

M. N. SZULŻENKO · A. S. MOSTOWOJ

KONSTRUKCJA SAMOLOTÓW



WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI I ŁĄCZNOŚCI

SPIS TREŚCI

Od tłumacza	8
Przedmowa do drugiego wydania	10

Część pierwsza

PODSTAWY STATYKI KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Wykaz oznaczeń do części pierwszej	11
Rozdział 1. Podstawowe pojęcia statyki konstrukcji lotniczych	11
Przedmiot statyki konstrukcji. Elementy wytrzymałościowe	11
Pojęcie schematu obliczeniowego. Podstawowa metoda statyki konstrukcji	13
Rozdział 2. Budowa i obliczanie płaskich kratownic statycznie wyznaczalnych	14
Budowa kratownic płaskich	14
Wyznaczanie sił w prętach kratownic płaskich	19
Rozdział 3. Budowa i elementy obliczeń statycznie wyznaczalnych kratownic przestrzennych	28
Budowa kratownic przestrzennych	28
Wyznaczanie sił w prętach kratownic przestrzennych	31
Rozdział 4. Pręty ściskane	36
Stateczność prętów ściskanych	36
Wyboczenie prętów ściskanych poza granicę proporcjonalności (granica Hooke'a)	38
Obliczanie prętów ściskanych	39
Rozdział 5. Zasady obliczeń konstrukcji cienkościennych	44
Ściskane płyty cienkie	44
Konstrukcje cienkościenne pracujące na ścinanie	54
Konstrukcje cienkościenne pracujące na skręcanie	58

Część druga

ZASADY PROJEKTOWANIA SAMOLOTÓW

Wykaz oznaczeń do części drugiej	62
Rozdział 6. Wymagania stawiane samolotom	63
Podstawowe części samolotu i ich przeznaczenie	63
Ogólne wymagania stawiane samolotom	65
Rozdział 7. Klasyfikacja samolotów	77
Klasyfikacja samolotów pod względem ich przeznaczenia	77
Klasyfikacja samolotów pod względem ich cech konstrukcyjnych	82
Rozdział 8. Obciążenia zewnętrzne działające na samolot	89
Lot poziomy	89
Lot krzywoliniowy w płaszczyźnie pionowej	89
Lot w burzliwej atmosferze. Przeciążenia maksymalne	91
Lot krzywoliniowy w płaszczyźnie poziomej	94
Łądowanie	96

Rozdział 9. Obciążenia obliczeniowe i normy wytrzymałości samolotów	97
Obciążenia obliczeniowe	97
Normowanie obciążeń	100
Nagrzewanie aerodynamiczne	102
Ograniczenia prędkości samolotów	105
Rozdział 10. Materiały stosowane w budowie samolotu	106
Dobór materiału	106
Krótkie charakterystyki podstawowych materiałów konstrukcyjnych	109
Rozdział 11. Wybór układu i podstawowych parametrów samolotu	115
Statystyka	115
Układ i zasadnicze parametry samolotu	121
Rozdział 12. Projekt wstępny i wyważenie samolotu	133
Przybliżone obliczenia ciężaru samolotu	133
Projekt wstępny i wyważenie samolotu	135

Część trzecia

KONSTRUKCJA I OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE PODSTAWOWYCH ZESPOŁÓW SAMOLOTU

Wykaz oznaczeń do części trzeciej	146
Rozdział 13. Budowa i obliczenia wytrzymałościowe skrzydeł	147
Kształty i parametry konstrukcyjne skrzydeł	147
Układy konstrukcyjne i budowa skrzydeł	156
Połączenia skrzydeł dzielonych	178
Budowa elementów skrzydła	182
Obciążenia działające na skrzydło	195
Obliczenia wytrzymałościowe przekroju skrzydła. Obliczanie żeber	206
Flutter skrzydła	219
Mechanizacja skrzydła	226
Rozdział 14. Budowa i obliczenia wytrzymałościowe usterzenia	237
Przeznaczenie, kształt i rozmieszczenie usterzenia	237
Środki zmniejszające nacisk na drążek sterowy (pedały)	244
Drgania usterzenia. Rewers lotek	249
Budowa usterzenia	252
Obliczenia wytrzymałościowe usterzenia	262
Rozdział 15. Kadłuby samolotów. Obliczenia wytrzymałościowe	272
Typy i zewnętrzne kształty kadłubów	272
Układy konstrukcyjne i budowa kadłubów	275
Kabiny	291
Obliczenia wytrzymałościowe kadłuba	312
Rozdział 16. Zespoły napędowe	318
Przeznaczenie i wymagania stawiane zespołom napędowym, sposoby rozmieszczania ich w samolocie	318
Chwyty powietrza. Układy wylotowe	323
Konstrukcja łoża silnikowego	327
Obliczenia wytrzymałościowe łoża silnika	334
Gondole i osłony silników	337
Zbiorniki i przedziały na paliwo. Chłodnice	339
Instalacje paliwowe i olejowe	343
Rozdział 17. Układ sterowy	349
Klasyfikacja. Wymagania stawiane układowi sterowemu	349
Typy sterownic	353

Konstrukcja podstawowych elementów układu sterowego	364
Obliczenia wytrzymałościowe układu sterowego	373
Rozdział 18. Podwozie samolotu	377
Wiadomości wstępne. Klasyfikacja podwozi	377
Układy konstrukcyjne podwozi. Budowa głównych goleni podwozi	389
Sposoby chowania głównych goleni podwozi	393
Budowa i sposób chowania przednich i tylnych goleni podwozi	398
Amortyzatory podwozia	403
Koła lotnicze	413
Obliczenia wytrzymałościowe podwozia	417
Rozdział 19. Inne statki powietrzne	425
Samoloty pionowego startu i lądowania	425
Śmigłowce (helikoptery)	428
Samoloty wodne	431
Poduszkowce	433
Bezzałogowe statki powietrzne	433
Rozdział 20. Połączenia elementów konstrukcyjnych samolotu i ich obliczanie	449
Rodzaje połączeń	450
Połączenia zawiasowe	450
Połączenia za pomocą łączników i kątowników stykowych	452
Połączenia nitowe	453
Połączenia śrubowe	457
Połączenia spawane	461
Połączenia klejowe metali	462
Połączenia za pomocą kompensatorów	463
Załączniki	465
Literatura	478
Skorowidz	479

OD TŁUMACZA

Tłumaczenie książki M. Szulżenki i A. Mostowoja „Kurs Konstrukcji samolotów” natrafiało na wiele trudności terminologicznych ze względu na różnorodność omawianych w niej zagadnień oraz z powodu niezbyt obszernej polskiej literatury technicznej z dziedziny konstrukcji samolotów. Zarówno bowiem w części podstaw statyki konstrukcji lotniczych, jak i zasad projektowania samolotów oraz w części dotyczącej budowy i obliczeń wytrzymałościowych podstawowych elementów konstrukcyjnych (lub części składowych) samolotu występowały pewne słowa i określenia, które nie mają odpowiedników w terminologii polskiej. W związku z tym, aby uniknąć wielu nowotworów językowych, trzeba było uciec się częściowo do korzystania z terminologii innych dziedzin wiedzy technicznej, co niestety może niezbyt korzystnie odbiło się na słownictwie wprowadzonym tutaj w niektórych przypadkach.

Istniejące nieliczne techniczne opracowania lotnicze oraz szczupłe normy wydane przez Polski Komitet Normalizacyjny nie ułatwiły także doboru oznaczeń występujących we wzorach i analizie. Większa część oznaczeń zastosowanych w książce jest zgodna z oznaczeniami używanymi w Polsce. Jednakże ze względu na bardzo dużą ich ilość w oryginale, w niektórych przypadkach trzeba było posłużyć się oznaczeniami radzieckimi, co może sprawiać pewne trudności w odczytywaniu ich. Przewidując więc takie trudności, na początku każdej części książki podano możliwie dokładny spis użytych oznaczeń z niezbędnymi objaśnieniami. Przy ich ustalaniu posłużono się normą PN-54/N-01101 Polskiego Komitetu Normalizacyjnego oraz Słownikiem terminologii mechaniki klasycznej opracowanym pod redakcją prof. inż. A. T. Troskołańskiego, WNT, Warszawa 1965 r., który między innymi zawiera zestawienia ważniejszych oznaczeń.

Terminologia oraz określenia części pierwszej, omawiające zagadnienia statyki konstrukcji lotniczych, oparte zostały na podręczniku Z. Brzózki pt. „Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych”, PWN, Warszawa — 1961 r., skrypcie S. Pileckiego pt. „Konstrukcja i wytrzymałość samolotów” część I — Statyka lotnicza, WAT, Warszawa — 1953 r. i „Encyklopedycznym słowniku technicznym”, WNT — 1967 r.

Terminologia oraz określenia części drugiej dotyczące zasad projektowania samolotów oparte zostały na podręczniku J. Teisseyre pt. „Projektowanie samolotów”, PWN — 1962 r., Małej encyklopedii „Lotnictwo” S. Pileckiego, Warszawa, PWT — 1960 r., Słowniku lotniczym rosyjsko-polskim, Warszawa, MON — 1966 r. oraz Wielkim słowniku technicznym rosyjsko-polskim, WNT, Warszawa — 1962 r. Ponadto klasyfikację samolotów oraz niektóre określenia oparto na normie BN-67/9360-04.

Wreszcie terminologię i określenia części trzeciej dotyczące budowy i obliczeń wytrzymałościowych podstawowych elementów konstrukcji samolotów klasyfikację zespołów napędowych, usterzeń i podwozi oraz klasyfikację statków powietrznych oparto na normach BN-67/9360-04, BN-65/9360-01, BN-67/9360-06, PN-58/L-02520, podręczniku S. Kana pt. „Wytrzymałość samolotu” MON, Warszawa — 1957 r. i Wielkim słowniku technicznym rosyjsko-polskim, WNT, Warszawa — 1962 r.

PRZEDMOWA DO DRUGIEGO WYDANIA

Książka niniejsza jest drugim poprawionym wydaniem, dostosowanym do zakresu średnich szkół technicznych. Składa się ona z trzech części.

W części pierwszej omówione zostały podstawy statyki konstrukcji lotniczych w zakresie pozwalającym na przybliżone obliczenia wytrzymałościowe konstrukcji niektórych elementów samolotu. Dla uczących się samodzielnie podana została pewna liczba przykładów i zadań oraz podstawowe sposoby rozwiązywania ich.

W części drugiej omówiono zasady projektowania samolotów. Ponadto podano ogólne wiadomości o samolotach oraz ich klasyfikację, ogólne wymagania, nazwy i przeznaczenie poszczególnych elementów samolotu, obciążenia działające na samolot i podstawowe materiały stosowane w budowie samolotów.

Część trzecia zawiera opis budowy skrzydeł, usterzenia, kadłuba, zespołów napędowych (układu paliwa i smarowania), układu sterowego i podwozia samolotu. Każdy zespół rozpatrywany jest według następującej kolejności: przeznaczenie i wymagania stawiane zespołom, typy i zewnętrzne kształty, obciążenia działające na zespół, klasyfikacja konstrukcji zespołów i ich analiza porównawcza, przykłady wykonanych konstrukcji, budowa elementów zespołu i obliczenia wytrzymałościowe.

Ponieważ istnieje wiele odmian konstrukcji samolotów i ich zespołów, zostały dobrane i usystematyzowane najbardziej charakterystyczne rozwiązania konstrukcyjne.

W książce przytoczono niektóre dane z historii rozwoju zewnętrznych kształtów i konstrukcji poszczególnych zespołów samolotu. Podane one zostały w różnych rozdziałach podręcznika w powiązaniu z ich treścią.

Przytoczone materiały ilustracyjne i konkretne dane cyfrowe zaczerpnięte zostały z literatury krajowej i zagranicznej.

Książka ta zapewne nie jest wolna od pewnych niedociągnięć. Nie pretenduje ona do wyczerpania wszystkich zagadnień związanych z omawianym tematem.

PODSTAWY STATYKI KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Wykaz oznaczeń do części pierwszej

c — współczynnik osadzenia	P_{kr} — siła krytyczna
E — moduł sprężystości podłużnej	Q — ciężar samolotu w locie
F — pole przekroju poprzecznego	q — obciążenie bieżące
i — najmniejszy promień bezwładności przekroju pręta	R — siła wypadkowa
J — moment bezwładności przekroju pręta względem osi o mniejszej sztywności	T — siła poprzeczna
l — długość pręta	W — wskaźnik wytrzymałości przekroju pręta
M — moment siły	y_{max} — maksymalne ugięcie pręta ściskanego
M_g — moment zginający	δ — grubość ścianki
M_s — moment skręcający	δ_0, δ_1 — ugięcie belki
m — liczba prętów	φ — współczynnik redukcyjny
N — siła w prętach kratownicy	σ_{kr} — naprężenie krytyczne
n — liczba węzłów	σ_{prop} — granica proporcjonalności
P — siła zewnętrzna	σ_w — granica wytrzymałości materiału
P_z — siła nośna skrzydła	τ_{kr} — krytyczne naprężenie styczne
	ε — wydłużenie względne

Rozdział 1

PODSTAWOWE POJĘCIA STATYKI KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Przedmiot statyki konstrukcji. Elementy wytrzymałościowe

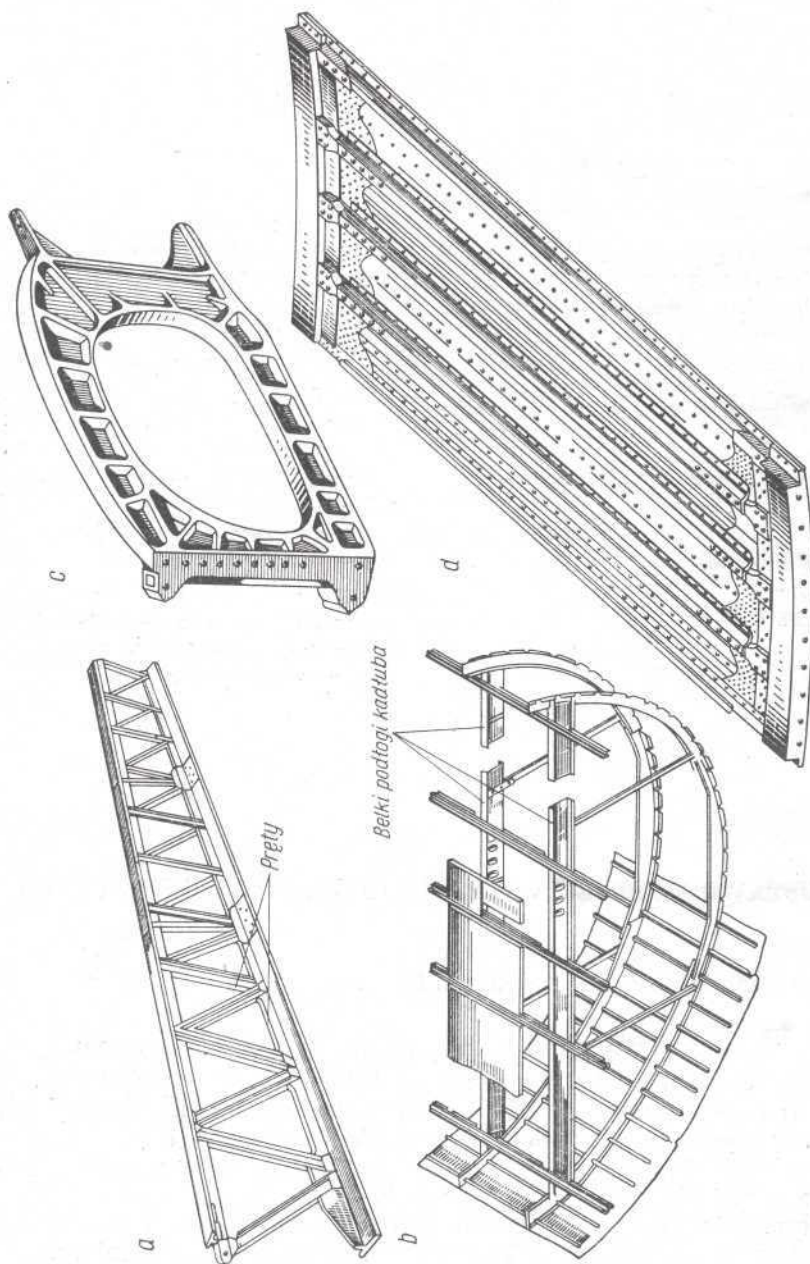
Statyka konstrukcji lotniczych jest nauką, która pozwala obliczać siły i naprężenia w elementach konstrukcji obciążonej siłami aerodynamicznymi i innymi. Inaczej mówiąc, umożliwia ona ocenę elementów konstrukcji samolotów pod względem wytrzymałości, sztywności i stateczności.

Konstrukcje samolotów są to urządzenia składające się z prętów, belek, kratownic, ram i płyt cienkościennych (rys. 1-1).

Pręt (rys. 1-1a) jest to element konstrukcji pracujący na rozciąganie lub ściskanie, którego długość znacznie przewyższa pozostałe dwa wymiary.

Belka (rys. 1-1b) jest to element konstrukcji pracujący na zginanie pod działaniem sił poprzecznych.

Kratownica (rys. 1-1a) jest to geometrycznie niezmienny układ prętów prostych połączonych ze sobą za pomocą przegubów.



Rys. 1-1. Elementy konstrukcyjne niektórych zespołów samolotu

Rama (rys. 1-1c) jest to geometrycznie niezmienny układ, składający się z prętów i belek, połączonych węzłami sztywnymi, na skutek czego kąty między prętami (belkami) po odkształceniu nie zmieniają się. Rama traci swą niezmiennosć tylko w przypadku zamiany węzłów sztywnych na przegubowe.

Płyta cienkościenna (rys. 1-1d) jest to konstrukcja, której podstawowym elementem jest cienka ścianka (pokrycie) wzmocniona odpowiednimi kształtownikami.

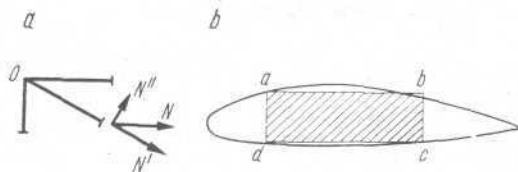
Charakterystyczną cechą współczesnych konstrukcji lotniczych jest zastosowanie w nich cienkościennych pokryć pracujących na zginanie i skręcanie. Pozwala to na budowanie silnych i sztywnych konstrukcji o małym ciężarze.

Pojęcie schematu obliczeniowego. Podstawowa metoda statyki konstrukcji

W obliczeniach wytrzymałości konstrukcji samolotu, w celu uproszczenia tych obliczeń, często dąży się do schematyzacji, to jest do różnych uproszczających założeń, które pozwalają na sporządzanie tzw. schematów obliczeniowych. Na przykład w kratownicowej konstrukcji zakłada się, że obciążenie przyłożone jest tylko w węzłach kratownicy, a połączenia prętów uważa się jako przegubowe. Takie założenie znacznie ułatwia określenie sił w przegubach bez popełniania dużego błędu, ponieważ w praktyce odkształcenia kratownicy są nieznaczące. Dzięki takiemu założeniu uważa się, że siły działają w prętach kratownicy jedynie wzdłuż osi pręta.

Istotnie, jeżeli założymy, że siła N nie jest skierowana wzdłuż osi pręta (rys. 1-2a), to powstanie moment składowej N'' względem przegubu 0. Ponieważ moment względem przegubu powinien się równać zero, zatem $N'' = 0$ oraz $N = N'$.

Przy rozpatrywaniu warunków pracy przekroju skrzydła często nie bierze się pod uwagę wpływu tylnej (krawędzi spływu), a czasami i przedniej (krawędzi natarcia) części profilu skrzydła. Ponadto środkową część profilu, $abcd$, o obrysie krzywoliniowym, zamienia się na prostokąt o pewnej średniej wysokości (rys. 1-2b). Skrzydło rozpatruje się jako belkę wspornikową zamocowaną

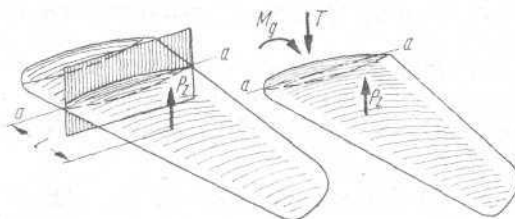


Rys. 1-2. Przykłady rozpatrywania obciążeń elementów konstrukcji

(zakleszczoną) w kadłubie. Zamocowanie takie traktuje się jako całkowicie sztywne, mimo że w rzeczywistości kadłub także ulega pewnym nieznacznym odkształceniom w miejscu połączenia ze skrzydłem, co w pewnym stopniu zmniejsza obciążenia występujące w nasadowej części skrzydła.

Podstawową metodą używaną w statyce konstrukcji jest metoda przekrojów, znana z nauki o wytrzymałości materiałów. Istota tej metody sprowadza się do przecięcia konstrukcji jedną płaszczyzną (lub kilkoma), odrzucenia jednej części konstrukcji i zamianie jej oddziaływania na pozostałą część poprzez niewiadome na razie siły. Następnie rozpatruje się równowagę pozostałej części konstrukcji, z której określa się te niewiadome siły. Zastosowanie tej metody wyjaśnia następujący przykład.

Rozpatrzmy skrzydło poddane obciążeniu aerodynamicznemu. Zamieniamy obciążenie wypadkową aerodynamicznych sił P_z (rys. 1–3). Szukamy momentu zginającego M_g i poprzecznej siły tnącej T w przekroju $a-a$. W tym celu przez przekrój $a-a$ przeprowadzamy płaszczyznę odcinającą prawą część



Rys. 1–3. Przykład obciążenia skrzydła

skrzydła, odsuwamy lewą część skrzydła i zamieniamy jej oddziaływanie na prawą część niewiadomymi M_g i T . W ten sposób z równowagi odciętej prawej części otrzymamy:

$$M_g = P_z \cdot l$$

$$T = P_z$$

Rozdział 2

BUDOWA I OBLICZANIE PŁASKICH KRATOWNIC STATYCZNIE WYZNACZALNYCH

Budowa kratownic płaskich

Warunki mocowania kratownic płaskich

Geometrycznie niezmienny układ zbudowany z prętów prostych połączonych ze sobą przegubami nazywamy kratownicą. Siły zewnętrzne traktujemy jako przyłożone w węzłach kratownicy.

Przez niezmiennosc kratownicy rozumiemy taki stan, w jakim nie występują przemieszczenia węzłów, a pręty nie ulegają odkształceniu.

Założenie, że połączenia prętów są przegubowe, stanowi dogodny schemat nie odbiegający daleko od rzeczywistości. Założenie to jest korzystne przy obliczeniach, ponieważ błąd niedokładności bywa nieznaczny, a uzyskiwane przy tym uproszczenia mogą być duże.

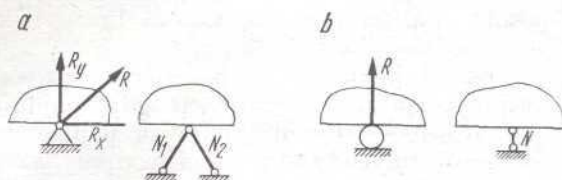
Jak wspomniane było wyżej, takie założenie pozwala przyjąć, że pręty kratownicy pracują tylko na rozciąganie lub ściskanie.

Rozróżniamy kratownice płaskie i przestrzenne.

Rozpatrzmy podpory kratownic płaskich (rys. 1–4), dzielące się na przegubowe i rolkowe.

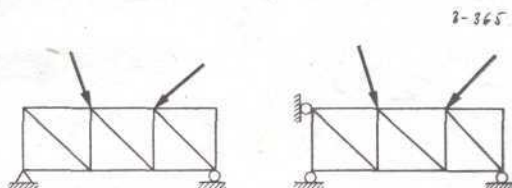
Podpory przegubowe (nieruchome). W tym przypadku reakcja podpory przechodzi przez oś przegubu. Może ona mieć dowolny kierunek, a więc ma

dwie niewiadome — wartość i kierunek (lub dwie składowe wzdłuż osi x, y). Taka podpora może być zamieniona na dwa nierównoległe pręty, zawierające również dwie niewiadome siły N_1 i N_2 (rys. 1-4a). Są to takie siły w prętach podporowych, których wypadkowa równa jest reakcji podpory.



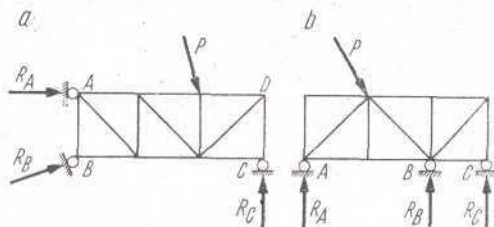
Rys. 1-4. Przykłady podpór kratownic płaskich

Podpory rolkowe (ruchome). W tym przypadku reakcja podpory przechodzi przez środek rolki i zawsze jest prostopadła do powierzchni podpory, ponieważ rolka nie przejmuje sił równoległych do powierzchni podporowej. Taka podpora ekwiwalentna jest jednej niewiadomej (kierunek reakcji wiadomy) i może być zamieniona na jeden pręt prostopadły do powierzchni podporowej, w którym siła równa jest reakcji podpory (rys. 1-4b). Ponieważ do określania reakcji



Rys. 1-5. Przykłady zamocowania układów kratownic

podpór układu płaskiego istnieją trzy równania statyki, podpory układu płaskiego powinny zawierać w sumie trzy niewiadome. Wówczas układ będzie statycznie wyznaczalny w stosunku do reakcji podpór. Temu warunkowi odpowiada zamocowanie układu za pomocą jednego przegubu i jednej rolki lub za pomocą trzech rolek (rys. 1-5). Przy tym konieczne jest, aby:



Rys. 1-6. Warunki wyznaczalności reakcji podpór

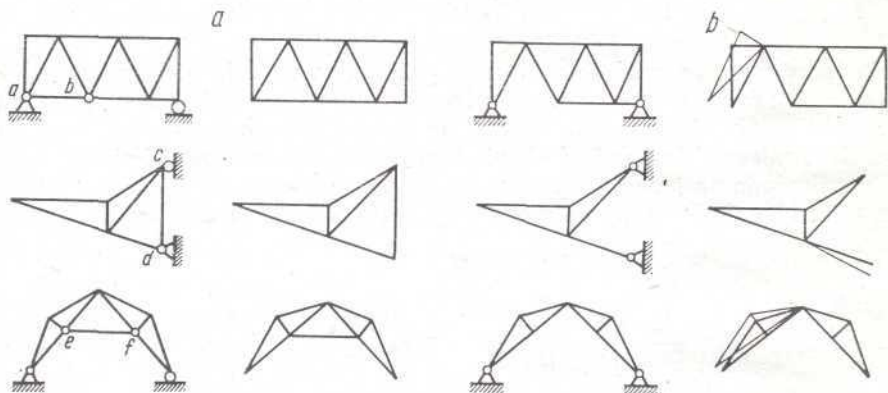
- trzy reakcje podpór nie przecinały się w jednym punkcie; w przeciwnym razie moment siły zewnętrznej, nie przechodzącej przez ten punkt (punkt O na rys. 1-6a), nie może być zrównoważony i warunek $\Sigma M = 0$ nie jest spełniony,
- trzy reakcje podpór nie były równoległe względem siebie; w przeciwnym razie siła zewnętrzna — nie równoległa względem nich, nie może być zrównoważona i warunek $\Sigma P_x = 0$ nie spełnia się (rys. 1-6b).

Klasyfikacja kratownic płaskich

Klasyfikacja kratownic płaskich rozpatrywana jest tu w zależności od sposobu umieszczenia ich na podłożu oraz od sposobu ich powstawania (formowania).

Zależnie od sposobu umieszczenia na podłożu kratownice płaskie dzielą się na:

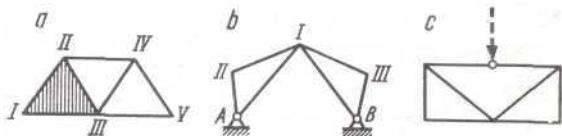
- 1) swobodne — które pozostają niezmiennie po zdjęciu ich z podpór (rys. 1-7a),
- 2) zamocowane — które są niezmiennie wówczas, gdy znajdują się na podporach (rys. 1-7b); kratownice takie otrzymuje się poprzez usunięcie prętów ab , cd , ef kratownic swobodnych i zastosowanie podpory przegubowej w miejsce rolki.



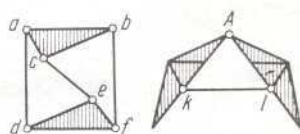
Rys. 1-7. Stosowane rodzaje kratownic

Zależnie od sposobu powstawania (formowania), kratownice płaskie dzielą się na:

- I) proste — powstające poprzez kolejne dołączanie każdego węzła za pomocą dwóch prętów nie umieszczonych na jednej prostej — do zasadniczego trójkąta *I*, *II*, *III* (rys. 1-8a) lub do dwóch nieruchomych punktów *A*, *B* (rys. 1-8b). Jeżeli węzeł utworzony jest z dwóch prętów, które leżą na jednej prostej (rys. 1-8c), węzeł ten nie przejmuje obciążenia prostopadłego do linii tworzących go prętów,



Rys. 1-8. Rodzaje kratownic w zależności od ich rozwiązania konstrukcyjnego



Rys. 1-9. Kratownice złożone

- 2) złożone — powstające drogą połączenia kratownic prostych. Połączenie (rys. 1-9) ich można wykonywać za pomocą trzech nierównoległych i nie przecinających się w jednym punkcie prętów ad , ce , bf (wynika to z warunków podparcia kratownic, ponieważ jedną z łączonych prostych kratownic można rozpatrywać względem innej jako powierzchnię podporową) lub za pomocą jednego pręta kl i ogólnego przegubu *A*, co jest ekwiwalentne trzem prętom.

Bardziej skomplikowane sposoby powstawania kratownic wychodzą poza ramy pomocy szkolnej dla szkół średnich, dlatego też w niniejszym podręczniku rozpatrywane nie będą.

Warunki niezmienności geometrycznej i statycznej wyznaczalności prostych kratownic płaskich

Rozpatrzmy najpierw kratownice proste o minimalnej liczbie prętów, które zapewniają im niezmiennność geometryczną.

Elementarna swobodna kratownica stanowi trójkąt *I*, *II*, *III* (rys. 1-8a). Kratownica taka jest niezmienna geometrycznie. Kratownica prosta powstaje przez dołączanie do kratownicy elementarnej każdego następnego węzła przy użyciu dwóch prętów; kratownica prosta także jest geometrycznie niezmienna.

W elementarnej kratownicy znajdują się trzy węzły i trzy pręty. Gdy dodamy do niej $(n-3)$ węzły, wówczas liczba użytych do tego celu prętów będzie równa $2(n-3)$. W rezultacie otrzymamy liczbę węzłów równą $3+(n-3)=n$ i liczbę prętów $m=3+2(n-3)$. W ten sposób warunek niezmienności geometrycznej swobodnej kratownicy płaskiej polegać będzie na tym, że:

$$m = 2n - 3 \quad (1)$$

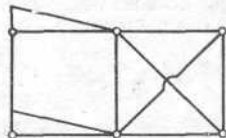
gdzie:

m — liczba prętów,

n — liczba węzłów.

Warunek ten daje minimalną, niezbędną dla niezmienniej geometrycznie kratownicy liczbę prętów, przy danej liczbie węzłów. Jednak warunek ten może okazać się niewystarczający. Na przykład figura przedstawiona na rys. 1-10 odpowiadająca warunkowi $m = 2n - 3$ okazuje się mechanizmem, a warunkiem kratownic prostych jest ich geometryczna niezmiennność.

Rys. 1-10. Przykład konstrukcji nie spełniającej wzoru (1)



Rozpatrzmy następnie warunek statycznej wyznaczalności swobodnej kratownicy płaskiej. Kratownica taka jest statycznie wyznaczalna, jeżeli siły we wszystkich jej prętach i reakcje podpór można określić za pomocą równań statyki. Należy jednocześnie przypomnieć, że statycznie wyznaczalne urządzenie podporowe jest ekwiwalentne trzem prętom.

Ponieważ dla każdego węzła można napisać dwa równania statyki ($\Sigma P_x = 0$, $\Sigma P_y = 0$), to dla n węzłów swobodnej kratownicy będziemy mieć $2n$ równań statyki. Trzy z nich powinny być wykorzystane do określenia sił w trzech prętach podporowych (w celu określenia reakcji podpór). Zatem liczba równań używanych do określenia sił w prętach będzie wynosiła $2n-3$. W ten sposób liczba prętów statycznie wyznaczalnej kratownicy swobodnej powinna być równa:

$$m = 2n - 3 \quad (1a)$$

Widzimy więc, że warunki niezmienności geometrycznej statycznej wyznaczalności są zbieżne.

Przejdźmy z kolei do rozpatrzenia analogicznych warunków dla kratownicy zamocowanej.

Geometryczną niezmiennosć prostej kratownicy zamocowanej można zachować poprzez kolejne dołączanie węzłów do kratownicy AIB przy użyciu dwóch prętów (rys. 1-8b). Ponieważ w ostatniej kratownicy mamy jeden węzeł i dwa pręty (węzeł I i pręty AI , BI), a połączenie $(n-1)$ węzłów dokonuje się za pomocą $2(n-1)$ prętów, to ogólna liczba węzłów kratownicy zamocowanej będzie wynosiła $1+(n-1)$ węzłów, a ogólna liczba prętów $m = 2+2(n-1) = 2n$.

Tak więc dla kratownicy zamocowanej otrzymamy warunek niezmiennosci geometrycznej w następującej postaci:

$$m = 2n \quad (2)$$

Następnie dla n węzłów kratownicy zamocowanej (nie licząc podporowych) można napisać $2n$ równań równowagi, które mogą być wykorzystane przy określaniu sił w prętach.

Tak więc z warunku statycznej wyznaczalności wynika liczba prętów m zamocowanej kratownicy:

$$m = 2n \quad (2a)$$

gdzie n — liczba węzłów, nie licząc podporowych.

Z tego wynika, że i w tym przypadku warunki niezmiennosci geometrycznej i statycznej wyznaczalności są zbieżne.

A więc warunki statycznej wyznaczalności i niezmiennosci geometrycznej prostych kratownic płaskich przyjmą postać:

— dla swobodnej kratownicy $m = 2n-3$,

— dla zamocowanej kratownicy $m = 2n$.

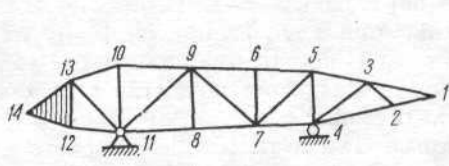
Przykład 1. Sprawdzić niezmiennosć geometryczną i statyczną wyznaczalność żebra kratowniczowego przedstawionego na rysunku 1-11. Jest to kratownica prosta, swobodna. Odrzucając podpory i odcinając po kolei węzły 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10 i 11 otrzymamy prostą kratownicę swobodną — trójkąt 12, 13, 14.

Warunek (1)

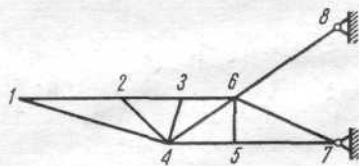
$$m = 2n-3$$

spełnia się:

$$n = 14; \quad m = 2 \cdot 14 - 3 = 25$$



Rys. 1-11. Żebro kratownicowe



Rys. 1-12

Kratownica płaska do mocowania silnika

Przykład 2. Sprawdzić niezmiennosć geometryczną i statyczną wyznaczalność płaskiej kratownicy mocującej silnik, przedstawionej na rysunku 1-12. Jest to kratownica prosta, zamocowana. Odcinając kolejno węzły 1, 2, 3, 4 i 5, otrzymamy prostą kratownicę zamocowaną — trójkąt 6, 7, 8.

Warunek (2)

$$m = 2n$$

spełnia się:

$$n = 6; \quad m = 2n = 2 \cdot 6 = 12$$

Zadanie 1. Sprawdzić niezmiennosć geometryczną i statyczną wyznaczalność kratownicowego dźwigara skrzydła zastrzałowego przedstawionego na rysunku 1-22.

Wyznaczanie sił w prętach kratownic płaskich

Obliczanie kratownic płaskich metodą kolejnego rozwiązywania węzłów

Rozpatrzmy płaską kratownicę prostą, wyznaczając siły w jednym z węzłów, w którym schodzą się dwa pręty.

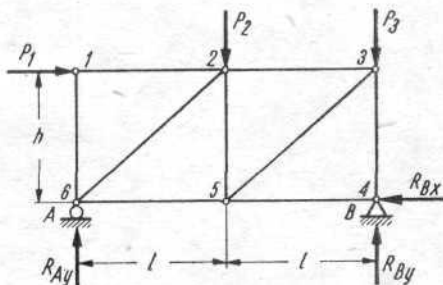
Siły można wyznaczyć przez wydzielenie węzła i zestawienie dwóch równań jego równowagi. Odcinamy więc myślowo omawiany węzeł i dwa pręty i przykładamy do kratownicy otrzymane siły w kierunku odciętych prętów. Należy przy tym wziąć pod uwagę znaki sił. Siła rozciągająca powinna być skierowana od rozpatrywanego (pozostałego, a nie odciętego) węzła, natomiast siła ściskająca powinna być skierowana w kierunku rozpatrywanego węzła. Siły te są siłami zewnętrznymi względem następnych węzłów. Następnie wybieramy nowy węzeł z dwoma prętami, rozpatrujemy go analogicznym sposobem i przykładamy wzdłuż prętów znalezione siły itd.

W rezultacie rozpatrujemy wszystkie węzły kratownicy prostej przez kolejne odcinanie węzłów z dwoma tworzącymi je prętami. Kolejność obliczenia podaje poniższy przykład.

Przykład 3. Rozpatrzmy kratownicę przedstawioną na rysunku 1-13.

Dane są wymiary kratownicy i siły zewnętrzne. Określimy reakcje podpór, a następnie odrzucając podpory rozpatrzmy reakcje podpór jako siły zewnętrzne.

Rys. 1-13
Przykład kratownicy



Ponieważ reakcja rolki w punkcie A jest prostopadła do powierzchni podporowej, to $R_{Ax} = 0$.

Do określenia trzech niewiadomych składowych w reakcjach podpór wykorzystujemy trzy równania równowagi:

$$\sum M_B = 0 = P_1 \cdot h - P_2 \cdot l + R_{Ay} \cdot 2l$$

$$R_{Ay} = \frac{P_2 \cdot l - P_1 \cdot h}{2l}$$

$$\sum M_A = 0 = P_1 \cdot h + P_2 \cdot l + P_3 \cdot 2l - R_{By} \cdot 2l$$

$$R_{By} = \frac{P_1 \cdot h + P_2 \cdot l + P_3 \cdot 2l}{2l}$$

$$\sum P_x = 0 = P_1 - R_{Bx}; \quad R_{Bx} = P_1$$

Otrzymane podczas rozwiązywania dodatnie znaki sił R_{Ay} , R_{By} , R_{Bx} potwierdzają prawidłowość przyjętych ich zwrotów. Znaki ujemne świadczą o tym, że zwroty składowych są odwrotne względem przyjętych.

Pręty i siły będziemy oznaczać dwoma cyframi, charakteryzującymi przylegające węzły (np. siła N_{1-2} , pręt $1-2$). Następnie myślowo dzielimy węzeł dwoma przekrojami, w których schodzą się dwa pręty, np. węzeł 1 (rys. 1-14a). Działanie nań odciętej części kratownicy zamieniamy przyłożonymi w przekrojach siłami, które traktujemy jako rozciągające — skierowane od rozpatrywanego węzła. Następnie umieszczamy w węźle początek układu współrzędnych, wybieramy

kierunki osi współrzędnych (x, y) i zestawiamy dwa równania rzutów sił, uwzględniając dwie siły niewiadome:

$$\sum P_x = 0 = P_1 + N_{1-2}$$

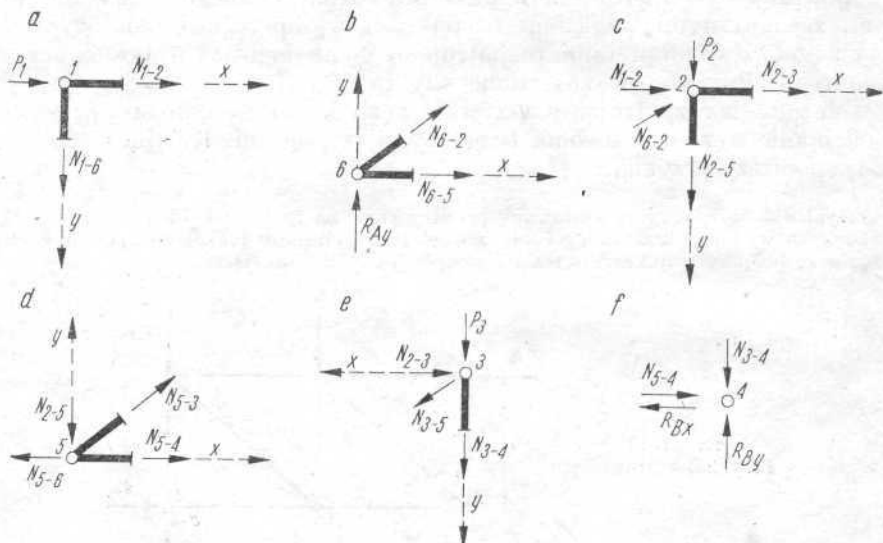
$$\sum P_y = 0 = N_{1-6}$$

skąd

$$N_{1-2} = -P_1; \quad N_{1-6} = 0$$

Przyjęte kierunki sił w stosunku do wybranego układu współrzędnych są dodatnie. Jeżeli podczas rozwiązywania zadania otrzymamy ujemny znak siły, to znaczy, że siła skierowana jest w przeciwną stronę — w kierunku węzła, a odpowiedni pręt /w naszym przykładzie 1-2) będzie ściskany.

Z kolei odcinamy rozpatrywany węzeł oraz pręty 1-2 i 1-6 i przechodzimy do następnego węzła, który ma dwie niewiadome siły, tj. do węzła 6 (rys. 1-14b). Następnie dzielimy węzeł



Rys. 1-14. Obliczanie reakcji podpór kratownicy metodą kolejnego rozwiązywania węzłów

dwoma przekrojami, przykładamy w kierunku pręta 1-6 określoną wyżej siłę (w danym przypadku równą zero) i rozpatrując równowagę węzła analogicznie do poprzedniego, otrzymujemy:

$$\sum P_x = 0 = N_{6-2} \cdot \cos(l_{6-2}, x) + N_{6-5}$$

$$\sum P_y = 0 = N_{6-2} \cdot \cos(l_{6-2}, y) + R_{Ay}$$

Zawarte tutaj kąty między siłami i osiami współrzędnych oznaczone są jako kąty między kierunkami prętów i osiami współrzędnych. Podobnie jak w przytoczonych wyżej rozważaniach — niewiadome siły przyjmuje się jako rozciągające.

Otrzymujemy więc:

$$N_{6-2} = -\frac{R_{Ay}}{\cos(l_{6-2}, y)}$$

$$N_{6-5} = \frac{R_{Ay} \cos(l_{6-2}, x)}{\cos(l_{6-2}, y)}$$

Z tego wynika, że pręt 6-2 jest ściskany, a pręt 6-5 rozciągany.

Wartości cosinusów kątów, utworzonych przez pręty z osiami współrzędnych, otrzymujemy z zależności:

$$\cos(l, x) = \frac{l_x}{l}, \quad \cos(l, y) = \frac{l_y}{l}$$

gdzie

l_x, l_y — rzuty prętów na osie x, y , które otrzymuje się z danych wymiarów kratownicy,

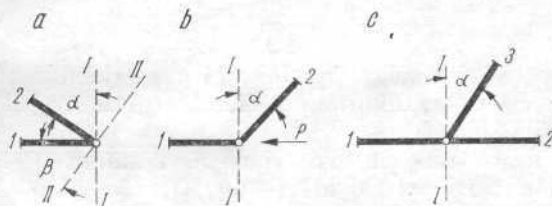
$$l = \sqrt{l_x^2 + l_y^2}.$$

Następnie odcinamy węzeł 6 i przechodzimy do węzła 2 (rys. 1-14c). Z kolei od węzła 2 możemy przejść do rozpatrzenia węzła 5 (rys. 1-14d). Wreszcie po rozpatrzeniu węzła 3 (rys. 1-14e) obliczamy ostatnią siłę N_{3-4} . Równowaga węzła 4 (rys. 1-14f), nie rozpatrywanego przez nas, jest sprawdzianem prawidłowości rozwiązania kratownicy.

Przypadki prętów zerowych

Posługując się metodą kolejnego rozwiązywania węzłów, rozpatrzmy z kolei następujące przypadki, w których siły w przecie równe są zero (przypadki prętów zerowych).

1. Weźmy dwuprętowy węzeł, w którym nie występuje siła zewnętrzna (rys. 1-15a). Równowaga węzła możliwa jest tylko w przypadku, gdy siły w obu prętach równe są zero.



Rys. 1-15. Przypadki, w których siły występujące w prętach są równe zero

Wziąwszy sumę rzutów na dwie osie, z których każda jest prostopadła do jednego z prętów (na rys. 1-15a osie oznaczone są linią przerywaną) otrzymamy z sumy rzutów na oś $I-I$

$$N_2 \cdot \cos \alpha = 0 \quad N_2 = 0$$

a z sumy rzutów na oś $II-II$

$$N_1 \cdot \cos \beta = 0 \quad N_1 = 0$$

2. Weźmy dwuprętowy węzeł obciążony siłą zewnętrzną pokrywającą się z kierunkiem jednego z prętów (rys. 1-15b). Wówczas siła w drugim przecie będzie się równała zero, o czym można się przekonać wzięwszy sumę rzutów na oś prostopadłą do kierunku pierwszego pręta

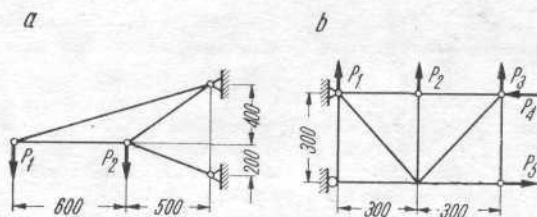
$$N_2 \cdot \cos \alpha = 0 \quad N_2 = 0$$

3. Weźmy trzyprętowy węzeł, w którym nie występuje siła zewnętrzna i dwa pręty, które znajdują się na jednej prostej (rys. 1-15c). Siła w stojącym oddzielnie (trzecim) przecie równa jest zero, co wynika z sumy rzutów na oś prostopadłą do kierunku pierwszych dwóch prętów (oś $I-I$)

$$N_3 \cdot \cos \alpha = 0 \quad N_3 = 0$$

Zadanie 2. Obliczyć siły w prętach kratownicy metodą kolejnego rozwiązywania węzłów (rys. 1-16a). $P_1 = P_2 = 500$ kG (4900 N).

Zadanie 3. Określić siły w prętach kratownicy metodą kolejnego rozwiązywania węzłów (rys. 1-16b) zakładając, że $P_1 = P_2 = P_3 = 500$ kG (4900 N), $P_4 = -1000$ kG (-9800 N); $P_5 = 1000$ kG (9800 N).



Rys. 1-16

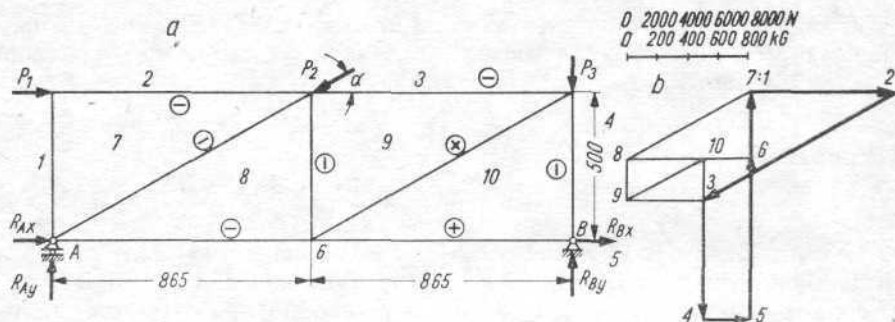
Przykłady kratownic do określenia sił w prętach metodą kolejnego rozwiązywania węzłów

Sily w prętach kratownicy można wyznaczyć również graficznie za pomocą rozłożenia przyłożonej do omawianego węzła znanej siły (lub wypadkowej znanych sił) na kierunku dwóch prętów, to jest przez utworzenie zamkniętego wieloboku sił w omawianym węźle.

Plan sił Cremony

Ogół zamkniętych wieloboków równowagi wszystkich węzłów kratownicy, przedstawiający sobą uporządkowane obliczenie graficzne sił w prętach, nazywamy planem sił Cremony.

Rozpatrzmy kratownicę przedstawioną na rysunku 1-17, której reakcje podpór są określone: $P_1 = 1000 \text{ kG}$ (9800 N); $P_2 = 1500 \text{ kG}$ (14 700 N); $P_3 = 800 \text{ kG}$ (7840 N); $\alpha = 30^\circ$; $R_{Ay} = 460 \text{ kG}$ (4500 N); $R_{Ax} = 0$; $R_{Bx} = 300 \text{ kG}$ (2940 N); $R_{By} = 1090 \text{ kG}$ (10 700 N).



Rys. 1-17. Przykład kratownicy obliczanej metodą Cremony

Obszary zawarte między dwoma siłami zewnętrznymi oraz obszary ograniczone trzema siłami (prętami) oznaczamy cyframi, a siły i węzły będziemy oznaczać cyframi odpowiadającymi obszarom przylegającym, np. siłę P_{1-2} oznaczamy przez 1-2*, siłę w lewym prostokątnym przecie — N_{1-7} , górny węzeł — 1-2-7. Kratownicę i węzły rozpatrywać będziemy zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Budujemy wielobok sił zewnętrznych 1-2-3-4-5-6-1 (rys. 1-17b), który powinien być zamknięty, ponieważ układ znajduje się w równowadze.

*) Pierwsza cyfra — początek wektora, druga — koniec wektora.

Zacniemy od rozpatrywania równowagi węzła, w którym schodzą się dwa pręty, np. od węzła 10-4-5-6 (węzeł B). Budujemy dla niego zamknięty wielobok, obchodząc węzeł zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Rozważania zacniemy od ostatniej znanej siły 4-5. Siły 4-5, 5-6 wyznaczane są podczas budowania wieloboku sił zewnętrznych.

Z końca siły 5-6 (tj. punktu 6) na rys. 1-17b przeprowadzamy linię równoległą do pręta 6-10. Żeby zamknąć wielobok w punkcie 4, należy z punktu 4 przeprowadzić linię równoległą do pręta 10-4 do przecięcia się jej z poprzednią linią. W ten sposób otrzymamy punkt 10 i do rozpatrzenia węzła — wielobok sił 4-5-6-10-4. Z kolei w celu określenia znaku siły obchodzimy zbudowany wielobok zamknięty zgodnie ze „strumieniem” sił i odnotowujemy, że siła 6-10 skierowana jest w lewo, a siła 10-4 w dół względem rozpatrywanego węzła B.

Oznacza to, że siła 6-10 skierowana od rozpatrywanego węzła jest siłą rozciągającą. Natomiast siła 10-4 skierowana w kierunku rozpatrywanego węzła jest siłą ściskającą. Znaki sił (rozciągające — plus, ściskające — minus) dogodnie jest zaznaczać na rysunku kratownicy obok pręta (rys. 1-17a).

