potential Possibilities for Biocomponents Usage in Aircraft Fuels for Piston and Turbine Engines", Prace Instytutu Lotnictwa, nr 183/2005
206) Philips W. "Mechanics of flight", John Wiley & Sons, Hoboken, 2004
207) Piwek K., Iwaniuk A., Gnarowski W. "The European Personal Air Transportation System (EPATS) Study Project A Systematic Approach Based on Small Aircraft and Small Local Airports", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (205), Warsaw 2010.
208) Piwek K. Wiśniowski W. "Small air transport aircraft entry requirements evoked by FlightPath 2050", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol 88(2/2016), pp.341-347
209) N. N. „Pomiary płatów prostokątnych z klapami, slotami i hamulcami powietrznymi", przedwojenne niewydane Prace Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1932.
210) Pomoce Konstrukcyjne 11, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 6/73, pp.19
211) V. Pompe, "Development, production and testing of composite propellers", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (179), Warsaw 2004
212) Prandtl, L. "Induced drag of multiplanes", NACA TN 182, 1924
213) Przepisy Part 21 https://www.easa.europa.eu/regulations (odczyt. 05.05.2016)
214) Przepisy CS 22 https://www.easa.europa.eu/regulations (odczyt. 05.05.2016)
215) Przepisy CS 23 https://www.easa.europa.eu/regulations (odczyt. 05.05.2016)
216) Przepisy CS 25 https://www.easa.europa.eu/regulations (odczyt. 05.05.2016)
217) Raymer D. P. "Aircraft Design: a conceptual approach", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2006
218) Rich B. R., Janos L. „Skunk Works", Warner Books, London 2001

219) M. Rodzewicz, K. Bogdański, P. Ruchała, M. Miller „Koncepcja i realizacja badań zespołu napędowego w tunelu aerodynamicznym", w materiałach konferencyjnych XV Konferencji Mechanika w Lotnictwie, Kazimierz Dolny, 26-29 maja 2014
220) Roskam J., "Airplane design", DARcorporation, Lawrence, 2003
221) P. Ruchała, R. Placek, "Analiza bezpieczeństwa zrzutu podwieszeń z samolotu przy użyciu eksperymentalno - numerycznej metody captive trajectory simulation", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (232), Warsaw 2013 .
222) P. Ruchała, K. Bogdanski, Politechnika Warszawska, Poland; W. Stryczniewicz[1] "ANALYSES OF AIRFLOW AROUND DUCTED FAN PROPULSION SYSTEM IN PUSHER CONFIGURATION USING PIV METHOD", Proceedings of ICAS 2016, Daejeon, 25-30.09.2016
223) A. Rudiuk, T. Buczyłko, „Hałas lotniczy w pracach Grupy Roboczej II, Komitetu ICAO ds. Ochrony Środowiska przed Szkodliwym Oddziaływaniem" Lotnictwa Prace Instytutu Lotnictwa, No. (124-125), Warsaw 1991
224) A. Rudiuk, W. Kamiński, „Zastosowanie techniki wektorowej w badaniach hałasu" Prace Instytutu Lotnictwa, No. (120), Warsaw 1990
225) M. Rybak, „Informacyjna interpretacja subiektywnych opinii pilotów o sterowności aparatów latających", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (36), Warsaw 1968
226) Sadraey M. H., „Aircraft design : a systems engineering approach", John Wiley and Sons, Chichester, 2013.
227) J. Sandauer, „Wpływ sprężystości giętnej skrzydła na obciążenia szybowca od pojedynczych podmuchów" Prace Instytutu Lotnictwa, No. (53), Warsaw 1973
228) Schrenk, O. „A Simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution", naca-tm-948, 1940
229) Selerowicz, A. P. Szumowski, „Opływ profilu w warunkach oscylacji przepływu głównego", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (167), Warsaw 2001
230) Selig M S, Donovan J F, Fraser D. B. "Airfoils at Low Speeds" H. A. Stokely, Virginia Beach 1989
231) Selig M S, Guglielmo J. J., Broeren A.P., Giguere P. "Sumary of Low-Speed Airfoil Data. Vol 1" SoarTech Publications, Virginia Beach 1995
232) Selig M S, Lyon C.A., Guglielmo J. J., Ninham C. P., Giguere P. "Sumary of Low-Speed Airfoil Data. Vol 2" SoarTech Publications, Virginia Beach 1996
233) Selig M S, Lyon C.A., Broeren A.P., Giguere P., Gopalarathnam A. "Sumary of Low-Speed Airfoil Data. Vol 3" SoarTech Publications, Virginia Beach 1997