Przechodzimy do następnego węzła, mającego nie więcej niż dwie siły niewiadome, i wykonujemy analogiczną konstrukcję. Rozpatrujemy węzeł 9-3-4-10, w którym przyłożona jest siła P_3 . Obchodzimy węzeł zgodnie z ruchem wskazówek zegara, rozpoczynając rozpatrywanie od ostatniej siły znanej 3-4 (P_3). Z punktu 10 (rys. 1-17b) przeprowadzamy linię równoległą do siły 10-9, a z punktu 3 linię równoległą do siły 9-3. Przecięcie się tych linii daje punkt 9 i wartość sił 10-9, 9-3. Obchodzimy wielobok 3-4-10-9-3 według strumienia sił i odnotowujemy, że siła 10-9 jest skierowana w lewo w dół względem rozpatrywanego węzła. Oznacza to, że gdy siła skierowana jest od węzła, wówczas pręt 10-9 jest rozciągany, a gdy siła 9-3 skierowana jest w stronę węzła, to pręt 9-3 jest ściskany.

Następnie rozpatrujemy kolejno węzły 6-8-9-10; 2-3-9-8-7; 1-2-7 (siła 7-1 równa zero) i sporządzamy zestawienie sił.

Tablica 1-1

Pręt	1-7	7-8	8-9	9-10	10-4	8-6	10-6	2-7	3-9
Siła	0	-950	-280	+580	-1090	+820	+300	-1000	-500
kG									
(N)		(-9300)	(-2740)	(+5680)	(-10700)	(+8040)	(+2940)	(-9800)	(-4900)

Budowa planu sił przedstawiona jest na rysunku 1-17b.

Podobnie jak przy rozwiązywaniu kratownicy metodą kolejnego rozwiązywania węzłów, przy budowie planu sił Cremony ostatni węzeł 1-7-8-6 (węzeł A) nie uwzględniony w planie jest węzłem kontrolnym.

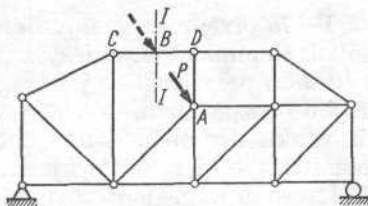
Zadanie 4. Zbudować plan sił Cremony dla kratownicy przedstawionej na rys. 1-16a. Porównać otrzymane w prętach siły z rozwiązaniem według metody kolejnego rozwiązywania węzłów.

Zadanie 5. Zbudować plan sił Cremony dla kratownicy przedstawionej na rysunku 1-16b. Porównać otrzymane w prętach siły z rozwiązaniem metodą kolejnego rozwiązania węzłów.

Rozpatrzymy szczególne przypadki budowy planu sił Cremony.

1. Jeżeli podpory przylegają do dwóch końców jednego pręta (rys. 1-16b), to podczas budowy planu sił nie jest konieczne wcześniejsze określenie reakcji podpór. W istocie rzeczy rozpoczynając budowę od węzła, gdzie przyłożona jest siła P_5 z prawa na lewo, dochodzimy do węzłów podporowych, gdzie reakcje określa się bezpośrednio z planu sił.

2. Jeżeli siły przyłożone są do wewnętrznych węzłów kratownicy (rys. 1-18), postępujemy następująco: siła P przyłożona do wewnętrznego węzła A przeniesiona zostaje zgodnie ze swoim kierunkiem na zewnętrzny obrys kratownicy do punktu B . Między punktem B i węzłem A wstawia się fikcyjny pręt AB , w którym siła, jak to wynika z sumy rzutów sił na oś $I-I$, równa jest P .



Rys. 1-18
Przykład obciążenia kratownicy

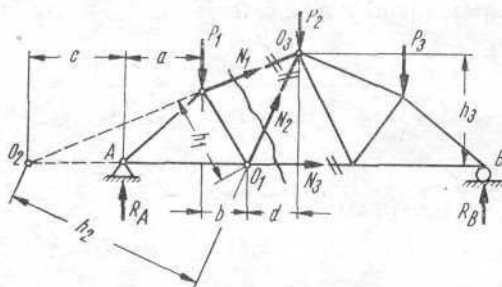
Ponadto uwidacznia się także, że $N_{CB} = N_{BD}$.

W ten sposób wprowadzenie pręta AB nie wpływa na rozłożenie sił w elementach kratownicy. Dalej sporządza się plan sił w zwykłej kolejności.

Metoda przekrojów poprzecznych (metoda Rittera)

W obliczeniach sił w oddzielnych prętach kratownicy, lokalnie (nie rozpatrując całej kratownicy), pomocna może się okazać metoda przekrojów poprzecznych. Polega ona na wykonaniu przekroju przez trzy nie przecinające się w jednym punkcie pręty (w tej liczbie i przez pręty, w których określa się siły). Przekrój dzieli kratownicę na dwie części (przekrój poprzeczny). Rozpatrzmy równowagę jednej z odciętych części kratownicy.

Załóżmy, że potrzebne jest określenie sił w prętach oznaczonych na rysunku 1-19 dwiema kreskami. Dokonujemy przekroju poprzecznego przez te trzy pręty i rozpatrujemy równowagę którejkolwiek części kratownicy, na przykład



Rys. 1-19
Obliczanie sił w prętach kratownicy metodą przekrojów poprzecznych (metoda Rittera)

lewej. Oddziaływanie odciętej części kratownicy zamieniamy przyłożonymi w przekrojach prętów niewiadomymi siłami N_1 , N_2 , N_3 , które uważamy za rozciągające. Jeżeli po rozwiązaniu zadania otrzymamy minusowy znak siły, świadczy to o tym, że pręt jest ściskany. Pod działaniem sił R_A , P_1 , N_1 , N_2 , N_3 lewa część kratownicy powinna się znajdować w równowadze.

Trzy równania równowagi można przedstawić w postaci dwóch równań rzutów i równania momentów lub w postaci trzech równań momentów. Napiszmy trzy równania momentów względem wybranych punktów. W celu uproszczenia zadania, punktami powinny być punkty przecięcia się dwóch prętów, w których siły są niewiadome. Tak więc do równania momentów wej-

dzie tylko jedna niewiadoma siła. Na przykład w rozpatrywanym przypadku mogą występować punkty: O_1 — w celu określenia N_1 ; O_2 — w celu określenia N_2 oraz O_3 — w celu określenia N_3 .

W ten sposób równania momentów będą miały postać:

$$\sum M_{01} = R_A(a+b) - P_1 \cdot b + N_1 \cdot h_1 = 0$$

$$\sum M_{02} = -R_A \cdot c + P_1(a+c) - N_2 \cdot h_2 = 0$$

$$\sum M_{03} = R_A(a+b+d) - P_1(b+d) - N_3 \cdot h_3 = 0$$

skąd

$$N_1 = \frac{P_1 \cdot b - R_A(a+b)}{h_1}$$

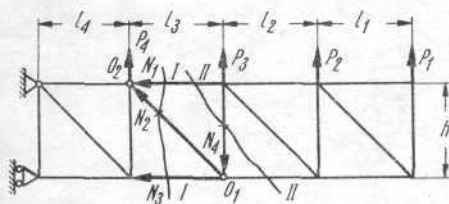
$$N_2 = \frac{P_1(a+c) - R_A \cdot c}{h_2}$$

$$N_3 = \frac{R_A(a+b+d) - P_1(b+d)}{h_3}$$

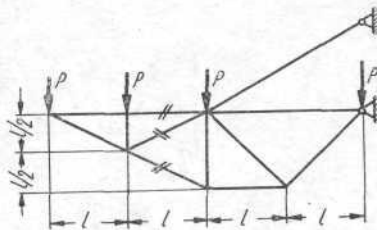
W wielu przypadkach jeden z rozpatrywanych punktów zdąży do nieskończoności, ponieważ dwa z przeciętnych prętów są względem siebie równoległe (kratownice z pasami równoległymi, rys. 1-20). W tym przypadku jedno z równań momentów może być zastąpione równaniem rzutów na oś wybraną w odpowiedni sposób.

Rozpatrzmy teraz kratownicę o równoległych pasach. Kratownice takie można spotkać w konstrukcjach dźwigarów skrzydeł lub żeber.

Przeprowadzamy w kratownicy przekrój poprzeczny przez górny i dolny pas oraz zastrzał (przekrój I-I) i rozpatrujemy prawą część kratownicy.



Rys. 1-20. Kratownica z pasami równoległymi



Rys. 1-21. Obliczanie sił w prętach kratownicy (zadanie 6)

Siły niewiadome jak zwykle traktujemy jako rozciągające. Do określenia sił w pasach, punkty, względem których zestawiamy równania momentów, powinny być wybrane na przecięciu się pasów z zastrzałem (punkty O_1 , O_2). Siłę w zastrzale należy obliczać z sumy rzutów sił na oś y , ponieważ w tym przypadku siły w pasach dadzą rzut na tę oś, równy zeru. Rozpatrując równowagę odciętej prawej części otrzymujemy

$$\sum P_y = 0 = P_1 + P_2 + P_3 + N_2 \cdot \cos(N_2, y)$$

$$N_2 = -\frac{P_1 + P_2 + P_3}{\cos(N_2, y)}$$

$$\sum M_{01} = 0 = -P_1(l_1 + l_2) - P_2 \cdot l_2 - N_1 \cdot h$$

$$N_1 = -\frac{P_1(l_1 + l_2) + P_2 \cdot l_2}{h}$$

$$\sum M_{02} = 0 = -P_1(l_1 + l_2 + l_3) - P_2(l_2 + l_3) - P_3 \cdot l_3 + N_2 \cdot h$$

$$N_2 = \frac{P_1(l_1 + l_2 + l_3) + P_2(l_2 + l_3) + P_3 \cdot l_3}{h}$$

Określając siłę N_4 w słupku przeprowadzamy przekrój II-III i układamy równanie rzutów na oś y .

$$\sum P_y = 0 = P_1 + P_2 + P_3 - N_4$$

$$N_4 = P_1 + P_2 + P_3$$

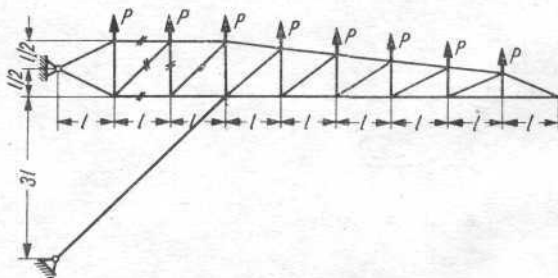
Na podstawie powyższego stwierdzamy, że słupki kratownicy będą rozciągane, górne pasy i zastrzały — ściskane, a dolne pasy — rozciągane.

Oczywiście, po zmianie kierunków zastrzałów, otrzymamy zastrzały rozciągane. W konstrukcjach prętowych celowe jest rozmieszczanie zastrzałów w ten sposób, aby w miarę możliwości pracowały one na rozciąganie, ponieważ zastrzały ściskane mogą ulec wyboczeniu. Dotyczy to szczególnie zastrzałów o znacznej długości.

Zadanie 6. Obliczyć siły w prętach kratownicy oznaczonych na rysunku 1-21 dwoma kreskami, posługując się metodą przekrojów poprzecznych. $P = 300 \text{ kG}$ (2940 N), $l = 300 \text{ mm}$. Niezbędne wymiary określić według rysunku.

Zadanie 7. Obliczyć siły w prętach kratownicy, oznaczonych na rysunku 1-22 dwoma kreskami, posługując się metodą przekrojów poprzecznych. $P = 400 \text{ kG}$ (3920 N); $l = 200 \text{ mm}$.

Wskazówka: uprzednio należy określić reakcje w zastrzałach. Niezbędne wymiary określić według rysunku.

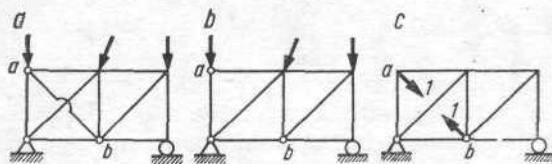


Rys. 1-22. Obliczanie sił w prętach kratownicy (zadanie 7)

Statycznie niewyznaczalne kratownice płaskie

Układ, w którym liczba określanych sił niewiadomych równa jest liczbie równań statyki, jest statycznie wyznaczalny. Układ, w którym liczba określanych sił niewiadomych jest większa od liczby równań statyki, jest statycznie niewyznaczalny. Różnica między liczbą określanych sił i liczbą równań statyki stanowi stopień statycznej niewyznaczalności układu i liczbę tzw. „nadliczbowych” niewiadomych.

Jako „nadliczbowe”, niewiadome te traktujemy tylko dlatego, że nie są one określane równaniami statyki, a elementy warunkujące istnienie „nadliczbowych” niewiadomych nie są konieczne do niezmienności geometrycznej układu (np. „nadliczbowy” pręt ab kratownicy na rysunku 1-23a). Jednak przy rozpatrywaniu pracy danego układu elementy te mają istotne znaczenie.



Rys. 1-23. Przykład kratownicy statycznie niewyznaczalnej

Statyczna niewyznaczalność układu ma duży wpływ na rozkład sił. Przy tym siły (naprężenia) rozkładają się na elementy układu bardziej równomiernie, a ich maksymalne wartości zmniejszają się. Oprócz tego zwiększa się trwałość układu, ponieważ podczas uszkodzeń, np. jednego pręta statycznie niewyznaczalnej kratownicy, jej niezmiennosc geometryczna może być nie naruszona.

Układy statycznie niewyznaczalne odznaczają się większą sztywnością niż statycznie wyznaczalne, dzięki posiadaniu dodatkowych więzów — prętów, podpór itd.

Nadliczbowymi niewiadomymi mogą być reakcje podpór. Wówczas układ taki jest statycznie niewyznaczalny w stosunku do reakcji podpór. Nadliczbowymi niewiadomymi mogą być również wewnętrzne siły konstrukcji. Wówczas układ taki jest statycznie niewyznaczalny w stosunku do sił wewnętrznych. Przedstawiona na rysunku 1-23a kratownica ma trzy składowe w reakcjach podpór, względem których kratownica jest statycznie wyznaczalna. Kratownica ta ma prętów $m_1 = 10$, a więc o jeden pręt więcej od liczby prętów niezbędnych ($m = 2 \cdot n - 3 = 9$). Jest więc statycznie niewyznaczalna, a za nadliczbową niewiadomą można przyjąć siłę w pręcie ab .

Jeżeli w układzie statycznie wyznaczalnym rozkład sił między elementami konstrukcji zależy tylko od warunków równowagi układu lub jego części, to w statycznie niewyznaczalnym układzie warunków tych jest za mało. Dlatego też do określenia sił w jego elementach konieczne jest rozpatrzenie odkształceń układu.

Wyznaczanie sił w prętach statycznie niewyznaczalnej płaskiej kratownicy, mającej pręt nadliczbowy ab (rys. 1-23a), przeprowadza się następująco. Po odrzuceniu nadliczbowego pręta ab i sprowadzeniu w ten sposób kratownicy do statycznie wyznaczalnej, można znaleźć δ_0 — zmianę odległości między punktami a oraz b w kierunku ab dla kratownicy przedstawionej na rysunku 1-23b*).

Zmianę odległości między tymi punktami, powstałą od sił równych 1 kG, działających w kierunku ab (rys. 1-23c), oznaczamy przez δ_1 . Pod działaniem niewiadomej siły X w nadliczbowym pręcie ab ta zmiana odległości będzie X razy większa, tj. $X \cdot \delta_1$.

Zatem z warunku trwałości kratownicy wynika, że sumaryczna zmiana odległości między punktami a i b , będąca wynikiem działania obciążenia

*) Metody określania odkształceń kratownicy nie są tutaj omawiane.

zewnątrznego (δ_0) oraz siły X w przęcie ab ($X \cdot \delta_1$), powinna się równać odkształceniu pręta ab , tj.

$$\delta_0 + X \cdot \delta_1 = \frac{X \cdot l}{E \cdot F}$$

gdzie:

l — długość,

E — moduł sprężystości podłużnej,

F — pole przekroju poprzecznego pręta ab .

Stąd znajdujemy wartość siły X w przęcie nadliczbowym. Siły w prętach danej kratownicy otrzymamy drogą zsumowania sił, wywołanych przez pręt nadliczbowy ($N_1 \cdot X$), gdzie N_1 — siły w prętach pochodzące od sił równych 1 kG, przyłożonych do węzłów a i b .

Tak więc

$$N = N_0 + N_1 \cdot X$$

Rozdział 3

BUDOWA I ELEMENTY OBLICZEŃ STATYCZNIE WYZNACZALNYCH KRATOWNIC PRZESTRZENNYCH

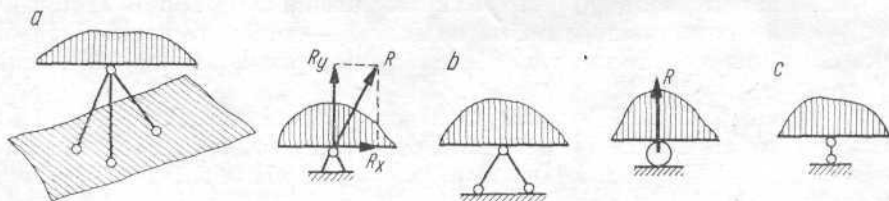
Budowa kratownic przestrzennych

Warunki mocowania. Klasyfikacja

Rozpatrzone wyżej określenie kratownicy płaskiej oraz pojęcie o jej niezmienności, a także założenie o przegubowym połączeniu jej prętów i przyłożeniu obciążenia w węzłach, w pełni mają zastosowanie w odniesieniu do kratownicy przestrzennej*).

Podpory kratownic przestrzennych dzielą się na:

- 1) przeguby przestrzenne; ich reakcja podporowa może mieć różny kierunek i zawierać trzy niewiadome składowe wzdłuż osi x , y , z . Podpora taka ekwiwalentna jest trzem prętom przecinającym się w jednym punkcie (rys. 1-24a),



Rys. 1-24. Rodzaje podpór kratownic przestrzennych

*) W węzłach kratownic przestrzennych znajdują się kuliste przeguby zapewniające swobodę obrotów względem każdej osi.

- 2) przeguby płaskie; ich reakcja podporowa zawiera dwie niewiadome składowe wzdłuż dwóch osi w płaszczyźnie prostopadłej do osi przegubu. Podpora taka ekwiwalentna jest dwóm prętom przecinającym się w jednym punkcie (rys. 1-24b),
- 3) rolki; ich reakcja podporowa przechodzi przez środek rolki i jest prostopadła do powierzchni podporowej. Podpora taka ekwiwalentna jest jednemu prętowi i zawiera jedną niewiadomą składową — wielkość reakcji (rys. 1-24c).

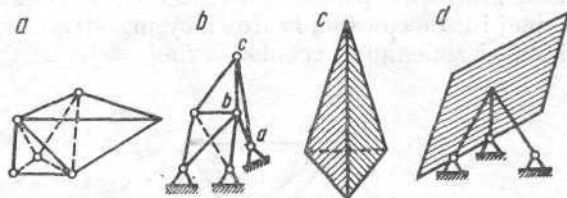
Urządzenia podporowe układu przestrzennego statycznie wyznaczalnego powinny zawierać sześć niewiadomych — odpowiednio do liczby równań statyki układu przestrzennego. Możliwe są w zastosowaniu następujące kombinacje rozpatrzonych wyżej urządzeń podporowych:

- przegub przestrzenny i trzy rolki,
- przegub przestrzenny i przegub płaski oraz rolka,
- sześć rolek,
- trzy płaskie przeguby itd.

Jednakże wymagane jest przy tym, aby wszystkie reakcje podpór nie przecinały jednej prostej oraz nie były równoległe względem siebie.

W pierwszym przypadku moment siły zewnętrznej nie przechodzącej przez jedną prostą, którą przecinają reakcje podpór, nie może być zrównoważony reakcjami podpór, ponieważ moment reakcji podpór względem tej prostej równa się zeru. W drugim przypadku rzut siły zewnętrznej, nie równoległej do reakcji podpór, na kierunek prostopadły do nich, nie może być zrównoważony reakcjami podpór, ponieważ rzut na ten kierunek równy jest zeru.

Podział kratownic pod względem sposobu umieszczenia na swobodne i zamocowane, który został omówiony w rozdziale II, odnosi się również do kratownic przestrzennych. Przykładem swobodnej kratownicy przestrzennej może być kratownica przedstawiona na rysunku 1-25a, zaś zamocowanej kratownicy przestrzennej — kratownica pokazana na rysunku 1-25b. Zdjąwszy zamocowa-



Rys. 1-25. Kratownice przestrzenne

na kratownicę z podpór, płaski układ abc uzyskuje swobodę obrotów względem bc . Na rysunku 1-25c przedstawiono elementarną swobodną kratownicę przestrzenną, a na rysunku 1-25d — zamocowaną elementarną kratownicę przestrzenną.

Pod względem sposobu powstawania (formowania) kratownice przestrzenne podobne są do kratownic płaskich. Dzieli się one także na proste i złożone. Proste kratownice przestrzenne otrzymujemy drogą kolejnego dołączania do elementarnej kratownicy (rys. 1-25c i d) następnych węzłów za pomocą trzech przecinających się prętów. Odłączając kolejno węzły oraz trzy pręty łączące każdy węzeł — proste kratownice przestrzenne można rozłożyć i otrzymać kratownicę elementarną.

Warunki niezmienności geometrycznej i statycznej wyznaczalności prostych kratownic przestrzennych

Z warunków budowy prostej kratownicy przestrzennej wynika, że jest ona geometrycznie niezmienna. Wyprowadźmy z tych warunków wzajemny stosunek między liczbą prętów a liczbą węzłów. Zaczniemy od swobodnej kratownicy przestrzennej.

Elementarna swobodna kratownica przestrzenna (rys. 1-25c) ma cztery węzły i sześć prętów. Dodanie do niej $(n-4)$ nowych węzłów wymaga również dodania $3(n-4)$ prętów. W rezultacie czego otrzymamy liczbę prętów $m = 6 + 3(n-4) = 3n-6$.

Tak więc warunek niezmienności geometrycznej swobodnej kratownicy przestrzennej ma następującą postać

$$m = 3n - 6 \quad (3)$$

gdzie:

m — liczba prętów,

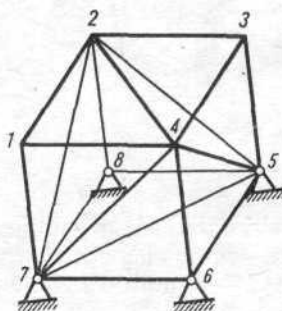
n — liczba węzłów.

Warunek ten, podobnie jak w kratownicach płaskich, ogranicza liczbę prętów do minimum, niezbędnego do niezmienności geometrycznej przy danej liczbie węzłów.

Elementarna zamocowana kratownica przestrzenna ma jeden węzeł*) i trzy pręty (rys. 1-25d). Dołączenie $(n-1)$ węzłów wymaga $3(n-1)$ prętów. Otrzymamy wtedy liczbę prętów $m = 3 + 3(n-1) = 3n$. Tak więc warunek niezmienności geometrycznej zamocowanej kratownicy przestrzennej ma postać

$$m = 3n \quad (4)$$

Kierując się poprzednimi rozważaniami przy określaniu warunków wyznaczalności statycznej kratownic płaskich, otrzymamy warunki wyznaczalności statycznej swobodnej i zamocowanej kratownicy przestrzennej, które zbiegają się z warunkami ich niezmienności geometrycznej.



Rys. 1-26. Wycinek kadłuba kratowniczowego

Zadanie 8. Sprawdzić niezmiennność geometryczną i wyznaczalność statyczną wycinka kadłuba kratowniczowego przedstawionego na rysunku 1-26.

*) Węzłów podporowych do obliczeń nie wprowadza się.

Wyznaczanie sił w prętach kratownic przestrzennych

Obliczanie kratownic przestrzennych metodą kolejnego rozwiązywania węzłów

Metoda tego obliczania podobna jest do metody kolejnego rozwiązywania węzłów. Zaczynamy od węzła, w którym schodzi się nie więcej niż trzy pręty (trzy siły niewiadome). Wydzielamy myślowo ten węzeł i przykładamy do przekrojów prętów siły niewiadome zakładając, że są to siły rozciągające. Następnie znajdujemy je przez ułożenie trzech równań równowagi węzła.

Określenie cosinusów kątów między siłami a osiami zastępuje się określeniem cosinusów kątów między kierunkiem prętów a osiami:

$$\cos(l, x) = \frac{l_x}{l}$$

$$\cos(l, y) = \frac{l_y}{l}$$

$$\cos(l, z) = \frac{l_z}{l}$$

gdzie:

l_x, l_y, l_z — rzuty pręta na osie x, y, z , które określa się według rysunku technicznego,

l — długość pręta, którą oblicza się ze wzoru:

$$l = \sqrt{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}$$

Jeżeli przy tym występuje kilka prętów, obliczenie wygodnie jest zestawzić w formie tabelarycznej (tablica 1-2).

Tablica 1-2

Pręt	l_x	l_y	l_z		$\cos(l, x)$	$\cos(l, y)$	$\cos(l, z)$
1-3	a	h	c				
2-3	a	h	d	$\sqrt{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}$	$\frac{l_x}{l}$	$\frac{l_y}{l}$	$\frac{l_z}{l}$
3-4	b	h	e				

Siły oznacza się tak samo, jak w kratownicach płaskich, tj. siła ujemna oznacza ściskanie, a siła dodatnia — rozciąganie.

Odcinając rozpatrywany węzeł i zamieniając jego oddziaływanie otrzymanymi siłami w prętach, przechodzimy do następnego węzła z trzema siłami niewiadomymi itd. Z warunku powstawania prostej kratownicy przestrzennej wynika, że w ten sposób można rozpatrzeć wszystkie węzły i obliczyć siły we wszystkich prętach.

Przykład 4. Rozpatrzmy kratownicę przedstawioną w dwóch rzutach poziomych na rysunku 1-27a. Siła zewnętrzna przedstawiona jest w formie rzutów P_x, P_y, P_z .

Wybieramy układ współrzędnych x, y, z (rys. 1-27a).

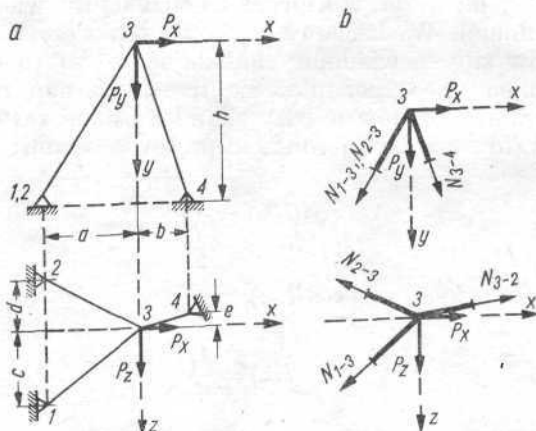
Z kolei wydzielamy węzeł 3, przykładamy w przekrojach prętów siły rozciągające (od węzła 3, rys. 1-27b) i układamy trzy równania równowagi węzła

$$\sum P_x = 0 = P_x + N_{3-4} \cdot \cos(l_{3-4}, x) - N_{1-3} \cdot \cos(l_{1-3}, x) - N_{2-3} \cdot \cos(l_{2-3}, x)$$

$$\sum P_y = 0 = P_y - N_{3-4} \cdot \cos(l_{3-4}, y) + N_{1-3} \cdot \cos(l_{1-3}, y) - N_{2-3} \cdot \cos(l_{2-3}, y)$$

$$\sum P_z = 0 = P_z + N_{3-4} \cdot \cos(l_{3-4}, z) + N_{1-3} \cdot \cos(l_{1-3}, z) + N_{2-3} \cdot \cos(l_{2-3}, z)$$

Następnie zestawiamy tablicę stosunków geometrycznych.
Wielkość rzutów określamy według rysunku 1-27a.



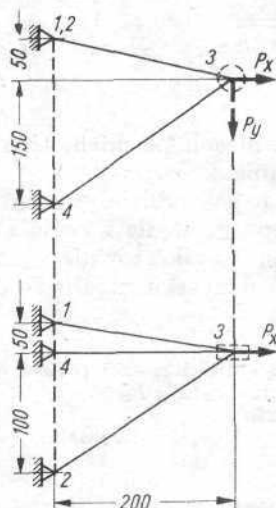
Rys. 1-27. Przykład wyznaczania sił kratownicy przestrzennej

Rozwiązując przytoczone wyżej trzy równania równowagi, możemy obliczyć trzy siły nie-
wiadome: N_{1-3} , N_{2-3} , N_{3-4} .

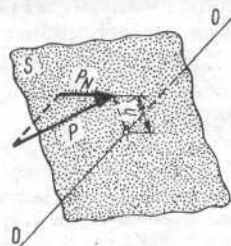
Zadanie 9. Dany jest trzypiętowy wspornik (rys. 1-28), na którym zamocowana jest rolka
obciążona siłą P , składowe której $P_x = P_y = 300$ kG (2940 N). Znaleźć siły w prętach wspornika.

Obliczanie kratownic przestrzennych metodą przekrojów poprzecznych

Obliczanie kratownic przestrzennych metodą przekrojów poprzecznych
podobne jest do obliczania kratownic płaskich metodą przekrojów poprzecz-
nych. Różnica polega jedynie na tym, że momenty w rozpatrywanym przypad-



Rys. 1-28. Wspornik kratownicowy



Rys. 1-29. Sposób określenia
momentu siły względem osi

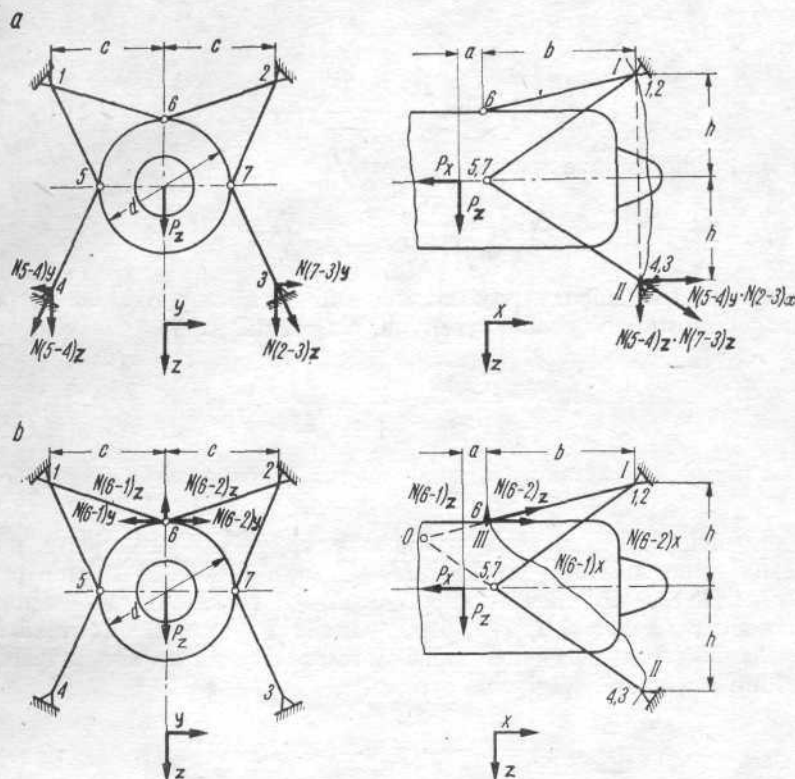
ku powstają nie względem punktu, lecz względem wybranej osi, którą będziemy nazywali osią momentów. Przypomnijmy, że momentem siły względem osi nazywamy iloczyn rzutu P_N siły P na płaszczyznę S prostopadłą do osi $O - O$ i ramienia h rzutu względem osi $O - O$ (rys. 1-29).

$$M_0 = P_N \cdot h$$

Z określenia tego wynika, że:

- jeżeli siła przechodzi przez oś, to jej moment względem osi równy jest zeru (ramię równe zero),
- jeżeli siła jest równoległa względem osi, to jej moment względem osi jest równy zeru (rzut siły na płaszczyznę prostopadłą do osi jest równy zeru).

Przykład 5. Określić siły w prętach mocujących silnik turbinowy (rys. 1-30a). Jest to sześć prętów przymocowanych do kadłuba w węzłach 1, 2, 3, 4. Dana jest siła zewnętrzna P , której składowe są P_x , P_z . Składowa P_y równa się zeru. Osie współrzędnych pokazane są na rysunku.



Rys. 1-30. Wyznaczanie sił w prętach łoża kratownicowego silnika turboodrzutowego

W związku z symetrią obciążenia i symetrią konstrukcji względem osi z siły w symetrycznie rozmieszczonych prętach będą równe

$$N_{6-1} = N_{6-2}, \quad N_{5-1} = N_{7-2}, \quad N_{5-4} = N_{7-3}$$

W ten sposób zadanie z sześcioma niewiadomymi sprowadza się do zadania, które ma tylko trzy niewiadome.

Również w konstrukcji niesymetrycznej zadanie byłoby możliwe do rozwiązania (choć znacznie bardziej skomplikowane), ponieważ przy sześciu niewiadomych posiadamy sześć równań równowagi.

Określamy z kolei siły w prętach 5-4, 7-3. Przeprowadzamy przekrój poprzeczny I-II (wygodniej przeprowadzić bezpośredni przekrój w węzłach 4 i 3, o czym przekonamy się później) i wybieramy oś momentów przechodzącą przez węzły 1 i 2. W tym przypadku siły niewiadome działające w czterech prętach (6-1, 6-2, 5-1, 7-2) przechodząc przez tę oś dadzą momenty względem osi równe zeru, a więc nie wejdą do równania momentów. Do przekrojów prętów 5-4, 7-3 przykładamy niewiadome rozciągające siły N_{5-4} , N_{7-3} i każdą z nich rozkładamy na trzy niewiadome nam składowe

$$N_{(5-4)x}, N_{(5-4)z}, N_{(5-4)y}, N_{(7-3)x}, N_{(7-3)z}, N_{(7-3)y}^*)$$

Układając równanie momentów względem osi 1, 2, stwierdzamy, że siły $N_{(5-4)z}$ i $N_{(7-3)z}$ przechodzą przez oś 1, 2 i dają względem niej moment równy zeru (tłumaczy to dogodność wyboru przekroju poprzecznego z węzłów 3 i 4) składowe $N_{(5-4)y}$ i $N_{(7-3)y}$ równoległe względem osi 1, 2 dają moment względem osi 1, 2, również równy zeru.

Wówczas otrzymamy

$$\sum M_{1-2} = 0 = P_x \cdot h - P_z(a+b) - 2N_{(5-4)x} 2h^{**})$$

skąd

$$N_{(5-4)x} = \frac{P_x \cdot h - P_z(a+b)}{4 \cdot h}$$

Siłę N_{5-4} obliczamy ze wzoru

$$N_{5-4} = \frac{N_{(5-4)x}}{\cos(l_{5-4,x})} = N_{7-3}.$$

Cosinusy kątów między prętami i osiami określamy również za pomocą wzajemnych stosunków geometrycznych. Na przykład:

$$\cos(l_{5-4,x}) = \frac{(l_{5-4})_x}{l_{5-4}} = \frac{b}{\sqrt{b^2 + h^2 + (c-0,5d)^2}}$$

Jeżeli siłę N_{5-4} otrzymamy ze znakiem minus, oznacza to, że pręt 5-4 jest ściskany.

Do określenia sił N_{6-1} , N_{6-2} wybieramy oś 5-7. Wykonujemy przekrój poprzeczny w punkcie 6 — przekrój III-II (rys. 1-30b). Następnie przykładamy w przekroju siły niewiadome N_{6-1} , N_{6-2} i rozkładamy je wzdłuż osi. Momenty sił w prętach 5-1, 7-2, 5-4, 7-3, siły P_x oraz składowe sił $N_{(6-1)z}$, $N_{(6-2)z}$, $N_{(6-1)y}$, $N_{(6-2)y}$ względem osi 5-7 równe są zeru, jako przechodzące przez oś lub równoległe względem osi.

$$\sum M_{5-7} = 0 = -P_z \cdot a + 2 \cdot N_{(6-1)x} 0,5d$$

$$N_{(6-1)x} = \frac{P_z \cdot a}{d}; \quad N_{6-1} = \frac{N_{(6-1)x}}{\cos(l_{6-1,x})} = N_{6-2}$$

Siły w prętach 5-1, 7-2 określa się analogicznie. Przyjmujemy, że oś momentów przechodzi przez linię płaszczyzn, w których leżą pręty 6-1, 6-2, 5-4, 7-3 (punkt 0 na rys. 1-30b).

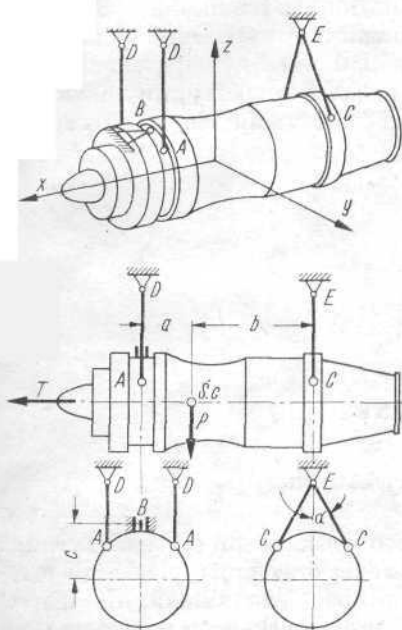
*) Nie wnosi to nowych niewiadomych, ponieważ składowe siły związane są z siłami poprzez cosinusy kątów, na przykład $N_{(5-4)x} = N_{5-4} \cos(l_{5-4,x})$ itd.

**) Współczynnik „2” przed $N_{(5-4)x}$ mówi o tym, że $N_{5-4} = N_{7-3}$.

Zadanie 10. Obliczyć siły w 4 prętach mocujących silnik i w węźle B (rys. 1-31). Dane: $P = 10\,000\text{ kG}$ (98 000 N), $T = 5000\text{ kG}$ (49 000 N), $a = 20\text{ cm}$, $b = 80\text{ cm}$, $c = 50\text{ cm}$, $\alpha = 45^\circ$. Węzeł B jest to płaski przegub, dający składowe siły R_{Bx} , R_{By} . Składowa $R_{Bz} = 0$.

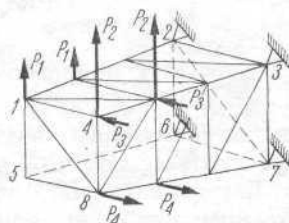
Sposób rozkładania kratownic przestrzennych na kratownice płaskie

Sposób ten stosuje się w przypadku, gdy kratownica przestrzenna zbudowana jest z szeregu kratownic płaskich (ma to miejsce na przykład w konstrukcji kadłubów kratownicowych — rys. 1-32)*).



Rys. 1-31. Obliczanie sił w prętach i węźle do mocowania silnika

Aby rozłożyć siły pomiędzy cztery kratownice płaskie, wstawia się zastrzały po przekątnej w płaszczyznach prostopadłych do osi kratownicy przestrzennej (na rys. 1-32 przedstawione są jedynie zastrzały czołowe 1-8 i 2-7). Zapewnia to bardziej równomierne obciążenie czterech kratownic płaskich i jednocześnie wprowadza do konstrukcji statyczną niewyznaczalność. Liczba „nadliczbowych” niewiadomych (stopień statycznej niewyznaczalności) równa się liczbie wewnętrznych zastrzałów przekątnych, ponieważ czołowe zastrzały przekątne (1-8, 2-7) okazują się



Rys. 1-32. Rozkład kratownicy przestrzennej na kratownice płaskie

niezbędne z warunku niezmienności geometrycznej kratownicy. Nietrudno się o tym przekonać poprzez sprawdzenie warunku statycznej wyznaczalności i niezmienności geometrycznej, przedstawionej na rysunku 1-32 kratownicy, według wzoru

$$m = 3n - 6$$

Liczba węzłów $n = 16$; potrzebna liczba prętów $m = 3 \cdot 16 - 6 = 42$.

Faktyczna więc liczba prętów (zakładamy istnienie dwóch wewnętrznych zastrzałów przekątnych) wynosi 44. Wynika stąd, że układ jest dwukrotnie statycznie niewyznaczalny.

Uwzględniając, że siły w wewnętrznych przekątnych są niewielkie i że nieduży jest także ich wpływ na siły w kratownicach płaskich oraz w celu uproszczenia obliczeń, przyjmujemy następujące założenia.

Zakładamy, że przedstawiony na rysunku 1-32 rozkład zewnętrznych sił na kratownice płaskie zapewniają zastrzały przekątne.

*) Słupki i zastrzały dolnej oraz lewej bocznej kratownicy płaskiej na rys. 1-32 nie są uwidocznione.

Każdą kratownicę płaską rozpatrujemy jako pracującą niezależnie od pozostałych pod obciążeniem działającym w płaszczyźnie kratownicy. Siły w elementach, które są wspólne dla przyległych kratownic płaskich, określamy sumowaniem algebraicznym sił otrzymanych w tych elementach podczas rozpatrywania każdej kratownicy z osobna.

Rozpatrzmy kolejność określania sił w prętach kratownicy. Siły P_1, P_2, P_3, P_4 obciążające kratownicę działającą w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Na przykład siły P_1 obciążają kratownicę pionową 1-2-6-5, siły P_2 — kratownicę pionową 4-3-7-8, siły P_3 i P_4 — kratownice poziome 1-2-3-4 i odpowiednio 5-6-7-8. Tak więc siły w prętach kratownicy można bez trudu obliczyć jednym z przytoczonych wyżej sposobów. Pasy kratownicy są wspólnymi elementami dla przyległych kratownic płaskich. Na przykład wspólnym pasem dla kratownic 1-2-3-4 i 3-7-8-4 jest pas 4-3. Zatem siłę N w rozpatrywanym odcinku znajdziemy jako algebraiczną sumę sił N' i N'' otrzymanych podczas rozpatrywania kratownic 1-2-3-4 oraz 3-7-8-4

$$N = N' + N''$$

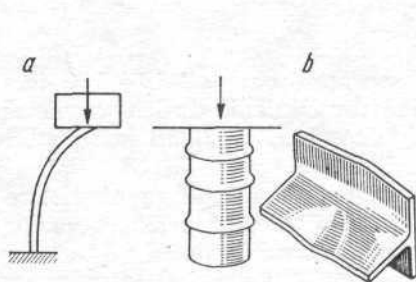
Rozdział 4

PRĘTY ŚCISKANE

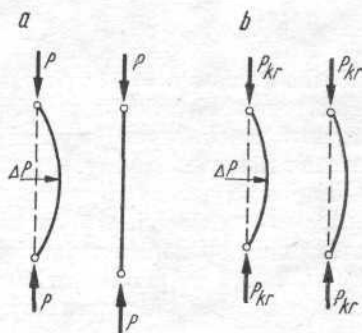
Stateczność prętów ściskanych

W konstrukcji samolotu spotykamy często ściskane pręty cienkościenne. Mogą to być zastrzały skrzydła, golenie podwozia oraz pręty płaskich i przestrzennych kratownicowych konstrukcji kadłuba, łoża silnika, dźwigarów skrzydła itd. Specyfika pracy cienkościennego pręta ściskanego polega na tym, że pręt taki ulega odkształceniom z powodu ugięcia (skrzywienia) jego osi (ogólna utrata stateczności) lub z powodu deformacji ścianki (miejscowa utrata stateczności). Odkształcenia te noszą nazwę wyboczenia. Na rysunku 1-33a pokazana jest ogólna utrata stateczności, a na rysunku 1-33b — miejscowa utrata stateczności pręta ściskanego.

Rozpatrzmy ogólną utratę stateczności pręta. Co oznacza stateczność pręta?



Rys. 1-33
Przykłady utraty stateczności przez pręt



Rys. 1-34
Utrata stateczności przez pręt

Jeżeli ściskany pręt — zgięty przez niewielką siłę poprzeczną powraca do swojego początkowego położenia po zaprzestaniu oddziaływania tej siły, oznacza to, że równowaga jego jest stała. Inaczej mówiąc, pręt taki jest stateczny (rys. 1-34a). Jeżeli siła ściskająca P powiększy się, zaprzestanie oddziaływania poprzecznej siły ΔP może nie doprowadzić do powrotu pręta do poprzedniego stanu. Pręt pozostanie nadal zgięty (rys. 1-34b). Taką równowagę nazywamy obojętną, a odpowiadająca jej siła ściskająca nazywana jest siłą krytyczną P_{kr} . Dalsze powiększanie siły ściskającej ($P > P_{kr}$) spowoduje znaczny wzrost zgięcia pręta pod wpływem siły poprzecznej. Tak więc praktycznie siła krytyczna dla pręta ściskanego będzie siłą maksymalną. Siłę krytyczną określa się również jako siłę utrzymującą pręt w stanie niewielkiego wygięcia.

Wzór sformułowany przez L. Eulera służący do określenia siły krytycznej zakłada, że naprężenia w ściskanym elemencie nie przewyższają granicy proporcjonalności (w granicach stosowania prawa Hooke'a).

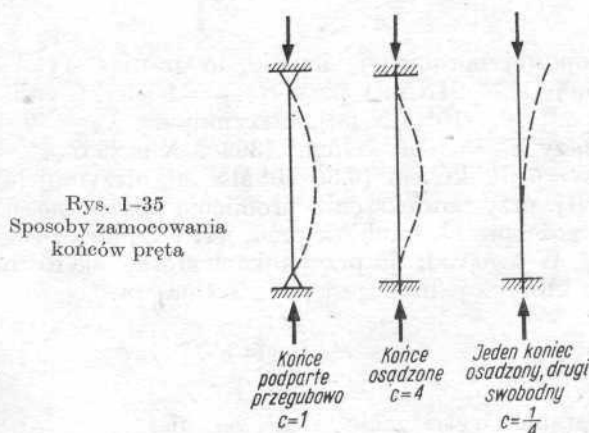
Wzór ten ma następującą postać

$$P_{kr} = c \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l^2} \quad (5)$$

gdzie:

- c — współczynnik uwzględniający sposób zamocowania końców pręta (współczynnik osadzenia),
- E — moduł sprężystości materiału pręta,
- J — moment bezwładności przekroju pręta względem osi mniejszej sztywności, tj. mniejszy z dwóch równikowych momentów bezwładności względem osi centralnych,
- l — długość pręta.

Na rysunku 1-35 przedstawiono niektóre sposoby zamocowywania końców pręta, położenie zgiętej osi pręta oraz odpowiadające tym sposobom wartości współczynnika osadzenia.



Najczęściej spotykanym w praktyce sposobem zamocowywania końców pręta jest sposób pośredni między przegubowym (koniec swobodnie obraca się) a osadzonym (koniec nie obraca się). Współczynnik dla takiego zamocowania przyjęto $c = 2$.

Inną postać wzoru Eulera otrzymamy z równania (5) dzieląc obie części równania przez pole przekroju poprzecznego pręta F .

$$\frac{P_{kr}}{F} = \sigma_{kr} = c \frac{\pi^2 \cdot E}{l^2} \cdot \frac{J}{F}$$

gdzie σ_{kr} — naprężenie krytyczne.

Następnie wykorzystujemy znany wzór z wytrzymałości materiałów.

$$\frac{J}{F} = i^2$$

gdzie i — minimalny promień bezwładności przekroju; $\frac{l}{i}$ oznaczamy przez λ .

Wówczas otrzymamy

$$\sigma_{kr} = c \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot i^2}{l^2} = c \cdot \frac{\pi^2 \cdot E}{2} \quad (6)$$

Wartość $\lambda = \frac{l}{i}$ nazywamy smukłością pręta. Charakteryzuje ona wytrzymałość pręta na wyboczenie pod działaniem sił podłużnych.

Wyboczenie prętów ściskanych poza granicę proporcjonalności (granica Hooke'a)

Powiedziano wyżej, że wzór Eulera jest słuszny przy założeniu, iż naprężenia w ściskanym elemencie $\sigma \leq \sigma_{prop}$, gdzie σ_{prop} — granica proporcjonalności.

Tak więc przy $\sigma_{kr} = \sigma_{prop}$ otrzymamy graniczną (najmniejszą) wartość $\lambda = \lambda_E$, przy której wzór Eulera jest słuszny.

Po podstawieniu do wzoru (6) σ_{prop} i λ_E , otrzymamy dla przegubowego zamocowania końców ($c = 1$)

$$\sigma_{prop} = \frac{\pi^2 \cdot E}{\lambda_E^2}; \quad \lambda_E = \pi \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{prop}}} \quad (7)$$

Dla stali stopowej obrobionej cieplnie do granicy wytrzymałości $\sigma_w = 12\,000 \text{ kG/cm}^2$ (1176 MN/m^2) przy $\sigma_{prop} = 8000 \text{ kG/cm}^2$ (784 MN/m^2), $E = 2 \cdot 10^6 \text{ kG/cm}^2$ ($19,6 \cdot 10^4 \text{ MN/m}^2$), otrzymujemy $\lambda_E \approx 50$; natomiast dla duraluminium przy $\sigma_w = 4000 \text{ kG/cm}^2$ (392 MN/m^2), $\sigma_{prop} = 2100 \text{ kG/cm}^2$ (206 MN/m^2) i $E = 7 \cdot 10^5 \text{ kG/cm}^2$ ($6,86 \cdot 10^4 \text{ MN/m}^2$) otrzymujemy $\lambda_E \approx 60$.

Przy $\lambda < \lambda_E$ (tj. przy powiększeniu promienia bezwładności przekroju lub zmniejszeniu długości pręta), smukłość pręta jest tak mała, że σ_{kr} otrzymujemy większe niż σ_{prop} . W tego rodzaju przypadkach stosuje się również inne wzory doświadczalne, z których jednym jest wzór Tetmajera.

Ma on postać

$$\sigma_{kr} = \sigma_{w \text{ ścisk}} (1 - a \cdot \lambda)$$

gdzie:

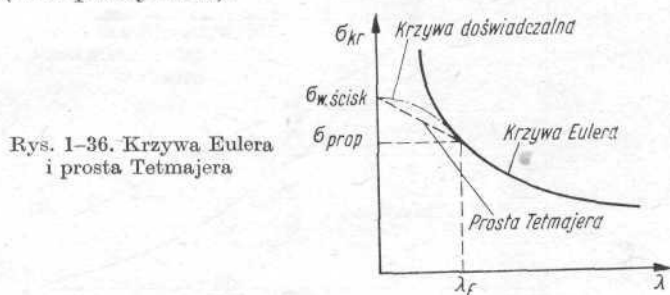
$\sigma_{w \text{ ścisk}}$ — granica wytrzymałości na ściskanie,

λ — smukłość pręta,

a — współczynnik zależny od materiału, który określany jest z wzoru

$$a = \left(1 - \frac{\sigma_{prop}}{\sigma_{w \text{ ścisk}}}\right) \cdot \frac{1}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{\sigma_{prop}}{E}}$$

Z kolei rysujemy we współrzędnych σ_{kr} i λ krzywe według wzoru Eulera (6) i Tetmajera, otrzymując hiperbolę Eulera (rys. 1-36 — linia ciągła) i prostą Tetmajera (linia przerywana).



Rys. 1-36. Krzywa Eulera i prosta Tetmajera

Doświadczalne krzywe σ_{kr} w zależności od λ na odcinku $\lambda \geq \lambda_E$ zbiegają się z hiperbolą Eulera. Przy $\lambda < \lambda_E$ doświadczalna krzywa (linia z kreskami i kropek — rys. 1-36) odbiega od krzywej Eulerowej, przybliżając się do prostej Tetmajera.

Obliczanie prętów ściskanych

Aby umożliwić obliczanie wyboczenia prętów o różnych przekrojach, w Centralnym Instytucie Aero- i Hydrodynamicznym ZSRR otrzymano krzywe doświadczalne uwzględniające różne zamocowania prętów wykonanych z różnych materiałów. Na rysunkach 1-37 do 1-41 przedstawione są krzywe dla prętów o przekroju rurowym oraz dla kształtowników giętych i prasowanych.

Na rysunku 1-42 pokazano inną postać krzywych zależności siły krytycznej od długości rur duraluminiowych o różnym przekroju poprzecznym. Takie wykresy można sporządzać i dla innych używanych typów przekrojów poprzecznych.

Chcąc obliczyć naprężenie krytyczne miejscowej stateczności pręta cienkościennego, posługujemy się wzorami półempirycznymi i wykresami. Jeżeli chodzi o pręty o przekroju rurowym, to

$$\sigma_{kr}^{miejsce} \approx \frac{0,3 \cdot E^*}{\frac{D}{\delta}} \quad (8)$$

gdzie:

E — moduł sprężystości materiału pręta,

D — średnica zewnętrzna rury w mm,

δ — grubość ścianki w mm,

a w przypadku kształtowników:

$$\sigma_{kr}^{miejsce} = k \cdot \frac{E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (9)$$

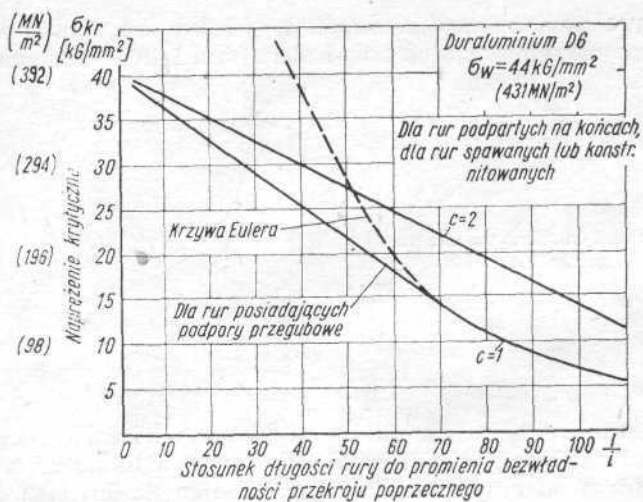
gdzie:

E i δ — jak we wzorze (8),

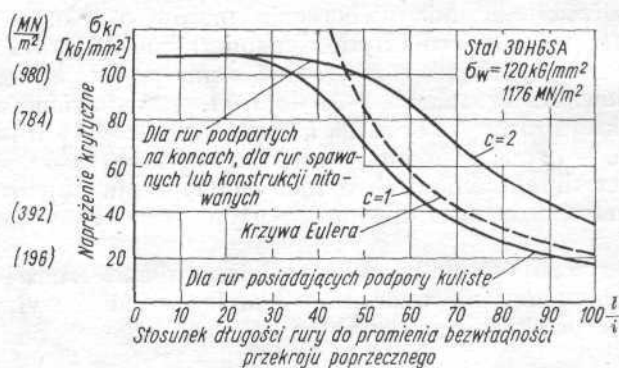
b — szerokość obliczanego elementu przekroju,

k — współczynnik, który zależy od stosunku szerokości a do b (elementu sąsiedniego i obliczanego na rys. 1-43).

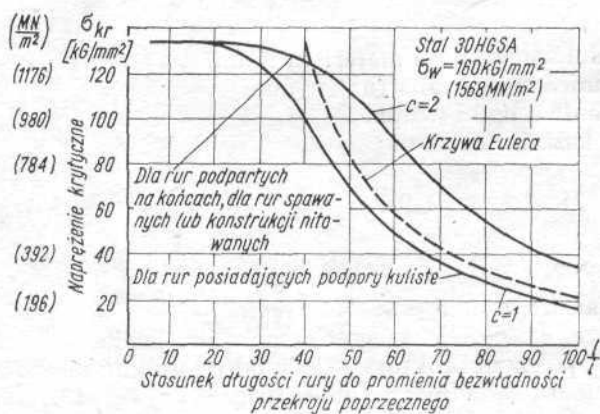
*) Wzór ten słuszny jest wtedy, kiedy $\sigma_{kr}^{miejsce} \leq \sigma_{prop}$.



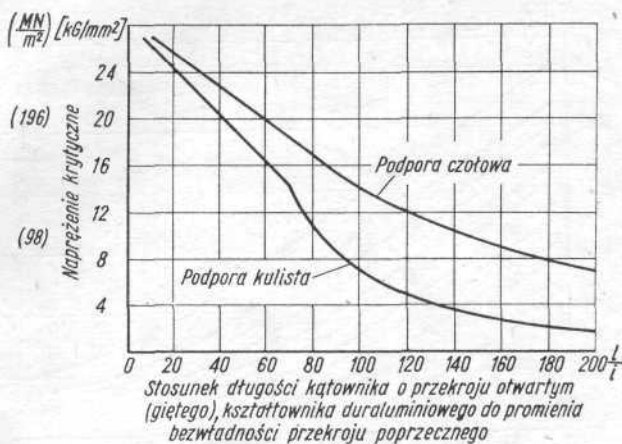
Rys. 1-37. Krzywe zależności naprężeń krytycznych od długości duraluminiowych prętów rurowych



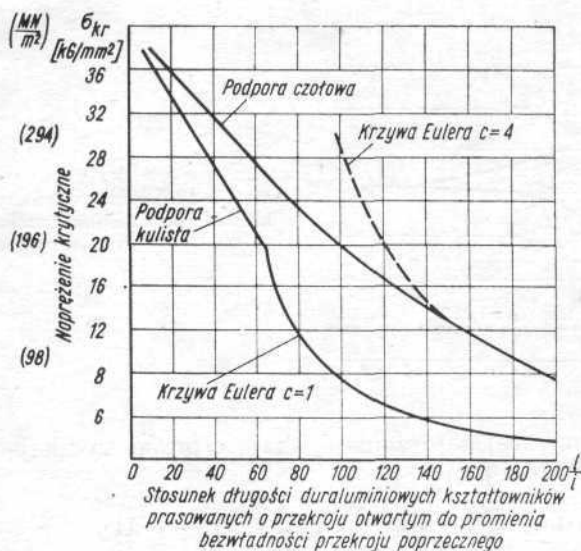
Rys. 1-38. Krzywe zależności naprężeń krytycznych od długości stalowych prętów rurowych



Rys. 1-39. Krzywe zależności naprężeń krytycznych od długości stalowych prętów rurowych



Rys. 1-40. Krzywe zależności naprężeń krytycznych od długości giętego kształtownika duraluminiowego



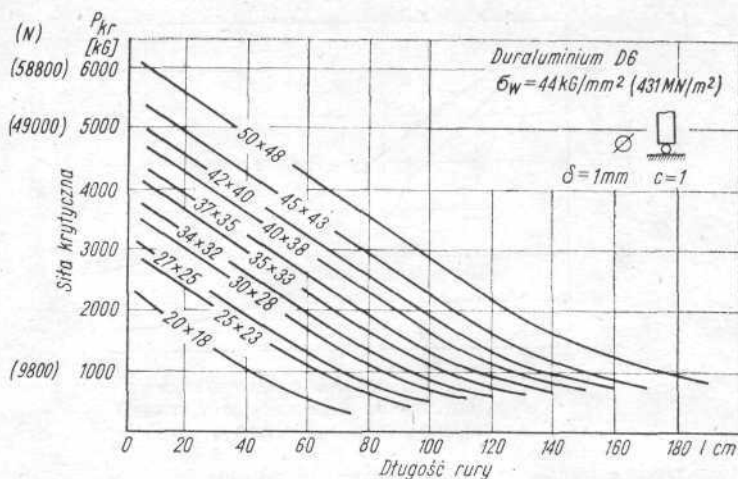
Rys. 1-41. Krzywe zależności naprężeń krytycznych od długości tloczonego kształtownika duraluminiowego

Położenie obliczanego i sąsiadującego z nim elementu charakteryzują trzy przypadki 1, 2, 3 przedstawione na rysunku 1-43, z których każdemu odpowiada inna krzywa.

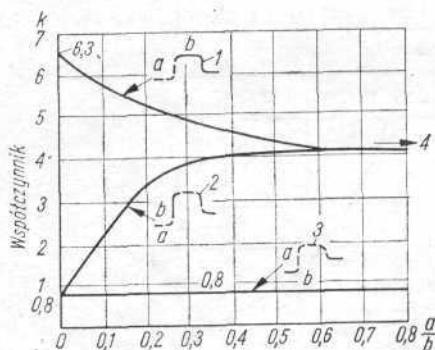
Rzecz jasna, że z warunków stałej wytrzymałości należy dążyć do uzyskania jednakowej wartości σ_{kr} i σ_{kr}^{miejsc} .

Tak więc podczas obliczania na wytrzymałość pręta ściskanego przy danej sile ściskającej P i wymiarach pręta należy określić:

$$1) i = \sqrt{\frac{J}{F}} \quad \text{oraz} \quad \frac{l}{i},$$



Rys. 1-42. Krzywe zależności siły krytycznej od długości rur duraluminiowych o różnych przekrojach poprzecznych



Rys. 1-43. Wykres współczynnika k w zależności od stosunku szerokości a do b kształtownika

- 2) graniczne (niszczące) naprężenie ściskające pręta, wynikające z warunków ogólnej stateczności pręta

$$\sigma_{kr} = f\left(\frac{l}{i}\right) \text{ według wykresów (np. rys. 1-37 — 1-41),}$$

- 3) $\sigma_{kr}^{\text{miejsc}}$ wynikające z warunków miejscowej stateczności pręta według wzorów (8), (9),

- 4) naprężenie działające $\sigma = \frac{P}{F}$, gdzie F — pole przekroju pręta.

Naprężenie działające σ porównuje się z jednym z dwóch mniejszych naprężeń σ_{kr} lub $\sigma_{kr}^{\text{miejsc}}$.

Warunek wytrzymałości pręta

$$\sigma \leq \sigma_{kr}$$

$$\sigma \leq \sigma_{kr}^{\text{miejsc}}$$

Posługując się wykresami $P_{kr} = f(l)$, przy obliczaniu pręta należy przede wszystkim określić:

- 1) P_{kr} na podstawie wykresu,
- 2) za pomocą wzorów (8), (9), σ_{kr}^{miejsc} i siłę krytyczną P_{kr}^{miejsc} warunkującą miejscową utratę stateczności

$$P_{kr}^{miejsc} = \sigma_{kr}^{miejsc} \cdot F$$

Warunek wytrzymałości pręta

$$P \leq P_{kr}$$

lub

$$P \leq P_{kr}^{miejsc}$$

Przykład 6. Sprawdzić wytrzymałość zastrzału ramy silnika o przekroju rurowym, wykonanego ze stali chromokrzemowej 30HGSa przy $\sigma_w = 12\,000\text{ kg/cm}^2$ (1176 MN/m^2), o przekroju poprzecznym $D \times d = 60 \times 58\text{ mm}$ i długości $l = 1300\text{ mm}$, ściskanego siłą $P = 15\,000\text{ kG}$ ($147\,000\text{ N}$). Dla podpór zastrzału przyjmujemy $\alpha = 2$.

Najpierw znajdujemy:

$$F = 1,854\text{ cm}^2; \sigma = \frac{P}{F} = 70,7\text{ kG/mm}^2\ (693\text{ MN/m}^2)$$

$$i = 2,09; \quad \lambda = \frac{l}{i} = 62.$$

Z kolei na wykresie na rysunku 1-39 dla stali 30HGSa przy $\sigma_w = 12\,000\text{ kg/cm}^2$ (1176 MN/m^2) znajdujemy $\sigma_w = 84\text{ kG/mm}^2$ (822 MN/m^2).

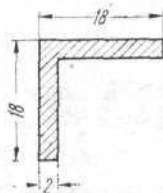
Następnie określamy $\sigma_{kr}^{miejsc} \approx 100\text{ kG/mm}^2$ (981 MN/m^2) ze wzoru (8). Ponieważ $\sigma_{kr} < \sigma_{kr}^{miejsc}$, warunek wytrzymałości $\sigma < \sigma_{kr}$ spełnia się. Pręt jest wytrzymały.

Zadanie 11. Sprawdzić wytrzymałość pręta ściskanego wykonanego z duraluminium z podpórami czołowymi. Zakładamy, że $P = 1500\text{ kG}$ ($14\,700\text{ N}$), $l = 40\text{ cm}$; przekrój pręta podany jest na rysunku 1-44.

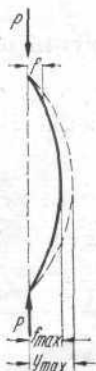
Zadanie 12. Dobrać wymiary ściskanej przegubowo opartej rury wykonanej z duraluminium przy $P = 5000\text{ kG}$ ($49\,000\text{ N}$), $l = 100\text{ cm}$.

Na zakończenie niniejszego rozdziału rozpatrzmy pokrótce pracę ściskanego mimośrodowo pręta. Załóżmy, że rozpatrujemy ściskany pręt z początkową krzywizną osi F_{max} (rys. 1-45).

Działający w przekrojach pręta początkowy moment zginający $M_0 = P \cdot f$ wywoła powiększenie początkowego ugięcia, powodując wzrost ramienia siły P



Rys. 1-44. Przekrój pręta



Rys. 1-45. Pręt ściskany

i zwiększenie M_0 , a to z kolei spowoduje zwiększenie ugięcia itd. W pracach o wytrzymałości materiałów mówi się, że jeżeli siła ściskająca P jest mniejsza od siły krytycznej P_{kr} , to narastanie ugięć słabnie i przy pewnym ugięciu

$y_{\max}$ następuje równowaga pręta. W miarę przybliżania się siły P do P_{kr} narastanie ugięć staje się coraz intensywniejsze i przy $P = P_{kr}$ zrównoważone położenie pręta teoretycznie odpowiadać będzie nieskończenie dużej wartości $y_{\max}$ (11). Zniszczenie pręta jednak następuje przy $P < P_{kr}$ pod wpływem dodatkowego ugięcia.

Napężenia w ściskanym i zginanym pręcie określa się na zasadzie sumowania naprężeń pochodzących od ściskania i zginania

$$\sigma = \frac{P}{F} + \frac{M_{g\max}}{W} \quad (10)$$

gdzie:

$M_{g\max} = P \cdot y_{\max}$ — maksymalny moment zginający,
 W — wskaźnik wytrzymałości pręta.

Maksymalne ugięcie $y_{\max}$ określa się za pomocą następującego wzoru:

$$y_{\max} = \frac{f_{\max}}{1 - \frac{P}{P_{kr}}} \quad (11)$$

Tak więc jeżeli pręt jest wytrzymały, napężenia otrzymane za pomocą wzoru (10) odpowiadają warunkowi:

$$\sigma \leq \sigma_w$$

gdzie σ_w — granica wytrzymałości materiału pręta.

Rozdział 5

ZASADY OBLICZEŃ KONSTRUKCJI CIENKOŚCIENNYCH

Ściskane płyty cienkie

Napężenia krytyczne płyt nieusztynwionych

Charakterystyczną cechą współczesnych konstrukcji lotniczych jest stosowanie konstrukcji cienkościennych z pokryciem pracującym na zginanie i skręcanie.

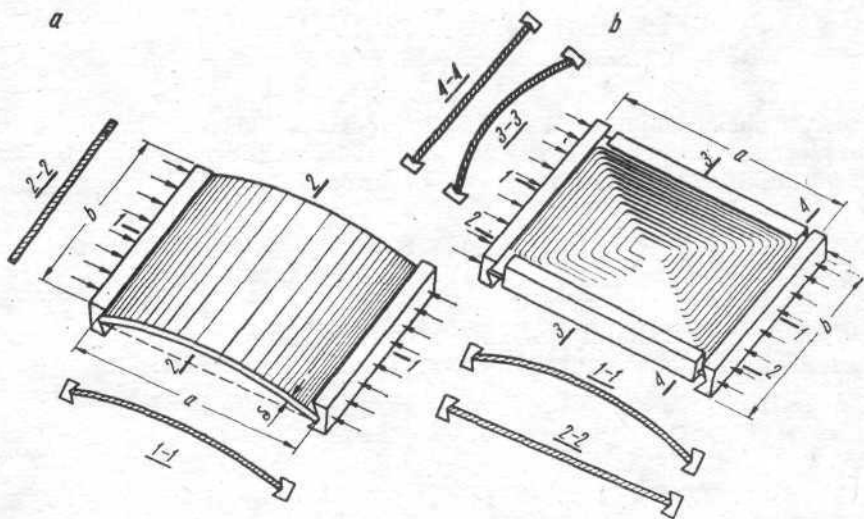
W początkach rozwoju budowy samolotów rolę zewnętrzną powłoki skrzydła, kadłuba i usterzenia samolotu odgrywało pokrycie płócienne naciągnięte na drewniany szkielet. Pokrycie pracując na rozciąganie przenosiło obciążenie aerodynamiczne na szkielet samolotu. Szkielet podlegał zginaniu i skręcaniu, podczas gdy pokrycie nie brało udziału w pracy na zginanie i skręcanie. Tak były wykonywane skrzydła samolotów, których konstruktorami byli J.M. Gakkiel, D.P. Grigorowicz i inni. Jednak już od dawna konstruktorzy starali się zastosować takie pokrycie, które by mogło pracować na zginanie i skręcanie. Rosyjski konstruktor J.J. Stieglau pierwszy zastosował sztywne (sklejkowe) pokrycie skrzydła. Z kolei w samolotach ANT-4 i ANT-6 w latach trzydziestych znany konstruktor samolotów A.W. Tupolew zastosował już sztywne pokrycie z blachy falistej. Jednakże w tych konstrukcjach pokrycie takie wykorzystywane było jeszcze rzadko.

Zbudowanie tzw. „nośnego” pokrycia stało się dopiero możliwe wówczas, kiedy została opanowana produkcja metali o stosunkowo dużej wytrzymałości przy niewielkim ciężarze właści-

wym (np. duraluminium) oraz kiedy opracowano teoretyczne zasady wytrzymałości i metody obliczeń cienkościennych konstrukcji. Duże zasługi w tym zakresie położyli tacy uczeni, jak W.Z. Własow, W.N. Bielajew, A.A. Umańskij, J.G. Odinokow i inni.

Rozpatrzmy ściskaną płytę bez wzmocnień (rys. 1-46a) obciążoną na dwóch krawędziach. Dwie pozostałe krawędzie nie są obciążone. Pod wpływem naprężeń nazywanych krytycznymi płyta traci stateczność deformując się. Dalsze zwiększanie siły ściskającej praktycznie jest niemożliwe, ponieważ nawet najmniejszy jej przyrost powoduje szybkie powiększanie odkształcenia. Należy przy tym zaznaczyć, że naprężenia występujące we wszystkich przekrojach płyty, prostopadłych względem sił ściskających, są jednakowe.

Na rysunku 1-46a przedstawione są przekroje płyty w różnych płaszczyznach. Praca takiej płyty jest podobna do pracy pręta na wyboczenie.



Rys. 1-46. Płyty ściskane

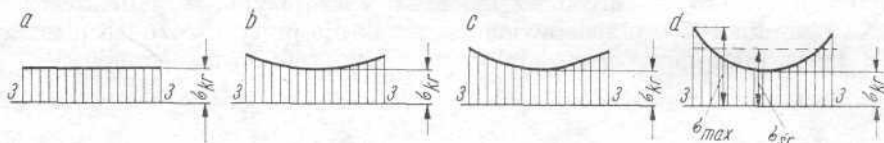
Rozpatrzmy teraz tę samą płytę podpartą na wszystkich jej krawędziach (rys. 1-46b). W tym przypadku, w razie utraty przez płytę stateczności, obciążenie jej można jeszcze zwiększyć dzięki elementom płyty (w przekroju 2-2), znajdującym się w pobliżu podpartych krawędzi, które to elementy pozostają nadal prawie proste. Przy tym wzrost obciążenia będzie wywoływał zwiększanie naprężeń w tych elementach, a naprężenia w elementach odległych od krawędzi równać się będą σ_{kr} .

Następnie rozpatrzmy jak zmienia się rozkład naprężeń w przekroju 3-3 (rys. 1-46b) w miarę zwiększania siły ściskającej. Wykres przytoczony na rysunku 1-47a odpowiada momentowi utraty stateczności płyty. W tym przypadku naprężenia krytyczne są jednocześnie naprężeniami średnimi (σ_{sr}) i maksymalnymi (σ_{max}). Wraz ze zwiększeniem się siły ściskającej wykres zmienia swoją postać (rys. 1-47b, c, d). Na rysunku 1-47d mamy taką samą wartość σ_{kr} oraz znaczny wzrost σ_{sr} i σ_{max} . Należy podkreślić, że naprężenia krytyczne płyty podpartej wzdłuż czterech krawędzi (rys. 1-46b) są znacznie wyższe od naprężeń krytycznych płyty podpartej tylko wzdłuż dwu obciążonych krawędzi (rys. 1-46a).

Naprężenia krytyczne dowolnie zamocowanej i ściskanej na dwóch krawędziach płaskiej płyty oblicza się według teoretycznego wzoru

$$\sigma_{kr} = 0,9 \cdot k \cdot \frac{E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (12)$$

i zależą one od materiału charakteryzującego się modulem sprężystości E , od grubości płyty δ , od wymiaru obciążonej krawędzi b , a także od stosunku



Rys. 1-47. Zmiana rozkładu naprężeń w miarę wzrostu siły ściskającej

wymiarów obciążonej i nie obciążonej krawędzi b/a i od zamocowania krawędzi (tj. od tego, czy są podparte, czy sztywno osadzone krawędzie płyty). Ostatnie dwa czynniki uzależnione są od współczynnika k .



Rys. 1-48. Sposoby mocowania krawędzi płyty
a — podparcie, b — osadzenie sztywne

Współczynnik k dla płyty, której wszystkie cztery krawędzie są podparte (najczęściej spotykany w praktyce przypadek), ma wartości:

przy $\frac{a}{b} < 1, \quad k = \left(\frac{a+b}{b}\right)^2 \quad (12a)$

przy $\frac{a}{b} > 1, \quad k \approx 4 \quad (12b)$

Dla płyty, której dwie nie obciążone krawędzie są swobodne, $k = \left(\frac{b}{a}\right)^2$, wzór (12) przyjmie postać przypominającą wzór Eulera:

$$\sigma_{kr} = 0,9 \cdot \left(\frac{b}{a}\right)^2 \cdot \frac{E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} = \frac{0,9 E}{\left(\frac{a}{\delta}\right)^2} \quad (12c)$$

Dla płyty krzywoliniowej, dowolnie zamocowanej i ściskanej na dwóch krawędziach, naprężenie krytyczne określa się ze wzoru

$$\sigma_{kr} = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} + \frac{0,3 \cdot E}{\frac{r}{\delta}} \quad (13)$$

gdzie r — promień krzywizny pokrycia. Pozostałe oznaczenia pozostają bez zmian.

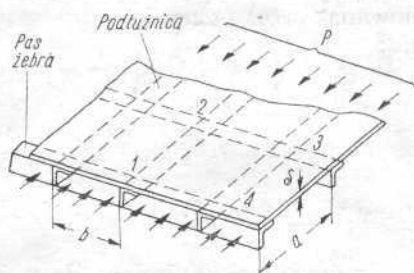
Wszystkie przytoczone w niniejszym podrozdziale pojęcia wyprowadzone są z zastosowaniem prawa Hooke'a, tj. przy założeniu, że $\sigma_{kr} \leq \sigma_{prop}$. Od-

powiadające temu założeniu wartości $\frac{b}{\delta}$ nietrudno otrzymać z wzoru (12), podstawiając σ_{kr} w miejsce σ_{prop} . Dla duraluminium np. otrzymamy $\left(\frac{b}{\delta}\right)_{kr} \approx 30$. W budowie samolotu używa się obramowanych kształtownikami płyt pokrycia, które mają przeważnie $\frac{b}{\delta} > 30$, a więc $\sigma_{kr} < \sigma_{prop}$.

Ściskane płyty wykonane z jednego materiału

Rozpatrzmy cienką płytę składającą się z pokrycia, elementów usztywniających (podłużnic) i elementów poprzecznych (pasów żeber). Płyta ta ściskana jest siłami P przyłożonymi równolegle do osi podłużnic (rys. 1-49).

Pokrycie płyty można podzielić na szereg elementów (na przykład 1-2-3-4), z których każdy może być rozpatrywany jako płyta podparta wszystkimi czterema krawędziami na konturze obramowanym kształtownikami. Wzmocnienie pokrycia w ten sposób powoduje zwiększenie naprężenia krytycznego, jak było powiedziane wyżej, i umożliwia uzyskanie przy obciążeniu płyty



Rys. 1-49. Płyta cienkościenna ściskana siłami działającymi równolegle do osi podłużnic

średniego naprężenia w pokryciu, większego od krytycznego na skutek tego, że elementy pokrycia w pobliżu kształtowników nie tracą stateczności i zdolne są do pracy przy dużych naprężeniach (rys. 1-47). Ponadto wzmocnienie płyty bierze udział w pracy na ściskanie, stanowiąc istotną część powierzchni poprzecznego przekroju płyty. Z kolei podłużnice wzmacniane są również przez pokrycie (płytę), co oznacza, że zwiększają się ich naprężenia krytyczne.

Teraz rozpatrzmy sposób określania naprężeń w elementach płyty. W tym celu rozpatrzmy pracę płyty przy różnych wartościach siły P . Załóżmy, że siła P jest tak mała, iż pokrycie płyty z tego powodu nie utraciło stateczności. Wówczas w całym przekroju płyty ustalają się jednakowe naprężenia

$$\sigma_{podl} = \sigma_{sr\ pokr} = \frac{P}{\sum F_{podl} + F_{pokr}}$$

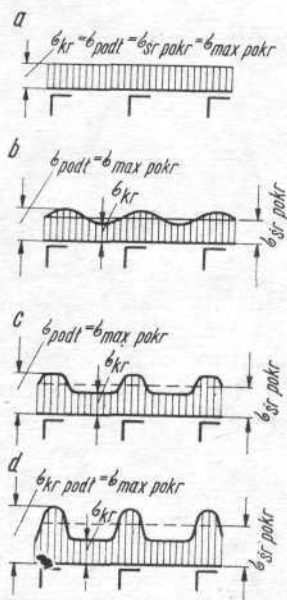
gdzie:

$\sum F_{podl}$ — sumaryczna powierzchnia przekrojów podłużnic,
 F_{pokr} — powierzchnia przekroju pokrycia.

$\sigma_{podl}, \sigma_{sr\ pokr}$ — naprężenie w podłużnicach i średnie naprężenie w pokryciu.

Zwiększanie siły P powoduje wzrost naprężeń σ_{podl} i $\sigma_{sr\ pokr}$ do wielkości naprężeń krytycznych w pokryciu σ_{kr} . Wtedy wykres naprężeń w pokryciu ma postać przedstawioną na rysunku 1-50a. Dalsze zwiększenie siły P wywołuje wzrost naprężeń w podłużnicach i elementach pokrycia w pobliżu tych

podłużnic, które jeszcze nie utraciły stateczności (rys. 1–50b). W elementach, które utraciły stateczność, naprężenia pozostają równe σ_{kr} . W miarę zwiększania zewnętrznej siły P zakres utraty stateczności obejmuje coraz dalsze elementy pokrycia. Średnie naprężenie w pokryciu $\sigma_{sr pokr}$ rośnie (rys. 1–50c).



Rys. 1–50. Wykres naprężeń występujących w pokryciu i podłużnicach

W pewnej chwili siła P wzrasta na tyle, że naprężenia w podłużnicach (i przylegających do nich elementach pokrycia) stają się równe naprężeniu krytycznemu podłużnic (rys. 1–50d). Wówczas podłużnice tracą stateczność i płyta ulega uszkodzeniu. Odpowiadające tej chwili obciążenie okazuje się dla płyty niszczące. Począwszy od chwili utraty stateczności przez pokrycie, niesłuszne będzie już obliczanie w płycie (podłużnicach i pokryciu) naprężeń sposobem dzielenia siły przez powierzchnię płyty. Chcąc więc obliczyć naprężenia w podłużnicy σ_{podl} (równe są one maksymalnym naprężeniom w pokryciu $\sigma_{max pokr}$ *) bliskie naprężeniu niszczącemu płyty, rozdzielamy zewnętrzną siłę P na siłę P_{podl} przejmowaną przez podłużnice i siłę P_{pokr} przejmowaną przez pokrycie.

Oczywiście:

$$P_{podl} = \sum F_{podl} \cdot \sigma_{podl}$$

$$P_{pokr} = F_{pokr} \cdot \sigma_{sr pokr}$$

$$P = P_{podl} + P_{pokr} = \sum F_{podl} \cdot \sigma_{podl} + F_{pokr} \cdot \sigma_{sr pokr}$$

Wartość średniego naprężenia w pokryciu może być odniesiona do maksymalnego naprężenia w pokryciu;

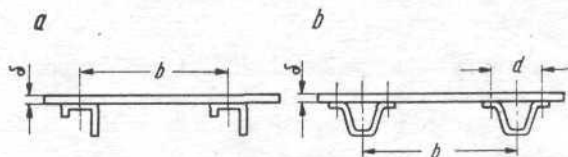
$$\sigma_{sr pokr} = \varphi \cdot \sigma_{max pokr} = \varphi \cdot \sigma_{podl} \quad (14)$$

$$\varphi = \frac{\sigma_{sr pokr}}{\sigma_{podl}} \quad (14a)$$

gdzie φ — współczynnik redukcyjny mniejszy od jedności, różny dla różnych płyt.

Tak więc, jeżeli chodzi o grube pokrycie, współczynnik φ jest większy — jego utrata stateczności następuje z opóźnieniem przy stosunkowo wyższych σ_{kr} , co wynika także z wzoru (12).

Przy gęstym układzie podłużnic zmniejsza się odległość b obciążonej strony elementu płyty (rys. 1–51), co powiększa stateczność pokrycia, a σ_{kr} wzrasta



Rys. 1–51. Sposoby mocowania pokrycia do podłużnic

*) Zakładamy, że materiał, z którego wykonane są podłużnice i pokrycie, jest jednakowy.

[mówi o tym także wzór (12)]. Wywołuje to zwiększenie σ_{sr}^{pokr} i co za tym idzie współczynnika redukcyjnego ϕ . Jednocześnie zmniejsza się część powierzchni pokrycia, która utraciła stateczność. Podwyższa to także średnie naprężenie σ_{sr}^{pokr} i zwiększa współczynnik redukcyjny ϕ .

Na wartość współczynnika wpływa także sztywność podłużnic wzmacniających płytę, określającą wielkość naprężeń krytycznych podłużnicy oraz maksymalne naprężenia pokrycia. Tak więc współczynnik redukcyjny ϕ zależy przede wszystkim od grubości pokrycia δ (prosta zależność), odległości podłużnic b (odwrotna zależność) oraz od typu podłużnic.

Dzięki obliczeniom teoretycznym i różnym doświadczeniom przeprowadzonym w Centralnym Instytucie Aero- i Hydrodynamicznym ZSRR, otrzymane zostały następujące przybliżone wzory, uwzględniające pierwsze dwa z wymienionych wyżej czynników określających współczynnik ϕ .

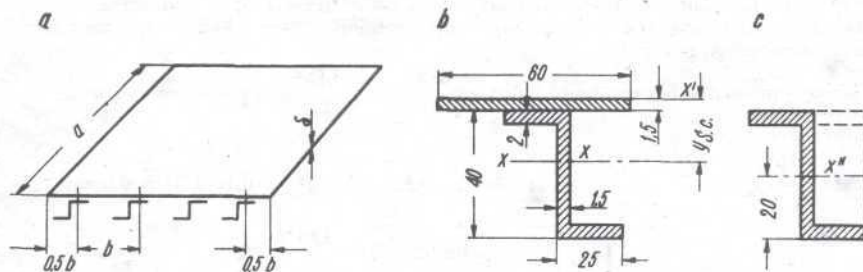
Dla pokrycia połączonego z podłużnicami szwem jednorzędowym (rys. 1-51a).

$$\varphi \approx \frac{40 \cdot \delta}{b} \quad (15)$$

Dla pokrycia połączonego z podłużnicami szwem dwurzędowym (rys. 1–51b)

$$\varphi \approx \frac{40 \cdot \delta + d}{b} \quad (15a)$$

Wzory te, dotyczące współczynników redukcyjnych φ , są przytoczone dla przypadku obciążenia bliskiego niszczacemu.



Rys. 1-52. Płyta cienkościenna i przekrój miejsca połączenia podłużnicy z pokryciem

W przytoczonym wyżej wyrażeniu dla siły P naprężenie $\sigma_{sr\text{ pokr}}$ można zamienić $\phi \cdot \sigma_{podt}$ zgodnie z wyrażeniem (14) i następnie obliczyć σ_{podt} .

$$P = \sum F_{\text{podl}} \cdot \sigma_{\text{podl}} + F_{\text{pokr}} \cdot \varphi \cdot \sigma_{\text{podl}} = \sigma_{\text{podl}} \cdot \left(\sum F_{\text{podl}} + \varphi \cdot F_{\text{pokr}} \right) \quad (16)$$

$$\sigma_{\text{pedl}} = \frac{P}{\sum F_{\text{pedl}} + \varphi \cdot F_{\text{pokr}}}$$

Noczyn $\phi \cdot F_{\text{pokr}}$ nazwiemy sprowadzoną (zredukowaną) powierzchnią pokrycia $F_{\text{zred pokr}}$. Wówczas wyrażenie (16) przyjmie postać

$$\sigma_{\text{podl}} = \frac{P}{\sum F_{\text{podl}} + F_{\text{zred pokr}}} \quad (16a)$$

A więc chcąc określić naprężenia w ściskanej płycie, należy obliczyć:

- 1) rzeczywiste powierzchnie podłużnic i pokrycia $\sum F_{\text{podł}}$ i F_{pokr} ,
- 2) wartość współczynnika redukcyjnego ϕ według wzoru (15) lub (15a),
- 3) zredukowaną powierzchnię pokrycia $F_{\text{zred pokr}}$,
- 4) naprężenie $\sigma_{\text{podł}} = \sigma_{\text{max pokr}}$. Warunek wytrzymałości $\sigma_{\text{podł}} \leq \sigma_{\text{kr podł}}$.

Przy tym σ_{kr} podłużnicy w płycie, jak było wspomniane wyżej, zwiększy się w porównaniu z σ_{kr} podłużnicy izolowanej, ponieważ podłużnica w płycie nie może utracić stateczności w płaszczyźnie równoległej względem pokrycia.

Biorąc pod uwagę ten warunek, charakterystyki przekroju podłużnicy należy rozpatrywać razem z połączonym pokryciem (rys. 1-52b), którego długość przyjmuje się równą 40 grubościom (δ).

Przykład 7. Znaleźć maksymalne naprężenia i sprawdzić wytrzymałość ściskanej płyty przedstawionej na rysunku 1-52a, zakładając, że $b = 12$ cm, $a = 120$ cm, $\delta = 0,15$ cm, $P = 20\,000$ kG (196 000 N). Przekrój podłużnicy wraz z połączonym pokryciem przedstawiono na rysunku 1-52b.

Najpierw wykonujemy obliczenia pomocnicze. Powierzchnia przekroju podłużnicy (włączając w to pokrycie):

$$F_{\text{podł}} = (4 - 2 \cdot 0,2) \cdot 0,15 + 2 \cdot 2,5 \cdot 0,2 + 6 \cdot 0,15 = 2,44 \text{ cm}^2$$

Moment statyczny powierzchni względem osi x' :

$$N_{x'} = \frac{6 \cdot 0,15^2}{2} + 2,15(4 \cdot 0,15 + 2 \cdot 2,35 \cdot 0,2) = 3,377 \text{ cm}^3$$

Rzędna środka ciężkości przekroju:

$$y_{s.c.} = \frac{3,377}{2,44} = 1,38 \text{ cm}$$

Moment bezwładności J_x przekroju względem centralnej osi $x-x^*$ otrzymamy, jeżeli weźmiemy moment bezwładności podłużnicy względem osi x'' (rys. 1-52c), dodamy moment bezwładności podłużnicy wskutek przeniesienia osi x'' w miejsce $x-x$ i dodamy moment bezwładności przymocowanego pokrycia.

Własnego momentu bezwładności pokrycia $\frac{b \cdot \delta^3}{12} = \frac{6 \cdot 0,15^3}{12}$ nie bierzemy pod uwagę.

Wówczas

$$J_x = \frac{2,5 \cdot 4^3}{12} - \frac{2,35 \cdot 3,6^3}{12} + (2,44 - 6 \cdot 0,15) \cdot (2,15 - 1,38)^2 + 6 \cdot 0,15 \cdot 1,3^2 = 6,9 \text{ cm}^4$$

$$i_x = \sqrt{\frac{6,9}{2,44}} = 1,68 \text{ cm}; \quad \lambda = \frac{120}{1,68} \approx 72$$

$$\phi = \frac{40 \cdot \delta}{b} = \frac{40 \cdot 0,15}{12} = 0,5$$

$$F_{\text{pokr}} = 4 \cdot 12 \cdot 0,15 = 7,2 \text{ cm}^2$$

Powierzchnia przekroju podłużnicy (bez pokrycia) wynosi:

$$F'_{\text{podł}} = 1,54 \text{ cm}^2$$

Z kolei znajdujemy naprężenia w podłużnicy (maksymalne naprężenia w pokryciu)

$$\sigma_{\text{podł}} = \sigma_{\text{max pokr}} = \frac{P}{\sum F_{\text{podł}} + \phi \cdot F_{\text{pokr}}} = 2050 \text{ kG/cm}^2 (201 \text{ MN/m}^2)$$

Następnie obliczamy krytyczne (graniczne) naprężenie podłużnicy według rys. 1-41 (przyjmujemy, że podłużnice są sztywno utwierdzone).

$$\sigma_{\text{kr podł}} \approx 2550 \text{ kG/cm}^2 (250 \text{ MN/m}^2) > \sigma_{\text{podł}}$$

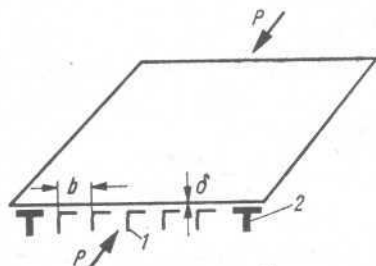
* Moment i promień bezwładności bierzemy względem osi $x-x$, ponieważ utrata stateczności podłużnicy możliwa jest w płaszczyźnie prostopadłej, tj. ugięcie będzie zachodziło względem osi $x-x$. W płaszczyźnie poziomej odkształceniu podłużnicy przeciwodziła pokrycie.

Z powyższej analizy wynika, że wytrzymałość rozpatrywanej płyty jest zapewniona.

Zadanie 13. Dla warunków przykładu 7 znaleźć średnie i krytyczne naprężenie w pokryciu $\sigma_{\text{sr pokr}}$ i $\sigma_{\text{kr pokr}}$.

Zadanie 14. Obliczyć siłę ściskającą, która niszczy płytę przedstawioną na rys. 1-52 a przyjmując następujące dane: podłużnica tłoczona duraluminiowa (przekrój podłużnicy przedstawiony jest na rys. 1-52b), $a = 33$ cm, $b = 10$ cm, $\delta = 0,15$ cm. Zakładamy, że uszkodzenie następuje w chwili, kiedy naprężenia w podłużnicy dochodzą do wartości krytycznej.

W praktyce można się spotkać ze stosowaniem płyt ściskanych mających kształtowniki o różnej sztywności. Jako przykład można przytoczyć płytę skrzydła, zbudowaną z podłużnic i pasów dźwigarów (rys. 1-53). W tym przypadku siła zewnętrzna P ściskająca płytę może być przedstawiona analo-



Rys. 1-53. Płyta cienkościenna podparta podłużnicami i pasami dźwigarów
1 — pas dźwigara, 2 — podłużnica

gicznie jak wyżej, jako suma sił przejmowanych przez pasy dźwigarów, podłużnice i pokrycie.

$$P = P_{\text{dźw}} + P_{\text{podł}} + P_{\text{pokr}} = \sum F_{\text{dźw}} \cdot \sigma_{\text{dźw}} + \sum F_{\text{podł}} \cdot \sigma_{\text{podł}} + F_{\text{pokr}} \cdot \sigma_{\text{sr pokr}}$$

gdzie:

$F_{\text{dźw}}, F_{\text{podł}}, F_{\text{pokr}}$ — powierzchnia jednego pasa dźwigara jednej podłużnicy i pokrycia,

$\sigma_{\text{dźw}}, \sigma_{\text{podł}}, \sigma_{\text{sr pokr}}$ — odpowiednie naprężenia.

Ponieważ pas dźwigara ma z reguły większą sztywność niż podłużnica, traci on stateczność ostatni przy większych naprężeniach niż naprężenie krytyczne podłużnicy. Uszkodzenie płyty następuje oczywiście w przypadku utraty stateczności przez pas dźwigara*).

Możemy więc odpowiednio wyrazić naprężenia $\sigma_{\text{sr pokr}}, \sigma_{\text{podł}}$ odniesione do maksymalnego naprężenia płyty $\sigma_{\text{dźw}}$, równego maksymalnemu naprężeniu w pokryciu w pobliżu dźwigara

$$\sigma_{\text{sr pokr}} = \varphi_{\text{pokr}} \cdot \sigma_{\text{max pokr}} = \varphi_{\text{pokr}} \cdot \sigma_{\text{dźw}}$$

$$\sigma_{\text{podł}} = \varphi_{\text{podł}} \cdot \sigma_{\text{dźw}}$$

$$\varphi_{\text{pokr}} = \frac{\sigma_{\text{sr pokr}}}{\sigma_{\text{dźw}}} \quad (17)$$

$$\varphi_{\text{podł}} = \frac{\sigma_{\text{podł}}}{\sigma_{\text{dźw}}} \quad (18)$$

Współczynnik redukcyjny pokrycia φ_{pokr} możemy obliczyć ze wzoru

$$\varphi_{\text{pokr}} = \frac{\sigma_{\text{sr pokr}}}{\sigma_{\text{dźw}}} = \frac{\sigma_{\text{sr pokr}}}{\sigma_{\text{podł}}} \cdot \frac{\sigma_{\text{podł}}}{\sigma_{\text{dźw}}}$$

*) Chodzi tutaj o płytę izolowaną. W skrzydle prostopadła ścianka nie dopuszcza do utraty stateczności pasa dźwigara w płaszczyźnie prostopadłej, a pokrycie w płaszczyźnie poziomej.

Jednak zgodnie z wyrażeniami (14) i (15)

$$\frac{\sigma_{sr\ pokr}}{\sigma_{podl}} = \frac{40 \cdot \delta}{b}$$

Posługując się wyrażeniem (18) otrzymamy

$$\varphi_{pokr} = \frac{40 \cdot \delta}{b} \cdot \varphi_{podl}$$

Ponieważ płytę rozpatrujemy w chwili bliskiej jej zniszczeniu, kiedy w kształtownikach naprężenia zbliżają się do krytycznych, to

$$\varphi_{podl} = \frac{\sigma_{podl}}{\sigma_{dzw}} \approx \frac{\sigma_{kr\ podl}}{\sigma_{kr\ dzw}}$$

Według danych Centralnego Instytutu Aero- i Hydrodynamicznego ZSRR dla podłużnic wykonanych z duraluminiowych giętych kształtowników

$$\varphi_{podl} \approx 0,35$$

dla podłużnic wykonanych z wytłaczanych kształtowników

$$\varphi_{podl} \approx 1$$

Tak więc wyrażenie siły P za pomocą współczynników redukcyjnych na podstawie wyrażeń (17), (18) można przedstawić w postaci

$$\begin{aligned} P &= \sum F_{dzw} \cdot \sigma_{dzw} + \sum F_{podl} \cdot \varphi_{podl} \cdot \sigma_{dzw} + F_{pokr} \cdot \varphi_{pokr} \cdot \sigma_{dzw} = \\ &= \sigma_{dzw} \left(\sum F_{dzw} + \sum F_{podl} \cdot \varphi_{podl} + F_{pokr} \cdot \varphi_{pokr} \right) \end{aligned}$$

A zatem

$$\sigma_{dzw} = \frac{P}{\sum F_{dzw} + \sum F_{podl} \cdot \varphi_{podl} + F_{pokr} \cdot \varphi_{pokr}} \quad (19)$$

Wyrażenie $F_{podl} \cdot \varphi_{podl}$ nazywane jest zwykle powierzchnią sprowadzoną podłużnicy, a $F_{pokr} \cdot \varphi_{pokr}$ — powierzchnią sprowadzoną pokrycia.

W tym przypadku

$$\sigma_{dzw} = \frac{P}{\sum F_{dzw} + \sum F_{sprow\ podl} + F_{sprow\ pokr}} \quad (19a)$$

Z wyrażenia (19a) określamy $\sigma_{dzw} = \sigma_{max\ pokr}$, natomiast warunek wytrzymałości płyty

$$\sigma_{dzw} \leq \sigma_{kr\ dzw}$$

Praca płyty wykonanej z różnych materiałów

Rozpatrzmy podłużny szkielet płyty wykonany z różnych materiałów, np. pasy dźwigarów — ze stali, a podłużnice i pokrycie — z duraluminium.

Następnie w dalszych rozważaniach wychodzić będziemy z tego, że przy odkształceniu — będącym następstwem ściskania bądź rozciągania, przekroje płyty przemieszczają się równolegle, pozostając płaskimi, to znaczy że wszystkie elementy płyty ulegają odkształceniu w jednakowym stopniu (rys. 1-54)

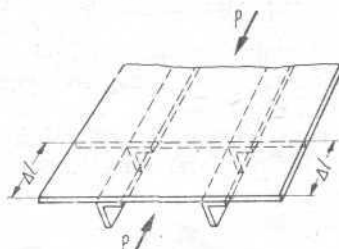
$$\Delta l = \text{const}; \quad \varepsilon = \frac{\Delta l}{l} = \frac{\sigma}{E} = \text{const}^*)$$

*) $\sigma = \varepsilon \cdot E_1$ znane wyrażenie prawa Hooke'a, gdzie ε — wydłużenie względne, E — moduł sprężystości.

Zajmiemy się najpierw płytą rozciąganą.

Należy podkreślić, że przy jednakowych odkształceniach naprężenia wywołane rozciąganiem w pokryciu i podłużnicach wykonanych z jednego materiału są różne ze względu na mniejszą wytrzymałość pokrycia. Tłumaczy się to słabym naciągnięciem pokrycia przy nitowaniu, w rezultacie czego tworzy się

Rys. 1-54
Odkształcanie płyty



tak zwane wstępne ugięcie pokrycia (wstępna krzywizna), a także osłabienie rozciąganego pokrycia ze względu na otwory przeznaczony na nity. Tak samo jak w przypadku płyt ściskanych, należy uwzględnić te zjawiska przez wprowadzenie współczynnika redukcyjnego rozciąganego pokrycia ϕ'_{pokr} , tj. przez pewne zmniejszenie pracującej powierzchni przekroju pokrycia.

Zgodnie z danymi doświadczalnymi, ϕ'_{pokr} przyjmuje się jako równe $0,8 \div 1,0$. Możemy więc napisać dla rozciąganej płyty wyrażenie na siłę poosiową

$$P = \sum F_{\text{dżw}} \cdot \sigma_{\text{dżw}} + \left(\sum F_{\text{podł}} + \phi'_{\text{pokr}} \cdot F_{\text{pokr}} \right) \cdot \sigma_{\text{podł}}$$

lub

$$P = \sigma_{\text{dżw}} \cdot \left[\sum F_{\text{dżw}} + \left(\sum F_{\text{podł}} + \phi'_{\text{pokr}} \cdot F_{\text{pokr}} \right) \cdot \frac{\sigma_{\text{podł}}}{\sigma_{\text{dżw}}} \right]$$

ponieważ:

$$\sigma_{\text{dżw}} = \varepsilon \cdot E_{\text{stali}}, \quad \sigma_{\text{podł}} = \varepsilon \cdot E_{\text{dur}}$$

to

$$\frac{\sigma_{\text{podł}}}{\sigma_{\text{dżw}}} = \frac{E_{\text{dur}}}{E_{\text{stali}}} = \phi_M \quad (20)$$

gdzie E_{stali} , E_{dur} — moduły sprężystości odpowiednich rodzajów stali i duraluminium.

Wielkość ϕ_M nazwiemy współczynnikiem redukcyjnym według modułów.

Mnożnik w wyrażeniu na siłę P , zawarty w nawiasach kwadratowych, można nazwać sprowadzoną do stali powierzchnią płyty. Współczynnik redukcyjny ϕ_M pokazuje, o ile razy można zmniejszyć powierzchnię przekroju elementów duraluminiowych, aby można je było zamienić ekwiwalentnymi stalowymi.

Z poprzednich wyrażeń otrzymujemy dla rozciąganej płyty

$$\sigma_{\text{dżw}} = \frac{P}{\sum F_{\text{dżw}} + \left(\sum F_{\text{podł}} + \phi'_{\text{pokr}} \cdot F_{\text{pokr}} \right) \phi_M} = \frac{P}{F_{\text{sprow reze}}} \quad (21)$$

Z wyrażenia (20) otrzymujemy

$$\sigma_{\text{podł}} = \varphi_M \cdot \sigma_{\text{dźw}} \quad (22)$$

Dla płyty ściskanej mającej podłużne usztywnienie ze stali i duraluminium, „sprowadzenie” elementów wykonanych z duraluminium do stali dokonuje się także za pomocą wprowadzenia $\varphi_M = \frac{E_{\text{dur}}}{E_{\text{stali}}}$. Oprócz tego należy sprowadzić (zredukować) powierzchnię podłużnic i powierzchnię pokrycia z powodu utraty przez nie stateczności. Osiąga się to przez wprowadzenie współczynników redukcyjnych $\varphi_{\text{podł}}$ i φ_{pokr} .

W związku z tym otrzymany uprzednio wzór (19), na skutek wprowadzenia mnożnika φ_M do powierzchni elementów duraluminiowych, przekształci się następująco:

$$\sigma_{\text{dźw}} = \frac{P}{\sum F_{\text{dźw}} + (\sum F_{\text{podł}} \cdot \varphi_{\text{podł}} + F_{\text{pokr}} \cdot \varphi_{\text{pokr}}) \cdot \varphi_M} = \frac{P}{F_{\text{sprow ścisk}}}$$

a po uwzględnieniu wzoru (18)

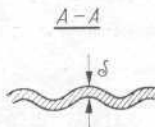
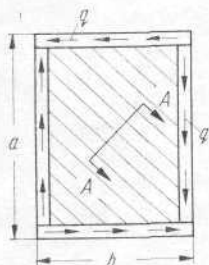
$$\sigma_{\text{podł}} = \varphi_M \cdot \varphi_{\text{podł}} \cdot \sigma_{\text{dźw}} \quad (24)$$

Konstrukcje cienkościenne pracujące na ścinanie

Praca cienkiej ścianki aż do utraty stateczności spowodowanej ścinaniem

Do cienkościennych konstrukcji samolotu pracujących na ścinanie możemy zaliczyć ścianki dźwigarów i żeber, płyty, pokrycie skrzydła itd.

Rozpatrzmy pracę cienkościennej niewzmocnionej płyty podpartej wzdłuż obrysu i obciążonej siłami poprzecznymi, jak to pokazano na rysunku 1-55.



Rys. 1-55. Praca płyty cienkościennej opartej na krawędziach i obciążonej siłami poprzecznymi

Literą q oznaczone jest obciążenie (na jednostkę długości) bieżące. Rzecz jasna, że siły wewnętrzne i momenty znajdują się w równowadze, ponieważ tak prostopadle, jak i poziomo obciążenia dają parę sił i moment prostopadłej pary sił $q \cdot a$ równy $(q \cdot a)b$, który równy jest momentowi $(q \cdot b)a$ poziomej pary sił.