234) Sibilski K., Buler W., Loroch L., Milewski W., Żyluk A "Numerical Investigation of the Flight Dynamics of an Agile Aircraft", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 10-13 January 2005
235) Sieradzki A., Dziubiński A., Galiński C., "Performance comparison of the optimized inverted joined wing airplane concept and classical configuration airplanes", Archive of Mechanical Engineering, vol LXIII, 2016, 3, pp. 455-470
236) Skowron M., "Budowa samolotów: obciążenia, zbiór zadań", Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1979
237) http://www.solarimpulse.com/ (odczyt z dnia 25.10.2016)
238) Sołtyk T., „Błędy i doświadczenia w konstrukcji samolotów", Biblioteczka Skrzydlatej Polski, Warszawa, 1986, Wydawnictwa Komunik. i Łączn.
239) Sołtyk T., „Amatorskie projektowanie samolotów", Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2012
240) Sóbester A., Forrester A. I. J., "Aircraft aerodynamic design : geometry and optimization, John Wiley & Sons, Chichester, 2015
241) Stafiej W., Skarbiński A., „Projektowanie i konstrukcja szybowców", WkiŁ, Warszawa, 1965
242) W. Stafiej, „Interpretacja sposobu wyznaczania obciążeń współczesnych szybowców zawodniczych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (81), Warsaw 1980
243) Stafiej W., Rodzewicz M., Borkowski P., Hejduk H., Latuszek M., Roszak J., Wymysłowski P. „Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców", Politechnika Warszawska, 2000, http://itlims.meil.pw.edu.pl/zsis/pomoce/BIPOL/stafiej.pdf (odczyt 04.11.2016)
244) Stalewski W., „Parametric Modelling of Aerodynamic Objects - The Key to Successful Design and Optimisation", Aerotecnica Missili e Spazio, Vol. 91, No. 1/2, 2012, pp. 23-31, URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.306.9906&rep=rep1&type=pdf [viewed 20 April 2014].
245) W. Stalewski, W. Kania, T. Bartler, „Numeryczna minimalizacja współczynnika momentu profilu nadkrytycznego", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (132-133), Warsaw 1993
246) Stalewski W., "Computational Design and Investigations of Closed-Loop, Active Flow Control Systems Based on Fluidic Devices, Improving a Performance of Wing High-Lift Systems", Proceedings of the 4:th CEAS Conference in, ISBN: 978-91-7519-519-3. Linkoping, October 2013
247) Stalewski W., Żółtak J., "Optimisation of the helicopter Fuselage with Simulation of Main and Tail Rotor Influence", Proceedings of the ICAS Congress 2012, Brisbane, Australia, paper 2012-1.4.1.