Ścianka pracuje na ścinanie, a występujące w niej naprężenia styczne oblicza się ze wzoru

$$\tau = \frac{T}{F}$$

gdzie:

T — siła poprzeczna,

F — powierzchnia przekroju poprzecznego ścianki.

Napężenie w przekroju pionowym:

$$T = q \cdot a \quad F = a \cdot \delta$$

$$\tau = \frac{q \cdot a}{a \cdot \delta} = \frac{q}{\delta}$$

Takie samo napężenie otrzymamy w przekroju poziomym:

$$T_1 = q \cdot b; \quad F_1 = b \cdot \delta$$

$$\tau = \frac{q \cdot b}{b \cdot \delta} = \frac{q}{\delta}$$

Przy pełnej wartości naprężeń stycznych τ ścianki tracą stateczność deformując się. Deformacja ma charakter pofałdowania — przekątnych fal (rys. 1-55). Fałdy te pochylone są mniej więcej pod kątem 45° . Naprężenia styczne odpowiadające temu momentowi mazywamy krytycznymi τ_{kr} . Wartość ich zależy od tych samych czynników, co i wartość σ_{kr} płyty ściskanej.

Aby określić τ_{kr} , posługujemy się wzorem podobnym do wzoru (12) dla σ_{kr} :

$$\tau_{kr} = k \cdot \frac{0,9 \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (25)$$

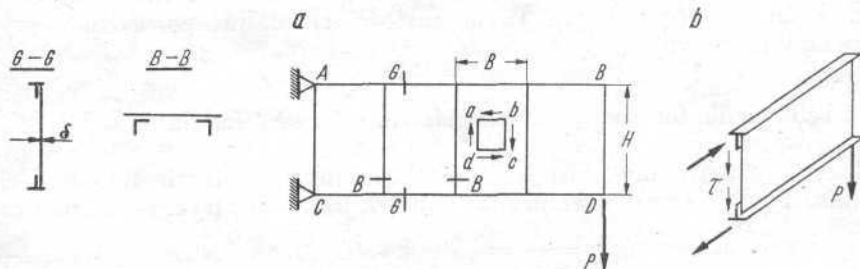
$$k = 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{a}{b}\right)^2} \quad (25a)$$

gdzie:

b — krótsza strona płyty,

E — moduł sprężystości.

Przejdźmy z kolei do rozpatrzenia belki, której jeden koniec obciążony jest siłą P (rys. 1-56). Belka składa się z pasów AB , CD , ścianki łączącej te pasy oraz

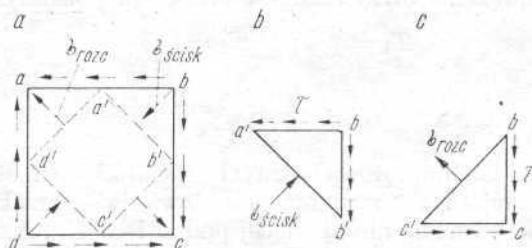


Rys. 1-56. Belka z siłą przyłożoną na jej końcu swobodnym

wzmacniających ściankę słupków. Ścianka belki pracuje na ścinanie. Pasy belki przejmują moment zginający, wywołany zewnętrzną siłą P w postaci pary sił (rys. 1-56b). Każdy z odcinków belki znajdujących się pomiędzy słupkami można rozpatrywać jako opartą na czterech stronach (krawędziach) płytę cienkościenną.

Jak wykazały doświadczenia, po utracie przez ściankę stateczności, może nastąpić znaczne obciążenie belki. Praca belki przy tym ulega pewnym zmianom. Aby wyjaśnić te zmiany, rozpatrzmy pracę ścianki.

Wytnijmy myślowo w ściance mały kwadrat $abcd$ (rys. 1-56, 1-57a), obciążony naprężeniami stycznymi τ . Naprężenia te pokazują, jak pozostała część belki działa na wycięty kwadrat. Równość naprężeń stycznych działających w poziomych ab , dc i pionowych ad , bc krawędziach wynika ze znanego z wytrzymałości materiałów prawa „parzystości naprężeń stycznych”, tj. wynika ono z warunków równowagi rozpatrywanego kwadratu*).



Rys. 1-57. Praca ścianki belki do chwili utraty stateczności od ścinania

Następnie w wyciętym kwadracie przeprowadzamy przekroje $a'b'c'd'$ pochylone pod kątem 45° do krawędzi kwadratu $abcd$. Z rozpatrywanej równowagi trójkątnej części np. $a'bb'$ (rys. 1-57b) ustalamy, że na pochylonej powierzchni $a'b'$ działają normalne ściskające ściankę naprężenia $\sigma_{\text{ścisk}}$.

Na rysunku 1-57b naprężenia $\sigma_{\text{ścisk}}$ pokazane są jako działanie ścianki na wycięty trójkąt $a'bb'$.

Takie same naprężenia działają na powierzchnię $c'd'$. Na powierzchniach $d'a'$ i $b'c'$ działają normalne naprężenia rozciągające σ_{rozc} , co wynika np. z równowagi części ścianki $b'cc'$ (rys. 1-57c). Tak więc element ścianki $a'b'c'd'$ narażony jest na rozciąganie i ściskanie w przekątnych wzajemnie prostopadłych kierunkach. Przy małych wartościach τ naprężenia $\sigma_{\text{ścisk}}$ i naprężenia rozciągające σ_{rozc} również są niewielkie.

Zwiększając τ pod wpływem wzrastających naprężeń $\sigma_{\text{ścisk}}$, cienka ścianka traci stateczność. Grzbiety fałd będą wówczas ułożone wzdłuż naprężeń rozciągających σ_{rozc} (rys. 1-55). Takie wartości τ , jak już powiedziano wyżej, nazywamy krytycznymi.

Praca belki cienkościennej po utracie stateczności od ścinania

Z kolei rozpatrzmy pracę belki cienkościennej po utracie stateczności od ścinania. Powiększmy zewnętrzną P obciążającą belkę (rys. 1-56), na skutek czego naprężenia styczne $\tau = \frac{P}{F} = \frac{P}{H \cdot \delta}$ kwadratu $abcd$ wzrosną (rys. 1-57).

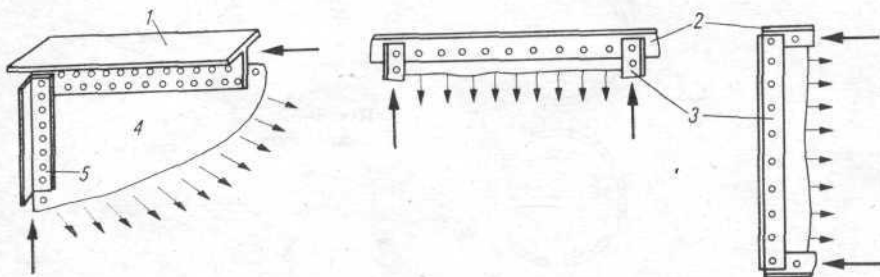
Wzrosną również naprężenia rozciągające σ_{rozc} na krawędziach $a'a'$, $c'b'$, działające wzdłuż fałd przekątnych. Jednak naprężenia $\sigma_{\text{ścisk}}$ na krawędziach $a'b'$ i $c'd'$ nie mogą wzrosnąć, ponieważ ścianka w tym miejscu utraciła stateczność. Dalsze zwiększanie siły P przejmowane jest rozciąganiem ścianki — wzrastają naprężenia rozciągające σ_{rozc} wzdłuż fałd przekątnych.

*) Moment poziomej pary sił powinien być równy momentowi pionowej pary sił.

Naprężenia te skierowane są w kierunku osi belki w przybliżeniu pod kątem 45° i są one równe w przybliżeniu podwojonym naprężeniom stycznym. Dlatego też cienka ścianka obciążona ścinającą siłą P obliczona jest na rozerwanie według warunku:

$$\sigma_{\text{rozc}} \approx 2 \cdot \tau = 2 \cdot \frac{P}{H \cdot \delta} \leq \sigma_w \quad (26)$$

Rozciągana ścianka utraciwszy stateczność od ścinania wywołuje wzrost obciążenia również i innych elementów cienkościennej belki. Jak widać na rysunku 1-58, rozciągana ścianka dążąc do zbliżenia między sobą pasów belki, wywołuje ściskanie przeciwdziałających temu słupków i dążąc do zbliżenia między sobą słupków, wywołuje ściskanie przeciwdziałających temu pasów.



Rys. 1-58. Przykład obciążenia ścianki belki cienkościennej
1, 2 — pasy, 3, 5 — podpórki, 4 — ścianka

Ponadto rozciągana ścianka dąży do zgięcia pasów między słupkami wywołując miejscowe zginanie. Analogicznie ścianka ta działa również na znajdujące się na jej krawędziach słupki, dążąc do wygięcia ich między pasami.

Przedstawione wyżej rozumowanie pozwala określić dodatkowe naprężenia w elementach belki, po utracie przez ściankę stateczności. Jednak na skutek przyjętych dotychczas upraszczających założeń, naprężenia te są zawyżone w porównaniu z naprężeniami otrzymanymi drogą doświadczeń. Dlatego też obliczanie elementów belki, której cienka ścianka utraciła stateczność, odbywa się za pomocą wykresów eksperymentalnych.

Przykład 8. Cienkościnną belkę obciążono siłą P (rys. 1-56a). Dane: $H = 200$ mm, $b = 150$ mm, $\delta = 1,5$ mm, $P = 5000$ kG (49 000 N). Sprawdzić wytrzymałość ścianki wykonanej z duraluminium na odcinku A. Granica wytrzymałości $\sigma_w = 4000$ kG/cm² (392 MN/m²). Granica wytrzymałości na ścinanie $\tau_w = 2400$ kG/cm² (235 MN/m²).

Określamy najpierw naprężenie krytyczne ścianki za pomocą wzorów (25) i (25a).

$$\begin{aligned} \tau_{kr} &= k \cdot \frac{0,9 \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}, \quad k = 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{H}{b}\right)^2} = 5,6 + \frac{3,78}{\left(\frac{200}{150}\right)^2} = 7,72 \\ \tau_{kr} &= \frac{7,72 \cdot 0,9 \cdot 0,7 \cdot 10^6}{\left(\frac{150}{1,5}\right)^2} = 486 \text{ kG/cm}^2 \quad (47,6 \text{ MN/m}^2) \\ \tau &= \frac{P}{H \cdot \delta} = \frac{5000}{20 \cdot 0,15} = 1660 \text{ kG/cm}^2 \quad (163 \text{ MN/m}^2) < \tau_w \end{aligned}$$

Ponieważ $\tau > \tau_{kr}$, to ściankę należy sprawdzić pod względem pracy na rozciąganie.

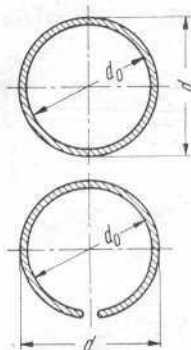
$$\sigma_{\text{rozc}} = 2 \cdot \tau = 3320 \text{ kG/cm}^2 \quad (326 \text{ MN/m}^2) < \sigma_w$$

Oznacza to, że ścianka jest wytrzymała.

Konstrukcje cienkościenne pracujące na skręcanie

W pracy poszczególnych części samolotu dość często spotyka się wypadki obciążania cienkościennych konstrukcji momentem skręcającym M_s . Niezbędnym warunkiem pracy cienkościennej konstrukcji na skręcanie jest tworzenie przez nią zamkniętego cienkościnnego obrysu. Nie zamknięty obrys ma bardzo małą sztywność skręcania i praktycznie nie może przejmować momentu skręcającego.

Jeżeli np. zostanie przecięta rura o przekroju $d \times d_0 = 60 \times 57$ mm (rys. 1-59), to przy nie zmieniającym się momencie skręcającym przecięcie to powiększa



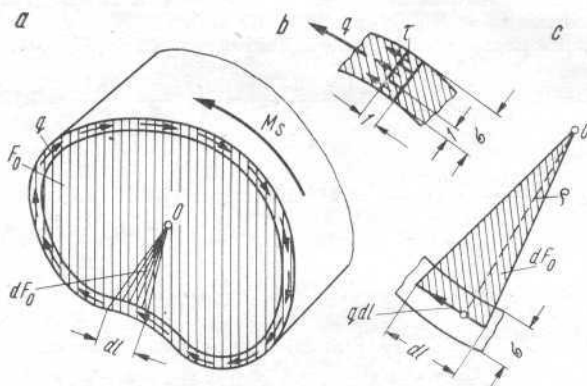
Rys. 1-59
Przekrój rury

naprężenie styczne o około 60 razy i zwiększa kąt skręcania na jednostkę długości rury 1200 razy.

Postaramy się więc wyprowadzić wzór pozwalający określić naprężenia styczne od skręcania w zamkniętym cienkościnnym obrysie dowolnego kształtu.

Rozpatrzmy cienkościnną rurę o dowolnym obrysie obciążoną momentem skręcającym M_s (rys. 1-60a). Grubość ścianki δ rury jest niejednakowa w różnych punktach przekroju. W przekroju rury działają naprężenia styczne τ . Załóżmy, że naprężenia te będą tym mniejsze, im większa będzie grubość ścianki, dlatego też iloczyn $\tau \cdot \delta$ pozostanie stały dla wszystkich punktów przekroju

$$\tau \cdot \delta = \text{const} = q \quad (27)$$



Rys. 1-60. Charakterystyka geometryczna skręcanego cienkościnnego elementu rurowego

Wynika z tego, że q jest siłą styczną działającą na jednostkę długości obrysu przekroju, tj. bieżącą siłą styczną (rys. 1-60b). Zakładamy, że siła q przyłożona jest do środka grubości ścianki. Z warunku równowagi rozpatrywanego przekroju (rys. 1-60a) wynika, że moment wewnętrznych sił stycznych q względem punktu 0, znajdującego się wewnątrz obrysu, powinien być równy zewnętrznemu momentowi M_s . Wydzielmy na obrysie odcinek o długości dl , obciążony siłą qdl , przyłożoną do środkowej linii grubości ścianki (rys. 1-60c). Moment tej elementarnej siły względem punktu 0, działającej na ramieniu (promieniu) ρ ,

$$dM = \rho \cdot q \cdot dl$$

Ale $\frac{\rho \cdot dl}{2}$ stanowi powierzchnię dF_0 zakreskowanego na rys. 1-60 trójkąta, dla którego dl jest podstawą, a ρ wysokością.

Zatem $\rho \cdot dl = 2 \cdot dF_0$ i $dM = 2 \cdot q \cdot dF_0$.

Po podsumowaniu momentów elementarnych, tj. po wzięciu całki wzdłuż całego obrysu*) z obu części poprzedniego równania i po wyniesieniu wartości q (przyjętej za stałą) przed znak całki, otrzymamy

$$\int dM = \int 2 \cdot q \cdot dF_0$$

$$M = 2 \cdot q \cdot \int dF_0 = 2 \cdot q \cdot F_0$$

gdzie F_0 — powierzchnia obrysu ograniczonego linią środkową.

Przy niewielkiej grubości ścianki i dużych wymiarach zewnętrznych obrysu, jak to ma miejsce w konstrukcji samolotu, powierzchnię F_0 można obliczać jako zamkniętą wewnątrz obrysu zewnętrznego (zakreskowaną na rys. 1-60a). Otrzymany tutaj błąd będzie niewielki.

Następnie wychodząc z równości momentu M sił wewnętrznych i momentu M_s sił zewnętrznych, na podstawie poprzedniego wzoru otrzymamy

$$M_s = 2 \cdot q \cdot F_0$$

$$q = \frac{M_s}{2 \cdot F_0}$$

I wreszcie posługując się wzorem (27) otrzymamy ostatecznie

$$\tau = \frac{q}{\delta} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta} \quad (28)$$

Wzór ten nazwany jest wzorem Bredta.

Na odpowiednim przykładzie możemy wyjaśnić sposób posługiwania się wzorem (28).

Przykład 9. Przekrój skrzydła przedstawiony na rys. 1-61 obciążony jest momentem skręcającym $M_s = 7000 \text{ kg} \cdot \text{m}$ ($68\,000 \text{ N} \cdot \text{m}$).

Przednia i tylna część skrzydła ma w pokryciu wycięcia konstrukcyjne. Wymiary międzydźwigarowej części obrysu przytoczone są na rysunku 1-61. Znaleźć naprężenia w pokryciu i ściance skrzydła.

Najpierw rozpatrujemy pracujący na skręcanie cienkościenny zamknięty obrys $abcd$. Powierzchnię F_0 zamkniętą wewnątrz obrysu obliczamy w przybliżeniu jak powierzchnię trapezu.

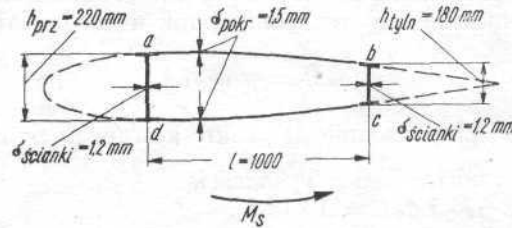
$$h_{sr} = (h_{prz} + h_{tyln}) 0,5 = (220 + 180) 0,5 = 200 \text{ mm}$$

*) Całkę wzdłuż obrysu zamkniętego oznacza się symbolem $\oint$.

$$F_0 \approx \bar{l} \cdot \bar{h}_{sr} = 1000 \cdot 200 = 2 \cdot 10^5 \text{ mm}^2$$

$$\tau_{pokr} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{pokr}} = \frac{7 \cdot 10^6}{2 \cdot 2 \cdot 10^5 \cdot 1,5} = 11,7 \text{ kG/mm}^2 \text{ (114 MN/m}^2\text{)}$$

$$\tau_{ścianki} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{ścianki}} = \frac{7 \cdot 10^6}{2 \cdot 2 \cdot 10^5 \cdot 1,2} = 14,6 \text{ kG/mm}^2 \text{ (143 MN/m}^2\text{)}$$



Rys. 1-61. Przekrój skrzydła obciążonego momentem skręcającym

Zadanie 15. W przekroju kadłuba samolotu działa moment $M_s = 8000 \text{ kG}\cdot\text{m}$ (78 400 N·m). Znaleźć naprężenie w pokryciu kadłuba. Przekrój kadłuba jest okrągły o promieniu 0,8 m i grubości pokrycia 1 mm.

Zadanie 16. Znaleźć sumaryczne naprężenia w ścianie przedniego dźwigara skrzydła według danych przykładu 9, gdy na skrzydło oprócz momentu skręcającego działa z dołu do góry poprzeczna siła $T = 2500 \text{ kG}$ (24 500 N) rozkładająca się na dźwigary jednakowo.

Uwaga: zwrócić uwagę na kierunek naprężeń stycznych M_s i T .

Niektóre pojęcia o skręcaniu „ograniczonym”

Wyciągnięte wyżej wnioski słuszne są, jeśli przekroje poprzeczne rury (belki) przy odkształceniu pochodzącym od skręcania obracają się i pozostają nadal płaskie. Warunek ten ma miejsce również przy rozpatrywaniu zagadnienia skręcania wałów. Jednakże praktycznie spełnia się on w przekrojach*) okrągłych. Podczas skręcania na przykład prostokątnych obrysów zachodzą bardziej złożone zjawiska. Dlatego też rozpatrzmy ich sens fizyczny.

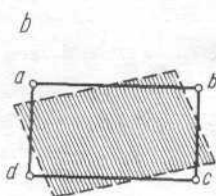
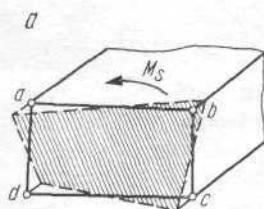
Załóżmy, że belka cienkościenna o przekroju prostokątnym, posiadająca cztery podłużne pasy i poprzeczne sztywne diafragmy, poddana jest działaniu momentu skręcającego. Wówczas, jak wynika z doświadczenia, aby przekrój belki po jej obrocie pozostał nadal prostokątny (zapewnia się to przez umieszczenie poprzecznych sztywnych diafragm-żebier), pewne jego punkty powinny wyjść z początkowej płaszczyzny, zniekształcając przekrój (linia przerywana na rys. 1-62a). Jeżeliby diafragmy nie przeciwdziałały zmianie kątów prostych między ściankami obrysu, to po obrocie przekrój belki pozostałby płaski, ale nie prostokątny (jak to pokazuje linia przerywana na rys. 1-62b).

W przypadku skręcania „swobodnego”, kiedy to nie utrudnia zniekształcania przekroju, w elementach obrysu powstają tylko naprężenia styczne. Jeżeli jednak zgodnie z warunkami pracy konstrukcji, przekrój powinien pozostać nie odkształcony — płaski (na przykład w miejscu osadzenia), to w nim powstają siły poosiowe (prostopadłe do płaszczyzny przekroju), które usuwają odkształcenia, tj. sprowadzają wszystkie punkty przekroju w jedną płaszczyznę. Ponieważ siły te są siłami wewnętrznymi, to przy nieistnieniu zewnętrznych sił i momentów prostopadłych do płaszczyzny przekroju powinny one być

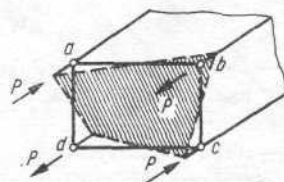
*) Przy stałej grubości ścianki warunek ten spełnia się również w kwadratowych przekrojach cienkościennych.

samowyrównowążające się, tj. suma rzutów i momentów tych sił powinna być równa zero. Warunek ten spełnia się podczas rozkładu sił poosiowych, jak to pokazano na rysunku 1-63.

Ponadto umownie dla uproszczenia zakładamy, że pokrycie nie przejmuje naprężeń normalnych. Siły poosiowe P powinny być parami równe i przeciwnie



Rys. 1-62. Odształcenia przekroju poprzecznego pręta poddanego skręcaniu



Rys. 1-63. Rozkład sił poosiowych w przekroju belki

skierowane. Również równe i przeciwnie skierowane powinny być momenty par sił P .

Istnienie sił poosiowych przy „ograniczonym” skręcaniu zmienia także rozkład naprężeń stycznych w cienkościennym obrysie. Tak więc w pobliżu zamocowania, dzięki ograniczonemu skręcaniu, w pracy skręcanej belki cienkościennej występują znaczne zmiany. Dzięki przeprowadzonym doświadczeniom ustalono, że wpływ osadzenia rozprzestrzenia się na odcinek belki przylegający do miejsca osadzenia o długości 0,2 od ogólnej długości belki. Na zewnątrz tego odcinka skręcana belka pracuje w przybliżeniu w warunkach swobodnego odkształcenia przekrojów.

ZASADY PROJEKTOWANIA SAMOLOTÓW

Wykaz oznaczeń do części drugiej

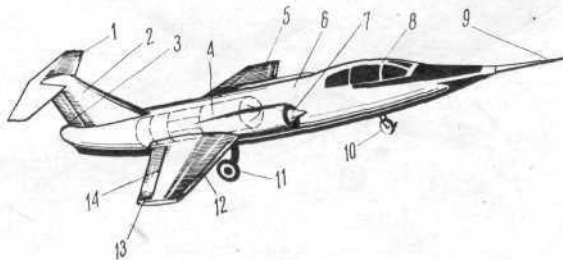
A_p — współczynnik uwzględniający zmianę mocy silnika tłokowego lub turbinowego	P_z — siła nośna skrzydła
b — rozpiętość skrzydeł	P_x — siła oporu czołowego samolotu
$c_{z\max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej	p — obciążenie jednostkowe skrzydła
c_x — współczynnik oporu czołowego	Q — ciężar samolotu w locie
c_{nas} — cięciwa skrzydła u nasady	Q_{pal} — ciężar paliwa
$c_{końc}$ — cięciwa na końcu skrzydła	q — ciśnienie prędkości (dynamiczne)
c_{sr} — średnia cięciwa skrzydła	q — stopień zaopatrzenia w energię
c_{SCA} — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła	r — moc (ciąg) jednostkowa
C_j — jednostkowe zużycie paliwa	r — promień krzywizny
D — doskonałość aerodynamiczna samolotu	S — powierzchnia skrzydła
$d_{kadł}$ — średnica kadłuba	S_H — powierzchnia usterzenia wysokości
F — siła odśrodkowa	S_V — powierzchnia usterzenia kierunku
g — przyspieszenie siły ciężkości	$S_{z.H}$ — powierzchnia steru wysokości
g_{nas} — maksymalna grubość profilu u nasady skrzydła	$S_{z.V}$ — powierzchnia steru kierunku
$J_{końc}$ — maksymalna grubość profilu na końcu skrzydła	S_{lot} — powierzchnia lotki
$\bar{g}$ — grubość względna profilu skrzydła	t — długotrwałość lotu
H — pułap, wysokość lotu samolotu	t_H — czas wznoszenia
k — współczynnik	V — prędkość lotu
k_u — współczynnik udźwigu	$V_{ląd}$ — prędkość lądowania samolotu
L — zasięg lotu	V_{max} — prędkość maksymalna lotu poziomego samolotu
L_H — odległość od środka parcia usterzenia wysokości do środka ciężkości samolotu	$\bar{x}_{sc}$ — wyważenie samolotu
$l_{kadł}$ — długość kadłuba	u_0 — pionowy podmuch powietrza
$Ma = \frac{V}{a}$, gdzie a — prędkość dźwięku, liczba Macha	α_{kr} — krytyczny kąt natarcia, odpowiadający wartości $c_{z\max}$
Ma_{kr} — krytyczna liczba Macha, której odpowiada początek kryzysu falowego	α_{ust} — kąt ustawienia skrzydła względem powierzchni ziemi przy poziomym położeniu samolotu
M_{zaw} — moment zawiasowy	γ — ciężar właściwy materiału
m — masa samolotu	η — zbieżność skrzydła
N — reakcja ziemi, moc silnika	η_{sm} — współczynnik sprawności śmigła
n — współczynnik przeciążenia	η_H — zbieżność usterzenia wysokości
n_{dop} — współczynnik przeciążenia dopuszczalnego	λ — wydłużenie skrzydła
n_{obl} — współczynnik obliczeniowy przeciążenia	λ_H — wydłużenie usterzenia wysokości
P — siła ciągu silnika	$\lambda_{kadł}$ — wydłużenie kadłuba
	v — współczynnik bezpieczeństwa konstrukcji
	ρ — gęstość powietrza
	σ_w — granica wytrzymałości materiału
	χ — kąt skosu skrzydła
	χ_H — skos usterzenia wysokości
	χ_V — skos usterzenia kierunku
	ε — wydłużenie
	σ — naprężenie

WYMAGANIA STAWIANE SAMOLOTOM

Podstawowe części samolotu i ich przeznaczenie

Samolot składa się ze skrzydeł, kadłuba, usterzenia, zespołu napędowego, podwozia i układu sterowania (rys. 2-1 ÷ 2-3).

Skrzydła stanowią zasadniczą część samolotu. Przeznaczone one są do wytwarzania siły nośnej, niezbędnej do odbywania lotu w powietrzu. Ponadto oprócz wytwarzania siły nośnej, skrzydła zapewniają stateczność poprzeczną i sterowność samolotu, a niejednokrotnie wykorzystuje się je do umieszczenia w nim silników, podwozia, uzbrojenia, zbiorników paliwa itp.



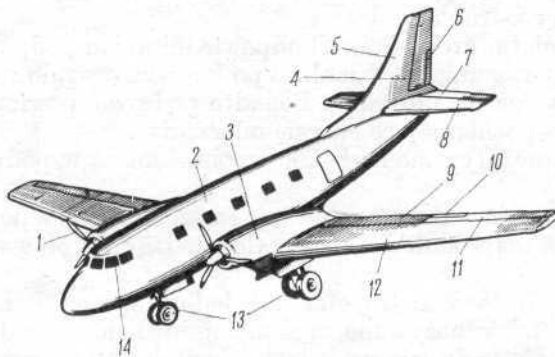
Rys. 2-1. Układ jednoplata z silnikiem turboodrzutowym

1 — usterzenie wysokości, 2 — statecznik pionowy, 3 — ster kierunku, 4 — silnik, 5 — skrzydło, 6 — kadłub, 7 — chwyt powietrza, 8 — osłona kabiny załogi, 9 — rurka Pitota, 10 — koło przednie podwozia, 11 — koło główne podwozia, 12 — slot, 13 — lotka, 14 — kłapa skrzydła

Samoloty mające pojedyncze skrzydła (o jednej płaszczyźnie nośnej) nazywamy jednoplatami (rys. 2-1, 2-2). Samoloty o podwójnych skrzydłach nazywamy dwuplatami (rys. 2-3).

Skrzydła współczesnych samolotów wyposażone są w tzw. mechanizację skrzydła (kłapy, sloty), służące do polepszenia startu, lądowania i manewrowania samolotu w czasie lotu.

Kadłub samolotu służy do umieszczenia załogi, pasażerów, ładunku, a niekiedy i silników, oraz do połączenia zasadniczych części (skrzydła, usterzenia

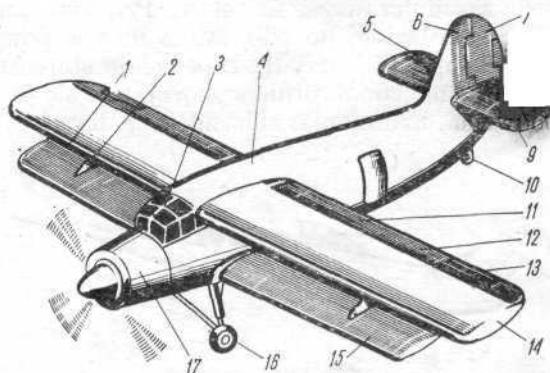


Rys. 2-2. Układ jednoplata z dwoma silnikami turbośmigłowymi

1 — śmigło, 2 — kadłub, 3 — silnik, 4 — ster kierunku, 5 — statecznik pionowy, 6 — kłapka wyważająca, 7 — ster wysokości, 8 — statecznik poziomy, 9 — kłapa skrzydła, 10 — kłapka wyważająca, 11 — lotka, 12 — skrzydło, 13 — podwozie chowane, 14 — kabina załogi

itd.) w jedną całość. Czasami kadłubowi i podwoziu samolotu nadaje się kształty i własności łodzi, które umożliwiają start i wodowanie. Samolot taki nazywamy samolotem wodnym (wodnopłat).

Usterzenie ogonowe stanowią powierzchnie nośne zapewniające stateczność podłużną i kierunkową oraz sterowność samolotu. Samoloty o normalnym układzie mają usterzenie wysokości przeznaczone do zapewnienia podłużnej stateczności i sterowności samolotu oraz usterzenie kierunku — do zapewnienia stateczności kierunkowej i sterowności samolotu.



Rys. 2-3. Układ dwupłata

1 — slot, 2 — wspornik, 3 — kabina pilota, 4 — kadłub, 5 — ster wysokości, 6 — statecznik pionowy, 7 — ster kierunku, 8 — klapka wyważająca, 9 — statecznik poziomy, 10 — koło tylne, 11 — klapka skrzydła, 12 — lotka, 13 — klapka wyważająca, 14 — płat górny, 15 — płat dolny, 16 — podwozie stałe, 17 — silnik

Statecznością samolotu nazywamy jego zdolność do samodzielnego powrotu (bez udziału pilota) w położenie równowagi podczas odbywania lotu, po każdym przypadkowym lub zamierzonym odchyleniu od stanu początkowego.

Usterzenie wysokości samolotu poddźwiękowego składa się z części stałej lub częściowo nieruchomej. Do części stałej lub częściowo nieruchomej zalicza się statecznik, do części ruchomej — ster wysokości.

Samoloty o prędkościach naddźwiękowych wyposaża się w poziome usterzenia sterowane bez steru wysokości, tzw. płytowe usterzenia wysokości.

Usterzenie kierunku składa się z części stałej (nieruchomej) i części ruchomej. Do części nieruchomej usterzenia kierunku zalicza się statecznik, do części ruchomej — ster kierunku.

Podwozie samolotu, które stanowi odpowiedni układ podpór, przeznaczone jest do postoju i poruszania się samolotu po lotnisku oraz do rozbiegu podczas startu i dobiegu w czasie lądowania. Ponadto podwozie powinno być wyposażone w urządzenia pochłaniające energię uderzenia.

Samoloty wykorzystywane na lądzie wyposażone są w podwozie na kołach lub na płożach.

Samoloty wykonujące start, wodowanie i wszelki ruch na powierzchni wody (samoloty wodne), mają kadłuby w kształcie łodzi oraz pływak zamocowane pod skrzydłami.

Samoloty przystosowane do startu i lądowania na lądzie oraz startu i wodowania na wodzie nazywane są samolotami lądowo-wodnymi (amfibie). Samoloty takie mają podwozia na kołach i kadłuby o właściwościach łodzi.

Zespół napędowy samolotu przeznaczony jest do wytwarzania siły ciągu.

Samolot wyposażony w silnik tłokowy ma śmigło, które służy do przetwarzania momentu obrotowego silnika w siłę ciągu. W samolocie wyposażonym

w silnik odrzutowy, ciąg powstaje w rezultacie odrzucania przez silnik gazów do tyłu (reakcja odrzutu). W samolocie z silnikiem turbośmigłowym ciąg wywołany jest przede wszystkim przez śmigło oraz częściowo przez reakcję odrzutu.

Układ sterowania samolotem składa się z linek (ciągów), drążków (ciągieł) i mechanizmów, za pomocą których pilot może bezpośrednio lub za pośrednictwem urządzeń automatycznych sterować lotem samolotu, wprowadzając w ruch stery wysokości, stery kierunku i lotki oraz inne urządzenia i zespoły (klapki wyważające, klapy lądowania, hamulce, podwozie itd.).

Oprócz wymienionych części zasadniczych, samoloty wyposażone są także w różnorodne urządzenia, a wojskowe samoloty ponadto w uzbrojenie. Nie zatrzymując się dłużej przy rozpatrywaniu wyposażenia i uzbrojenia niektórych samolotów, o których jest mowa w innych materiałach, wystarczy wspomnieć, że na przykład bombowiec strategiczny ma ponad 2000 różnych elementów (agregatów) ułatwiających załodze sterowanie silnikami i samolotem, zapewniających dokładną nawigację, odpowiednie warunki w kabinie oraz naprowadzanie samolotu na cel. Radiolokacyjne zaś wyposażenie samolotu pozwala także na wykrywanie ze znacznej odległości samolotów przeciwnika oraz określanie własności terenu, nad którym samolot wykonuje lot.

Ogólne wymagania stawiane samolotom

Współczesne samoloty powinny się odznaczać:

- 1) wysokimi lotno-technicznymi właściwościami użytkowymi,
- 2) małym ciężarem konstrukcji samolotu przy zachowaniu niezbędnej wytrzymałości i sztywności,
- 3) wysokimi wskaźnikami eksploatacyjnymi,
- 4) wysoką technologicznością konstrukcji,
- 5) możliwie wysokimi wskaźnikami ekonomicznymi.

Lotno-techniczne właściwości użytkowe samolotu

O właściwościach użytkowych samolotu decydują takie zasadnicze wskaźniki, jak: prędkość, zasięg i maksymalny pułap, które samolot może osiągnąć. Wraz z wymienionymi wskaźnikami, zależnie od przeznaczenia samolotu, duże znaczenie ma także prędkość wznoszenia, udźwig, zwrotność, prędkość lądowania i uzbrojenie.

Prędkość maksymalna osiągana przez samolot przy pełnej mocy lub ciągu zespołu napędowego jest głównym wskaźnikiem, według którego ocenia się obecnie jakość samolotu.

Zasięg jest to najdłuższa możliwa do osiągnięcia odległość lotu bez lądowania oraz uzupełniania paliwa i smarów. Dla wielu samolotów zasięg ma duże znaczenie (szczególnie dla wojskowych).

Pułap samolotu jest to wysokość maksymalna, na którą dany samolot może się wznieść i na której może kontynuować lot poziomy. Możliwość lotu samolotu na dużych wysokościach jest ważną właściwością, zwłaszcza jeśli chodzi o samoloty wojskowe.

Prędkość wznoszenia jest to zdolność samolotu do szybkiego wzniesienia się na optymalną wysokość lotu poziomego lub wysokość bojową. Szczególne znaczenie ma ona podczas wykonywania manewrów pionowych.

Udźwig jest to zdolność samolotu do przewiezienia określonej ilości ładunku, bomb lub pasażerów łącznie z materiałami pędnymi.

Zwrotność jest to zdolność samolotu do zmiany prędkości, wysokości i kierunku lotu w określonym czasie.

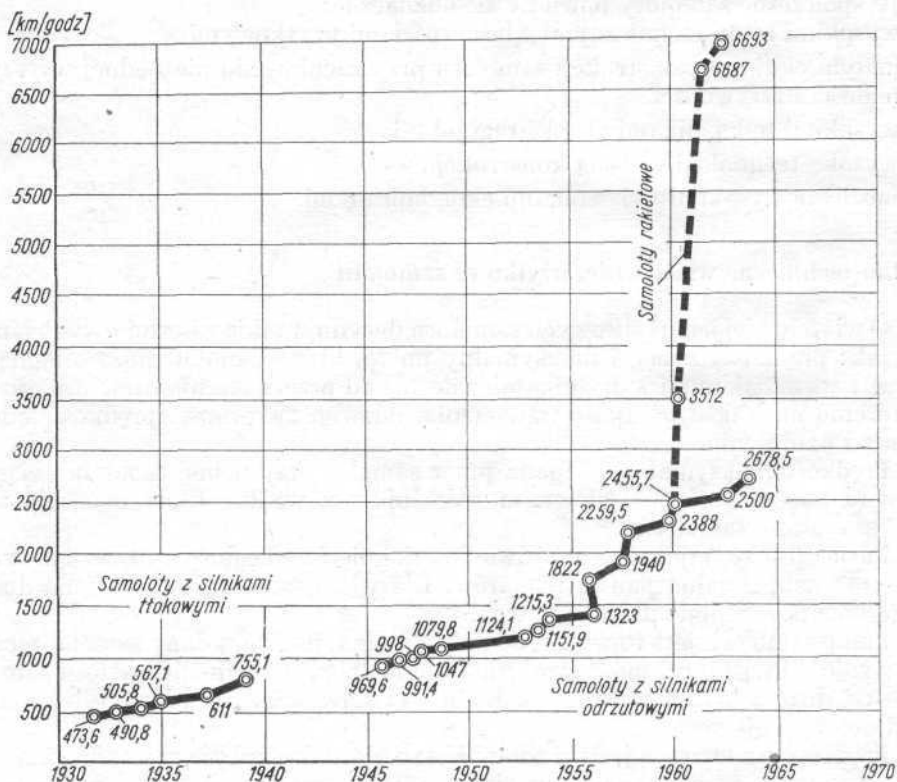
Prędkość lądowania (przyziemienia) jest wskaźnikiem wpływającym na bezpieczeństwo lądowania samolotu. Obecnie prędkość lądowania nie powinna przekraczać: samolotów wojskowych — $250 \div 300$ km/h ($70 \div 83$ m/s), samolotów cywilnych $180 \div 200$ km/h ($50 \div 55$ m/s). Stosunek $V_{\max} : V_{\text{ląd}}$ nazywany jest zakresem prędkości. Obecnie dąży się do uzyskania możliwie szerokiego zakresu prędkości.

Uzbrojenie charakteryzuje siłą ognia samolotu, wyrażana liczbą punktów ogniowych (kierowanych pocisków raketowych, działek artyleryjskich), ich typ, kaliber, szybkostrzelność (liczba wystrzałów na minutę) i prawdopodobieństwo rażenia celu. Jest ono jednym z ważniejszych kryteriów oceny przydatności bojowej samolotu wojskowego.

Współczesny samolot powinien się odznaczać dużą statecznością i zwrotnością we wszystkich warunkach lotu.

Na rysunku 2-4 pokazano wzrost w latach 1930—70 rekordów prędkości, które były uzyskane na samolotach zwykłych i samolotach raketowych. Począwszy od roku 1945 rekordy prędkości uzyskano na samolotach o napędzie odrzutowym.

Wiadomo, że moc jaką rozwija silnik tłokowy, w małym stopniu zależy od prędkości lotu. Siła ciągu zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do prędkości



Rys. 2-4. Rekordy prędkości lotu samolotów zwykłych i raketowych

lotu V i wprost proporcjonalnie do współczynnika sprawności śmigła η_{sm} , co wyraża się wzorem:

$$P = \frac{N_s \cdot \eta_{sm}}{V}$$

gdzie:

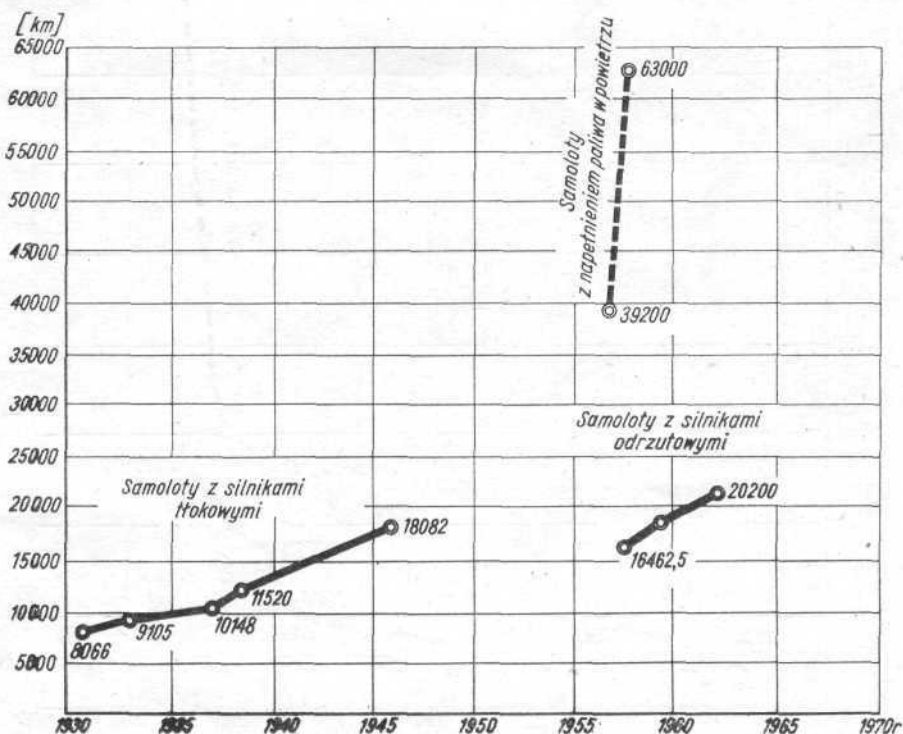
- P — siła ciągu silnika,
- N_s — moc silnika,
- η_{sm} — współczynnik sprawności śmigła,
- V — prędkość lotu [m/s].

Do otrzymania niezbędnej siły ciągu silnika podczas lotu samolotu na dużych prędkościach, potrzebne jest znaczne zwiększenie mocy silnika. Tak na przykład, aby uzyskać prędkość lotu rzędu $2000 \div 2200$ km/h ($555 \div 610$ m/s) na niedużym samolocie, potrzebna jest siła ciągu $5000 \div 6000$ kG ($49\,000 \div 58\,800$ N).

Jeżeli przyjmujemy, że współczynnik sprawności śmigła $\eta_{sm} \approx 0,70 \div 0,80$, to moc silnika potrzebna do otrzymania wspomnianej siły ciągu powinna wynosić:

$$N_s = \frac{P[\text{kG}] \cdot V}{75 \cdot \eta_{sm}} = \frac{P[\text{N}] \cdot V}{736 \cdot \eta_{sm}} \approx 46\,500 \text{ KM}$$

Silnik tłokowy rozwijający taką moc będzie miał bardzo duży ciężar [$\sim 20\,000$ kG ($196\,000$ N)], duże wymiary i ciężkie śmigło. W tym też tkwi



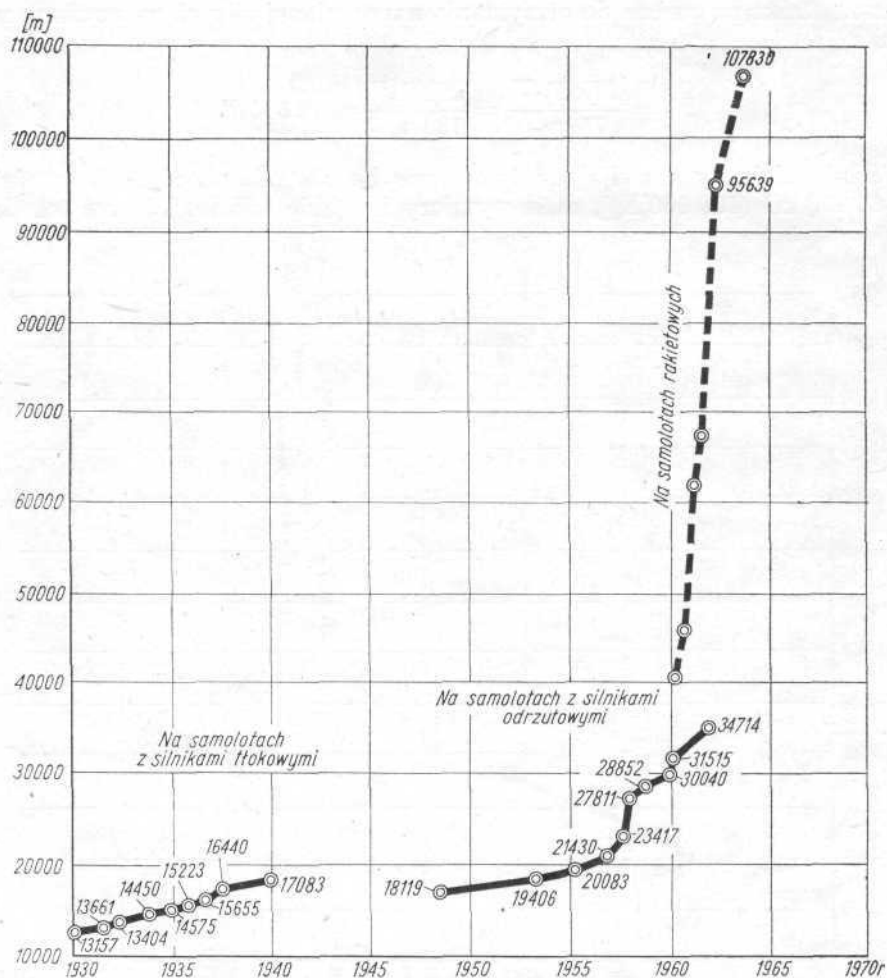
Rys. 2-5. Rekordy zasięgu lotu samolotów

zasadnicza przyczyna trudności napotykanym podczas przechodzenia do lotu z dużymi prędkościami samolotów wyposażonych w silniki tłokowe.

Ciąg silników odrzutowych przy $Ma < 1$ w małym stopniu zależy od prędkości lotu samolotu, a przy $Ma > 1$ nawet powiększa się wraz ze wzrastaniem prędkości. Jeżeli do tego dodać, że ciężar właściwy i rozmiary zewnętrzne silników odrzutowych są znacznie mniejsze od silników tłokowych, to stanie się zrozumiałe, dlaczego silniki odrzutowe w nowoczesnych samolotach mają tak szerokie zastosowanie.

Zasięg lotu jest obecnie bardzo ważną własnością międzykontynentalnych samolotów pasażerskich i ciężkich samolotów przenoszących rakiety. Należy zaznaczyć, że zasięg samolotu może się zmieniać w szerokich granicach zależnie od wariantów obciążenia.

Na rysunku 2-6 przytoczone są światowe rekordy wysokości, osiągnięte na przestrzeni 35 lat na specjalnych lub odpowiednio dostosowanych do tego celu samolotach śmigłowych lub samolotach raketowych.



Rys. 2-6. Rekordy wysokości lotu samolotów zwykłych i raketowych

Przewiduje się, że po zastosowaniu na samolotach silników rakietowych na paliwo ciekłe aktualne obecnie rekordy prędkości i wysokości zostaną wielokrotnie przekroczone. Obecnie projektuje się już i buduje eksperymentalne modele samolotów o prędkościach lotu $6 \div 8$ Ma i wysokości lotu $100 \div 300$ km.

Zapewnienie samolotom wysokich właściwości użytkowych związane jest z udoskonalaniem ich aerodynamicznych (opływowych) kształtów.

Na przykład przejście od dwupłata wyposażonego w golenie i ściegna — do jednopłata z chowanym w locie podwoziem znacznie zmniejszyło wielkość oporu czołowego samolotu. Następnie dalsze obniżenie oporu samolotu uzyskano dzięki ulepszeniu profilu skrzydła i usterzenia, zastosowaniu opływowych kształtów kadłubów oraz usunięciu najmniejszych nawet wystających części na powierzchni samolotu. Szeroko zaczęto stosować nitowanie wpuszczane (kryte) i łączenie poszczególnych arkuszy pokrycia (blachy) na styk. Używa się obecnie grubego pokrycia, które zachowuje stałe, mimo działania obciążeń aerodynamicznych, pierwotną formę oraz umożliwia uzyskanie gładkiej powierzchni samolotu itd.

Jednocześnie zmniejszone zostały wymiary skrzydeł i usterzenia, co również wpłynęło na zmniejszenie oporu samolotu.

Dokonano tego dzięki zastosowaniu elementów mechanizacji skrzydła. Z kolei zastosowanie elementów mechanizacji zwiększyło siłę nośną samolotu w czasie jego rozbiegu i lądowania.

Ponadto unowocześnienie osłon silników, zwłaszcza silników tłokowych chłodzonych powietrzem, oraz ulepszenie opływu chłodnic i wykorzystanie reakcji wydechu znacznie zmniejszyło opór czołowy zespołów napędowych.

Wreszcie dzięki udoskonaleniu silników i śmigieł powiększona została ich siła ciągu.

Współczesny etap rozwoju aerodynamiki samolotu cechuje dążenie do nadania zewnętrznym częściom samolotu opływowych kształtów, które odpowiadałyby wymogom związanym z oddziaływaniem ściśliwości powietrza.

Członek Akademii Nauk, S.A. Czapłygin (1869—1942 r.), już w roku 1903 w pracy „O strumieniach gazowych” dowiódł, że przy prędkościach lotu bliskich prędkości głosu należy brać pod uwagę wpływ, jaki okazuje ściśliwość powietrza na aerodynamiczne charakterystyki samolotu. Już przy prędkościach lotu $800 \div 900$ km/h ($220 \div 250$ m/s) wpływ ściśliwości powietrza na aerodynamiczne charakterystyki samolotu staje się widoczny i rośnie intensywnie wraz ze zwiększaniem liczby Ma.

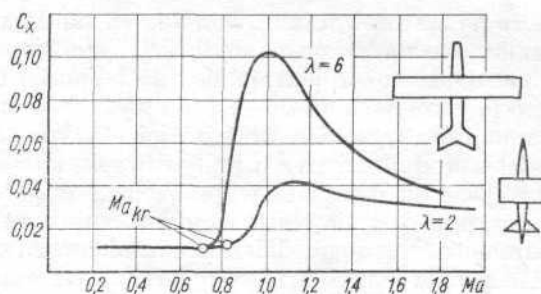
Liczba Ma, odpowiadająca prędkości napływającego strumienia, przy której miejscowa jego prędkość w dowolnym punkcie powierzchni ciała równa jest prędkości dźwięku (kryzys falowy), nazywa się krytyczną liczbą Macha (Ma_{kr}).

Przy prędkościach przewyższających prędkość krytyczną największy udział w oporze samolotu odgrywa opór falowy. Dlatego też najważniejszym krokiem na drodze do zbudowania samolotu o prędkości naddźwiękowej jest zmniejszenie oporu falowego.

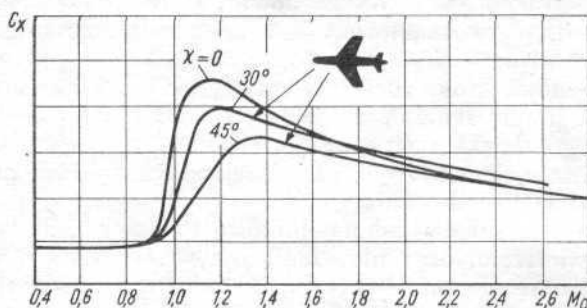
Na opór falowy wpływają takie czynniki, jak wydłużenie i skos skrzydła w rzucie poziomym oraz odpowiednia grubość profilu. Gdy na przykład zmniejszona zostanie długość skrzydła, wówczas również zmniejsza się wpływ ściśliwości powietrza w czasie lotu samolotu (rys. 2-7).

Skośny kształt skrzydła w rzucie poziomym wybitnie wpływa na opór falowy, zwłaszcza w strefie $Ma = 1$ (rys. 2-8). Jednak przy prędkościach odpowiadających liczbie $Ma = 2,0$ opór falowy (przy równych pozostałych warunkach) skrzydła skośnego równa się oporowi skrzydła prostego.

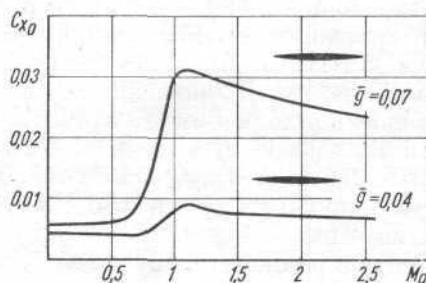
W czasie lotu samolotu z prędkością dźwięku i naddźwiękową na wielkość oporu falowego duży wpływ wywiera odpowiednia grubość profilu (rys. 2-9).



Rys. 2-7. Zależność c_x od liczby Ma przy różnych λ



Rys. 2-8. Wpływ skosu skrzydła na wielkość c_x



Rys. 2-9. Wpływ $\bar{g}$ na wielkość c_x

Zmniejszenie oporu falowego kadłuba, a szczególnie oporu takich jego elementów, jak osłony kabiny załogi, obudowy silników, dodatkowych zbiorników paliwa i innych, można osiągnąć przede wszystkim przez wyeliminowanie prostopadłych fal uderzeniowych (skoku gęstości). Dlatego też konieczne jest zaostrzanie przedniej części kadłuba i zmniejszanie promienia krzywizny krawędzi chwytów powietrza.

Do udoskonaleń aerodynamicznych można również zaliczyć uszczelnianie (hermetyzację) samolotu. Chodzi o to, że powietrze wpadające do wnętrza samolotu nie uszczelnionego uchodząc przez szczeliny wywołuje dodatkowy opór czołowy samolotu. Dlatego też do uszczelniania takich części samolotu, jak wszelkiego rodzaju klapy, pokrywy, drzwi, okna i inne elementy stosuje się różne miękkie podkładki (gumowe lub skórzane).

Ciężar, wytrzymałość i sztywność konstrukcji

Konstrukcja każdego samolotu powinna być odpowiednio wytrzymała, tj. naprężenia w elementach wytrzymałościowych i ich połączeniach, które mogą wystąpić podczas lotu, lądowania i poruszania się po ziemi, nie powinny przekraczać maksymalnie dopuszczalnych dla danej konstrukcji naprężeń.

Rozróżniamy następujące rodzaje wytrzymałości: wytrzymałość statyczną (przy obciążeniu statycznym) odpowiadającą stopniowemu wzrastaniu obciążeń, wytrzymałość na obciążenia dynamiczne, przy gwałtownej, niespodziewanej zmianie obciążenia (uderzenie w czasie lądowania, gwałtowny podmuch powietrza) i wytrzymałość na zmęczenie (zmęczeniowa) przy powtarzających się regularnych i nieregularnych obciążeniach cyklicznych (np. wibracje wywoływane pracą zespołu napędowego). Zniszczenie zmęczeniowe następuje przy stosunkowo niedużych naprężeniach (granicy wytrzymałości na zmęczenie), zależnych od liczby obciążeń zmiennych, tj. od czasokresu pozostawiania w eksploatacji danej konstrukcji samolotu.

Spełniawszy wszystkie wymagania dotyczące wytrzymałości, nieodzowne jest również zapewnienie dla danej konstrukcji odpowiedniej sztywności.

Jeżeli dla wytrzymałości konstrukcji charakterystyczne są naprężenia występujące w jej elementach, to dla jej sztywności charakterystyczne są odkształcenia.

Przy spotykanych w eksploatacji maksymalnych obciążeniach nie należy dopuszczać do krańcowego odkształcenia poszczególnych elementów konstrukcji samolotu, które by przekraczały dopuszczalne wielkości przewidziane normami wytrzymałości samolotów. Bardzo ważne jest również zapewnienie sztywności zespołom (ograniczenie ich odkształceń), wytwarzającym siły aerodynamiczne.

Spełniając wymagania dotyczące wytrzymałości i sztywności, konstrukcja samolotu powinna być jednocześnie możliwie lekka, ponieważ każde zmniejszenie ciężaru przyczynia się do polepszenia osiągnięć samolotu i podniesienia jego ekonomiczności, pozwalając przy tym na zwiększenie ciężaru użytecznego. Zmniejszenie ciężaru konstrukcji samolotu można uzyskać dzięki stosowaniu bardziej racjonalnych układów konstrukcyjno-wytrzymałościowych, stosowaniu materiałów o większej wytrzymałości, zmniejszaniu liczby i wymiarów elementów niepracujących wytrzymałościowo itd. Ponadto należy brać pod uwagę możliwość zmian własności wytrzymałościowych materiałów konstrukcyjnych, ze względu na ich nagrzewanie się podczas lotu przy dużych prędkościach, które jest wynikiem hamowania strumienia powietrza przez powierzchnię samolotu. Tak np. przy prędkości lotu 3000 km/h (835 m/s) temperatura na powierzchni pokrycia dochodzi do 300°C (573°K). Powoduje to zmniejszenie się naprężeń dopuszczalnych (patrz rozdz. 10) oraz wpływa na rozkład działających obciążeń między poszczególne elementy.

Wskaźniki eksploatacyjne

Do wskaźników eksploatacyjnych samolotu zaliczamy efektywność wykorzystania wnętrza samolotu, dostęp do wszystkich zespołów i części podlegających obsłudze technicznej, łatwość naprawy, możliwość przechowywania samolotu na powietrzu i eksploatacji w różnych warunkach meteorologicznych oraz niezawodność*) pracy w czasie pokoju i w okresie działań bojowych.

*) Niezawodność oznacza zdolność do wykonywania lotów przez samolot w ustalonym okresie czasu w określonych warunkach na ziemi i w powietrzu.

Niezawodność samolotu w warunkach bojowych polega na odpowiednim zabezpieczeniu przed ogniem przeciwnika kabiny załogi, zespołu napędowego, ważniejszych elementów konstrukcji i urządzeń sterowania. Odporność tę zwiększa się za pomocą płyt i szkła pancernego, zdolnego do ochrony załogi i ważniejszych elementów samolotu.

Niezawodnością bojową konstrukcji samolotu nazywamy zdolność wytrzymywania przez nią obciążeń w czasie lotu bojowego w przypadku uszkodzenia któregośkolwiek jej elementu przez pociski przeciwnika. Niezawodność tę zwiększa się dzięki rozśrodkowaniu elementów wytrzymałościowych po całym samolocie. W tym przypadku uszkodzenie jednego z elementów konstrukcji nie pociąga za sobą naruszenia sztywności i wytrzymałości konstrukcji jako całości.

Do środków zmierzających do podwyższenia niezawodności samolotów zaliczamy stosowanie specjalnej osłony zbiorników paliwa, stosowanie urządzeń przeciwpożarowych, dublowanie ważniejszych elementów wyposażenia, jak elementów sterowniczych, instalacji hydraulicznej itd., oraz zapewnienie możliwości lotu w razie uszkodzenia jednego czy nawet dwóch silników (w samolotach wielosilnikowych).

Niezawodność konstrukcji samolotów w czasie pokoju polega przede wszystkim na nie uleganiu uszkodzeniom podczas długotrwałego działania obciążeń, tj. na posiadaniu dużej wytrzymałości zmęczeniowej. Do tego należy również zaliczyć odporność konstrukcji na działanie korozji.

Wytrzymałość na zmęczenie może być podniesiona przez właściwy dobór materiałów do budowy samolotu, dublowanie niektórych elementów wytrzymałościowych, tj. zastosowanie różnych sposobów przenoszenia sił, zastosowanie środków ograniczających możliwość rozprzestrzeniania się pęknięć itp.

Technologiczność konstrukcji w budowie samolotów

Technologiczność konstrukcji oznacza możliwość stosowania odpowiednich nowoczesnych procesów technologicznych, najbardziej ekonomicznych przy danej ilości produkowanego przedmiotu, zapewniających przy tym wymaganą jakość wyrobu.

Postęp w budowie samolotów polega nie tylko na polepszaniu osiągnięć, lecz także na stosowaniu coraz nowocześniejszych i właściwszych procesów technologicznych oraz materiałów.

Omówimy pięć podstawowych wymagań dotyczących technologiczności konstrukcji.

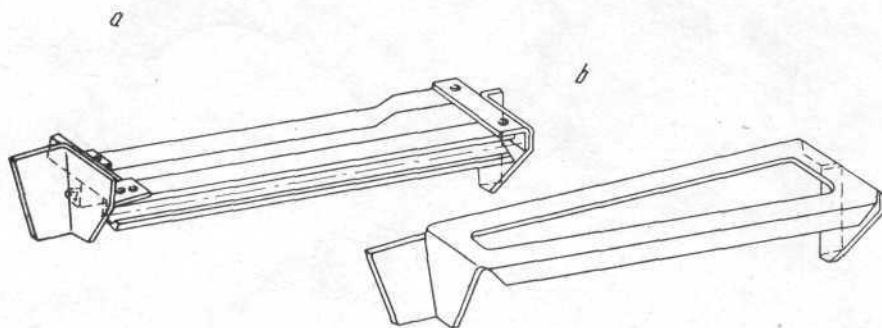
1. Prostota konstrukcji i możliwość szerokiego stosowania standardowych, znormalizowanych i ujednoliconych elementów, części i węzłów. Prostota konstrukcji ma na celu zbudowanie samolotu lub jego zespołu z jak najmniejszej liczby prostych konstrukcyjnie części, przy najbardziej racjonalnej ich produkcji i nieskomplikowanym montażu.

Na rysunku 2-10 pokazano dwa przykłady konstrukcyjne. Przykład *a* przedstawia węzeł, do wyprodukowania którego potrzeba więcej niż 20 urządzeń i 19 operacji produkcyjnych. Natomiast do wyprodukowania podobnego węzła *b* potrzebnych jest już tylko 8 urządzeń i 5 operacji produkcyjnych.

Dlatego też, aby można było ograniczyć liczbę odpowiednich typów i rozmiarów poszczególnych części, zmniejszyć nomenklaturę materiałów i półfabrykatów, wprowadzone zostały odpowiednie normy państwowe. Normy te pozwalają zredukować liczbę czynności przy projektowaniu i produkowaniu nowych części. Jednocześnie produkcja znormalizowanych elementów konstruk-

cji pozwala na kooperację wyspecjalizowanych zakładów produkcyjnych, przy zastosowaniu najbardziej nowoczesnych metod.

W budowie samolotów stosuje się przeważnie części znormalizowane. Do nich należą śruby, wkręty, podkładki, nakrętki, nity itd. oraz części instalacji paliwowych i olejowych (zawory, końcówki, łączniki, korki, gardziele) i in.

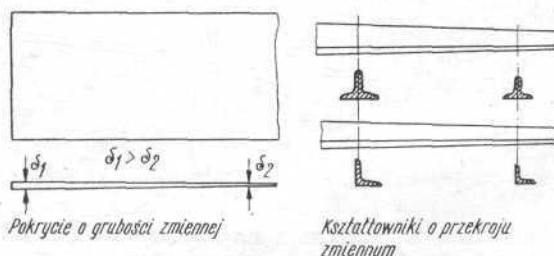


Rys. 2-10. Przykłady konstrukcyjne

Należy dążyć do szerokiego wprowadzania unifikacji. Określenie „unifikacja” oznacza możliwość wykorzystania w nowych konstrukcjach samolotów części i węzłów, a w wyjątkowych przypadkach również całych zespołów, wcześniej zaprojektowanych i wyprodukowanych do montażu innych samolotów.

2. Duża dokładność wykonania i gładkość obróbki powierzchniowej. Stopień dokładności wykonania części, węzłów i zespołów oraz gładkość obróbki powierzchniowej należy ustalać wychodząc ze ściśle uzasadnionych wymagań technicznych, ponieważ przejście do wysokiego stopnia dokładności i gładkości pociąga za sobą podwyższenie pracochłonności i kształtów własnych produkcji.

3. Właściwy dobór odpowiednich rodzajów półwyrobów. W doborze odpowiednich rodzajów półwyrobów zasadniczym kryterium oceny ekonomiczności części powinien być ich koszt produkcji, pod warunkiem jednak, że stosowane

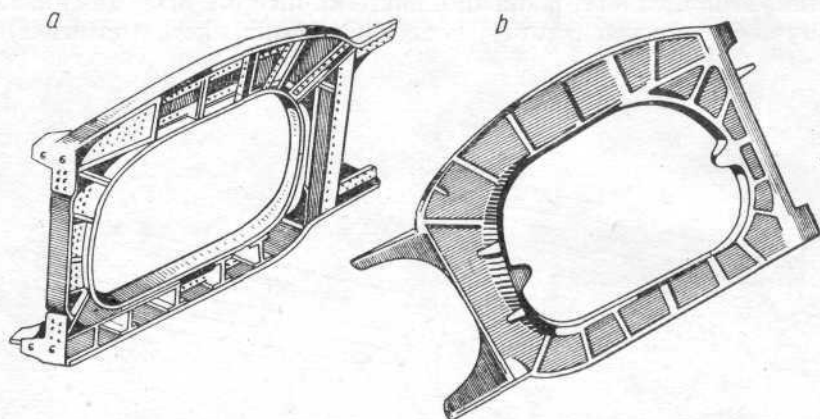


Rys. 2-11. Pokrycie i kształtowniki o przekroju zmiennym

względem nich wymagania wytrzymałościowe, ciężarowe i własności aerodynamiczne będą spełnione. Ponadto duże znaczenie ma łatwość obróbki materiału.

Na rysunkach 2-11 do 2-14 przedstawiono niektóre rodzaje półwyrobów, otrzymanych przy zastosowaniu metod o dużej wydajności. Na przykład na

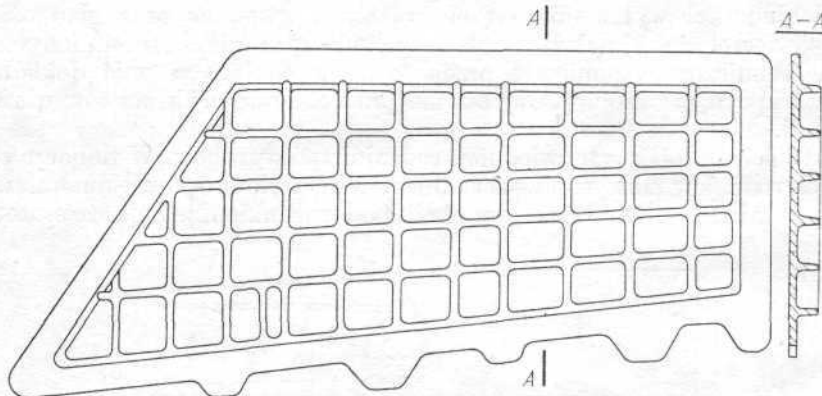
rysunku 2-12 pokazano ramę dźwigara samolotu ciężkiego, wykonaną dwiema różnymi metodami. W pierwszym przypadku (a) jest to rama składana, która ma 22 części i waży 180 kG (1760 N), w drugim przypadku (b) — rama wykona-



Rys. 2-12. Ramy dźwigara wykonane różnymi sposobami

na metodą tłoczenia na gorąco, składająca się z jednej części i waży tylko 118 kG (1160 N).

4. Racjonalny wybór sposobu obróbki półwyrobu. Niezależnie od sposobu otrzymania półwyrobu, należy dążyć, aby niektóre powierzchnie nie były poddawane dokładnej obróbce. Podstawowym rodzajem obróbki półwyrobów



Rys. 2-13. Płyta skrzydła (półwyrób) tłoczona na gorąco

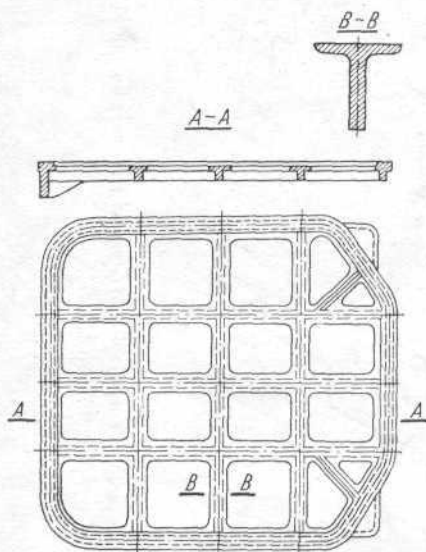
jest obróbka mechaniczna, a jednym z najnowszych procesów obróbki jest głębokie trawienie*) lub frezowanie chemiczne. Na rysunku 2-15 przedstawiony jest przykład części obrobionej metodą głębokiego trawienia.

5. Racjonalny wybór sposobów połączeń elementów konstrukcji. Zwiększenie stopnia technologiczności konstrukcji samolotu można osiągnąć przez wybór

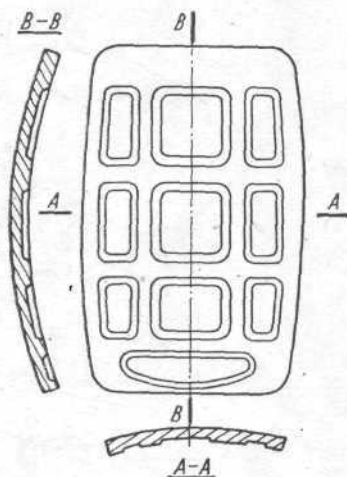
*) Proces głębokiego trawienia polega na tym, że półwyrób podlegający obróbce zanurza się w wannie z odpowiednim roztworem. Miejsca półwyrobu, które nie podlegają trawieniu, pokrywa się izolacyjnym preparatem. Głębokość trawienia zależy od czasu znajdowania się półwyrobu w roztworze. Dokładność obróbki dochodzi do 0,05 mm.

racjonalnego sposobu łączenia jej elementów. W budowie samolotów stosowane są następujące sposoby połączeń: gwintowe, nitowe, zgrzewane, klejowe, klejowospawane, spawane, sworzniowe, kołkowe itd.

Z wymienionych sposobów połączeń, połączenia sworzniowe i gwintowe należą do najbardziej pracochłonnych sposobów oraz dodatkowo obciążają konstrukcję. Najbardziej rozpowszechnionym obecnie sposobem łączenia elementów konstrukcji jest nitowanie. Jednak poszczególne zespoły i węzły po-



Rys. 2-14. Część samolotu wykonana metodą odlewania



Rys. 2-15. Płyta wykonana metodą głębokiego trawienia

winny być usytuowane w ten sposób, by przy tego rodzaju łączeniu możliwe było zastosowanie maksymalnej mechanizacji pracy.

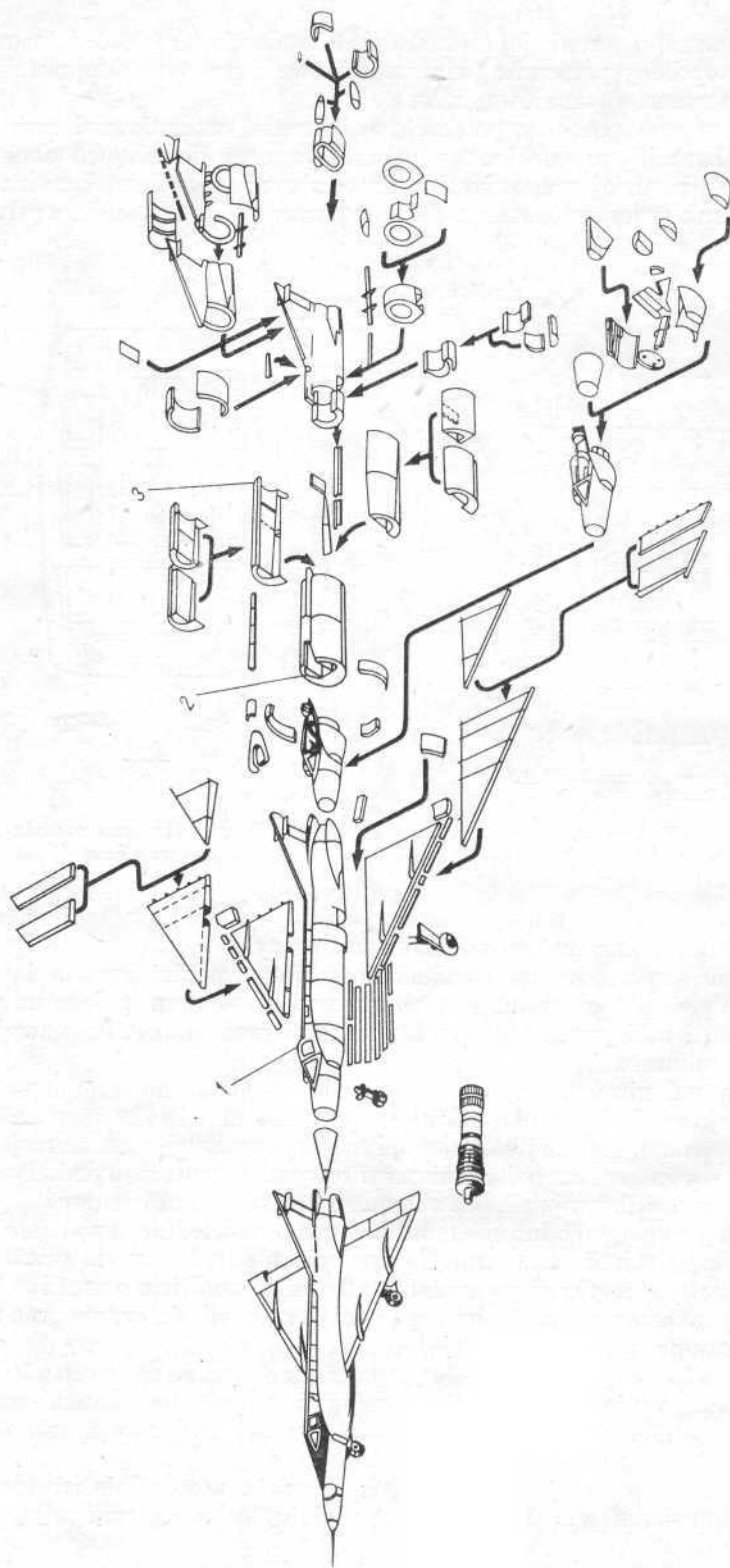
W budowie samolotów rozpowszechniony jest również sposób łączenia spawanego. Wyższość połączenia spawanego nad nitowanym polega na większej szczelności i mniejszym ciężarze konstrukcji oraz obniżeniu pracochłonności przy jej montażu.

Obok połączeń nitowych i spawanych, duże zastosowanie mają również połączenia klejowe. Zaletą połączeń klejowych jest możliwość uzyskania powierzchni konstrukcji gładkiej bardziej opływowej i szczelnej oraz zmniejszenia jej ciężaru w porównaniu z połączeniami nitowymi i sworzniowymi. Ponadto tego rodzaju prace odbywają się bez zbędnego hałasu, stuku i szumu.

6. Spełnienie wymagań odnośnie montażu oraz odpowiedniego podziału technologicznego konstrukcji samolotu. Technologia montażu stawia przed konstrukcją samolotu specyficzne wymagania. Chodzi mianowicie o możliwość potokowego montażu, wzajemną zamianę części oraz wyeliminowanie prac zbędnych przy ich dopasowywaniu.

Prace montażowe stanowią 40 ÷ 60 % wszystkich prac związanych z budową samolotu. Dlatego nieuwzględnianie wymagań odnośnie montażu podczas projektowania samolotu obniża wydajność pracy i zwiększa koszt własny produktu.

Przy spełnianiu wymagań dotyczących montażu szczególnie istotne znaczenie ma odpowiedni wybór schematu podziału technologicznego zespołów



Rys. 2-16. Schemat rozmontowanej konstrukcji nadźwiękowego samolotu myśliwskiego (strzałki pokazują kolejność montażu)
 1 — zespół konstrukcji płatowca, 2 — część konstrukcji, 3 — płyta

konstrukcji samolotu. Odpowiedni bowiem podział elementów pozwala na oddzielne przygotowywanie każdego węzła, płata, sekcji i montowanie na nich poszczególnych części instalacji i wyposażenia. Na rysunku 2-16 przedstawiono rozmontowaną konstrukcję samolotu z uwypukleniem jej podstawowych jednostek montażowych.

Samolot podlegający montażowi dzielony jest na następujące ważniejsze zespoły: kadłub, skrzydła, usterzenie, zespół napędowy oraz podwozie. Poszczególne zaś jednostki składające się na samolot dzielone są na części, węzły i płyty.

Podzielenie konstrukcji samolotu na poszczególne jednostki montażowe pozwala na zmniejszenie pracochłonności, zwiększenie wydajności pracy monterów, skrócenie cyklu montażu, zmniejszenie liczby miejsc pracy oraz ich powierzchni. Tego rodzaju sposób montażu jednak zwiększa ciężar konstrukcji ze względu na konieczność stosowania odpowiednich złącz. Ponadto umożliwia zastosowanie bardziej nowoczesnych maszyn montażowych, do których można zaliczyć automaty do nitowania, spawania i inne środki mechanizacji pracy.

Wreszcie ważnym wymaganiem odnośnie montażu, ułatwiającym zamianę części w toku eksploatacji, jest zapewnienie wzajemnej zamienności poszczególnych zespołów i węzłów samolotu. Wymiary, ciężar, jakość powierzchni, rozmieszczenie otworów itd. wzajemnie zamieniających się elementów powinny być jednakowe (w granicach tolerancji).

Wskaźniki ekonomiczne

Koszt budowy samolotu w znacznym stopniu zależy od racjonalnej technologii wykonania, technologii montażu i doboru odpowiednich materiałów.

Jednym z ważniejszych wskaźników ekonomiczności cywilnych samolotów pasażerskich jest opłacalność przewozów pasażerów i ładunków, która znajduje się w prostej zależności od:

- a) szybkości przewozów,
- b) wielkości ładunku przewożonego jednym rejssem,
- c) długości jednego rejsu,
- d) kosztu 1 godziny lotu (koszt paliwa, smarów, napraw, obsługi itp.).

Rozdział 7

KLASYFIKACJA SAMOLOTÓW

Klasyfikacja samolotów pod względem ich przeznaczenia

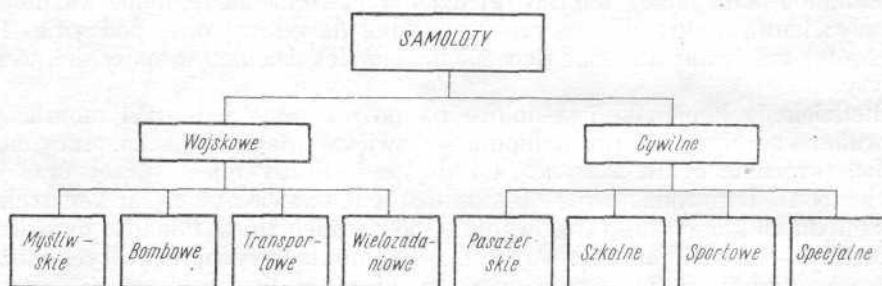
Przeznaczenie samolotu wywiera zasadniczy wpływ na jego osiągi, ciężar, wymiary, układ (kształt) zewnętrzny i wyposażenie.

Pod względem przeznaczenia samoloty dzielą się na wojskowe i cywilne.

Samoloty wojskowe

Współczesne samoloty wojskowe, ze względu na wykonywane przez nie najróżnorodniejsze zadania bojowe, dzielą się na następujące podstawowe typy: myśliwskie, bombowe, transportowe i wielozadaniowe wykorzystywane w zależności od sytuacji bojowej.

Samoloty myśliwskie (rys. 2-18). Podstawowym przeznaczeniem samolotów myśliwskich jest wyszukiwanie i niszczenie w powietrzu samolotów oraz aparatów bezzałogowych przeciwnika. Ponieważ samolot myśliwski przeznaczony jest do prowadzenia walki powietrznej, powinien on się odznaczać możli-

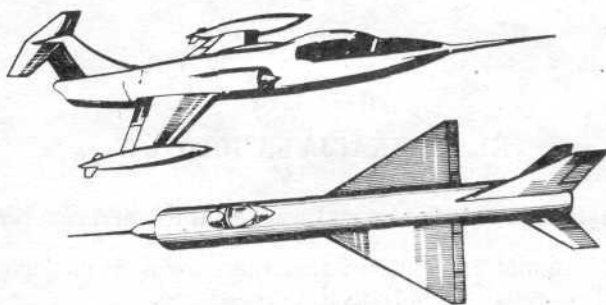


Rys. 2-17. Klasyfikacja samolotów pod względem ich przeznaczenia

wie dużymi prędkościami poziomymi i pionowymi, dużym pułapem, dużą zwrotnością, wysoką wytrzymałością i trwałością (żywotnością).

W zależności od specyfiki wykonywanych zadań i własności konstrukcyjnych, współczesne samoloty myśliwskie dzielą się z kolei na następujące rodzaje:

- samoloty myśliwskie obrony powietrznej kraju (przechwytyjące), służące do przechwytywania i niszczenia samolotów strategicznych oraz aparatów bezzałogowych przeciwnika;
- frontowe — do osłony wojsk frontu;
- pokładowe — do osłony działań bojowych marynarki wojennej i niszczenia okrętów wojennych;
- myśliwsko-bombowe do atakowania wojsk naziemnych, środków ognio-
wych, umocnień oraz obiektów na zapleczu przeciwnika.



Rys. 2-18. Samoloty myśliwskie

Każdy z wymienionych rodzajów samolotów myśliwskich ma swoje specyficzne właściwości. Na przykład samolot OPK, niezależnie od konieczności rozwijania dużej prędkości poziomej, powinien się również odznaczać dużą prędkością wznoszenia i wysokim pułapem. Natomiast samolot myśliwsko-

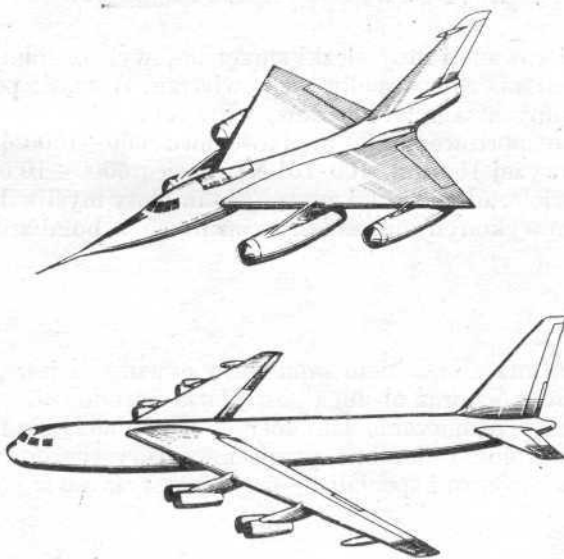
-bombowy powinien się odznaczać dużym zasięgiem i uniwersalnością uzbrojenia.

Duża prędkość i znaczne niekiedy odległości dzielące samolot od celu wymagają obecnie stosowania na samolotach myśliwskich uzbrojenia rakietowego i specjalnego, sterowania automatycznego, automatycznych celowników lotniczych i przyrządów naprowadzających na cel.

Współczesny samolot myśliwski stanowi naddźwiękowy samolot o ciężarze $6 \div 18$ ton ($59\,000 \div 176\,000$ N), posiadający zespół napędowy o dużym ciągu (jeden lub dwa silniki), opancerzenie, skuteczne uzbrojenie oraz różnorodne wyposażenie.

Samoloty bombowe (rys. 2-19) służą do niszczenia sieci komunikacyjnej, budowli posiadających wojskowe i polityczne znaczenie oraz do wykonywania ataków bombowych na oddziały przeciwnika i ich umocnienia. Do niszczenia tych celów samoloty te mogą zabierać raketowe pociski kierowane. W zależności od zasięgu i udźwigu, bombowce dzielą się na taktyczne i strategiczne.

Bombowce taktyczne przeznaczone są do ataków bombowych na wojska i obiekty leżące w pobliżu linii frontu. Odznaczają się one silnym uzbrojeniem i silnym opancerzeniem stanowisk załogi. Osiągają prędkość poddźwiękową i naddźwiękową. Ich ciężar wynosi $15 \div 30$ ton [$(15 \div 30)10^4$ N]. Osiągają one pułap wynoszący $18 \div 24$ km. Ich zasięg wynosi $3000 \div 4000$ km.



Rys. 2-19. Bombowce strategiczne lub nosiciele rakiet

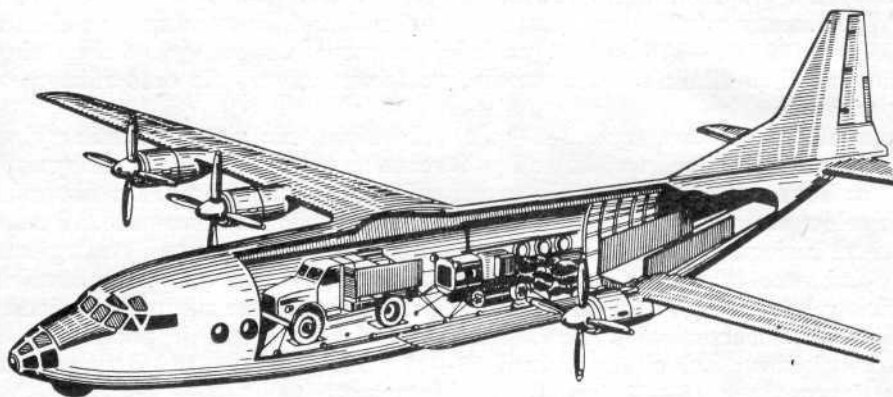
Do tej grupy bombowców zaliczają się również bombowce pokładowe, przeznaczone do niszczenia okrętów wojennych nawodnych i podwodnych.

Bombowce strategiczne (przenoszące rakiety) przeznaczone są do dokonywania ataków na duże obiekty oraz ośrodki przemysłowe i polityczne, leżące na głębokich tyłach przeciwnika, w odległości $6000 \div 8000$ km od linii frontu lub granicy.

Duży zasięg lotu tych samolotów (powyżej $10\,000$ km bez uzupełnienia paliwa) nie pozwala na towarzyszenie im samolotów myśliwskich na całej trasie lotu. Dlatego też powinny mieć bardzo silne uzbrojenie i automatyczny system

sterowania. Osiągają one prędkość poddźwiękową i naddźwiękową. Ciężar ich wynosi do 200 ton ($200 \cdot 10^4$ N) i powyżej. Osiągają pułap do 24 000 m.

Wojskowe samoloty transportowe (rys. 2-20) przeznaczone są do przewozu jednostek i pododdziałów wojskowych, różnego rodzaju sprzętu bojowego i środków materiałowych. Mogą zabierać na pokład uzbrojenie artyleryjskie,



Rys. 2-20. Wojskowy samolot transportowy

czołgi, pociski kierowane i inny ciężki sprzęt bojowy. Samoloty te mają urządzenia do uzupełniania zapasu paliwa w powietrzu. W czasie pokoju wykonują one zadania cywilnych samolotów transportowych.

Samoloty transportowe mają prędkość lotu $600 \div 1000$ km/h ($165 \div 280$ mm/s), ciężar powyżej 100 ton ($100 \cdot 10^4$ N) i zasięg $5000 \div 10\,000$ km.

Samolotami wielozadaniowymi mogą być samoloty myśliwskie i inne, zdolne do samodzielnego wykonywania zadań związanych z bombardowaniem celów i rozpoznaniem.

Samoloty cywilne

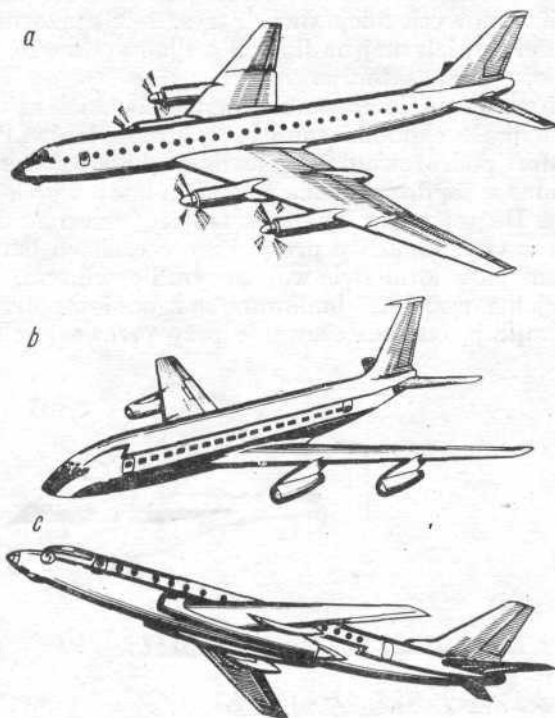
Podstawowym przeznaczeniem samolotów cywilnych jest przewóz pasażerów, poczty i ładunków oraz obsługa gospodarki narodowej.

Ze względu na przeznaczenie samoloty cywilne dzielą się na transportowe różnych typów, szkolne, ćwiczebne, przejściowe, turystyczne, wielozadaniowe, doświadczalne, rekordowe i specjalne — wykorzystywane w gospodarce narodowej.

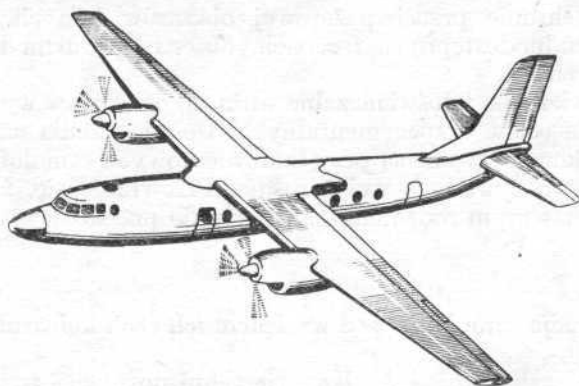
Tablica 2-1

Zasadnicze wskaźniki eksploatacyjne samolotów cywilnych

Typ	Ładunek użyteczny [t, (N)]	Zasięg [km]	Liczba pasażerów
Samoloty międzykontynentalne	> 15 $> (15 \cdot 10^4)$	> 6000	> 120
Samoloty głównych linii komunikacyjnych dalekiego zasięgu	$12 \div 15$ $[(12 \div 15) \cdot 10^4]$	$4000 \div 5000$	$100 \div 120$
Samoloty głównych linii komunikacyjnych średniego zasięgu	$5 \div 12$ $[(5 \div 12) \cdot 10^4]$	$1000 \div 3500$	$40 \div 100$



Rys. 2-21. Samoloty pasażerskie dalekiego i średniego zasięgu



Rys. 2-22. Samolot pasażerski bliskiego zasięgu

W zależności od zasięgu, wielkości ładunku i liczby miejsc, **samoloty transportowe (pasażerskie)** dzielą się na samoloty dalekiego, średniego, krótkiego i bliskiego zasięgu.

Samoloty dalekiego, średniego i bliskiego zasięgu (rys. 2-21a, b, c i rys. 2-22) przeznaczone są do zabezpieczenia łączności powietrznej na liniach krajowych i zagranicznych.

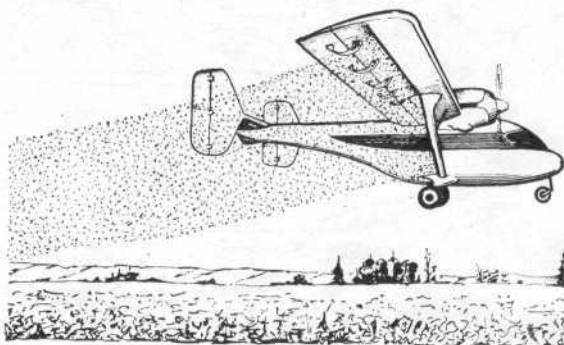
Obecnie konstruktorzy pracują nad skonstruowaniem naddźwiękowych samolotów pasażerskich dalekiego zasięgu o zasięgu lotu 4000 ÷ 6000 km oraz prędkości 2,0 ÷ 3,0 Ma.

Samoloty linii krajowych miejscowych (rys. 2-22) przeznaczone są do zapewnienia łączności powietrznej na liniach o długości do 1000 km. Samoloty te mają do 30 miejsc dla pasażerów.

Zasadniczymi właściwościami samolotów pasażerskich są duże bezpieczeństwo lotu, duża prędkość, ekonomiczność i regularność lotów. Ponadto powinny je cechować komfort podróżowania i sprawna obsługa pasażerów.

Samoloty szkolne służą do szkolenia personelu latającego lotnictwa cywilnego i wojskowego. Do tej grupy należą samoloty przeznaczone do szkolenia podstawowego oraz tzw. samoloty przejściowe o cechach bardziej zbliżonych do maszyn używanych w lotnictwie wojskowym i cywilnym.

Samoloty specjalne (rys. 2-23) budowane są zgodnie z potrzebami gospodarki narodowej. Znajdują one zastosowanie przy przewozie chorych, opylaniu



Rys. 2-23. Samolot specjalny (gospodarczy)

pól i lasów, ochronie przeciwpożarowej obszarów leśnych, utrzymywaniu łączności na trudnodostępnych terenach, obserwacji ruchu lodów, obsłudze połowów rybnych itd.

Samoloty ćwiczebne i doświadczalne służą do osiągnięcia wysokich wskaźników lotnych dla celów eksperymentalnych. Doświadczenia uzyskane na tych samolotach wykorzystywane są przy budowie nowych samolotów.

Rola lotnictwa cywilnego wciąż rośnie. Przewiduje się, że w przyszłości stanie się ono masowym rodzajem transportu do przewozu pasażerów i ładunków.

Klasyfikacja samolotów pod względem ich cech konstrukcyjnych

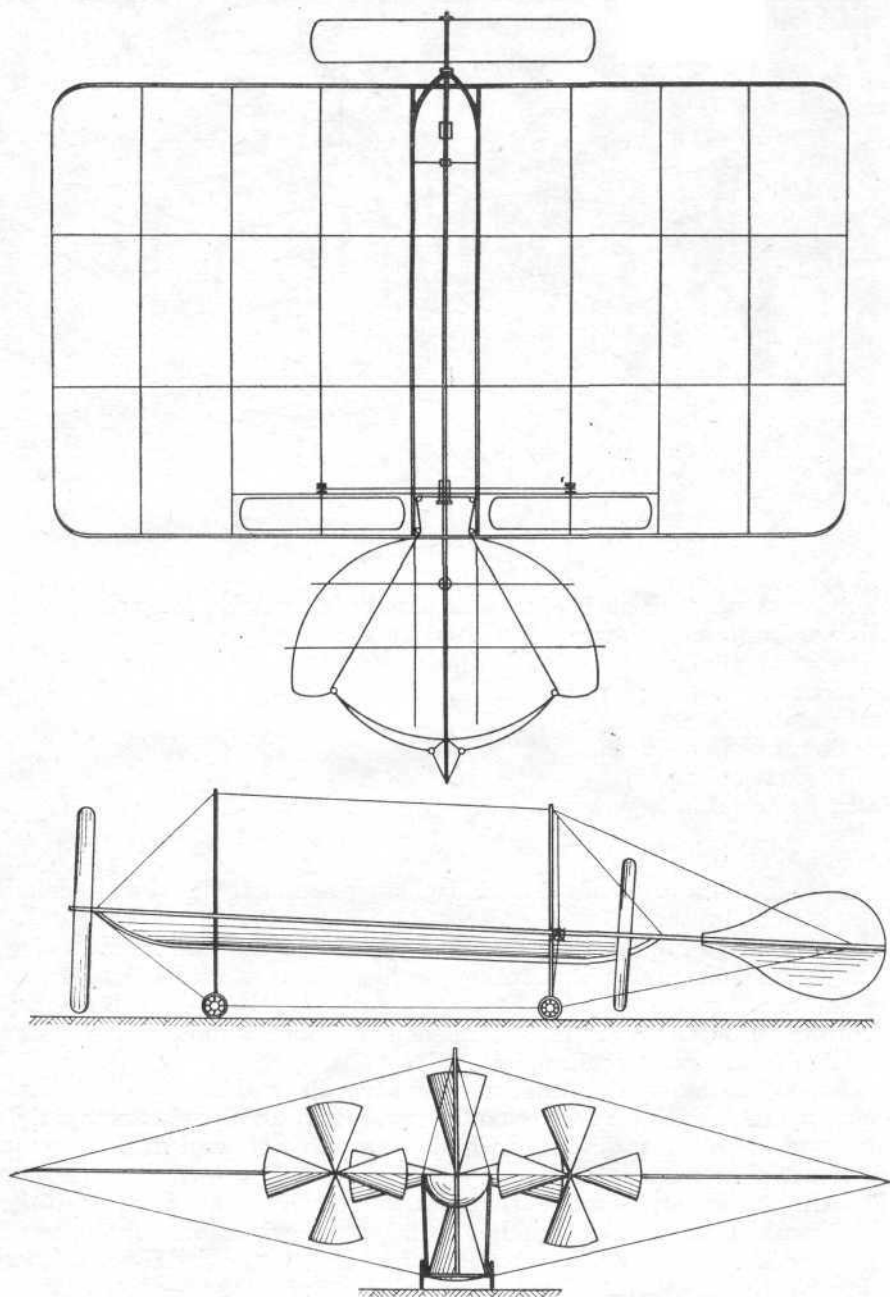
Zależnie od liczby posiadanych powierzchni nośnych (skrzydeł), samoloty dzielą się na jednopłaty — o jednej powierzchni nośnej, i dwupłaty — o dwóch powierzchniach nośnych.

Pierwszy na świecie samolot z silnikiem parowym zbudowany został w Rosji w latach 1882—1884 przez A.F. Możajskiego. Był to jednopłat (rys. 2-24.)

Pierwszym na świecie samolotem z silnikiem benzynowym, który wzniósł się w powietrze był dwupłat, zbudowany w 1903 r. w USA przez braci Wright (rys. 2-25).

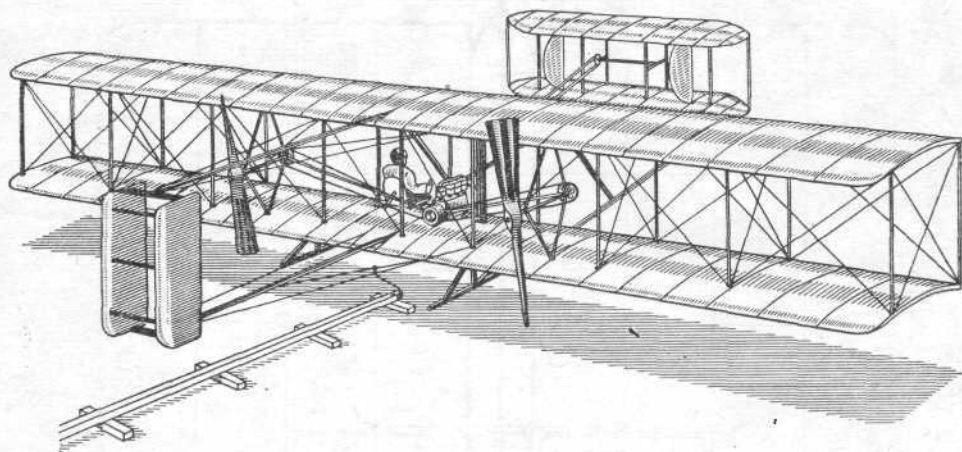
Wkrótce w Rosji konstruktorzy rosyjscy, J.M. Gakkiel, G.P. Grigorowicz i inni, opracowali nowy układ samolotu — dwupłata, który później był powszechnie stosowany.

Jednopłaty przez długi okres czasu ustępowały pod każdym względem dwupłatom. Jednak w miarę zwiększania się prędkości lotu samolotów, dzięki wprowadzeniu lepszych materiałów oraz doskonalszych rozwiązań konstruk-



Rys. 2-24. Rysunek samolotu A. F. Możajskiego

cyjno-wytrzymałościowych, następowało systematyczne przechodzenie do układu jednoplata, którego zalety aerodynamiczne stawały się coraz bardziej oczywiste. Obecnie układ ten jest powszechnie stosowany.



Rys. 2-25. Samolot braci Wright

Biorąc pod uwagę liczne i różnorodne układy zewnętrzne, jednoplata można podzielić na następujące grupy wyróżniające się:

- a) usytuowaniem płata względem kadłuba,
- b) układem konstrukcyjnym płata,
- c) liczbą kadłubów,
- d) usytuowaniem usterzenia,
- e) typem podwozia,
- f) liczbą jednostek napędowych,
- g) rodzajem napędu,
- h) zabudową silników.

Na rysunku 2-26 przedstawiono klasyfikację samolotów pod względem ich cech konstrukcyjnych.

Rozpatrzmy teraz samoloty wyróżniające się usytuowaniem płata względem kadłuba. Inne cechy konstrukcyjne omówiono w części 3 niniejszego podręcznika.