248) Stalewski W., Żółtak J., "Multi-objective and Multidisciplinary Optimization of Wing for Small Aircraft", Proceedings of the CEAS Congress, Venice, Italy, 24-28 October 2011, pp. 1483-1492.
249) Stalewski W., „Aerodynamic Optimisation of Joined-Wing Aeroplane", 6th International Conference on "Experiments/Process/System Modelling/Simulation/Optimization", 6th IC-EpsMsO, Athens, 8-11 July, 2015
250) J. Staszek, „Porównanie własności aerodynamicznych samolotu o układzie kaczki układzie konwencjonalnym", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (63), Warsaw 1975
251) J. Staszek „Aerodynamika modeli latających", Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1983
252) Stengel R. F. „Flight dynamics", Princeton University Press, Princeton, 2004
253) Stinton D. „The Design of the Aeroplane, second edition", Blackwell Science, Oxford, 2001
254) Stryczniewicz, R. Placek, P. Ruchała, "INVESTIGATION OF UNSTEADY TRANSONIC FLOW FIELD ABOVE LAMINAR AIRFOIL BY PIV METHOD", Proceedings of ICAS 2016, Daejeon, 25-30.09.2016
255) P. Strzelczyk, „Wybrane własności pola prędkości indukowanego przez śmigło w warunkach pracy statycznej", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (161), Warsaw 2000
256) P. Strzelczyk, „Wybrane charakterystyki pola prędkości w strumieniu śmigłowym", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (155), Warsaw 1998
257) Surmacz P., Rarata G., „Rozwój i zastosowanie rakietowych napędów hybrydowych", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (198), Warsaw 2009
258) Сутугин, Л.И. „Основы проектирования самолетов ", Оборонгиз, Москва, 1945
259) A. Sydow, W. Zdrojewski, „Symulacja numeryczna korkociągu samolotu", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (94), Warsaw 1983
260) S. Szatkowski, "Development of commuter aircraft empennage loads spectrum", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (172-173), Warsaw 2003
261) Szczeciński S., Balicki W, Chachurski R, Głowacki P, Godzimirski J, Kawalec K, Kozakiewicz A, Pągowski Z, Rowiński A, Szczeciński J, „Lotnicze silniki turbinowe. Cz. 1", Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, nr 30, Warszawa, 2010
262) Szczeciński S., Balicki W, Chachurski R, Głowacki P, Godzimirski J, Kawalec K, Kozakiewicz A, Pągowski Z, Rowiński A, Szczeciński J, „Lotnicze silniki turbinowe. Cz. 2", Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, nr 34, Warszawa, 2012

263) Szczepanik R, Lewitowicz J., Żyluk A. Cwojdziński L., „Bezpieczeństwo i niezawodność w lotnictwie. Rozwój lotnictwa w regionach. Bezpieczne lata 2011-2015", Wydawnictwo Naukowe Instytutu Technologii Eksploatacji-PIB, Radom, 2015
264) J. Sznajder, Z. Goraj, „Badanie wpływu charakterystyk aerodynamicznych samolotu na obciążenia aerodynamiczne usterzenia poziomego w wybranych manewrach", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (167), Warsaw 2001
265) J. Sznajder, "Implementation of an Eulerian Metod of Determination of Surface Water Collection Efficiency for Atmospheric Icing Problems", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (238), Warsaw 2015
266) J. Sznajder, Z. Goraj, „Numeryczne wyznaczanie pochodnych aerodynamicznych samolotu w warunkach oderwania opływu na ostrych krawędziach płatów", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (145), Warsaw 1996
267) Шульженко М Н „Конструкция самолетов.", Машнностроение, Москва, 1971.
268) Świtkiewicz R. Prywatna korespondencja
269) Teisseyre J., „Projektowanie samolotów. Cz. 1, Ogólne dane założeniowe do projektu", PWN, Poznań, 1952
270) Teisseyre J., „Projektowanie samolotów. Cz. 2, Szczegółowe dane założeniowe do projektu", PWN, Poznań, 1954
271) Tilley A. R. "The Measure of Man and Woman: Human Factors in Design", John Wiley&Sons, New York, 2002
272) Torenbeek E., Synthesis of subsonic airplane design", Delft University Press, Delft, 1976
273) Torenbeek E., Wittenberg H. „Flight Physics", Springer, Heidelberg, 2009
274) Tuliszka-Sznitko, M. Wrona, „Stateczność przepływu na skośnej krawędzi natarcia", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (161), Warsaw 2000
275) Veillette P. R. "Data Show That U.S. Wake-turbulence Accidents Are Most Frequent at Low Altitude and During Approach and Landing", Flight Safety Digest, Vol. 21 No. 3-4, March-April 2002, pp.1-47.
276) Wiślicki T. „Technologia budowy płatowców", Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, 1964
277) W. Wiśniowski, „XX lat Programu Samolotów Lekkich i Bezpieczeństwa (PSLiB)", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (236), Warsaw 2014.
278) Wiśniowski W., „Badania rezonansowe obiektów latających - metody i analiza wyników", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (209), Warsaw 2010
279) A. Wojnarowski, W. Kowalski, „Analiza ruchu samolotu na ziemi", Prace Instytutu Lotnictwa, No. (103), Warsaw 1985