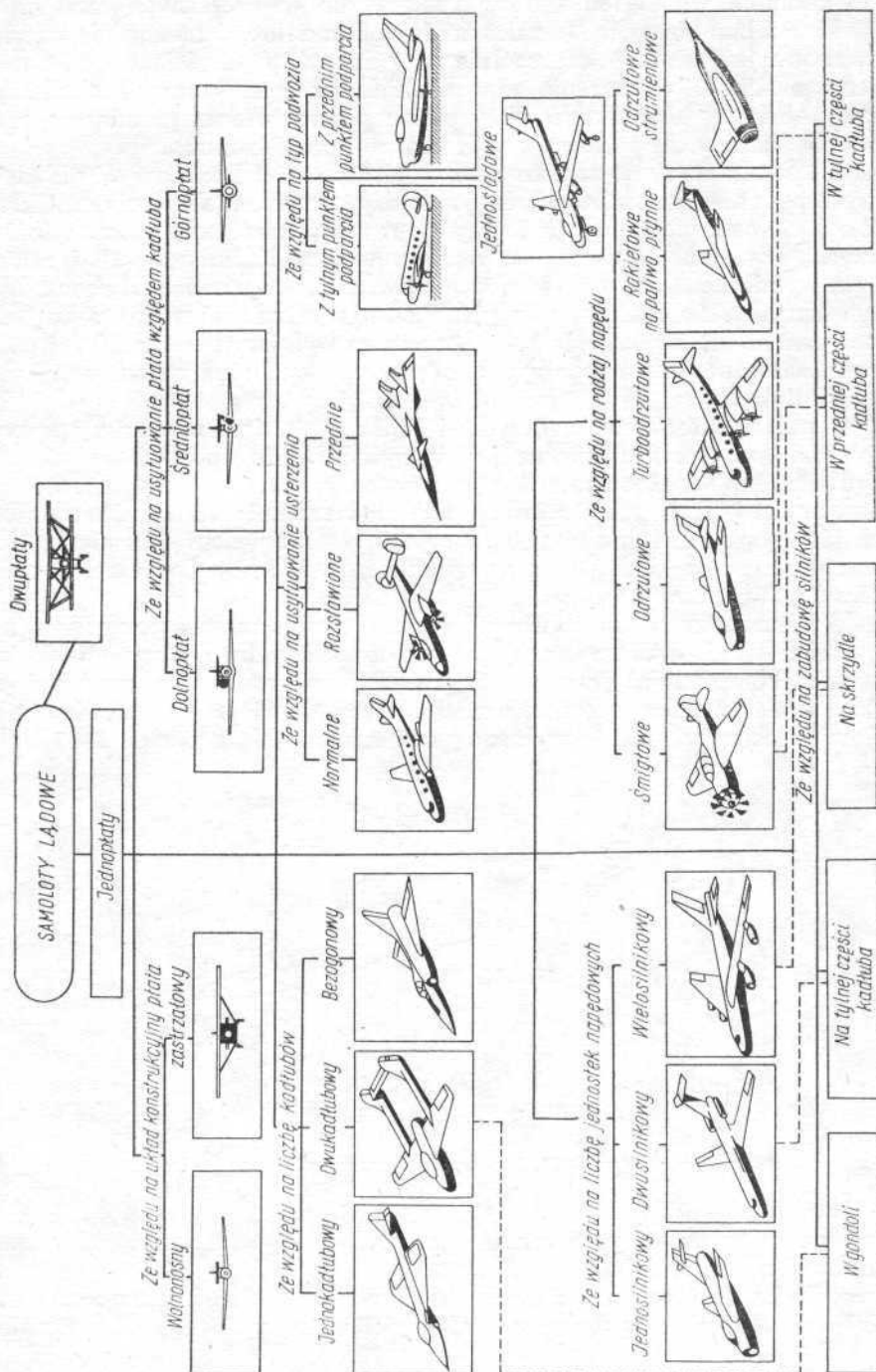
Zależnie od usytuowania płata względem kadłuba, samoloty dzielą się na dolnoplata, średnioplata i górnoplata.

Dolnopłat charakteryzuje umieszczenie skrzydła w dolnej części kadłuba. Rozpatrując ten samolot z aerodynamicznego punktu widzenia okazuje się, że niskie usytuowanie skrzydła jest najmniej korzystne ze względu na występowanie znacznej interferencji*).

Ponadto takie usytuowanie skrzydła uniemożliwia zawieszanie dużych bomb lub rakiet w kadłubie bombowca między dźwigarami. Mimo to wiele współczesnych samolotów wykonanych jest według tego układu, ponieważ ma on także pewne zalety, do których można zaliczyć:

- znaczną siłę nośną w czasie lądowania ze względu na mniejszą odległość, jaką dzieli skrzydła od ziemi (wpływ ziemi),
- posiadanie krótkiego i lekkiego podwozia — łatwego do chowania.

*) Wzajemne oddziaływanie części samolotu.



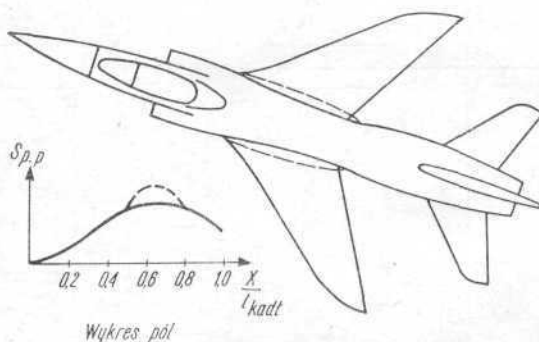
Rys. 2-26. Klasyfikacja samolotów pod względem ich cech konstrukcyjnych

Średniopłat odznacza się tym, że ma skrzydło umieszczone po środku wysokości kadłuba. Układ ten stał się typowy dla współczesnych samolotów myśliwskich i bombowych. Do zalet średniopłata zaliczyć można nieznaczne występowanie interferencji, szczególnie przy dużych prędkościach lotu samolotu, oraz możliwość wykonania odpowiednich luków na bomby lub rakiety. Do wad zaliczamy stosunkowo duży ciężar podwozia oraz utrudnione rozmieszczenie kabiny dla pasażerów w środkowej części kadłuba.

Górnopłat ma skrzydło usytuowane w górnej części kadłuba. W układzie tym występuje nieznaczna interferencja między skrzydłem a kadłubem. Układ ten polepsza obserwację dolnej półsfery, co ma duże znaczenie dla samolotów rolniczych, oraz umożliwia umieszczenie wewnątrz kadłuba bomb i ракет o dużych wymiarach (samoloty bombowe) niezależnie od rozwiązywania konstrukcyjnego skrzydeł. Zasadniczą wadą górnopłata jest trudność w chowaniu podwozia w skrzydłach, ze względu na znaczne jego wymiary i ciężar. Toteż podwozie umieszczane jest z reguły pod obudową zespołu napędowego lub na bokach kadłuba.

Występująca interferencja skrzydła i kadłuba wywiera zasadniczy wpływ na opór falowy. Aerodynamiczne próby wykazały, że opór falowy układu „skrzydło-kadłub” można znacznie obniżyć stosując tzw. „regułę pół”. Polega ona na tym, że wykres powierzchni (podział powierzchni wzdłuż osi samolotu) przekrojów poprzecznych samolotu, normalnych względem strumienia powietrza, powinien się maksymalnie przybliżyć do wykresu powierzchni ciała o minimalnym oporze.

Praktyczne zastosowanie reguły pół w konstrukcji samolotu polega na tym, że na powierzchni kadłuba wykonuje się miejscowe łagodne przewężenia, które wyrównują (kompensują) przyrost pół przekrojów kosztem skrzydła i nadbudówek, a w niektórych przypadkach nadbudowuje się miejscowe oprofilowanie, wypełniając ostre wklęsłości wykresu powierzchni. (Na rysunku 2-27 linia



Rys. 2-27. Zastosowanie reguły pół

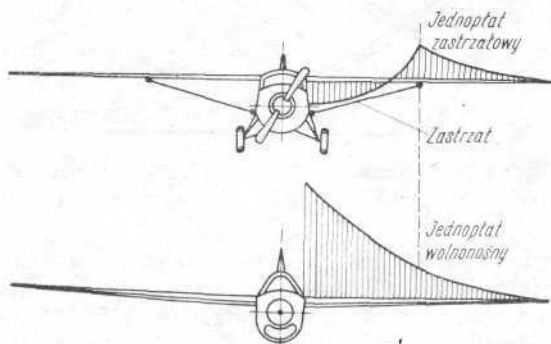
przerywana na wykresie powierzchni odpowiada linii przerywanej widocznej w środkowej części kadłuba).

Skrzydło każdego z wymienionych układów może być wykonane z zastrzałami lub bez. Zgodnie z tą cechą, skrzydła dzieli się na wolnonośne i zastrzałowe (rys. 2-28).

Skrzydło wolnonośne można rozpatrywać jako belkę wspornikową, a skrzydło zastrzałowe jako belkę wspornikową na dwóch podporach. Na rysunku 2-28 przedstawione są przykładowe wykresy momentów zginających wolnonoś-

nego i zastrzałowego skrzydła jednopłatów. Z wykresów tych wynika, że maksymalne (obliczeniowe) momenty zginające przy jednakowych wymiarach i obciążeniach w skrzydle zastrzałowym są kilkakrotnie mniejsze niż w skrzydle wolnośnym.

Z powyższego wynika, że skrzydła zastrzałowe mogą być lżejsze od wolnośnych. Jednak zastrzał stwarza dodatkowy opór czołowy. Dlatego też



Rys. 2-28. Wykresy momentów zginających występujących w skrzydłach z zastrzałami i w wolnośnych jednopłatach

ostatnio stosuje się przeważnie skrzydła wolnośne. Skrzydła z zastrzałami stosuje się w wyjątkowych przypadkach w samolotach o małych prędkościach.

Układy samolotów

Samolot można zaliczyć do odpowiedniej grupy na podstawie jego układu konstrukcyjnego. Na przykład określenie samolotu „wolnośny jednopłat o środkowym rozmieszczeniu skrzydeł, jednokadłubowy, z centralnym usterzeniem, o podwoziu z przednim punktem podparcia, z dwoma silnikami turboodrzutowymi rozmieszczonymi w skrzydle” — może nam wskazać, do jakiej grupy może być zaliczony taki samolot.

Z wielu różnorodnych kombinacji i cech konstrukcyjnych współczesnych samolotów, oprócz układu normalnego, wydziela się jeszcze takie układy, jak tzw. „latające skrzydło” i „kaczka”.

Samolot typu „latające skrzydło” nazywany jest często „bezogonowym”, bowiem nie ma usterzenia wysokości. Układ taki pozwala na to, że samolot może mieć minimalny ciężar i zmniejszony opór czołowy.

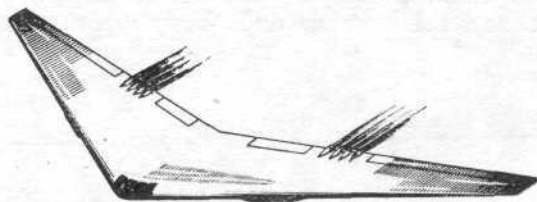
Współczesne samoloty typu „latające skrzydło” (rys. 2-19, 2-26) mają ostrą i wydłużoną przednią oraz skróconą tylną część kadłuba. Usterzenie kierunku usytuowane jest przeważnie na kadłubie. Skrzydła tych samolotów z reguły bywają w kształcie trójkąta, ponieważ według warunków rozwiązania konstrukcyjnego na skutek dużej cięciwy nasady skrzydła — stery wysokości umieszczone na tylnej krawędzi skrzydła*), mają dość duże ramię względem środka ciężkości samolotu.

Praktyka wykazała, że możliwe jest zbudowanie ciężkich samolotów bez kadłuba i usterzenia według układu „latające skrzydło”, ponieważ duża grubość skrzydła pozwala na umieszczenie w nim kabiny i wyposażenia (rys. 2-29).

*) Dość często stery wysokości są jednocześnie lotkami. Noszą one w tym przypadku nazwę elewatorów, spełniających jednocześnie rolę lotek i sterów wysokości.

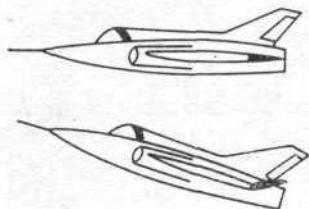
Pierwszy samolot typu „latające skrzydło” był zbudowany w ZSRR w początkach lat dwudziestych przez B.J. Czeranowskiego.

Jednak samolot typu „latające skrzydło” ma pewne wady. Mianowicie w celu zrównoważenia momentów przy zwiększeniu kąta natarcia niezbędne



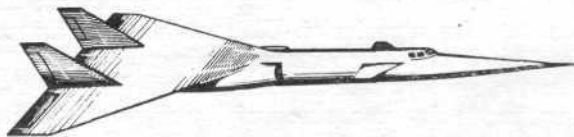
Rys. 2-29. Schemat samolotu typu „latające skrzydło”

jest wychylanie sterów wysokości do góry (rys. 2-30). Powstająca przy tym niesprzyjająca zmiana krzywizny profilu zmniejsza współczynnik siły nośnej c_z . Do zachowania siły nośnej potrzebna jest dużo większa powierzchnia skrzydła niż w przypadku samolotu o układzie zwykłym. Czynniki te w znacznej mierze obniżają wyżej wymienione cechy dodatnie układu „latające skrzydło”



Rys. 2-30. Niekorzystne warunki zwiększenia kąta natarcia samolotu bezogonowego

Następną wadą tego układu jest trudność zrealizowania efektywnej mechanizacji skrzydła, ponieważ klapy skrzydła odchylane do dołu w celu zwiększenia współczynnika siły nośnej c_z wytwarzają moment, który zrównoważa się dodatkowym wychyleniem sterów wysokości do góry, co z kolei zmniejsza c_z . W samolocie typu „kaczka” (rys. 2-31) usterzenie wysokości umieszczone jest przed skrzydłem. Układ „kaczki” zastosowany był już na początku XX wieku w samolotach braci Wright w USA i w samolotach rosyjskiego konstruktora, A.W. Szjukowa (1912 r.).



Rys. 2-31. Układ samolotu typu „kaczka”

Układ ten odznacza się w porównaniu do zwykłych układów pewnymi zaletami. Mianowicie w samolocie o zwykłym układzie usterzenie wysokości w większości przypadków ma ujemną siłę nośną, która zmniejsza siłę nośną samolotu. W samolocie zaś typu „kaczka” aerodynamiczna siła usterzenia wysokości jest siłą dodatnią skierowaną do góry. W związku z tym siła nośna samolotu zwiększa się i przy innych jednakowych warunkach prędkość lądowania nieco się zmniejsza. Wreszcie usterzenie wysokości nie jest zasłanianie przez skrzydło, przez co zwiększa się jego skuteczność.

Do wad samolotu typu „kaczka” zalicza się trudność w zapewnieniu mu stateczności, które związane jest z małym ramieniem usterzenia kierunku i wzrostem przedniej części kadłuba.

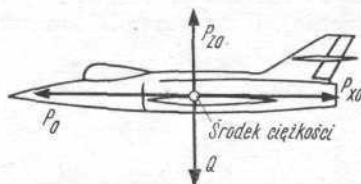
Rozdział 8

OBCIĄŻENIA ZEWNĘTRZNE DZIAŁAJĄCE NA SAMOŁOT

Lot poziomy

Na samolot znajdujący się w locie działają cztery zasadnicze siły (rys. 2-32), do których zalicza się ciężar samolotu Q , siłę nośną P_z , siłę ciągu silnika odrzutowego lub śmigła P_0 i siłę oporu czołowego P_x .

Rys. 2-32. Siły działające na samolot podczas lotu poziomego



Dla uproszczenia zakładamy, że wymienione siły przechodzą przez środek ciężkości samolotu. Aby samolot mógł odbywać lot poziomy z jednakową prędkością V_0 , wszystkie te siły powinny być w równowadze.

Zatem:

$$P_{z0} = Q, \quad \text{a} \quad P_0 = P_{x0}$$

$$P_{z0} = \frac{c_z \cdot \rho \cdot S \cdot V_0^2}{2}; \quad P_{x0} = \frac{c_x \cdot \rho \cdot S \cdot V_0^2}{2}$$

Lot krzywoliniowy w płaszczyźnie pionowej

Rozpatrzmy samolot wykonujący lot po torze krzywoliniowym o promieniu krzywizny równym r (rys. 2-33a, b). W tym przypadku na samolot działają te same siły, które działały podczas lotu poziomego, tj. Q , P_z , P i P_x . Jednak siły te nie znajdują się w równowadze, tzn. w sumie dają pewną niezrównoważoną siłę różną od zera, przyłożoną do samolotu.

Załóżmy, że siły działające wzdłuż stycznej do toru znajdują się w równowadze, ponieważ nie zrównoważona siła styczna jest stosunkowo mała i nie odgrywa zasadniczej roli. Zatem zgodnie z drugim prawem Newtona, samolot będzie się poruszał z przyspieszeniem w kierunku działania niewyrównoważonej siły, prostopadłej do toru lotu.

Przyspieszenie (dośrodkowe) równe $\frac{V^2}{r}$ skierowane jest ku środkowi krzywizny toru lotu. Jak wiadomo z mechaniki, siły czynne wraz z siłami bezwład-

ności znajdują się w równowadze (zasada d'Alemberta). Przyłożmy więc do samolotu odśrodkową siłę bezwładności:

$$m \cdot \frac{V^2}{r} = \frac{Q}{g} \cdot \frac{V^2}{r}$$

gdzie:

m — masa samolotu,

g — przyspieszenie siły ciężkości,

i wykonajmy rzut wszystkich sił na prostopadłą do toru (rys. 2-33a). Wówczas

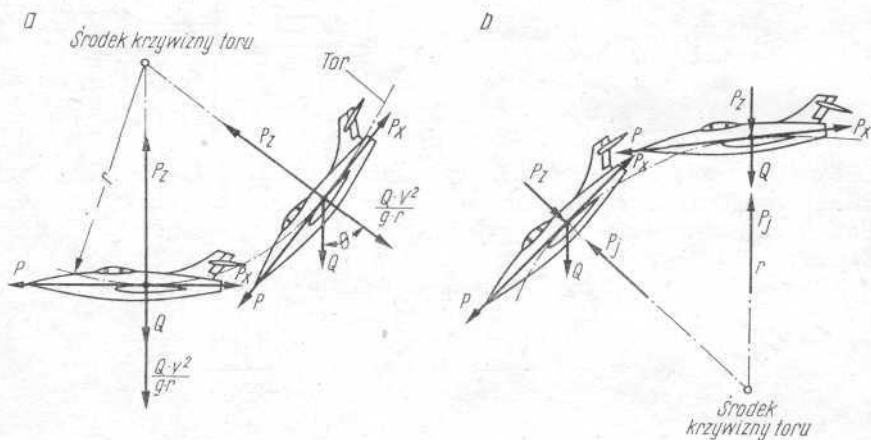
$$P_z - Q \cdot \cos \Theta - \frac{Q}{g} \cdot \frac{V^2}{r} = 0$$

gdzie Θ — kąt zawarty między siłą ciężkości a prostopadłą do toru lotu.

Po przekształceniu powyższego wzoru otrzymamy:

$$\frac{P_z}{Q} - \cos \Theta = \frac{V^2}{g \cdot r} \quad \text{ i } \quad \frac{P_z}{Q} = \frac{V^2}{g \cdot r} + \cos \Theta$$

Stosunek pokazujący, ile razy siła nośna w locie krzywoliniowym jest większa od ciężaru Q , nosi nazwę współczynnika przeciążenia (lub po prostu przeciążenia). Współczynnik ten oznaczamy literą n .



Rys. 2-33. Siły działające na samolot podczas lotu krzywoliniowego

Ponieważ interesującą nas największą wartość dla danego toru n będzie miało przy $\cos \Theta = 1$, tj. w najniższym punkcie toru lotu (rys. 2-33b), to

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{V^2}{g \cdot r} + 1$$

Prawdopodobna siła nośna samolotu w czasie jego eksploatacji w danych warunkach nosi nazwę dopuszczalnej siły nośnej. Oznaczamy ją literą P_{zdop} . Odpowiadający jej współczynnik przeciążenia, tj. możliwy w eksploatacji największy współczynnik przeciążenia w danych warunkach, będziemy nazywali współczynnikiem przeciążenia dopuszczalnego n_{dop} (przy eksploatacji).

$$n_{dop} = \frac{P_{zdop}}{Q} \quad (1)$$

W poziomym locie samolotu każdy ładunek działa na podpórę (węzeł mocujący) z siłą równą własnemu ciężarowi. W krzywoliniowym zaś locie do ciężaru ładunku dochodzi jeszcze siła bezwładności, skierowana w stronę przeciwną względem przyspieszenia. Siła, która równa jest sumie ciężaru i siły bezwładności, nosi nazwę siły masowej. Jeżeli ładunek działa na podpórę w locie krzywoliniowym z maksymalną siłą, to dopuszczalna siła masowa jest n_{dop} razy większa od jego ciężaru. Można to uzasadnić następująco.

Oznaczamy ciężar ładunku — $Q_{\text{ład}}$, masę ładunku — $m_{\text{ład}}$, siłę bezwładności ładunku — $P_{f\text{ład}}$, dopuszczalną siłę masową, z jaką ładunek działa na podpórę —

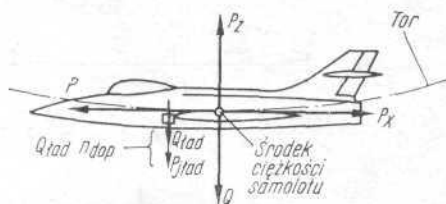
$P_{\text{dopład}}$. Podczas lotu z przyspieszeniem $j = \frac{V^2}{r}$ siła bezwładności wynosi:

$$P_{f\text{ład}} = m_{\text{ład}} \cdot \frac{V^2}{r} = \frac{Q_{\text{ład}}}{g} \cdot \frac{V^2}{r}$$

Zatem siła masowa (rys. 2-34)

$$P_{\text{dopład}} = P_{f\text{ład}} + Q_{\text{ład}} = Q_{\text{ład}} \left(\frac{V^2}{g \cdot r} + 1 \right) = Q_{\text{ład}} \cdot n_{\text{dop}} \quad (2)$$

Rys. 2-34
Działanie siły masowej



Wzór (2) w równym stopniu odnosi się także do mas rozłożonych. Jeżeli ciężar bieżący (ciężar jednostki długości) konstrukcji kadłuba równy jest $q_{\text{kadł}}$, to w locie krzywoliniowym dopuszczalne masowe obciążenie bieżące równa się $q_{\text{kadł}} \cdot n_{\text{dop}}$.

Lot w burzliwej atmosferze. Przeciążenia maksymalne

Podczas lotu samolotu w burzliwej atmosferze powstają znaczne przeciążenia (rzucanie). Rozpatrzmy przypadek, kiedy samolot wpada w podmuch pionowy powietrza (prąd powietrza przemieszczający się w górę lub w dół). Załóżmy, że samolot leci poziomo z prędkością V_0^* , a z dołu działa nań podmuch powietrza z prędkością u_0 (rys. 2-35). Wówczas sumaryczna prędkość strumienia powietrza względem samolotu jest równa $\vec{V} = \vec{V}_0 + \vec{u}_0$ (suma wektorowa). W rezultacie kąt natarcia zmieni się o wartość

$$\Delta \alpha = \arctg \frac{u_0}{V_0} \approx \frac{u_0}{V_0}$$

a prędkość wyniesie

$$V = \frac{V_0}{\cos \Delta \alpha}$$

*) Rozpatrujemy ruch powietrza względem samolotu.

Zmieni się również siła nośna o wartość

$$\Delta P_z = \Delta c_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S$$

a przeciążenie będzie się równało

$$n = \frac{P_{z0} \pm \Delta P_z}{Q} = 1 \pm \frac{\Delta P_z}{Q}$$

Znak minus odpowiada zstępującemu strumieniowi powietrza.

Przypuścimy, że na skutek małego kąta $\Delta \alpha \cos \alpha \approx 1$, zatem $V \approx V_0$.

Z rysunku 2-35b możemy się zorientować, że

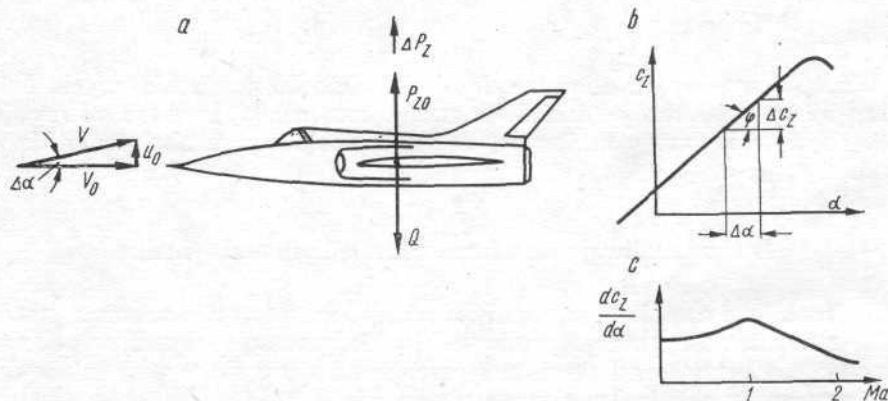
$$\Delta c_z = \Delta \alpha \cdot \operatorname{tg} \varphi = \frac{u_0}{V_0} \cdot \operatorname{tg} \varphi$$

Lecz jak nam wiadomo, $\operatorname{tg} \varphi = \frac{dc_z}{d\alpha}$

Podstawiając do wyrażenia na przeciążenie Δc_z i V otrzymamy:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{u_0}{V_0} \cdot \frac{\rho \cdot V_0^2}{2} \cdot S}{Q} = 1 \pm \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{u_0 \cdot V_0 \cdot \rho}{2p} \quad (3)$$

gdzie $p = \frac{Q}{S}$ określona wartość, zwana obciążeniem jednostkowym skrzydła.



Rys. 2-35. Lot samolotu w burzliwej atmosferze

Stąd widać, że przeciążenie podczas lotu w burzliwej atmosferze powiększa się wraz ze zwiększeniem się prędkości lotu poziomego V_0 i prędkości pionowego podmuchu u_0 , a także zależne ono jest od wysokości lotu, obciążenia jednostkowego na skrzydło i wartości $\frac{dc_z}{d\alpha}$, która zmienia się wraz ze zmianą liczby

Ma (rys. 2-35c), opóźniając wzrastanie przeciążenia przy dużych liczbach Ma .
Możliwie maksymalną wartość przeciążenia znajdujemy ze wzoru

$$n_{\max} = \frac{P_{z\max}}{Q}$$

Możliwie maksymalną wartość siły nośnej znajdujemy ze wzoru

$$P_{z\max} = c_{z\max} \cdot \rho \cdot \frac{V_{\max}^2}{2} \cdot S$$

a ciężar samolotu Q z warunku jego równości i siły nośnej przy lądowaniu możemy wyrazić w postaci

$$Q = c_{z\max 0} \cdot \rho_0 \cdot \frac{V_{\text{ład}}^2}{2} \cdot S$$

gdzie $c_{z\max 0}$ odpowiada małym liczbom Ma .

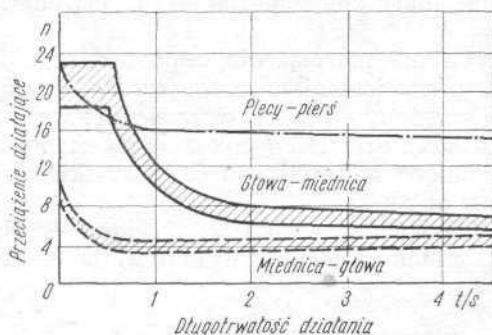
Zatem

$$n_{\max} = \frac{c_{z\max}}{c_{z\max 0}} \cdot \Delta \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{ład}}} \right)^2 \quad (4)$$

gdzie $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0} H$ — względna gęstość powietrza na wysokości odpowiadającej $V_{\max}$.

Tak więc maksymalnie możliwe przeciążenie zmniejsza się wraz z wysokością i rośnie wraz ze wzrostem prędkości maksymalnej. Stosunek $\frac{c_{z\max}}{c_{z\max 0}}$ charakteryzujący wpływ ścisłości na współczynnik maksymalnej siły nośnej przy dużych prędkościach jest mniejszy od 1 i nieco zmniejsza wartość $n_{\max}$.

Dla dużych prędkości teoretyczna wartość $n_{\max}$ może dochodzić do $40 \div 50$. W czasie eksploatacji samolotu takiego przeciążenia praktycznie jednak nie można osiągnąć, ponieważ przejście z małych c_z na $c_{z\max}$ w warunkach prędkości maksymalnej nie dokonuje się natychmiast, lecz po pewnym okresie czasu, w czasie którego prędkość po torze obniży się, tj. $P_{zdop\max}$ będzie mniejsza od $\frac{c_{z\max} \cdot \rho \cdot S \cdot V_{\max}^2}{2}$. Oprócz tego obliczanie wytrzymałości samolotu na $n_{dop} = 40 \div 50$ jest niecelowe, ponieważ pilot fizycznie nie jest w stanie znieść takich przeciążeń.



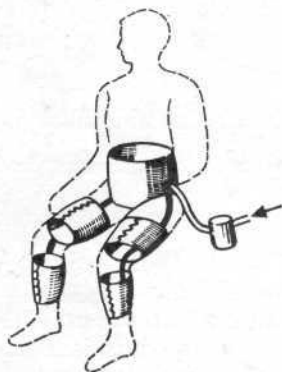
Rys. 2-36. Przeciążenie graniczne przenoszone przez człowieka

Wyniki specjalnych prób wykazują, że przy normalnej pozycji pilota w samolocie już przy przeciążeniu dochodzącym do $5 \div 6,5$ działającym w przeciągu $3 \div 4$ s u pilota występują bóle [(w pozycji leżącej pilot wytrzymało przeciążenia o wartości $14 \div 18$ w przeciągu dłuższego okresu czasu). Na rysunku 2-36 przedstawiono przeciążenia maksymalne, jakie człowiek znosi, zależnie od długości trwania i kierunku ich działania.

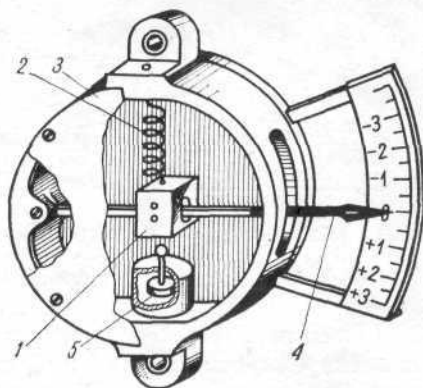
Przy przeciążeniu normalnym, kiedy przyspieszenie skierowane jest do góry, a siła bezwładności do dołu, pilot przyciskany jest do fotela. W locie krzywoliniowym możliwe są również przeciążenia odwrotne. Mianowicie, kiedy przyspieszenie skierowane jest do dołu, a siła bezwładności do góry, pilot odrywany jest od fotela. Ma to na przykład miejsce wówczas, kiedy samolot zaczyna nurkować (rys. 2-33c).

Przy dużych prędkościach lotu i gwałtownych ich zmianach (podczas hamowania, rozpędzania) możliwe są znaczne przeciążenia w kierunku plecy-pierś. Przeciążenia te jednakże człowiek łatwiej znosi niż poprzednie (rys. 2-36).

W celu łatwiejszego znoszenia przez pilota dużych przeciążeń, stosuje się ubiór przeciwp przeciążeniowy (rys. 2-37), składający się z pasa i uchwytów na



Rys. 2-37
Ubiór przeciwp przeciążeniowy



Rys. 2-38. Schemat przyspieszoniomierza
1 — ciężarek, 2 — sprężyna, 3 — obudowa, 4 — strzałka,
5 — tłumik

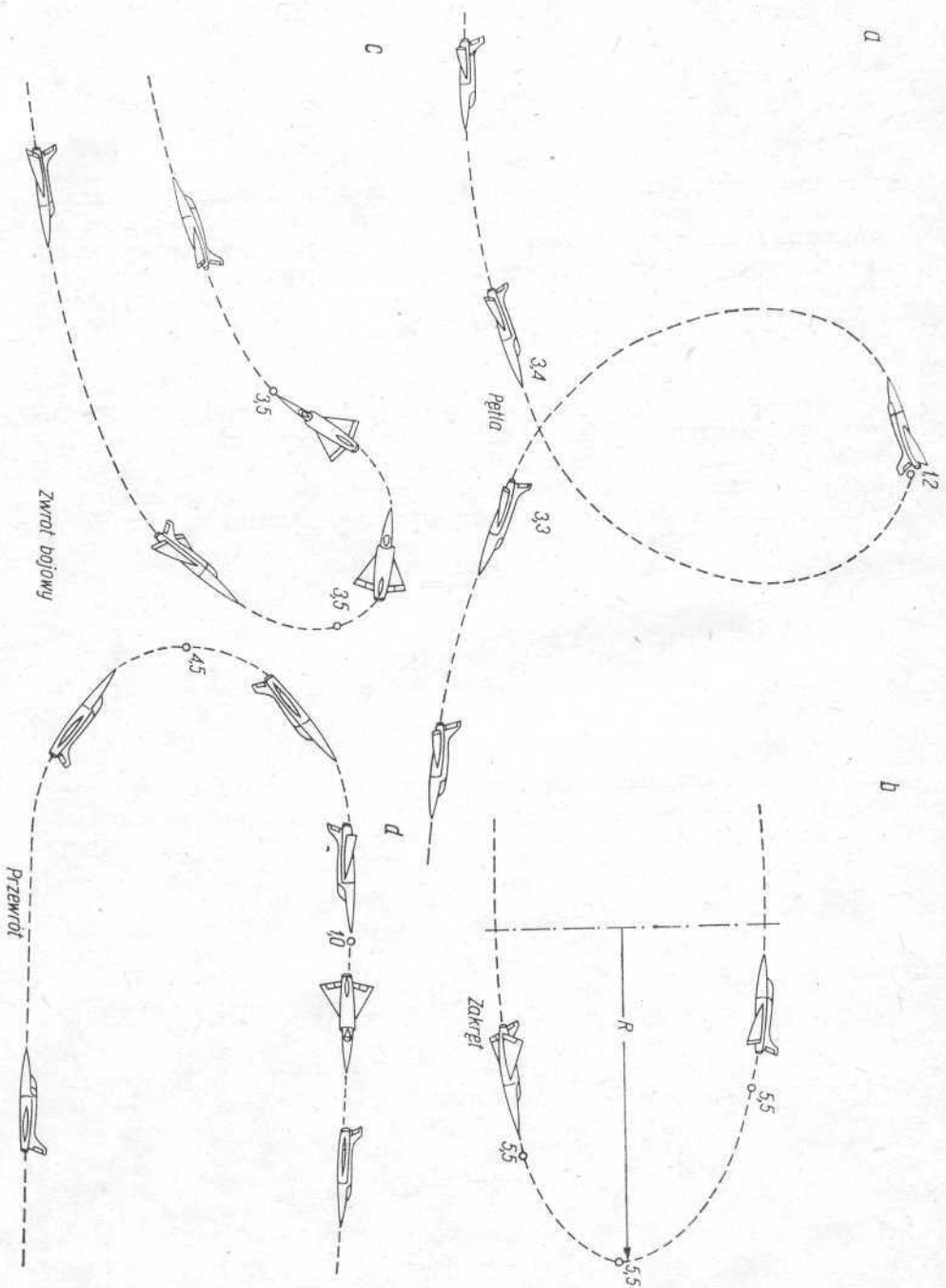
nogi, do których wprowadzane jest powietrze. Ciśnienie w pasie i uchwytach utrzymywane jest automatycznie zależnie od przeciążenia, regulując krążenie krwi w organizmie.

Wartość współczynnika przeciążenia dopuszczalnego mierzy się w locie przyrządem zwanym przyspieszoniomierzem (rys. 2-38). Ciężarek 1 przymocowany do wyważonej sprężyny 2 przemieszcza się proporcjonalnie do działającej nań siły (przeciążenia). Strzałka 4 pokazuje na skali wartość przeciążenia. Drgania ciężarka tłumione są tłumikiem 5. Wszystkie części przyspieszoniomierza znajdują się w obudowie 3.

Na rysunku 2-39 pokazano wielkości przeciążeń w charakterystycznych punktach torów lotu samolotu, podczas wykonywania niektórych figur wyższego pilotażu.

Lot krzywoliniowy w płaszczyźnie poziomej

Lot krzywoliniowy ze zmianą kierunku w płaszczyźnie poziomej nazywany jest zakrętem. W czasie wykonywania zakrętu samolot przechyla się w stronę zwrotu (rys. 2-40). Siła nośna skrzydła przy tym nie tylko równoważy ciężar samolotu Q , ale również daje składową w postaci siły odśrodkowej F . Im większe jest przechylenie, tym większa powinna być siła nośna, by jej pionowa siła składowa równoważyła ciężar samolotu Q . Oznacza to, że im większa jest siła F , tym mniejszy jest promień R zakrętu.



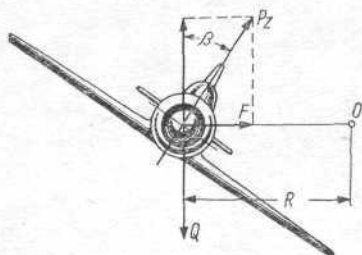
Rys. 2-39. Przeciżenia występujące przy różnych figurach wyższego pilotażu

Rozpatrzmy zakręt bez ślizgu, do wykonania którego niezbędne jest, aby pionowe składowe sił działających znajdowały się w równowadze, a mianowicie:

$$P_z \cos \beta - Q = 0$$

skąd

$$P_z = \frac{Q}{\cos \beta}$$



Rys. 2-40. Siły działające na samolot podczas zakrętu

Ponieważ mianownik ($\cos \beta$) zawsze jest mniejszy od jedności, to P_z powinna być zawsze większa od Q . Oznacza to, że podczas zakrętu na samolot działają przeciążenia. Wartość współczynnika przeciążenia otrzymujemy z równości

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{\frac{Q}{\cos \beta}}{Q}$$

lub

$$n = \frac{1}{\cos \beta}$$

Im zakręt jest ostrzejszy, tzn. im kąt β jest większy, tym mniejszy jest $\cos \beta$, a zatem większy współczynnik n . Największa wartość kąta przychylenia współczesnych samolotów w czasie zakrętu o ustalonej prędkości wynosi $\beta \approx 75 \div 80^\circ$. Natomiast maksymalna wartość współczynnika przeciążenia n występującego w takich przypadkach dochodzi do $4 \div 6$.

Lądowanie

Lądowanie samolotu dzieli się na kilka etapów (rys. 2-41). Samolot podchodzi do lądowania lotem szybowym. Następny etap to wyrównywanie, następujące w pewnej odległości od ziemi, podczas którego samolot poruszając się po torze krzywoliniowym przechodzi z toru nachylonego względem ziemi na tor

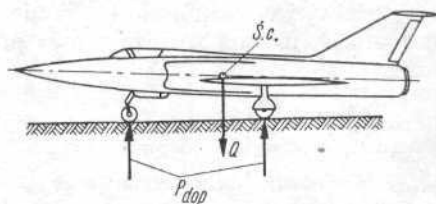


Rys. 2-41. Etapy lądowania samolotu

równoległy do niej. Pod koniec wyrównywania samolot ma jeszcze dużą prędkość poziomą, którą musi wytracić podczas kolejnego etapu nazywanego wytrzymywaniem. Zachowanie w tym czasie siły nośnej równej ciężarowi samolotu przy jednoczesnym zmniejszaniu prędkości osiąga się drogą zwiększenia kąta natarcia skrzydła do położenia, przy którym c_z osiągnie c_{zmax} . Następnie na skutek spadku prędkości siła nośna staje się mniejsza od ciężaru Q i następuje tzw. przepadanie samolotu (przyziemienie) jako kolejny etap lądowania. Po dotknięciu kołami ziemi zaczyna się ostatni etap lądowania — dobieg. W chwili zetknięcia się z ziemią samolot ma jeszcze pewną prędkość pionową, która w bardzo krótkim czasie maleje do zera. Tak więc podczas przyziemienia na samolot działa dość duże przyspieszenie pionowe skierowane do góry, które wywołane jest siłą P_{dop} działającą na podwozie, większą od ciężaru Q (rys. 2-42).

Tak samo jak w czasie lotu, w czasie lądowania stosunek prawdopodobnej siły maksymalnej działającej na podwozie do ciężaru samolotu (lub siły dzia-

Rys. 2-42. Działanie przyspieszeń pionowych podczas lądowania samolotu



lającej na podwozie samolotu w czasie jego postoju) zwany jest współczynnikiem przeciążenia dopuszczalnego n_{dop} w czasie lądowania:

$$n_{dop} = \frac{P_{dop}}{Q}$$

Rozdział 9

OBCIĄŻENIA OBLICZENIOWE I NORMY WYTRZYMAŁOŚCI SAMOLOTÓW

Obciążenia obliczeniowe

Aby konstrukcja samolotu mogła wytrzymać wszystkie obciążenia działające na nią w czasie lotu, powinna mieć należytą wytrzymałość, która może być osiągnięta dwoma następującymi sposobami.

1. Obliczenie konstrukcji na wytrzymałość, zgodnie z działającymi (w toku eksploatacji) obciążeniami i doбором przekrojów elementów konstrukcji w ten sposób, aby istniejące w nich naprężenia były równe obciążeniom dopuszczalnym, które przyjmuje się jako mniejsze od niszczących. Taki sposób obliczenia przyjęty jest w budowie maszyn. W tym przypadku współczynnik bezpieczeństwa v , charakteryzujący zapas wytrzymałości, określa się jako stosunek naprężeń niszczących względem dopuszczalnych.

$$v_1 = \frac{\sigma_{niszcz}}{\sigma_{dop}}$$

2. Obliczenie konstrukcji na wytrzymałość, kierując się zwiększonymi obciążeniami w porównaniu z dopuszczalnymi (będziemy je nazywali obciążeniami obliczeniowymi) i doбором odpowiednich przekrojów elementów konstrukcji pod takim kątem widzenia, żeby naprężenia istniejące w nich były równe niszczącym. Ponieważ zwykle obciążenia dopuszczalne bywają mniejsze od obliczeniowych, konstrukcja będzie miała współczynnik zapasu, którego wartość określana jest jako stosunek obciążenia obliczeniowego do dopuszczalnego

$$v_2 = \frac{P_{obl}}{P_{dop}}$$

Drugi sposób obliczenia przyjęty jest w produkcji samolotów dzięki następującym dwóm jego zasadniczym zaletom, a mianowicie:

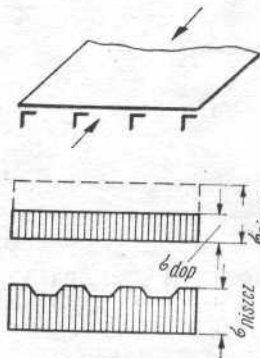
1. Współczynnik v_2 nie jest równy współczynnikowi v_1 , ale jest bliższy rzeczywistości niż v_1 .

Wartości v_2 i v_1 różnią się od siebie dlatego, że przy obciążeniach bliskich niszczącym naruszona zostaje prosta proporcjonalność między siłami i naprężeniami.

Rozpatrzmy dla przykładu płytę ściskaną (rys. 2-43) i wykażmy, że dla niej $v_2 \neq v_1$.

Załóżmy, że naprężenie dopuszczalne σ_{dop} otrzymane przy działaniu siły P_{dop} równa się $0,5 \cdot \sigma_{niszcz}$. Wówczas zapas wytrzymałości $v_1 = \frac{\sigma_{niszcz}}{\sigma_{dop}} = 2$.

Oznacza to, że uszkodzenie płyty następuje przy dwukrotnym zwiększeniu siły. Jednak założenie takie słuszne jest w warunkach, kiedy przy dwukrotnym zwiększeniu siły wszystkie naprężenia również wzrosną dwukrotnie (patrz linia przerywana rys. 2-43). Jak nam wiadomo



Rys. 2-43
Płyta ściskana

z części pierwszej niniejszego podręcznika, część pokrycia traci stateczność przy $P < P_{niszcz}$ następuje ponowny podział naprężeń, podłużnice dociążają się kosztem pokrycia, które utraciło stateczność i naprężenia osiągają w nich wartość σ_{niszcz} przy sile mniejszej niż $2 \cdot P_{dop}$, na przykład przy sile równej $1,8 \cdot P_{dop}$.

Wówczas

$$v_2 = \frac{P_{obl}}{P_{dop}} = \frac{1,8 \cdot P_{dop}}{P_{dop}} = 1,8$$

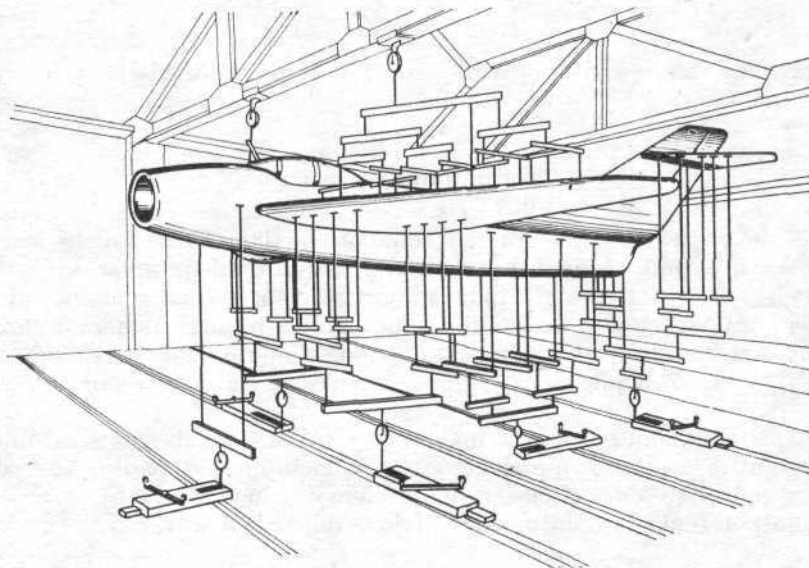
Tak więc rzeczywisty zapas wytrzymałości płyty będzie równy $v_2 = 1,8$. Dlatego też obliczenie według drugiego sposobu, mimo pewnych trudności, okazuje się znacznie dokładniejsze.

2. W każdym obliczeniu na wytrzymałość stosuje się pewne tolerancje, jeżeli chodzi o wybór układu obliczeniowego podczas obliczania obciążeń. Dlatego dokładność obliczenia na wytrzymałość powinna być potwierdzona odpowiednimi próbami. Podczas obliczeń według pierwszego sposobu sprawdzenie doświadczalne polega na porównaniu naprężeń obliczeniowych z rze-

czywistymi. Jednak pomiar tych ostatnich pod obciążeniem jest dość uciążliwy. Dokonując obliczeń według drugiego sposobu, do sprawdzenia rezultatów obliczeń wystarczy praktyczne przeprowadzenie próby konstrukcji (przy stopniowo powiększonym obciążeniu) aż do momentu zniszczenia jej.

Prawidłowo obliczona konstrukcja ulega zniszczeniu przy sile równej $P_{obl} - 1,1 P_{obl}$. Przedwczesne zniszczenie świadczy o niedostatecznej wytrzymałości konstrukcji. Zniszczenie przy $P > 1,1 P_{niszcz}$ świadczy o tym, że konstrukcja ma nadmierny ciężar.

Takie doświadczenia przeprowadza się nie tylko z próbnymi, ale i od czasu do czasu także z konstrukcjami seryjnymi. Doświadczenia te nazywane są próbami statycznymi (rys. 2-44).



Rys. 2-44. Próby statyczne samolotu

Liczba wskazująca, ile razy obciążenie obliczeniowe większe jest od obciążenia dopuszczalnego, nazywana jest współczynnikiem bezpieczeństwa v

$$v = \frac{P_{obl}}{P_{dop}}$$

skąd obciążenie obliczeniowe

$$P_{obl} = v \cdot P_{dop} \quad (5)$$

Ponieważ dla skrzydeł

$$P_{zdop} = Q \cdot n_{dop}$$

to

$$P_{zobl} = Q \cdot n_{dop} \cdot v = n_{obl} \cdot Q \quad (6)$$

gdzie n_{obl} — współczynnik przeciążenia obliczeniowego, a zatem

$$n_{obl} = v \cdot n_{dop} \quad (7)$$

Z warunków otrzymania konstrukcji o małym ciężarze pożądane jest, aby współczynnik bezpieczeństwa był możliwie jak najmniejszy. Jednak wartość

(najmniejsze znaczenie) jego można określić wówczas, gdy występuje tendencja do odkształceń w czasie działania przeciążeń dopuszczalnych i temperatur, powtórnego działania obciążeń, wskutek wpływu uchybień w technologii wykonania innych czynników. Dla współczesnych samolotów przyjmuje się wartość współczynnika bezpieczeństwa w granicach $1,5 \div 2,0$ dla każdego przypadku obliczeniowego.

Jeżeli konstrukcja ma pracować w wysokich temperaturach i będzie występowało pełzanie materiału, dopuszczalne odkształcenia i naprężenia niszczące określa się również okresem eksploatacji samolotu, to jest okresem działania na niego obciążeń.

A zatem obliczenia wytrzymałościowe konstrukcji samolotu wykonuje się według obciążeń obliczeniowych

$$P_{z\text{obl}} = v \cdot P_{z\text{dop}} = n_{\text{obl}} \cdot Q$$

Otrzymane naprężenia porównuje się z naprężeniami niszczącymi (w danych elementach).

Normowanie obciążeń

Zależnie od warunków lotu, na samolot działają różne co do kierunku i wielkości siły, przy różnych kątach natarcia (od kąta natarcia, który odpowiada $c_{z\text{max}}$, do kąta natarcia odpowiadającego $c_{z\text{min}}$ — maksymalnej ujemnej wartości c_z). W zakresie stosowanych w locie kątów natarcia, samolot może być poddany przeciążeniu od maksymalnie dodatniej do maksymalnie ujemnej wartości. W czasie lądowania następuje również obciążenie samolotu różnymi siłami.

Aby podczas obliczeń wytrzymałościowych konstrukcji samolotu lub jego poszczególnych zespołów nie dokonywać w każdym przypadku specjalnych badań w celu określenia obciążeń obliczeniowych, wybrane zostały charakterystyczne położenia samolotu, uogólniające najcięższe warunki w pracy jego części.

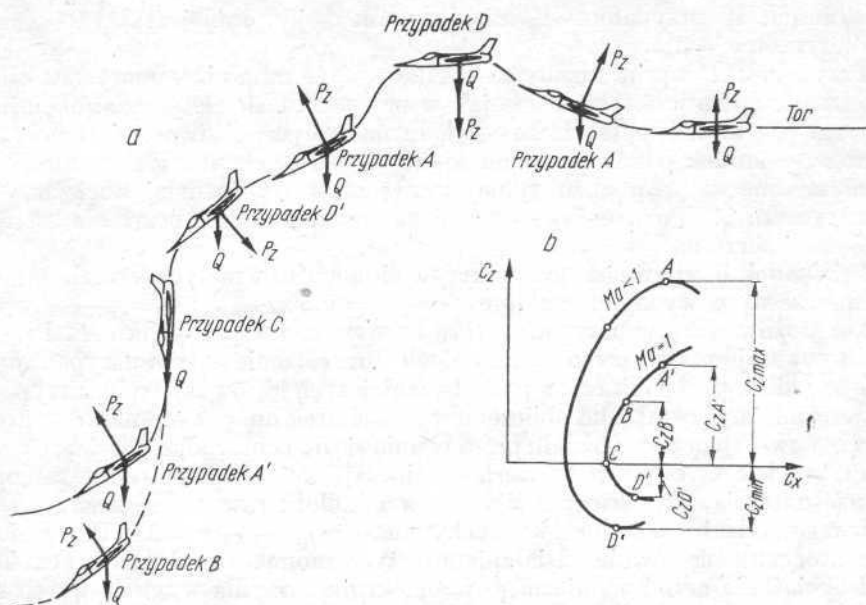
Położenia te nazywane są przypadkami obliczeniowymi; oznaczone są pierwszymi literami alfabetu łacińskiego: A, A', B, C, D, D' itd. Do tych oznaczeń dodawane są niejednokrotnie wskaźniki określające, do jakich zespołów samolotu odnosi się dany przypadek obliczeniowy. Na przykład: B_{skrz} — przypadek B dla skrzydła; $A_{z\text{nap}}$ — przypadek A dla zespołu napędowego. Na rysunku 2-45a przedstawione są przykładowe ewolucje samolotu odpowiadające poszczególnym przypadkom obliczeniowym, zaś na rysunku 2-45b — punkty na biegunowej samolotu odpowiadające poszczególnym przypadkom obliczeniowym.

Przypadki obliczeniowe rozpatruje się w oparciu o odpowiednie normy wytrzymałościowe opracowane przez Centralny Instytut Aero- i Hydrodynamiczny ZSRR*) na podstawie doświadczeń krajowego i zagranicznego przemysłu lotniczego i najnowszych danych nauki.

Zgodnie z normami wytrzymałościowymi, wszystkie samoloty dzielą się na trzy kategorie: zwrotne, o ograniczonej zwrotności i mało zwrotne.

Dla każdego przypadku normy wytrzymałościowej ustalony jest współczynnik przeciążenia dopuszczalnego n_{dopmax} w zależności od danej kategorii samolotu oraz współczynnika bezpieczeństwa v .