280) Wolowicz C. H., Bowman J.S., Gilbert W.P. „Similtude Requirements and Scaling Relationships asApplied to Model Testing“, NASA Technical Paper 1436, 1979
281) Wołejsza Z., Kowalski W., Laffite A., Mikulowski G., Remmers L., “State of the art in Landing Gear Shock Absorbers”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (181), Warsaw 2005
282) Z. Wysocki, „Projektowanie aerodynamiczne i badania eksperymentalne profilu skrzydła samolotu lekkiego”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (138), Warsaw 1994
283) Young A. „The Saturn V F-1 Engine”, Springer, Heidelberg 2009
284) J. Żółtak, „Wyznaczenie transsonicznego pola przepływu wokół profilu dla zadanego współczynnika siły nośnej”, Prace Instytutu Lotnictwa, No. (132-133), Warsaw 1993

ISBN: 978-83-63539-31-3
eISBN: 978-83-63539-36-8

Cezary Galiński

Dr hab. inż. Cezary Galiński jest profesorem Instytutu Lotnictwa oraz profesorem i absolwentem wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Już w trakcie studiów zainteresował się zagadnieniem projektowania statków powietrznych, uczestnicząc w programach PW-3, PW-4 i PW-5 oraz organizując pierwsze studenckie wyprawy na zawody SAE AeroDesign. Projektowaniu samolotów poświęcił też większość swojej kariery zawodowej. W rozprawie doktorskiej zajął się zagadnieniem wykorzystania modeli latających w procesie tworzenia nowych konstrukcji. Wykorzystał w niej zarówno zdobytą na Uczelni wiedzę inżynierską jak i swoje doświadczenie modelarskie. Po obronieniu doktoratu odbył staż w firmie Boeing, w ramach którego zajmował się symulacją właściwości lotnych i uczestniczył w badaniach w locie samolotu Boeing 757-300. Po jego zakończeniu, pracując w gliwickim OBRUM, projektował między innymi elementy bezzałogowych systemów latających, dzięki czemu otrzymał Zaawansowane Naukowe Stypendium NATO. W jego ramach zajmował się projektowaniem mikrosamolotów i entomopterów we współpracy z Cranfield University RMCS. Tej tematyce poświęcił swoją rozprawę habilitacyjną. Od wielu lat wykłada projektowanie obiektów latających na wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, a w latach 2011-2016 pełnił funkcję zastępcy dyrektora do spraw naukowych Instytutu Lotnictwa. Uczestniczył w kilku programach badawczych poświęconych projektowaniu nowych samolotów, a dwoma z nich kierował. Jest autorem licznych artykułów opublikowanych w takich czasopismach jak: Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Journal of Aircraft, Journal of Mechanical Design, Materials and Design, The Royal Society Interface, Journal of Aerospace Engineering, Aviation, Bulletin of the Polish Academy of Sciences, The Archive of Mechanical Engineering, Journal of KONES, Transactions of the Institute of Aviation.

research for future

Biblioteka Naukowa
Instytutu Lotnictwa nr 44

Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa
al. Krakowska 110/114 , 02-256 Warszawa
www.ilot.edu.pl