*) W Polsce ustalaniem norm wytrzymałościowych zajmuje się Instytut Lotnictwa (przyp. tłum.).



Rys. 2-45. Zasadnicze przypadki obliczeniowe obciążeń samolotu.

W cywilnych samolotach $n_{\text{dop max}}$ nie przewyższa 3,5; w samolotach myśliwskich $n_{\text{dop max}}$ może dochodzić do 6 ÷ 9 (według danych materiałów zagranicznych).

Oprócz tego dla każdego przypadku ustala się wartość c_z lub ciśnienie prędkości $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$. Wartości c_z i q związane są ze sobą równaniem siły nośnej

$$P_{z \text{ dop}} = c_z \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = c_z \cdot S \cdot q$$

Ale

$$P_{z \text{ dop}} = n_{\text{dop}} \cdot Q$$

skąd

$$n_{\text{dop}} \cdot Q = c_z \cdot q \cdot S \quad (8)$$

Mając c_z , przy pomocy równania (8) można znaleźć q i na odwrót (wartości Q , S i n_{dop} są wiadome).

Rozpatrzmy zasadnicze przypadki obliczeniowe.

Przypadek A odpowiada lotowi krzywoliniowemu na takim kącie natarcia, któremu odpowiada $c_{z \text{ max}}$, a największa wartość współczynnika przeciążenia dopuszczalnego wynosi $n_{\text{dop A}} = n_{\text{dop max}}$. Współczynnik bezpieczeństwa $v = 1,5$. W praktyce przypadek ten może wystąpić podczas wykonywania tzw. „górkę”, wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego i szybowego i innych ewolucji.

Przypadek A' odpowiada lotowi krzywoliniowemu z takim samym przeciążeniem, co i w przypadku A, lecz o największej osiągalnej lub dopuszczalnej prędkości $V_{\text{max, max}}$ samolotu. Prędkość ta różni się od V_{max} — maksymalnej prędkości lotu poziomego.

W przypadku samolotów myśliwskich prędkość ta odpowiada prędkości

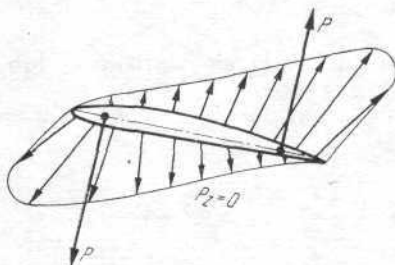
nurkowania. W przypadku A' współczynnik c_z jest mniejszy od $c_{z\max}$, zaś współczynnik $v = 1,5$.

Przypadek A' wprowadzony został dlatego, że mimo iż sumaryczne obciążenie na skrzydło jest takie same jak w przypadku A , ale podział obciążenia przy małych kątach natarcia ze względu na wpływ ściśliwości jest inny. Po pierwsze — środek parcia przesunie się do tyłu i te elementy skrzydła, które rozmieszczone są w pobliżu tylnej krawędzi, będą bardziej obciążone niż w przypadku A . Po drugie — nastąpi zmiana rozkładu obciążenia na całej rozpiętości skrzydła.

Przypadek B odpowiada lotowi krzywoliniowemu o małych kątach natarcia z jednoczesnym wychyleniem lotek. $n_{\text{dop } B} = 0,5 n_{\text{dop max}}$; $q = q_{\text{max max}}$; $v = 2,0$. Możliwe tory w przypadku B są te same co i w przypadku A' . Przypadek B powstaje przy dużych prędkościach. Przeciążenie w tym przypadku jest mniejsze niż w przypadku A' z powodu mniejszych kątów natarcia. Przypadek B wprowadzony został jako obliczeniowy na skutek dużych momentów skręcających, powstających z powodu przesuwania się do tyłu środka parcia.

Przypadek C odpowiada nurkowaniu, tj. lotowi pionowemu samolotu o kącie natarcia, przy którym siła nośna samolotu równa jest zeru ($c_z \approx 0$). Przy tego rodzaju locie lotki są wychylone, $q = q_{\text{max, max}}$, $v = 2,0$. Przypadek C charakteryzuje się również działaniem dużych momentów skręcających. Rozkład obciążenia aerodynamicznego w przekroju skrzydła wygląda w ten sposób, że powstaje para sił (rys. 2-46).

Przypadek D odpowiada lotowi krzywoliniowemu przy kącie natarcia odpowiadającym maksymalnemu ujemnemu współczynnikowi siły nośnej



Rys. 2-46
Rozkład obciążenia aerodynamicznego w przekroju skrzydła

$c_{z\min}$; $n_{\text{dop } D} = -0,5 \cdot n_{\text{dop } A}$; $v = 1,5$. W przypadku tym siły działają przeciwnie do kierunków występujących w przypadkach A i B .

Przypadek D' również odpowiada ujemnej sile nośnej, jednak tylko podczas lotu z dużą prędkością, a zatem z mniejszym współczynnikiem ($-c_z$) niż w przypadku D . Obciążenie to charakteryzuje się przemieszczeniem środka parcia do tyłu wzdłuż cięciwy $n_{\text{dop } D'} = n_{\text{dop } D}$; $v = 1,5$; $q = 0,8 \cdot q_{\text{max max}}$.

Wreszcie w czasie lądowania występuje przypadek E . Przewiduje on twarde lądowanie na trzy punkty (koła, rys. 2-42). Do podwozia przyłożona jest siła $P_{\text{dop } E} = n_{\text{dop}} \cdot Q$. Wartość współczynnika $n_{\text{dop } E}$ zależy od sprężystości amortyzacji.

Nagrzewanie aerodynamiczne

Doświadczenia wykazują, że przy powierzchni ciała, które opływa strumień powietrza z dużą prędkością, tworzy się warstwa przyścienna, w której prędkość cząstek powietrza jest zmienna. Różnica prędkości w warstwie przyścienniej wywołuje tarcie cząstek powietrza, które w rezultacie przechodzi w ciepło,

powiększając tym samym temperaturę warstwy przysięennej. Z kolei od nagrzanej warstwy przysięennej ciepło przechodzi do opływającego ciała i przez pokrycie na szkielet samolotu, do kabiny itd. Zjawisko to nazwano nagrzewaniem aerodynamicznym.

Nagrzewanie to przy małych prędkościach jest nieznaczne. Jednak już przy liczbie $Ma = 2$ przy ziemi temperatura pokrycia samolotu może przekroczyć 200°C (473°K). Zaś przy liczbie $Ma = 8$ na wysokości 15 km, temperatura pokrycia może osiągnąć 2200°C (2473°K).

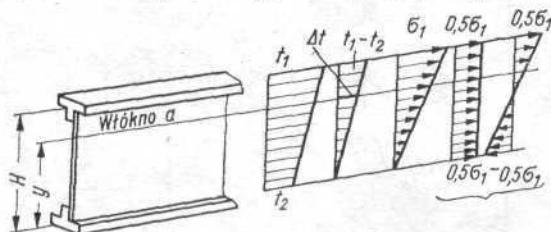
Przegrzanie konstrukcji samolotu następuje stopniowo, po pewnym okresie czasu, w związku z tym nagrzewanie to nie jest równomierne. Jednocześnie wraz z tym następuje rozpraszanie części ciepła w atmosferze. Oprócz tego bierze się pod uwagę to, że przy równych wartościach liczby Ma przekazywanie ciepła z warstwy przysięennej na powierzchnię pokrycia zaczyna spadać wraz ze wzrostem wysokości lotu, na skutek mniejszej gęstości powietrza. Ponadto przy dużych prędkościach i wysokościach część ciepła rozprasza się w przestrzeni powietrznej. Dlatego też wraz ze zwiększaniem wysokości lotu przy innych równych warunkach nagrzewanie aerodynamiczne zmniejsza się.

W związku z intensywnym wzrostem prędkości samolotów w ostatnich latach pojawił się problem przekroczenia tzw. „bariery cieplnej”. Pod nazwą „bariera cieplna” należy rozumieć ograniczenia, jakie nakłada się na prędkość lotu w związku z nagrzewaniem się samolotu. Ograniczenia te związane są z następującymi trzema zasadniczymi zjawiskami.

1. Wraz ze wzrostem temperatury mechaniczne własności materiałów zmieniają się, tj. zmniejsza się ich granica wytrzymałości σ_w i moduł sprężystości E , pogarsza się praca konstrukcji z powodu pełzania*) materiałów przy wysokich temperaturach. Na przykład w temperaturze 260°C (533°K) wytrzymałość stopów aluminiowych zmniejsza się o około 25%.

2. Z powodu nagrzewania aerodynamicznego powstają dodatkowe naprężenia w elementach konstrukcji; łącząc się z zasadniczymi naprężeniami mogą spowodować niekiedy uszkodzenie lub zniszczenie konstrukcji. Naprężenia cieplne występują w przypadku różnych współczynników rozszerzalności i modułów sprężystości materiałów, nierównomiernego nagrzewania itp.

Weźmy na przykład dźwigar wykonany z duraluminium, który poddawany jest nierównomiernemu nagrzewaniu na całej wysokości. Górny jego pas nagrzano do temperatury t_1 , dolny do t_2 . Temperatura przy tym zmienia się liniowo (rys. 2-47). Gdyby temperatura na całej jego wyso-



Rys. 2-47. Wykres rozkładu naprężeń wzdłuż wysokości dźwigara

kości była stała, wówczas włókna materiału w całym jego przekroju wydłużyłyby się równomiernie (jeśli nie ograniczono by zmiany długości) i naprężenia cieplne nie wystąpiłyby. Tak więc w rozpatrywanym przypadku naprężenia zależą od różnicy temperatur między górnymi i dolnymi włóknami ($t_1 - t_2$). Wydłużenie włókna a o różnicy temperatur $\Delta t = (t_1 - t_2) \cdot \frac{y}{H}$ wyniesie:

$$\Delta l = \alpha \Delta t \cdot l = \alpha (t_1 - t_2) \cdot \frac{y}{H} \cdot l$$

*) Przez pełzanie należy rozumieć właściwości materiału, które powodują, że może on zmieniać swoje wymiary podczas długotrwałego działania niewielkiego stałego obciążenia.

gdzie:

α — współczynnik rozszerzalności liniowej,

l — długość dźwigara.

Wydłużenie względne:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} = \alpha(t_1 - t_2) \cdot \frac{y}{H}$$

a naprężenie

$$\sigma = \varepsilon \cdot E = \alpha E(t_1 - t_2) \cdot \frac{y}{H}$$

$$\sigma_1 = \alpha E(t_1 - t_2)$$

$$\sigma_2 = 0$$

Oznacza to, że naprężenia wzdłuż wysokości dźwigara również zmieniają się liniowo (rys. 2-47). Łatwo się więc przekonać, że wykres rozkładu naprężeń wzdłuż wysokości dźwigara może być przedstawiony jako suma dwóch wykresów (rys. 2-47), tj. wykresu naprężeń od rozciągania $\sigma_{roz} = 0,5 \sigma_1$ i wykresu naprężeń od zginania $\sigma_{max} = \pm 0,5 \sigma_1$. Tak więc nierównomierne nagrzewanie w danym przypadku wywołuje naprężenia, które są równoznaczne jednoczesnemu działaniu rozciągania i zginania.

3. Nagrzewanie się aerodynamiczne powłok samolotu pociąga za sobą konieczność zastosowania środków zaradczych w celu zapewnienia normalnych warunków dla załogi i pasażerów (chłodzenie kabin).

Zmiana temperatury w punkcie całkowitego wyhamowania strumienia powietrza zależnie od prędkości lotu może być obliczona w przybliżeniu według wzoru

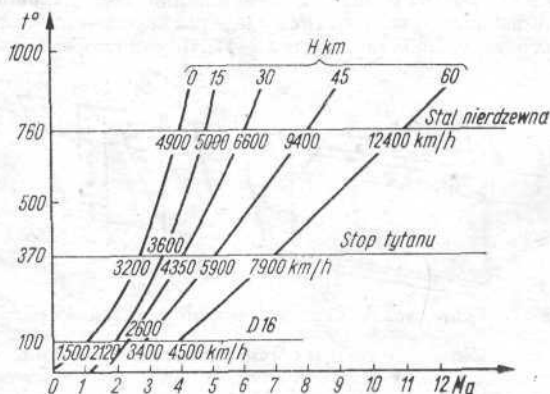
$$T = T_H(1 + 0,18 Ma^2)$$

gdzie:

T_H — temperatura powietrza w °K na wysokości H ,

$Ma = \frac{V}{a}$ (V — prędkość lotu samolotu, a — prędkość dźwięku).

Rzeczywisty wzrost temperatury pokrycia jest mniejszy na skutek przekazywania ciepła, promieniowania, nierównomiernego hamowania itp. Na rysunku 2-48 pokazano krzywe zależności temperatury pokrycia od wysokości



Rys. 2-48. Zależność temperatury pokrycia od liczby Ma i wysokości lotu

lotu i liczby Ma. Wykres przedstawia temperatury dopuszczalne różnych materiałów oraz prędkości lotu na różnych wysokościach, przy jakich należy używać wymienionych materiałów. Na przykład duraluminium można stoso-

wać przy prędkości lotu do 1500 km na godzinę w pobliżu ziemi oraz przy prędkości 2600 km/h na wysokości 30 km.

Różne części powierzchni samolotu nie nagrzewają się jednakowo. W znacznej mierze zależy ono od kształtów opływowych (aerodynamicznych) niektórych zespołów. Charakter zmian temperatury profilu skrzydła przedstawiony jest na rysunku 2-49.

Oprócz nagrzewania zależnego od hamowania strumienia powietrza, poszczególne części samolotu nagrzewają się na skutek wydzielania ciepła przez zespół napędowy, a na dużych wysokościach ponadto od promieni słonecznych.

Rys. 2-49. Charakter zmiany temperatury
wzdłuż profilu skrzydła



Jednak nagrzewanie to, które następuje na dużych wysokościach, nie odgrywa dużej roli, ponieważ jest mniej intensywne niż nagrzewanie aerodynamiczne.

Walka z nagrzewaniem aerodynamicznym prowadzona jest wieloma sposobami. Najprostszym z nich, chociaż nie rozwiązującym zagadnienia, jest skracanie czasu trwania lotów na dużych prędkościach, by pokrycie samolotu nie zdążyło się nagrzać do temperatury dopuszczalnej. Sposób ten nazywany jest sposobem „biernym”. Istnieją jednak metody „czynnego” zabezpieczenia się przed nadmiernym nagrzewaniem aerodynamicznym. Należy do nich stosowanie pokryć samolotu z materiałów odpornych na wysokie temperatury i pokrywanie zewnętrznej powierzchni warstwami izolacji cieplnej.

Stosuje się również chłodzenie drogą cyrkulacji płynu (paliwa lub wody) pomiędzy zewnętrznym i wewnętrznym pokryciem samolotu. Paliwo pochłaniając ciepło z pokrycia nagrzewa się i wędruje do silnika. W przypadku zastosowania wody do chłodzenia, nagrzewa się ona do temperatury wrzenia, po czym wyparowuje odpowiednimi szczelinami znajdującymi się w konstrukcji.

W wielu przypadkach w celu zabezpieczenia samolotu przed nagrzewaniem stosuje się jednocześnie chłodzenie cieczą, izolację cieplną, materiały odporne na wysokie temperatury itd.

Ograniczenia prędkości samolotów

Na współczesnych samolotach, wyposażonych w silniki odrzutowe o dużej sile ciągu, możliwe jest osiąganie bardzo dużych prędkości. Jednak dalszy wzrost prędkości zależy od wytrzymałości, sztywności, stopnia nagrzewania się konstrukcji samolotu itd.

Rozpatrzmy nieco dokładniej te czynniki, które ograniczają osiąganie bardzo dużych prędkości.

Jednym z czynników ograniczających osiąganie dużych prędkości jest przeciążenie, które występuje podczas lotu w burzliwej atmosferze. Przy danych wartościach przeciążenia n prędkości wstępnego strumienia powietrza u_0 i obciążenia jednostkowego p , zależność granicznej prędkości V_0 od wysokości*) uwarunkowana jest wzorem (3); graficznie przedstawiona jest na rysunku 2-50 (krzywa n).

Następnym czynnikiem ograniczającym prędkość samolotu jest ciśnienie prędkości (dynamiczne) $q = \rho \cdot \frac{V^2}{2}$. Ograniczenie to wprowadza się w celu zmniejszenia

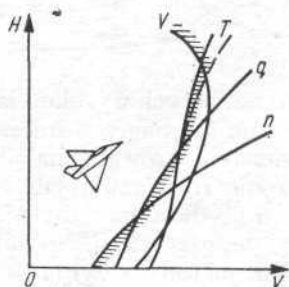
*) Gęstość powietrza ρ jest funkcją wysokości.

szenia obciążenia powierzchni skrzydła i usterzenia, które jest proporcjonalne do q .

Zależność granicznej prędkości od wysokości (rys. 2-50, krzywa q) otrzymujemy ze wzoru

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$

Wreszcie trzecim czynnikiem ograniczającym prędkość lotu samolotu jest temperatura, wpływająca na wytrzymałość materiałów używanych do budowy samolotu. Posługując się dopuszczalną wartością granicy wytrzymałości σ_w ,



Rys. 2-50. Ograniczenia prędkości lotu samolotu

na wykresie (rys. 2-52) znajdujemy dopuszczalną dla danego materiału temperaturę pokrycia. Następnie według wykresu (rys. 2-48) dla znalezionej temperatury znajdujemy odpowiadające jej wartości H i Ma (V), które nanosimy na rysunek 2-50 (krzywa T). Oczywiście, osiąmane prędkości lotu znajdują się po lewej stronie krzywych granicznych, tj. na lewo od zakreskowanej krzywej. Na rysunku oznaczona jest także krzywa prędkości maksymalnych gwarantowanych przez silnik (krzywa V). Z rysunku wynika, że możliwe do uzyskania prędkości, uwzględniając ograniczenia, są znacznie mniejsze od maksymalnych w dość dużym zakresie wysokości.

Rozdział 10

MATERIAŁY STOSOWANE W BUDOWIE SAMOLOTU

Dobór materiału

Z konstrukcją różnorodnych elementów samolotu wiąże się nierozdzielnie racjonalny dobór materiału.

W chwili obecnej do budowy samolotów używa się przede wszystkim stopów aluminiowych, z wyjątkiem podwozia, elementów mocujących i niektórych części, które muszą być wykonane z wysokogatunkowych stali.

W samolotach o prędkościach $Ma > 2$ do budowy elementów skrzydła, kadłuba, usterzenia, które poddane są znacznemu nagrzewaniu aerodynamicznemu, stosowane są stopy tytanu oraz w wielu przypadkach żaroodporna stal.

Zasadniczym warunkiem właściwego doboru materiału jest otrzymanie możliwie najmniejszego ciężaru samolotu przy jednoczesnej należytej jego

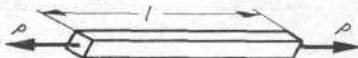
wytrzymałości. Do oceny materiału z tego punktu widzenia wprowadzono pojęcie wytrzymałości jednostkowej (właściwej) materiału.

Rozpatrzmy na przykład pręt o długości l rozciągany siłą P^*) (rys. 2-51). Pole przekroju poprzecznego pręta obliczamy według wzoru

$$F = \frac{P}{\sigma_{w\text{rozc}}}$$

gdzie $\sigma_{w\text{rozc}}$ — granica wytrzymałości materiału przy rozciąganiu.

Rys. 2-51. Pręt rozciągany przez siłę P

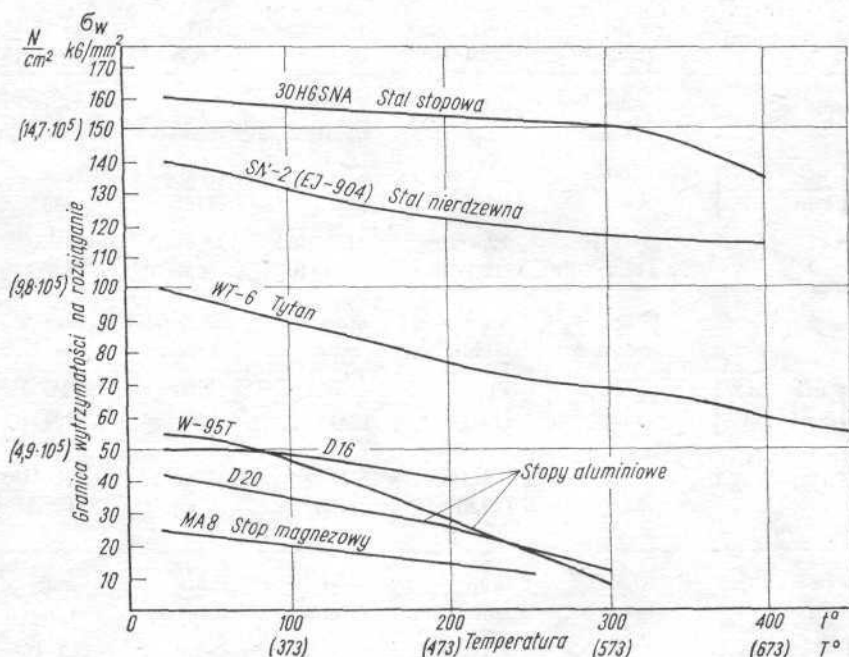


Ciężar pręta Q_{pr} równa się iloczynowi objętości $F \cdot l$ przez ciężar właściwy γ

$$Q_{pr} = F \cdot l \cdot \gamma$$

Podstawiając do ostatniego wyrażenia wartości pola F , otrzymamy

$$Q_{pr} = \frac{P}{\sigma_{w\text{rozc}}} \cdot l \cdot \gamma = \frac{P \cdot l}{\frac{\sigma_{w\text{rozc}}}{\gamma}}$$



Rys. 2-52. Wpływ temperatury na granicę wytrzymałości niektórych materiałów

Tak więc ciężar pręta przy danej sile i długości jest tym mniejszy, im większy jest stosunek $\frac{\sigma_{w\text{rozc}}}{\gamma}$. Stosunek ten nazywamy wytrzymałością jednostkową materiału na rozciąganie.

*) Siła P jest siłą obciążeniową dla pręta, ponieważ przy obliczaniu jej uwzględniony jest współczynnik v .

Jeżeli chodzi o inne odkształcenia, otrzymujemy inne wyrażenia wytrzymałości jednostkowej, a mianowicie (bez wyprowadzania) przy ścinaniu $\frac{\tau_w}{\gamma}$, przy zginaniu $\frac{\sqrt[3]{\sigma_{wg}^2}}{\gamma}$, przy wyboczeniu $\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$ itd.

Oczywiście, wykładniki te powinny być brane przy odpowiedniej temperaturze.

Wybierając odpowiedni materiał, należy brać pod uwagę jego odporność na obciążenie dynamiczne określone udarnością *) i granicą wytrzymałości na

Tablica 2-2

Wytrzymałość jednostkowa podstawowych materiałów konstrukcyjnych

Wytrzymałość jednostkowa (rodzaj obciążenia)	Miejsce zajmowane przez metale według wytrzymałości jednostkowej (w temp. 20°C—293°K)				
na rozciąganie	Stop tytanu	Stal stopowa	Stal nierdzewna	Stop magnezu	Stop aluminium
$\sigma_w \left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}, \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$	10 000 (981)	16 000 (1568)	13 000 (1274)	3000 (294)	4400 (431)
$\frac{\sigma_{w \text{ rozc}}}{\gamma} [\text{cm}, \text{m}]$	$22,6 \cdot 10^5$ ($22,6 \cdot 10^3$)	$20,4 \cdot 10^5$ ($20,4 \cdot 10^3$)	$17 \cdot 10^5$ ($17 \cdot 10^3$)	$16,7 \cdot 10^5$ ($16,7 \cdot 10^3$)	$15,8 \cdot 10^5$ ($15,8 \cdot 10^3$)
na ścinanie	Stop tytanu	Stal stopowa	Stal nierdzewna	Stop magnezu	Stop aluminium
$\tau_w \left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}, \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$	6500 (637)	10 000 (981)	8500 (833)	1800 (176)	2600 (255)
$\frac{\tau_w}{\gamma} [\text{cm}, \text{m}]$	$14,4 \cdot 10^5$ ($14,4 \cdot 10^3$)	$12,8 \cdot 10^5$ ($12,8 \cdot 10^3$)	$11,1 \cdot 10^5$ ($11,1 \cdot 10^3$)	$10,6 \cdot 10^5$ ($10,6 \cdot 10^3$)	$9,3 \cdot 10^5$ ($9,3 \cdot 10^3$)
na zginanie	Stop magnezu	Stop aluminium	Stop tytanu	Stal stopowa	Stal nierdzewna
$\sigma_{wg} \left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}, \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$	3000 (294)	4400 (431)	10 000 (981)	16 000 (1568)	13 000 (1274)
$\frac{\sqrt[3]{\sigma_{wg}^2}}{\gamma} [\text{kG}^{-1/3} \text{cm}^5/3, \text{N}^{-1/3} \text{m}^5/3]$	$10,5 \cdot 10^4$ (22,6)	$9,2 \cdot 10^4$ (19,8)	$8,1 \cdot 10^4$ (17,5)	$8,1 \cdot 10^4$ (17,5)	$7,18 \cdot 10^4$ (15,4)
na wyboczenie	Stop magnezu	Stop aluminium	Stop tytanu	Stal nierdzewna	Stal stopowa
$E \left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}, \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$	$4,3 \cdot 10^5$ ($42,1 \cdot 10^3$)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^3$)	$1,1 \cdot 10^6$ ($10,8 \cdot 10^4$)	$2 \cdot 10^6$ ($19,6 \cdot 10^4$)	$2,1 \cdot 10^6$ ($20,6 \cdot 10^4$)
$\frac{\sqrt{E}}{\gamma} [\text{kG}^{-1/2} \text{cm}^2, \text{N}^{-1/2} \text{m}^2]$	$3,64 \cdot 10^5$ (11,6)	$3,04 \cdot 10^5$ (9,7)	$2,38 \cdot 10^5$ (7,6)	$1,84 \cdot 10^5$ (5,9)	$1,8 \cdot 10^5$ (5,75)

*) Udarnością nazywamy pracę zużytą na zniszczeniu modelu w odniesieniu do 1 cm² pola powierzchni jego poprzecznego przekroju. Granicą wytrzymałości na zmęczenie nazywamy największą wartość periodycznie zmieniającego się naprężenia, które może wytrzymać dany materiał przy nieograniczenie dużej liczbie cykli (zmian naprężeń).

zmęczenie, możliwość wykorzystania krajowego surowca, technologiczne, ekonomiczne i eksploatacyjne czynniki oraz podatność danego materiału na pękanie (przy dużych temperaturach).

Krótkie charakterystyki podstawowych materiałów konstrukcyjnych

Stopy aluminium

Materiałami najczęściej stosowanymi w budowie samolotów o prędkościach lotu do 2 Ma są stopy aluminium. Najbardziej rozpowszechniony z nich jest duraluminium — stop aluminium z miedzią i innymi składnikami. Obecnie stosuje się wiele gatunków duraluminium o granicy wytrzymałości do $\sigma_w \approx 55 \div 60 \text{ kG/mm}^2$ ($540 \div 590 \text{ MN/m}^2$). Duraluminium produkowane jest w postaci arkuszy blachy, kształtowników, rur, prętów i drutu. Do budowy części i zespołów, poddawanych w czasie eksploatacji działaniu temperatur powyżej 120°C (393°K) stosuje się tzw. żaroodporne stopy aluminium.

Stopy aluminium odznaczają się dużą plastycznością po obróbce termicznej. Ponadto przechodzą one tzw. proces „starzenia”, tzn. samorzutnego utwardzania (wzrost wytrzymałości po pewnym okresie czasu). Dural jest jednak mało odporny na korozję, wskutek czego wymaga specjalnej obróbki antykorozyjnej, polegającej na powlekaniu go warstwami ochronnymi, przeważnie przez anodowanie (elektrolityczny sposób pokrywania elementu tlenkiem aluminium).

Dość często używane są stopy aluminiovowe do produkcji części drogą odlewania (AL9). Własności mechaniczne tych stopów nie są zbyt wysokie. Ze stopów tych odlewane są części wytrzymałe średnie obciążenia. Do nich należą bębny hamulcowe, osprzęt, wsporniki, wahacze i inne.

Stopy aluminiovowo-manganowe Al Mn (PA1) używane są do produkcji części wykonywanych z blachy przy pomocy tzw. tłoczenia głębokiego. Ze stopu tego wykonuje się spawane zbiorniki paliwa.

Aluminiovowo-magnezowy stop AlMg odznacza się dużą plastycznością. Używa się go do produkcji przewodów paliwa i układu olejenia.

Stal

Do budowy samolotów używa się stali o małej i średniej zawartości węgla oraz stali specjalnych (stopowych).

Stal o małej zawartości węgla (cecha 10,20) stosowana jest szeroko do produkcji nitów oraz części z blachy. Jest ona dość plastyczna, dobrze się ją tłoczy i spawa.

Stal o średniej zawartości węgla (cecha 45) służy szczególnie do produkcji części łączących (śrub, wkrętów, nakrętek itd.).

Stal stopową (30HGSa, 30HGSNA) stosuje się szeroko do produkcji najbardziej obciążonych części i węzłów (pasów dźwigarów, wsporników podwozia, węzłów stykowych itp.). Z wymienionych rodzajów stali produkowane są najbardziej wytrzymałe elementy łączące (śruby, nakrętki, wkręty). Stalowe nity produkuje się ze stali 15 i ze stali manganowej 20 GA.

Specjalne rodzaje żaroodpornej stali (EJ643, Ja1TN, SN-2) stosuje się do produkcji takich elementów konstrukcji, jak szkielet, pokrycie i węzły pracujące w wysokich temperaturach.

Wszystkie jednak części stalowe muszą być zabezpieczone przed korozją drogą cynkowania, kadmowania (pokrywanie elektrolitycznym sposobem warstwą cynku lub kadmu). Stal 30HGSNA oksyduje się.

Krótką charakterystyka podstawowych materiałów konstrukcyjnych

Nazwa materiału	Cecha	Ciężar właściwy $\gamma \cdot 10^3$ (kg/cm ³) (MN/m ²)	Moduł sprężystości E (kg/cm ²) (MN/m ²)	Granica wytrzymałości na rozciąganie σ_R [kg/cm ² , (MN/m ²)] przy różnych temperaturach					Własności technologiczne	Zastosowanie	Uwagi
				20°C (293°K)	100°C (373°K)	200°C (473°K)	300°C (573°K)	400°C (673°K)			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Stal	20 (20)	7,85 (77)	$2,1 \cdot 10^6$ (20,6 · 10 ⁴)	4000—5000 (390—490)	—	—	—	—	Dobra plastyczność Dobra spawalność	Części spawane i tłoczone poddawane niewielkim obciążeniom. Nity	
	45 (45)	7,85 (77)	$2,1 \cdot 10^6$ (20,6 · 10 ⁴)	6 400 (630)	6 000 (598)	—	—	—	Łatwa obróbka skrawaniem. Plastyczność dostateczna. Spawalność słaba.	Elementy łączące	
	30HGSA (30HGSA)	7,85 (77)	$2,0 \cdot 10^6$ (19,6 · 10 ⁴)	13 000 (1270)	—	—	12 100 (1186)	10 600 (1040)	Dobra plastyczność i spawalność. Obróbka skrawaniem	Ważniejsze części spawane i tłoczone, elementy łączące	
	30HGSNA (30HGSNA)	7,85 (77)	$1,95 \cdot 10^6$ (19,1 · 10 ⁴)	16 000 (1570)	15 600 (1530)	15 300 (1500)	15 000 (1470)	13 300 (1300)	Jak wyżej	Szczególnie ważne części, obciążone dynamicznie	
	EJ-643	7,80 (76,5)	$1,9 \cdot 10^6$ (18,6 · 10 ⁴)	19 000 (1860)	—	—	17 000 (1670)	16 000 (1570)	Daje się spawać i obrabiać skrawaniem. Plastyczność dostateczna. Żaroodporna	Ważne węzły, węzły podwozia, śruby	

Ja 1 TN	7,90 (77,4)	$1,8 \cdot 10^4$ ($17,6 \cdot 10^4$)	9 300 (910)	—	—	7 500 (7350)	7 300 (715)	Plastyczność do- stateczna. Żaroodporna	Pokrycie	Nie- rdzew- na
SN-2	7,70 (75,5)	$1,95 \cdot 10^4$ ($19,1 \cdot 10^4$)	14 000 (1370)	—	12 000 (1176)	11 500 (1130)	11 300 (1110)	Plastyczność do- stateczna. Żaroodporna. Spa- walność dobra	Pokrycie, szkiele- t, węzły	Nie- rdzew- na
D16-T (PA7)	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	4 200 (410)	—	—	—	—	Plastyczność śred- nia. Spawalność słaba	Pokrycie i szkiele- t w temperaturze normalnej.	
D 19	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	4 400 (430)	4 200 (410)	3 600 (353)	1 900 (186)	—	Jak wyżej	Pokrycie i nitki pra- cujące w t 250°C (523°K)	
D 20	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	4 200 (410)	3 500 (343)	2 600 (255)	1 900 (186)	—	Plastyczność śred- nia, spawalność dostateczna, za- roodporny.	Części z blachy i kute pracujące w t do 350°C (623°K)	
D 21	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	4 200 (410)	3 800 (372)	3 300 (323)	—	—	Plastyczność śred- nia, spawalność słaba.	Części kute i tło- czone pracujące w t do 250°C (523°K)	
W95-T (PA9)	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	5 500 (540)	4 800 (470)	2 800 (274)	900 (88)	—	Plastyczność śred- nia, spawalność słaba	Ważniejsze części szkieletu samo- lotu	
W65 (PA25)	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^5$)	4 200 (410)	3 600 (353)	2 700 (265)	—	—	Plastyczność dob- ra, spawalność słaba	Nitki o dużej wy- trzymałości	

Stopy
alumi-
nium

cd. tablicy 2-3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Stopy alumi- niowe	AL 9	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^3$)	2 000 (196)	1 800 (176)	1 500 (147)	1 100 (108)	—	Odlewniczy, spawalność dobra	Części o kształtach złożonych, wytrzymujące średnie obciążenia pracujące w podwyższonych temperaturach	Tytan tech- niczny
	AK4-1 (PA30)	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^3$)	4 200 (410)	3 900 (382)	3 300 (323)	1 600 (157)	600 (59)	Duża plastyczność, spawalność dostateczna	Kute i tłoczone części, wytrzymujące średnie obciążenia, pracujące w podwyższonych temperaturach	
	AK 6 (PA31)	2,85 (28)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^3$)	4 200 (410)	—	—	—	—	Jak wyżej	Tak samo w normalnej temperaturze	
	AMc A (PA 1)	2,7 (26,5)	$7,5 \cdot 10^5$ ($73,5 \cdot 10^3$)	$1100 \div 2200$ (108—216)	—	—	—	—	Bardzo dobra plastyczność i spawalność	Części o głębokim tłoczeniu. Zbiorniki spawane	
	WT 1—2	4,55 (44,6)	$1,04 \cdot 10^6$ ($10,2 \cdot 10^4$)	5 500 (540)	—	—	2 500 (245)	1 900 (186)	Plastyczność dostateczna, daje się spawać i obrabiać skrawaniem. Żaroodporny	Pokrycie, kształtowniki, części tłoczone pracujące w temperaturze nie przekraczającej 350°C (623°K)	

Stopy tytanu	WT-6 WT-15	4,55 (44,6)	$1,13 \cdot 10^6$ ($11,1 \cdot 10^4$)	10 000 (980)	—	7 200 (706)	6 700 (657)	6 000 (590)	Jak wyżej	Pokrycie, kształtowanie, części doczone, kute i łączone, pracujące w temperaturze do 450°C (723°K)
	ML 4	1,8 (17,6)	$4,3 \cdot 10^5$ ($42,1 \cdot 10^3$)	2 400 (235)	—	—	—	—	Topliwy, spawalność dostateczna	Części odlwane wytrzymujące małe obciążenia. Osprzęt
Stopy magnezu	MA 2 (MP2)	1,8 (17,6)	$4,3 \cdot 10^5$ ($42,1 \cdot 10^3$)	2 600 (255)	—	—	—	—	Spawalność słaba. Duża plastyczność. Daje się obrabiać skrawaniem	Części tłoczone wytrzymujące małe obciążenia. Osprzęt
	MA 8	1,8 (17,6)	$4,3 \cdot 10^5$ ($42,1 \cdot 10^3$)	2 500 (245)	2 000 (196)	1 600 (157)	—	—	Duża plastyczność, dobra spawalność, daje się obrabiać skrawaniem	Części wykonywane z blachy, kształtowników i rur.

Uwaga. W związku ze stosowaniem w Polsce w konstrukcjach niektórych norm radzieckich — w tablicy zachowane zostały radzieckie cechy według GOST. W nawiasach podano niektóre normy odpowiadające normom radzieckim (przyj. tłum.).

Stopy magnezu

Stopy magnezu odznaczają się dużą wytrzymałością jednostkową przy niewysokiej wartości granicy wytrzymałości. Mają one jednak wady, do których należy zaliczyć wysoki koszt, uleganie korozji i łatwość zapalania się. Stopy magnezowe występują jako odlewnicze (ML4, ML5) i plastyczne (MA8, MA2), które dają się prasować i tłoczyć. Stopy te stosowane są do wykonywania wsporników, części kół i układu sterowania. Części wykonane ze stopów magnezowych zabezpiecza się przed korozją przez pokrywanie emalią lub nakładanie warstwy chromu.

Stopy tytanu

Stopy tytanu odznaczają się bardzo dużą wytrzymałością i żaroodpornością. Wykorzystywane one są do wytwarzania części poddawanych działaniu wysokich temperatur rzędu $400 \div 450^{\circ}\text{C}$ ($673 \div 723^{\circ}\text{K}$). Mają dużą wytrzymałość jednostkową ($\sigma_w/\gamma = 22,6 \cdot 10^5$), granicę wytrzymałości [$\sigma_w = \text{do } 10\,000 \text{ kG/cm}^2$ (980 MN/m^2)] oraz dość dobre własności technologiczne. Mimo tak wielu zalet, mają one jednak jeszcze niewielkie zastosowanie ze względu na ich wysoki koszt. Przewyższa on bowiem znacznie koszt stali.

Niemetale

Obok wielu materiałów, z których wytwarza się części poddawane działaniu różnych sił, w konstrukcji samolotu stosuje się także różnorodne materiały do wytwarzania izolacji cieplnej i dźwiękowej, sprzętu elektrycznego, urządzeń radiowych, przegród kabin, wyposażenia załóg itp. Do materiałów tych zalicza się różnego rodzaju drewno, gumy, tkaniny, kleje oraz masy plastyczne, jak np. różne polimery, których zastosowanie z każdym rokiem rośnie.

Przejdźmy do krótkiego omówienia niektórych z nich.

Drewno — materiał tani o łatwej obróbce. Jednak nie jest ono jednolite, jeżeli chodzi o jego własności mechaniczne i wytrzymałość. Jego wytrzymałość w dużej mierze zależy od przyłożenia siły względem włókien. Ponadto własności mechaniczne drewna ulegają zmianom pod wpływem wilgotności powietrza; ulega ono próchnieniu (gniciu) oraz tworzeniu się w nim grzyba.

Laminat szklany — tworzywo warstwowe wytwarzane w postaci arkuszy i płyt z bakelizowanej tkaniny szklanej. Daje się obrabiać, kleić i nitować. Używa się go jako materiału izolacyjnego w instalacji elektrycznej, termoizolacyjnego, okładzinowego w przegrodach zbiorników paliwa oraz jako materiału do wytwarzania części konstrukcyjnych i radiotechnicznych poddawanych działaniu wysokich temperatur, do 200°C (473°K).

Tłoczywo proszkowe, występujące w postaci proszków, stosuje się do produkcji sposobem prasowania części elektroizolacyjnych, radiowych i dekoracyjnych oraz części odpornych na wysokie temperatury.

Polietylen używany jest jako materiał izolacyjny, chemicznie odporny, z którego wytwarza się rury, powłoki, taśmy i inne części. Materiał ten poddaje się obróbce i łatwo go się spawa. Części z tego materiału wytwarza się przez odlewanie pod ciśnieniem, tłoczenie na gorąco i wykrawanie.

Tworzywo piankowe używane jest w postaci lekkiego wypełniacza do konstrukcji warstwowych (patrz rozdz. 13), „radioprzezroczystego” materiału oraz do izolacji cieplnej. Materiały te odznaczają się małym ciężarem właściwym [$< 0,2 \text{ g/cm}^3$ (2000 N/m^3)]. Mechanicznie obrabiają się łatwo, można je kleić, a podczas nagrzewania dają się formować.

Szkło organiczne stosowane jest do szklenia kabin samolotów poddawanych działaniu różnych temperatur od -60 do $+60^{\circ}\text{C}$ (333°K). Materiał ten można spawać, formować, kleić i obrabiać mechanicznie.

Szkło krzemowe różnych rodzajów służy do wytwarzania przezroczystych płyt pancernych osłaniających kabinę załogi. Do wykładania kabin samolotów pasażerskich stosuje się powinol — materiał niepalny wytwarzany sposobem nanoszenia na tkaninę szklaną polichlorku winylu o różnych kolorach i deseniach.

Do obijania foteli używa się namiastki skóry — tkaniny bawełnianej pokrytej polichlorkiem winylu o różnej barwie i różnych deseniach.

Rozdział 11

WYBÓR UKŁADU I PODSTAWOWYCH PARAMETRÓW SAMOLOTU

Statystyka

Taktyczno-techniczne wymagania stawiane samolotom

Pierwszym etapem projektowania samolotu jest wykonanie rysunku szkicowego, w którym uwidoczniony zostaje odpowiedni układ samolotu, jego zasadnicze wymiary i rozwiązanie, usytuowanie załogi, uzbrojenia, ładunku wyposażenia itd.

Wstępny projekt samolotu powinien przewidywać wymagania pod względem taktyczno-technicznym, technologicznym, eksploatacyjnym itd.

Jeżeli chodzi o taktyczno-techniczne dane samolotu, zależą one przede wszystkim od jego przeznaczenia. Na przykład dla samolotu myśliwskiego zakłada się następujące parametry: prędkość maksymalną lotu i prędkość lądowania, czas wznoszenia, pułap, zasięg lotu lub długotrwałość lotu, uzbrojenie itd. Dla samolotu pasażerskiego zakłada się maksymalną prędkość lotu i odpowiednią prędkość lądowania, bezpieczeństwo lotu, ekonomiczność w eksploatacji, wygodę lotu pasażerów, odpowiednie udźwigi, zasięg lotu itd.

Jednak osiągnięcie wymienionych wymagań połączone jest z dużymi trudnościami, ponieważ wymagania te są często sprzeczne i w wielu przypadkach nie dają się ze sobą pogodzić. Na przykład otrzymanie maksymalnej prędkości lotu nie da się pogodzić z odpowiednią prędkością lądowania, ponieważ wraz ze zwiększeniem prędkości lotu zwiększa się także prędkość lądowania. Następnie zwiększenie prędkości lotu samolotu utrudnia osiągnięcie dużego zasięgu samolotu, a w samolocie wojсковym — siły ognia, ponieważ osiągnięcie ich prowadzi do wzrostu ciężaru samolotu itd.

Żazwyczaj podstawowe taktyczno-techniczne wymagania względem projektu nowego typu samolotu powinny zasadniczo przewyższać wskaźniki samolotów już istniejących. Jest to konieczne z tego względu, że w wyniku ogólnej tendencji do podwyższania taktyczno-technicznych wymagań, parametry projektowanego samolotu do chwili rozpoczęcia seryjnej produkcji mogą być przewyższone w innych nowych samolotach.

Uzyskanie korzystniejszych danych taktyczno-technicznych projektowanych samolotów, w porównaniu do istniejących, można osiągnąć przez:

- 1) zastosowanie silniejszych lub bardziej ekonomicznych, lżejszych silników o mniejszych wymiarach,
- 2) poprawienie aerodynamiki samolotu przez uzyskanie korzystniejszych kształtów zewnętrznych, wpływających na zmniejszenie uderzeniowego zgęszczenia powietrza oraz nagrzewania aerodynamicznego,
- 3) zastosowanie nowocześniejszej mechanizacji skrzydła oraz skuteczniejszego sterowania warstwą przyścienną powietrza.
- 4) unowocześnienie układów elementów konstrukcyjnych samolotu, które by zapewniało potrzebną im wytrzymałość i sztywność przy zmniejszonym ciężarze,
- 5) ulepszenie technologii wykonania, które by bezpośrednio wpływało na uzyskanie potrzebnych kształtów samolotu,
- 6) zastosowanie nowszych, mocniejszych i żaroodpornych materiałów,
- 7) zastosowanie nowszych metod połączeń poszczególnych węzłów i części (np. klejenie metali),
- 8) zastosowanie nowocześniejszego wyposażenia, zapewniającego bardziej uproszczone i ulepszone sterowanie samolotem, dokładniejsze wykonanie zadania bojowego, usprawnienie pracy załogi i bezpieczeństwo załogi w razie uszkodzenia samolotu,
- 9) zastosowanie (dla samolotów wojskowych) nowszego, bardziej skutecznego uzbrojenia, systemu naprowadzania i ochrony załogi przy jednoczesnym zmniejszeniu ich ciężaru.

Statystyka i jej znaczenie

Wybierając zasadnicze wymiary samolotu, konstruktor musi pogodzić ze sobą wiele sprzecznych wymagań. Na przykład wybierając małą powierzchnię skrzydła w celu zmniejszenia oporu czołowego samolotu i zapewnienia mu prędkości maksymalnej konstruktor powinien się jednocześnie liczyć z tym, że może to wpływać na pogorszenie startu i lądowania samolotu. Zmniejszając zaś długość tylnej części kadłuba i jej ciężar musi on również pamiętać o skróceniu ramienia usterzenia względem środka ciężkości samolotu, co jak wiadomo prowadzi do pogorszenia stateczności i sterowności samolotu. Gdy ponadto weźmie się pod uwagę okoliczność, że ciężar samolotu w locie wpływa na wymiary, a wymiary z kolei wpływają na jego ciężar, to staje się zrozumiałe, na jakie trudności napotyka konstruktor już podczas wyboru podstawowych wymiarów samolotu, kiedy posługuje się on tylko obliczeniami teoretycznymi.

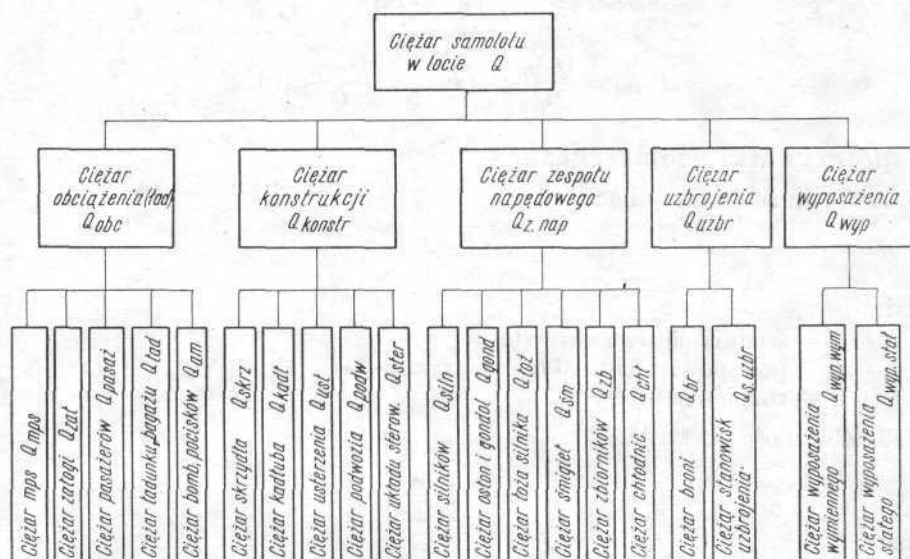
Dlatego też przy określaniu podstawowych wymiarów projektowanego samolotu konstruktorzy muszą się posługiwać danymi najbardziej nowoczesnych samolotów rozpatrywanego typu. Przy tym nie mogą się oni posługiwać tylko absolutnymi wielkościami (wymiar, ciężar, moc zespołów napędowych istniejących samolotów), lecz wielkościami względnymi, które nazywane są współczynnikami statystycznymi. Współczynniki takie otrzymuje się podczas odpowiedniego opracowania statystycznego, tj. opracowania danych samolotów prototypowych.

Do opracowania statystycznego powinny wchodzić następujące podstawowe dane wielu najlepszych samolotów prototypowych:

- a) ogólne dane samolotów,
- b) dane techniczne silników,
- c) dane geometryczne (wymiary),
- d) dane ciężarowe,
- e) dane uzbrojenia (dla samolotu wojskowego),
- f) dane lotu.

Współczynniki statystyczne

Rozpatrzmy niektóre zasadnicze współczynniki statystyczne. Zanim jednak przystąpimy do ich omówienia, zapoznamy się z przyjętą klasyfikacją ciężaru samolotu przedstawioną na rysunku 2-53. Jeżeli chodzi o niezdejmowane wyposażenie, w jego skład wchodzi część instalacji, która przytwierdzona jest na stałe do samolotu. Zalicza się tu przewody elektryczne, tablice przyrządów pokładowych, elementy ogrzewania, wentylacji itp.



Rys. 2-53. Klasyfikacja ciężarowa samolotu

Współczynniki ciężarowe

1. Współczynnik udźwigu:

$$k_u = \frac{Q_{lad}}{Q}$$

gdzie:

Q_{lad} — ciężar ładunku (obciążenia),
 Q — ciężar samolotu.

Współczynnik ten charakteryzuje możliwość wykorzystania samolotu pod względem ładowności. Pożądane jest, aby współczynnik ten był możliwie duży.

2. Współczynniki względnego ciężaru poszczególnych zespołów samolotu:

$$k_{skrz} = \frac{Q_{skrz}}{Q}; \quad k_{kadł} = \frac{Q_{kadł}}{Q} \text{ itd.}$$

gdzie:

Q_{skrz} — ciężar skrzydła,
 $Q_{kadł}$ — ciężar kadłuba.

Poniżej przytoczone są wartości liczbowe współczynników względnego ciężaru zespołu:

skrzydło

$$k_{skrz} = 0,10 \div 0,13$$

kadłub	$k_{kadł} = 0,07 \div 0,12$
podwozie	$k_{podw} = 0,04 \div 0,06$
usterzenie	$k_{ust} = 0,02 \div 0,025$
układ sterowania	$k_{ster} = 0,015 \div 0,02$

3. Współczynniki względnego ciężaru konstrukcji samolotu, zespołu napędowego, uzbrojenia, wyposażenia:

$$k_{konstr} = \frac{Q_{konstr}}{Q}; \quad k_{z nap} = \frac{Q_{z nap}}{Q}$$

$$k_{uzbr} = \frac{Q_{uzbr}}{Q}; \quad k_{wyp} = \frac{Q_{wyp}}{Q} \text{ itd.}$$

Współczynniki geometryczne

1. Wydłużenie skrzydła:

$$\lambda = \frac{b}{c_{sr}} = \frac{b^2}{S}$$

gdzie:

c_{sr} — średnia cięciwa skrzydła,
 S — pole powierzchni skrzydła (rys. 2-54),
 b — rozpiętość skrzydła.

2. Zbieżność skrzydła:

$$\eta = \frac{c_{nas}}{c_{końc}}$$

gdzie:

c_{nas} — cięciwa u nasady skrzydła,
 $c_{końc}$ — cięciwa na końcu skrzydła.

3. Względna grubość profilu wyrażona w procentach:

$$\bar{g}_{nas} = \frac{g_{nas}}{c_{nas}} 100\%; \quad \bar{g}_{końc} = \frac{g_{końc}}{c_{końc}} 100\%$$

gdzie:

g_{nas} — maksymalna grubość profilu u nasady skrzydła,
 $g_{końc}$ — maksymalna grubość profilu na końcu skrzydła.

Takie same współczynniki należy obliczać dla usterzenia (np. λ_H , η_H itd).

4. Współczynnik momentu statycznego usterzenia wysokości:

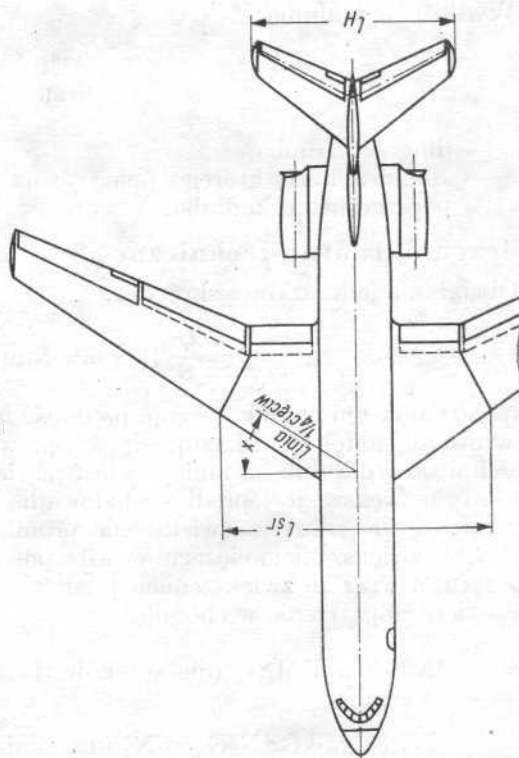
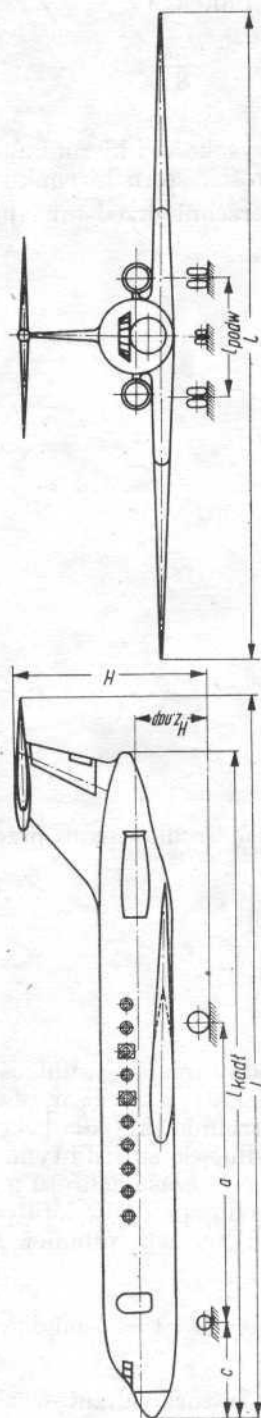
$$k_H = \frac{L_H \cdot S_H}{S \cdot c_{SCA}}$$

gdzie:

L_H — odległość od środka parcia*) usterzenia wysokości do środka ciężkości samolotu,
 S_H — powierzchnia usterzenia wysokości,
 c_{SCA} — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła.

W skrzydle trapezowym cięciwa c_{SCA} przechodzi przez środek ciężkości połowy skrzydła.

*) L_H często przyjmuje się jako odległość od środka ciężkości do osi obrotu steru wysokości.



Rys. 2-54. Trzy rzuty samolotu

5. Względna powierzchnia usterzenia, sterów i lotek:

$$\frac{S_H}{S}, \quad \frac{S_V}{S}, \quad \frac{S_{sH}}{S_H}, \quad \frac{S_{sV}}{S_V}, \quad \frac{S_{lot}}{S}$$

gdzie:

S_H, S_V — powierzchnia usterzenia wysokości i kierunku,

S_{sH}, S_{sV}, S_{lot} — powierzchnia steru wysokości, steru kierunku i lotek.

Średnie wartości liczbowe względnych powierzchni przedstawiają się następująco:

$$\frac{S_H}{S} = 0,15 \div 0,25$$

$$\frac{S_V}{S} = 0,12 \div 0,25$$

$$\frac{S_{lot}}{S} = 0,06 \div 0,1$$

$$\frac{S_{sH}}{S_H} = 0,30 \div 0,45$$

$$\frac{S_{sV}}{S_V} = 0,30 \div 0,45$$

6. Wydłużenie kadłuba:

$$\lambda_{kadl} = \frac{l_{kadl}}{d_{kadl}}$$

gdzie:

l_{kadl} — długość kadłuba,

d_{kadl} — średnica koła, którego pole równa się środkowemu przekrojowi poprzecznemu kadłuba.

Współczynniki lotno-techniczne

1. Obciążenie jednostkowe skrzydła:

$$p = \frac{Q}{S} \text{ [kG/m}^2, \text{ N/m}^2\text{]}$$

Współczynnik ten charakteryzuje prędkość lądowania V_{lad} , długość startu L_{st} i zwrotność samolotu. Okazuje się, że im większy jest ciężar przy danej powierzchni skrzydła (lub im mniejsza jest powierzchnia skrzydła przy danym ciężarze), tym większa jest prędkość lądowania, długość startu i tym większy jest promień i czas zakrętu. Zwiększenie promienia i czasu zakrętu następuje dlatego, że ze zwiększeniem ciężaru wzrasta potrzebna prędkość lotu poziomego i zakrętu, a wraz ze zwiększeniem prędkości V wzrasta promień zakrętu.

2. Stopień zaopatrzenia w energię:

$$q = \frac{N}{Q} \text{ [KM/kG, KM/N] (dla silników tłokowych i turbośmigłowych);}$$

$$q' = \frac{P}{Q} \text{ [kG ciągu/kG; N ciągu/N] (dla silników turbodrzutowych*)}$$

*) Wielkość ta często nazywana jest ciągiem przypadającym na jednostkę ciężaru samolotu.

gdzie:

N — moc silnika,

P — siła ciągu silnika.

Wielkość odwrotna względem stopnia zaopatrzenia w energię nazywa się obciążeniem mocy $\frac{Q}{N}$ [kG/KM; N/KM] lub obciążeniem siły ciągu $\frac{Q}{P}$ [kG/kG ciągu, N/N ciągu].

Stopień zaopatrzenia w energię charakteryzuje takie parametry, jak czas wznoszenia t_H , pułap H oraz długość startu L_{st} . Okazuje się, że zwiększenie N i P doprowadza do zwiększenia nadmiaru mocy i ciągu, co jak wiadomo zwiększa prędkość wznoszenia, czas wznoszenia i pułap. Taki sam wpływ wykazuje zmniejszenie ciężaru Q samolotu. Jednocześnie zwiększenie N i P powoduje skrócenie długości rozbiegu podczas startu samolotu.

Zwiększenie stopnia zaopatrzenia w energię kosztem zwiększenia mocy (ciągu) zespołu napędowego doprowadza zwykle do zwiększenia ciężaru samolotu, co nie sprzyja wzrostowi stopnia zaopatrzenia w energię. W związku z tym zasadniczy wysilek powinien być skierowany na zmniejszenie ciężaru zespołu napędowego i podniesienie jego ekonomiczności.

3. Moc (ciąg) odniesiona do powierzchni skrzydła:

$$r = \frac{N}{S} \text{ [KM/m}^2\text{] (dla silników tłokowych i turbośmigłowych);}$$

$$r' = \frac{P}{S} \text{ [kG ciągu/M}^2\text{, N ciągu/m}^2\text{] (dla silników turboodrzutowych).}$$

Wartość ta charakteryzuje zasadniczo prędkość V_{max} , ponieważ zwiększenie N i P powoduje zwiększenie V_{max} , tak samo jak i zmniejszenie S .

Wynika to także z następujących wzorów (znanych z aeromechaniki)

$$V_{max H} = \sqrt[3]{\frac{150 \cdot \eta_{sm}}{c_{x max} \cdot \rho_H} \cdot \frac{N_{max H}}{S}}^* \quad (9)$$

$$\left(V_{max H} = \sqrt[3]{\frac{1472 \cdot \eta_{sm}}{c_{x sam} \cdot \rho_H} \cdot \frac{N_{max H}}{S}}^{**} \right)$$

$$V_{max H} = \sqrt{\frac{2}{c_{x sam} \cdot \rho_H} \cdot \frac{P_{max H}}{S}} \quad (10)$$

W tablicy 2–4 zestawiono średnie wartości współczynników statystycznych współczesnych samolotów o różnym przeznaczeniu.

Układ i zasadnicze parametry samolotu

Podczas wyboru układu konstrukcji samolotu należy wychodzić przede wszystkim z przeznaczenia i całokształtu wymagań stawianych względem samolotu.

Obecnie niektóre charakterystyczne cechy określające układ nowoczesnego samolotu odznaczają się względną stałością. Bowiem znaczna większość współczesnych samolotów stanowi wolnonośne jednopląty o jednym kadłubie z uste-

*) W układzie MkGS.

**) W układzie SI.

Średnie wartości współczynników statystycznych współczesnych samolotów

Tablica 2-4

Typ samolotu	Współczynniki ciężarowe					Współczynniki geometryczne					Współczynniki lotno-techniczne		
	k_{uz}	k_{konstr}	$k_{g\text{ nap}}$	k_{uzbr}	k_{pokr} wypas	$\lambda^*)$	η	q_{nas} [%]	k_H	λ_{kdl}	p [kg/m ² ; N/m ² *)	q [KM/kg; KM/N] q' [kg ciągu/kg; N ciągu/N]	r [KM/m ²] r' [kg ciągu/m ² N ciągu/m ²]
Samolot my- śliwski OPK z silnikiem turboodru- towym	0,30 ÷ 0,40	0,28 ÷ 0,35	0,20 ÷ 0,25	0,01 ÷ 0,02	0,10 ÷ 0,14	2 ÷ 4	2,0 ÷ 3,0	3,5 ÷ 6	0,55 ÷ 0,6	9 ÷ 15	$\frac{350 \div 500}{200 \div 300}$ $\left(\frac{3500 \div 5000}{2000 \div 3000}\right)$	0,5 ÷ 1,3	$\frac{200 \div 500}{150 \div 250}$ $\left(\frac{2000 \div 5000}{1500 \div 2500}\right)$
Samolot my- śliwsko- -bombowy z silnikiem turboodru- towym	0,35 ÷ 0,45	0,28 ÷ 0,33	0,18 ÷ 0,23	0,01 ÷ 0,02	0,08 ÷ 0,10	3 ÷ 4	2,0 ÷ 3,0	4 ÷ 6	0,55 ÷ 0,6	9 ÷ 13	$\frac{350 \div 500}{(3500 \div 5000)}$	0,5 ÷ 1,3	$\frac{200 \div 500}{(2000 \div 5000)}$
Bombowiec strategicz- ny nosiciel raket z sil- nikiem tur- boodru- towym	0,45 ÷ 0,50	0,26 ÷ 0,30	0,09 ÷ 0,13	0,01 ÷ 0,4	0,10 ÷ 0,12	$\frac{6 \div 8}{2 \div 4}$	2,0 ÷ 2,5	5 ÷ 12	0,6 ÷ 0,8	10 ÷ 13	$\frac{400 \div 550}{200 \div 300}$ $\left(\frac{4000 \div 5500}{2000 \div 3000}\right)$	0,25 ÷ 0,55	$\frac{100 \div 150}{(1000 \div 1500)}$
Samolot pasa- żerski z silnikiem turbośmi- gowym	0,45 ÷ 0,55	0,28 ÷ 0,32	0,07 ÷ 0,11	—	0,10 ÷ 0,12	7 ÷ 10	2,0 ÷ 2,5	12 ÷ 16	0,55 ÷ 0,65	7 ÷ 10	$\frac{350 \div 450}{(3500 \div 4500)}$	0,2 ÷ 0,3 (0,02 ÷ 0,03)	70 ÷ 100
Wojskowy sa- molot tran- sportowy z silnikiem turbośmig- łowym	0,45 ÷ 0,55	0,28 ÷ 0,32	0,07 ÷ 0,10	—	0,10 ÷ 0,12	7 ÷ 10	2,0 ÷ 2,5	12 ÷ 16	0,55 ÷ 0,65	7 ÷ 9	$\frac{400 \div 550}{(4000 \div 5500)}$	0,02 ÷ 0,28 (0,02 ÷ 0,28)	80 ÷ 120

*) W mianowniku — dla samolotów ze skrzydłem o obrzycie delta.

rzeniem ogonowym, wyposażonym w podwozie z przednim punktem podparcia. Jednak układy te różnią się od siebie usytuowaniem skrzydła, jego kształtem, liczbą, typem i rozmieszczeniem silników.

Na pytanie, gdzie mają być umieszczone skrzydła, można znaleźć odpowiedź po porównaniu wszystkich zalet i wad układu dolnopłata, średniopłata i górnopłata. Kształty skrzydeł w rzucie poziomym rozpatrzone są w rozdz. 13 niniejszego podręcznika.

Dobór silnika

Dobór typu silnika określa się w zależności od zakładanej prędkości, jaką ma osiągnąć samolot, oraz od takich wymagań, jak ekonomiczność i własności eksploatacyjne. Ostatnio na współczesnych samolotach zabudowuje się przede wszystkim silniki turbodrzutowe lub turbośmigłowe.

Do roku 1944–45 stosowane były w budowie samolotów przeważnie silniki tłokowe. Silniki te jednak nie były w stanie zapewnić potrzebnej siły ciągu dla wzrastających prędkości lotu, ponieważ ich ciąg wraz ze wzrastaniem prędkości gwałtownie obniża się. Na skutek wysokiej ekonomiczności [jednostkowe zużycie paliwa*) $C_j = 0,2 \div 0,22$ kG/KM/h ($2 \div 22$ N/KM/h)], a także dużej niezawodności silników uwarunkowanej wieloletnim doświadczeniem w ich eksploatacji, ostatnio stosuje się silniki tłokowe na samolotach szkolnych, gospodarczych i niektórych specjalnych osiągających prędkość do $400 \div 500$ km/h ($110 \div 140$ m/s).

Silniki turbodrzutowe wytwarzają siłę ciągu wzrastającą wraz ze zwiększeniem prędkości**). Okoliczność ta, jak również mały ciężar, mały przekrój poprzeczny, prostota konstrukcji i możliwość stosowania stosunkowo taniego paliwa (nafty), wpływają na możliwość używania ich na samolotach o prędkościach poddźwiękowych rzędu $800 \div 850$ km/h ($220 \div 240$ m/s) i prędkościach naddźwiękowych. Jednostkowe zużycie paliwa przez silnik turbodrzutowy $C_j \approx 0,7 \div 0,8$ kG/kG ciągu/h (N/N ciągu/h). Jednostkowe zużycie paliwa silników dwuprzepływowych $C_j \approx 0,5 - 0,6$ kG/kG ciągu/h (N/N ciągu/h).

Dążenie do skonstruowania silnika, który by odpowiadał umiarkowanym prędkościom $600 \div 900$ km/h doprowadziło do zbudowania silnika turbośmigłowego. Ciąg silnika turbośmigłowego obniża się wraz ze wzrostem prędkości, jednak znacznie wolniej niż silników tłokowych. Dlatego też silnik turbośmigłowy jest w stanie zapewnić potrzebny ciąg dla większych prędkości niż silnik tłokowy. Silniki turbośmigłowe odznaczają się wysoką ekonomicznością. Jednostkowe zużycie paliwa tych silników $C_j = 0,25 \div 0,30$ kG/KM/h ($2,5 \div 3$ N/KM/h). Ponadto silniki turbośmigłowe odznaczają się stosunkowo niewielkim ciężarem, małym przekrojem poprzecznym i prostotą konstrukcji. Warunki te zadecydowały o szerokim stosowaniu tych silników w samolotach o prędkościach $600 \div 900$ km/h ($170 \div 250$ m/s).

W nowoczesnych samolotach rzadko są stosowane silniki rakietowe na paliwo płynne jako samodzielne zespoły napędowe.

Takie silniki używane są przede wszystkim na samolotach doświadczalnych. Niekiedy silniki rakietowe na paliwo płynne służą jako dodatkowe silniki w samolotach turbodrzutowych — do krótkotrwałego zwiększania ciągu samolotu w czasie lotu lub przy starcie.

*) Jednostkowe zużycie paliwa — zużycie paliwa na jednostkę mocy (lub na jeden kilogram ciągu) na godzinę.

**) W zakresie $Ma = 0,5 \div 3,0$.

Ciąg silnika raketowego na paliwo płynne praktycznie nie zmienia się wraz ze zmianą prędkości samolotu i w porównaniu z innymi wyżej wymienionymi silnikami nie obniża się, a nawet nieco wzrasta wraz ze zwiększeniem wysokości lotu. Pozwala to na osiąganie dużych prędkości lotu samolotu na dużych wysokościach. Na przykład na samolocie doświadczalnym X-15 (USA) z silnikiem raketowym na paliwo płynne w 1963 r. osiągnięto wysokość ponad 100 000 m i prędkość około 7000 km/h (1950 m/s). Ze względu jednak na małą ekonomiczność tego rodzaju silników ($C_j = 10 \div 15$ kG/kG ciągu/h), wymagających dużych ilości paliwa, silniki te dotychczas nie znalazły szerokiego zastosowania w budowie samolotów.

Strumieniowy silnik odrzutowy jest silnikiem, którego konstrukcja jest bardzo prosta. Jednak nie może on pracować przy prędkości zerowej. Dlatego też może on być stosowany na samolocie tylko w połączeniu z innym typem silnika, zapewniającym start i rozbieg samolotu. Ciąg takiego silnika rośnie wraz ze wzrostem prędkości, osiągając potrzebne do lotu poziomego wartości przy prędkościach 800 ÷ 1000 km/h (220 ÷ 280 m/s). Jednak ekonomiczność tych silników przy takich prędkościach jest za mała, wynosi bowiem $C_j = 8 \div 10$ kG/kG ciągu/h.

Wraz ze wzrostem liczby Ma wzrasta ekonomiczność, dochodząc do wartości $2 \div 3$ kG/kG ciągu /h (N/N ciągu /h) przy $Ma \approx 3$. Dotychczas silniki strumieniowe stosowane są tylko na samolotach doświadczalnych*).

Liczba silników, która powinna być zastosowana na danym typie samolotu zależy od potrzebnej mocy (ciągu), która by zabezpieczała jego dane lotno-techniczne. Oprócz tego, w celu zwiększenia niezawodności samolotu wymagane jest rozłożenie całej mocy (ciągu) na $2 \div 4$ silniki. Jednak wychodząc z warunków zmniejszenia obrysu samolotu i racjonalnego jego rozwiązania, na niektórych mniejszych samolotach zabudowuje się jeden silnik dużej mocy. Są to np. samoloty myśliwskie.

Rozmieszczenie silników określane jest aerodynamicznymi właściwościami danego rozwiązania samolotu, które wpływa z kolei na jego rzeczywiste rozwiązanie konstrukcyjne.

Rozpatrzmy na przykład samolot z silnikami turbodrzutowymi umieszczonymi w tylnej części kadłuba (rys. 2-54). Układ ten zbudowano we Francji (samolot Caravelle). Jego zasadniczym przeznaczeniem jest zwiększenie krytycznej liczby Ma skrzydła, które nie ma gondol silników. Układ taki pozwolił na zwiększenie efektywności mechanizacji skrzydła poprzez rozmieszczenie klap na całej wolnej od lotek jego rozpiętości oraz na zmniejszenie szumu w kabinie pasażerów.

Umieszczenie silników na zewnątrz skrzydła pozwala na łatwą zamianę starych silników na nowe i silniejsze, to jest na dokonanie tzw. „modyfikacji samolotu”. Ponadto bliskie rozmieszczenie silników względem płaszczyzny symetrii samolotu ułatwia lot samolotu w razie uszkodzenia jednego z nich, ponieważ zmniejsza to moment niesymetrycznego ciągu. Brak silnika w skrzydle zwiększa jego ciężar, ponieważ siła masowa silnika umieszczonego w skrzydle skierowana przeciwnie do kierunku lotu wywołuje moment odciażający skrzydło. Wreszcie konieczność wyniesienia usterzenia wysokości ze strefy dużych temperatur powoduje konieczność umieszczenia go wysoko na stateczniku pionowym, co w konsekwencji zwiększa ciężar statecznika obciążonego dodatkowo siłami pochodzącymi od usterzenia wysokości.

Przedstawiona tutaj częściowo analiza układu samolotu z silnikami turbodrzutowymi umieszczonymi na tylnej części kadłuba wykazuje różnorodność

*) Zakresy stosowania różnych typów silników podane są w części 3.

niektórych czynników, które powinny być uwzględniane podczas wyboru układu samolotu.

Pewne pojęcia o układzie samolotu typu „latające skrzydło” i „kaczka” przytoczone zostały w rozdziale 7.

Z powyższego wynika, że przy wyborze odpowiedniego układu samolotu wymagana jest głęboka analiza i dokładne porównanie istniejących już samolotów z konkretnymi wymaganiami stawianymi względem projektowanego samolotu.

Niewątpliwie rozpatrywane układy samolotów są układami aktualnymi na obecnym etapie rozwoju. Istnienie dużej liczby różnych typów samolotów doświadczalnych świadczy o usilnym poszukiwaniu racjonalnych rozwiązań konstrukcyjnych, które przyczyniają się do dalszego udoskonalenia.

Z wielu istniejących typów silników (tłokowych, turbodrzutowych lub turbośmigłowych) powinien być wybrany taki silnik, który by zapewniał danemu samolotowi zakładane osiągi, a przede wszystkim maksymalną prędkość*).

Za pomocą wzorów (9) i (10) można znaleźć maksymalną moc lub ciąg silnika na wysokości odpowiadającej $V_{\max H}$.

$$N_{\max H} \cdot \eta_{\text{sm}} = \frac{c_{x\text{sam}} \cdot \rho_H \cdot S \cdot V_{\max H}^3}{150}$$

$$\left(N_{\max H} \cdot \eta_{\text{sm}} = \frac{c_{x\text{sam}} \cdot \rho_H \cdot S \cdot V_{\max H}^3}{1472} \right)$$

lub

$$P_{\max H} = \frac{c_{x\text{sam}} \cdot \rho_H \cdot S \cdot V_{\max H}^2}{2}$$

Wysokość tę tak samo jak $V_{\max H}$ przewiduje się wymaganiami lotno-technicznymi. Oprócz $N_{\max}$ lub $P_{\max H}$ występują także niewiadome wartości η_{sm} , $c_{x\text{sam}}$ i S . Współczynnik sprawności śmigła η_{sm} może być przyjęty jako 0,8. Wartość $c_{x\text{sam}}$ bierze się z danych statystycznych samolotów prototypowych. Ponieważ w danych statystycznych wartości $c_{x\text{sam}}$ zwykle się nie podaje, w związku z tym należy ją znaleźć za pomocą wzorów (9) i (10), a wartości $N_{\max H}$ (lub $P_{\max H}$), S , $V_{\max H}$ przyjmuje się z danych statystycznych.

Wartość S otrzymujemy z $S = \frac{Q}{p}$, gdzie obciążenie jednostkowe p skrzydła wybiera się na podstawie danych statystycznych, a ciężar samolotu w locie Q w pierwszym przybliżeniu określa się za pomocą statystycznego współczynnika udźwigu

$$k'_u = \frac{Q_{\text{lad}} - Q_{\text{pal}}}{Q}$$

Znalazłszy k'_u i określiwszy na podstawie wymagań lotno-technicznych ciężar obciążenia bez ciężaru materiałów pędnych i smarów ($Q_{\text{lad}} - Q_{\text{pal}}$) obliczamy

$$Q \approx \frac{Q_{\text{lad}} - Q_{\text{pal}}}{k'_u}$$

Z kolei za pomocą znalezionych wartości $N_{\max H}$, $P_{\max H}$ należy znaleźć wartości $N_{\max 0}$, $P_{\max 0}$, które odpowiadałyby $V = 0$, $H = 0$.

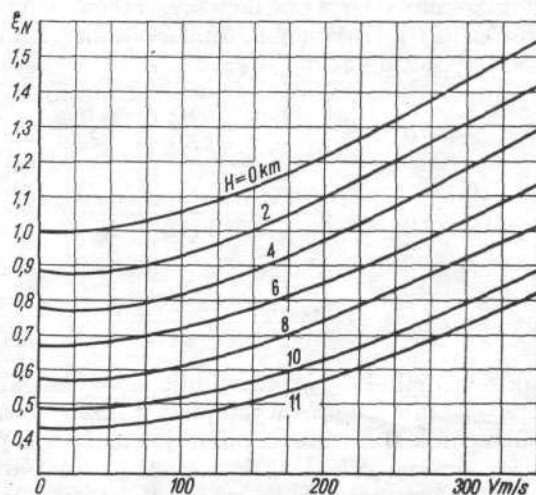
*) Możliwy jest dobór silnika na podstawie zakładanego zasięgu lotu samolotu, pułapu itp.

Moc silnika turbośmigłowego lub ciąg silnika turbodrzutowego na wysokości i prędkości różnych od zera, może być wyrażona w następujący sposób: $N_{\max H} = \xi_N \cdot N_{\max H0}$, $P_{\max H} = \xi_P \cdot P_{\max 0}$, gdzie ξ_N , ξ_P zależą od prędkości (liczby Ma) i wysokości lotu samolotu. Jednak takiego rodzaju zależności (charakterystyki silników) występują indywidualnie. Posługując się przybliżonymi zależnościami otrzymamy

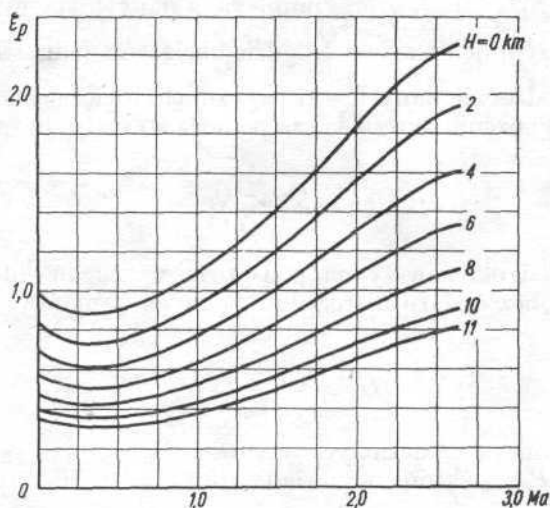
$$N_{\max 0} \approx \frac{N_{\max H}}{\xi_N} \quad (11)$$

$$P_{\max 0} \approx \frac{P_{\max H}}{\xi_P} \quad (12)$$

Wartości współczynników ξ_N , ξ_P podane są na rysunkach 2-55, 2-56.



Rys. 2-55. Wykres wartości współczynnika ξ_N



Rys. 2-56. Wykres wartości współczynnika ξ_P

Z wielu istniejących silników, które odpowiadają znalezionej mocy $N_{\max 0}$ lub ciągowi $P_{\max 0}$, powinien być wybrany taki silnik, który ma najmniejszy przekrój poprzeczny, ciężar i jednostkowe zużycie paliwa oraz odznacza się prostą konstrukcją i niezawodnością w eksploatacji.

Przytoczone niżej określenie ciężaru samolotu w locie jest drugim przybliżeniem.

Określenie ciężaru samolotu w locie

Danymi wyjściowymi do określenia ciężaru samolotu w locie i zasadniczych jego wymiarów są:

- przeznaczenie włączające taktyczno-techniczne własności użytkowe,
- dane statystyczne zebrane i opracowane na podstawie charakterystyk wielu nowoczesnych samolotów analogicznego typu co projektowany,
- dane statystyczne zebrane i opracowane na podstawie samolotów jednego typu według lat i porównanie ich z samolotem projektowanym w celu zorientowania się o dynamice ich rozwoju.

Znając stopień zaopatrzenia w energię samolotu

$$q = \frac{N}{Q} \quad (\text{dla silników tłokowych i turbośmigłowych})$$

lub

$$q' = \frac{P}{Q} \quad (\text{dla silników turboodrzutowych})$$

oraz moc N lub ciąg P silnika, znajdujemy ciężar samolotu w locie

$$Q = \frac{N}{q} \quad [\text{kG}, \text{N}] \quad \text{lub} \quad Q = \frac{P}{q'} \quad [\text{kG}, \text{N}] \quad (13)$$

Dobór powierzchni i wymiarów skrzydła

Przyjmując na podstawie danych statystycznych obciążenie jednostkowe skrzydła

$$p = \frac{Q}{S} \quad [\text{kG}/\text{m}^2]$$

i posługując się obliczoną wyżej wielkością Q możemy obliczyć pole powierzchni skrzydła

$$S = \frac{Q}{p} \quad [\text{m}^2] \quad (14)$$

Wielkości q i q' , jak było powiedziane wyżej, charakteryzują prędkość wznoszenia, pułap i właściwości startu, a wielkość p — prędkość lądowania, zwrotność oraz właściwości startu. Tak więc wielkości p i $q(q')$ razem wzięte warunkują wartość mocy jednostkowej $r(r')$

$$r = q \cdot p = \frac{N}{Q} \cdot \frac{Q}{S} = \frac{N}{S}$$

$$r' = q' \cdot p = \frac{P}{Q} \cdot \frac{Q}{S} = \frac{P}{S}$$

która charakteryzuje maksymalną prędkość samolotu. W ten sposób wybór współczynników q i p jako wyjściowych do określenia zasadniczych parametrów

nie jest przypadkowy, ponieważ ściśle są one związane z lotnymi charakterystykami samolotu.

Następnie określwszy za pomocą danych statystycznych wydłużenie skrzydła

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

znajdujemy rozpiętość skrzydła

$$b = \sqrt{\lambda \cdot S} \text{ [m]} \quad (15)$$

Z kolei znajdujemy zbieżność skrzydła za pomocą danych statystycznych

$$\eta = \frac{c_{\text{nas}}}{c_{\text{końc}}}$$

i pamiętając, że $S = \frac{c_{\text{nas}} + c_{\text{końc}}}{2} \cdot b$ otrzymujemy z dwóch równań o dwóch niewiadomych wielkościach c_{nas} i $c_{\text{końc}}$:

$$c_{\text{nas}} = \frac{2 \cdot S \cdot \eta}{(\eta + 1)b}; \quad c_{\text{końc}} = \frac{2 \cdot S}{(\eta + 1)b} \quad (16)$$

Wreszcie znając z danych statystycznych względną grubość profilu

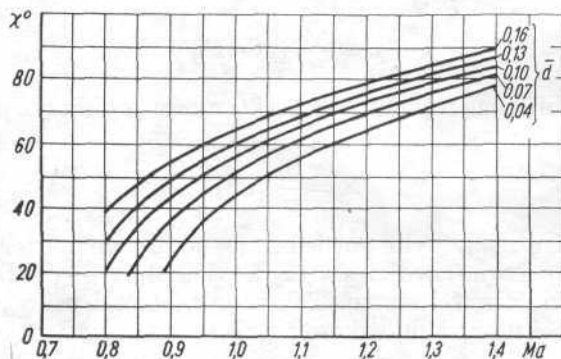
$$\bar{g}_{\text{nas}} = \frac{g_{\text{nas}}}{c_{\text{nas}}} 100 \% \quad \text{ i } \quad \bar{g}_{\text{końc}} = \frac{g_{\text{końc}}}{c_{\text{końc}}} 100 \%$$

znajdujemy

$$g_{\text{nas}} = 0,01 \bar{g}_{\text{nas}} \cdot c_{\text{nas}} \quad (17)$$

$$g_{\text{końc}} = 0,01 \bar{g}_{\text{końc}} \cdot c_{\text{końc}}$$

Kąt skosu skrzydła χ pomiędzy linią łączącą punkty leżące na 25 % cięciwi i prostopadłą do płaszczyzny pionowej, przechodzącej przez oś symetrii samolotu, może być w przybliżeniu wybrany według wykresu z rysunku 2-57 w za-



Rys. 2-57. Wykres umożliwiający dobór kąta skosu skrzydła

leżności od lotno-technicznych wymagań maksymalnej prędkości (liczba Ma) i względnej grubości profilu w przekroju średniej cięciwy

$$\bar{g} = \frac{\bar{g}_{\text{nas}} \cdot \eta + \bar{g}_{\text{końc}}}{\eta + 1}$$

Wykres zbudowany jest na podstawie wzorów:

$$M_a = M_{a_{kr\chi}}; \quad M_{a_{kr\chi}} = 2 \cdot \frac{M_{a_{kr\chi=0}}}{1 + \cos \chi}$$

$$M_{a_{kr\chi=0}} \approx 1 - 0,7 \sqrt{g}$$

W ostatnim wzorze opuszczony jest jeden człon uwzględniający wpływ c_z , ponieważ w warunkach lotu z prędkością $V_{\max}$, c_z jest niewielki i wpływu jego można nie brać pod uwagę.

Nieduży skos ($\chi \approx 0 \div 20^\circ$) skrzydła stosuje się w celu uzyskania korzystnego wyważenia, o czym będzie mowa poniżej.

Otrzymawszy w ten sposób wszystkie wymiary skrzydła, możemy sporządzić jego szkic.

Dobór podstawowych wymiarów samolotu

Wymiary największego przekroju poprzecznego kadłuba powinny być minimalne, jednak niezbędne do rozmieszczenia silnika, załogi, pasażerów, ładunku itd. oraz do zapewnienia obserwacji.

Określiwszy na podstawie obserwacji tych warunków wartość $d_{kadł}$, tj. średnicę koła równego co do powierzchni przekrojowi kadłuba i wziąwszy z danych statystycznych $\lambda_{kadł} = \frac{l_{kadł}}{d_{kadł}}$, otrzymamy

$$l_{kadł} = \lambda_{kadł} \cdot d_{kadł} \quad (18)$$

Powierzchnię usterzenia wysokości S_H można obliczyć według współczynnika momentu statystycznego usterzenia wysokości

$$k_H = \frac{S_H \cdot L_H}{S \cdot c_{SCA}}$$

wziętego z danych statystycznych.

Wartość L_H zakładamy konstrukcyjnie. Zwykle wartość ta równa jest $2,8 \div 3,2 c_{SCA}$. Następnie obliczamy

$$S_H = k_H \cdot \frac{S \cdot c_{SCA}}{L_H} \quad (19)$$

W analogiczny sposób oblicza się powierzchnię usterzenia kierunku

$$S_V = k_V \cdot \frac{S \cdot l}{L_V} \quad (19')$$

Wymiary usterzenia podobnie jak i wymiary skrzydła oblicza się za pomocą wartości λ_H , η_H itp., które bierzemy z danych statystycznych (patrz rozdz. 14).

Skos usterzenia przyjmuje się taki sam lub niekiedy nieco większy od skosu skrzydła

$$\chi_H \approx \chi_V \geq \chi \quad (20)$$

ponieważ na skutek kryzysu falowego występującego na usterzeniu, oprócz zwiększenia oporu, następuje pogorszenie stateczności i sterowności samolotu.

Powierzchnie sterów (lotek) obliczamy za pomocą danych statystycznych według ich powierzchni względnych. Na przykład:

$$S_{sH} = \left(\frac{S_{sH}}{S_H} \right) \cdot S_H \quad (21)$$

gdzie $\frac{S_{sH}}{S_H}$ bierzemy z danych statystycznych. Ciężar steru (lotki) bierze się w procentach od ciężaru statecznika poziomego i ciężaru statecznika pionowego (skrzydła) z danych statystycznych.

Podobnie jak poprzednio, według stosunków ciężarów $\frac{c_{mech}}{c}$ i stosunków rozpiętości $\frac{b_{mech}}{b}$ określa się wymiary mechanizacji (klap itp.).

Rozstaw kół podwozia (rys. 2-54) przyjmuje się równy

$$l_{podw} \approx (0,2 \div 0,25) \cdot b \quad (22)$$

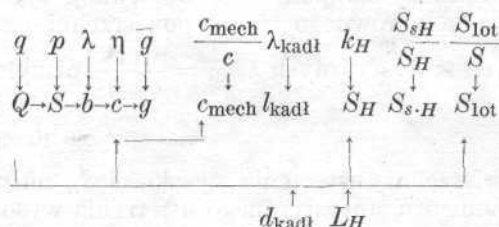
(Sposób określania innych wymiarów podwozia patrz rozdz. 18).

Kolejność doboru zasadniczych wymiarów samolotów można przedstawić następująco:

Przyjmuje się z danych statystycznych

Określa się

Zakładamy konstrukcyjnie



Przybliżone określanie możliwych osiągow

Po określeniu ciężaru i zasadniczych wymiarów samolotu, należy sprawdzić, czy odpowiadają one wymaganiom lotno-technicznym. Przeprowadzenie pełnych obliczeń aerodynamicznych jest bardzo uciążliwe przy ustalaniu osiągow, dlatego też w celu umożliwienia wstępnej analizy posługujemy się istniejącymi przybliżonymi wzorami, które ustalają pewien związek między możliwymi osiągami i podstawowymi współczynnikami statystycznymi oraz dają możliwość korygowania (urozmaicenia) parametrów samolotu w celu zapewnienia wymaganych osiągow. Oto niektóre z tych wzorów.

Samoloty tłokowe i turbośmigłowe

1. Prędkość maksymalna

$$V_{\max H} = 125 \sqrt[3]{\frac{N_H - 0,00125 \frac{Q^{1,5}}{\sqrt{S\Delta}}}{S\Delta}} \quad [\text{km/h}] \quad (23)$$

$$\left(V_{\max H} = 34,7 \sqrt[3]{\frac{N_H - 0,00004 \frac{Q^{1,5}}{\sqrt{S\Delta}}}{S\Delta}} \right) \quad [\text{m/s}]$$

gdzie:

N_H — moc silnika na danej wysokości [KM],

Δ — gęstość względna powietrza (według MAW*),

S — powierzchnia skrzydła [m²].

Nieco trudniej, lecz dokładniej $V_{\max}$ może być obliczona za pomocą wzoru

$$V_{\max H} \approx \sqrt[3]{\frac{150 \cdot N_{\max H} \cdot \eta_{sm}}{c_{x\text{sam}} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad [\text{m/s}] \quad (24)$$

$$\left(V_{\max H} \sqrt[3]{\frac{1472 \cdot N_{\max H} \cdot \eta_{sm}}{c_{x\text{sam}} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad [\text{m/s}] \right)$$

gdzie $\eta_{sm} \approx 0,8$, a wartość $c_{x\text{sam}}$ określa się za pomocą danych statystycznych.

$$c_{x\text{sam}} \approx \frac{150 \cdot N_{\max H} \cdot \eta_{sm}}{\rho_H \cdot S \cdot V_{\max H}^3} \quad (25)$$

$$\left(c_{x\text{sam}} \approx \frac{1472 \cdot N_{\max H} \cdot \eta_{sm}}{\rho_H \cdot S \cdot V_{\max H}^3} \right)$$

We wzorze (25) wszystkie dane bierze się dla samolotu prototypowego z danych statystycznych; $\eta_{sm} = 0,8$.

2. Pułap

$$H \approx 17,1 - 0,139 \cdot Ap \cdot \frac{Q}{N_{Hzn}} \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \cdot \sqrt[4]{\left(\frac{1}{\lambda} + 0,094\right)^3} \quad [\text{km}] \quad (26)$$

(w układzie SI zamiast współczynnika 0,139 bierze się 4,3).

gdzie:

N_{Hzn} — moc silnika na wysokości znamionowej (nominalnej)**),

Ap — współczynnik uwzględniający zmianę mocy silnika tłokowego na wysokości znamionowej $Ap = \frac{N_{Hzn}}{N_0}$

Dla silnika turbośmigłowego $Ap = 1$.

3. Zasięg lotu

$$L \approx \frac{Q_{\text{pal}} \cdot V_{\max H}}{C_{IH} \cdot N_H} \cdot F \quad [\text{km}] \quad (27)$$

gdzie:

Q_{pal} — ciężar paliwa [kG, N],

$V_{\max H}$ — maksymalna prędkość samolotu na danej wysokości [km/h],

N_H — moc silnika na tej samej wysokości [KM],

C_{IH} — odpowiadające tej wysokości jednostkowe zużycie paliwa [kG/KM/h; N/KM/h],

F — współczynnik przyjmowany dla samolotu z jednym silnikiem równy 1,38; dla samolotów z dwoma i czterema silnikami — 1,48.

4. Długość rozbiegu (startu)

$$L_{\text{rozbi (st)}} \approx k \cdot \frac{Q}{N_0} \cdot \frac{Q}{S} \quad [\text{m}] \quad (28)$$

dla długości rozbiegu $k = 0,75$; dla długości startu $k = 2,1$ (w układzie SI — odpowiednio: 72 i 202).

*) MAW — Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa.

**) Wysokość znamionowa jest to wysokość, do której moc silnika utrzymuje się na jednym poziomie lub nieco wzrasta.

5. Prędkość lądowania

$$V_{\text{ląd}} = 13,6 \sqrt{\frac{Q_{\text{ląd}}}{S}} \sqrt{\frac{1}{c_{z \max}}} \quad [\text{km/h}]$$

$$\left(V_{\text{ląd}} = 11,8 \sqrt{\frac{Q/S}{c_{z \max}}} \quad [\text{m/s}] \right) \quad (29)$$

gdzie $Q_{\text{ląd}}$ — ciężar samolotu podczas lądowania równy ciężarowi samolotu w locie Q po odjęciu obciążenia zmiennego (zmniejszającego się w czasie lotu).

Można przyjąć, że reszta paliwa przed lądowaniem $\Delta Q_{\text{pal}} \approx 0,2 Q_{\text{pal}}$ dla samolotów z silnikiem turboodrzutowym i $\Delta Q_{\text{pal}} \approx 0,5 Q_{\text{pal}}$ dla samolotów z silnikiem tłokowym i turbośmigłowym. ΔQ_{pal} oblicza się za pomocą wzorów (27), (33). Ciężar bomb, pocisków Q_{am} oblicza się zgodnie z wymaganiami lotno-technicznymi.

Wartości $c_{z \max}$ w pierwszym przybliżeniu mogą być przyjęte dla prostych skrzydeł $c_{z \max} \approx 1,5$, a dla skrzydeł skośnych $c_{z \max} \approx 1,1$.

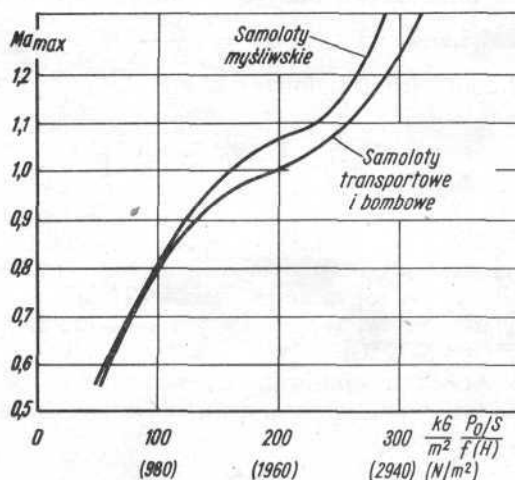
6. Długość dobiegu samolotu po wylądowaniu

$$L_{\text{dob}} \approx 0,025 \cdot V_{\text{ląd}}^2 \quad [\text{m}] \quad (30)$$

gdzie $V_{\text{ląd}}$ — podstawia się w km/h.

Samoloty turboodrzutowe

1. Maksymalną prędkość (liczbę $Ma_{\max}$) oblicza się według wykresu z rysunku 2-58, gdzie na osi odciętych odłożona jest wartość



Rys. 2-58. Określanie prędkości maksymalnej samolotu

$$\frac{P_0/S}{f(H)} = \frac{P_0/S}{1,206 - 0,0385 H}$$

a na osi rzędnych $Ma_{\max}$, gdzie P_0 — ciąg przy ziemi.

Podobnie jak poprzednio, $V_{\max H}$ może być obliczona za pomocą wzoru

$$V_{\max H} = \sqrt{\frac{2 \cdot P_{\max H}}{c_{x \text{ sam}} \cdot \rho_H \cdot S}} \quad [\text{m/s}] \quad (31)$$

gdzie $c_{x \text{ sam}}$ określa się z danych statystycznych.

2. Pułap

$$H = \frac{25 - 17,5 \sqrt{c_{x0}} \cdot \frac{Q}{P_0} \sqrt{\frac{1}{\lambda} + 0,094}}{1 + 3,5 \sqrt{c_{x0}} \cdot \frac{Q}{P_0} \sqrt{\frac{1}{\lambda} + 0,094}} \quad [\text{km}] \quad (32)$$

gdzie c_{x0} można przyjąć:

- dla samolotów z jednym silnikiem $c_{x0} \approx 0,018$,
 - dla samolotów z dwoma silnikami $c_{x0} \approx 0,02$,
 - dla samolotów z czterema silnikami $c_{x0} \approx 0,022$,
- P_0 — ciąg silnika przy ziemi.

3. Zasięg lotu

$$L = \frac{Q_{\text{pal}} \cdot V_{\max H}}{C_{jH} \cdot P_H} \cdot F_1 \quad [\text{km}] \quad (33)$$

gdzie:

$V_{\max H}$ — maksymalna prędkość na danej wysokości [km/h],

P_H — ciąg silnika na danej wysokości [kG, N],

C_{jH} — odpowiadające cięgowi jednostkowe zużycie paliwa na danej wysokości,

F_1 — można przyjąć dla samolotu myśliwskiego 1,1, a dla bombowca 1,2.

4. długość rozbiegu

$$L_{\text{rozb}} \approx 0,8 \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{Q}{P}$$

$$\left(L_{\text{rozb}} \approx 0,081 \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{Q}{P} \right) \quad (34)$$

Prędkość lądowania samolotu turboodrzutowego oblicza się ze wzoru (29), a długość dobiegu po wylądowaniu według wzoru (30).

Rozdział 12

PROJEKT WSTĘPNY I WYWAŻENIE SAMOŁOTU

Przybliżone obliczenia ciężaru samolotu

Znajomość ciężaru poszczególnych zespołów i innych ważniejszych elementów samolotu, jak również przewidywanych ładunków, które składają się na ciężar samolotu w locie (rys. 2-53), potrzebna jest do określenia położenia

środka ciężkości samolotu i sprecyzowania jego ciężaru w locie, który był ustalony w przybliżeniu.

Rozpatrzmy kolejno sposób określania składowych ciężaru samolotu w locie.

Ciężar ładunku

Ciężar ładunku samolotu, jak było powiedziane wyżej, składa się z ciężaru materiałów pędnych i smarów, załogi, pasażerów, bagażu itp., a w samolotach wojskowych ponadto z ciężaru bomb, naboju, rakiet i innych materiałów bojowych.

Ciężar paliwa oblicza się za pomocą wzorów (27), (33)

$$Q_{\text{pal}} = \frac{L \cdot C_{jH} \cdot N_H}{V_{\text{max}H} \cdot F} \quad (\text{dla samolotów tłokowych i turbośmigłowych}) \quad (35)$$

$$Q_{\text{pal}} = \frac{L \cdot C_{jH} \cdot P_H}{V_{\text{max}H} \cdot F_1} \quad (\text{dla samolotów turboodrzutowych}) \quad (36)$$

Wartości L , $V_{\text{max}H}$ otrzymuje się z wymagań lotno-technicznych, zaś wartość C_{jH} , $N_H(P_H)$ — z danych silnika. Ciężar oleju silnikowego przyjmuje się równy 2–3% ciężaru paliwa (dla samolotów turboodrzutowych — mniejsze wartości).

Ciężar załogi oblicza się zależnie od liczby członków załogi samolotu, którą z kolei określa się zgodnie z przeznaczeniem samolotu i wymaganiami lotno-technicznymi. Ciężar jednego członka załogi samolotów wojskowych przyjmuje się 100 kG (980 N), a samolotów cywilnych — 80 kG (780 N). Ciężar jednego pasażera — 80 kG (780 N). Ciężar bagażu oblicza się w zależności od liczby pasażerów mieszczących się w samolocie; przyjmuje się średnio do 30 kG (294 N) na jednego pasażera. Wreszcie ciężar ładunku samolotu transportowego oraz samolotu wojskowego (nabój, bomba) ustala się według wymagań lotno-technicznych.

Ciężar konstrukcji samolotu

Ciężar konstrukcji samolotu składa się z ciężaru poszczególnych zespołów: skrzydła, kadłuba, usterzenia, podwozia i układu sterowania. Ciężar danego zespołu zależy od wielkości i charakteru działających na niego obciążeń, od materiałów, z których jest zbudowany oraz od ciężaru części (przekładek, przegród, ścianek itp.), które wchodzi w skład jego konstrukcji. Dlatego też teoretyczne obliczenie ciężaru poszczególnych zespołów jest przedsięwzięciem bardzo trudnym.

Ciężar zespołów w przybliżeniu określa się według danych statystycznych za pomocą współczynników ciężaru względnego zespołów

$$Q_{\text{skrz}} = k_{\text{skrz}} \cdot Q; \quad Q_{\text{kadł}} = k_{\text{kadł}} \cdot Q \text{ itd.} \quad (37)$$

Ciężar zespołu napędowego

Silniki, śmigła i chłodnice zwykle nie są wykonywane w zakładach lotniczych, lecz w zakładach kooperujących z nimi. Dlatego też ich ciężar obliczany jest w tych zakładach. Ciężar łoża (ramy) silnika, osłon, zbiorników i wszelkiego rodzaju przewodów określa się na podstawie danych statystycznych.

Ciężar zespołu napędowego może być obliczony w przybliżeniu za pomocą współczynników statystycznych

$$Q_{\text{znap}} \approx k_{\text{znap}} \cdot Q \quad (38)$$

oraz

$$Q_{znap} \approx k'_{znap} \cdot N_0; \quad Q_{znap} \approx k''_{znap} \cdot P_0 \quad (39)$$

gdzie:

N_0 — moc znamionowa (nominalna),
 P_0 — ciąg silnika przy ziemi,
 k'_{znap}, k''_{znap} — ciężar jednostkowy zespołu napędowego.

Ciężar uzbrojenia i wyposażenia

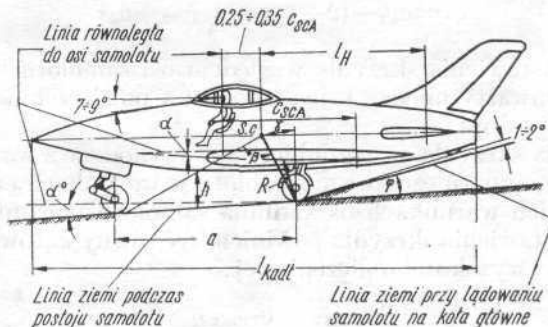
Ciężar uzbrojenia i wyposażenia określa się zgodnie z danymi zakładów, które wykonują te elementy do danego typu samolotu. Jednak rodzaj wprowadzanego uzbrojenia i wyposażenia zależy od przeznaczenia samolotu. Ustala się je według wymagań lotno-technicznych stawianych względem samolotu.

Projekt wstępny i wyważenie samolotu

Rozwiązanie konstrukcyjne samolotu

Projekt wstępny samolotu, tj. odpowiednie rozmieszczenie w samolocie załogi, ładunku, różnego rodzaju instalacji, a także wzajemne rozmieszczenie zespołów samolotu, powinien odpowiadać następującym wymaganiom.

1. Kąty obserwacji dla załogi powinny być możliwie największe. Na przykład kąt obserwacji do przodu w dół powinien wynosić $7 \div 9^\circ$ (rys. 2-59). Kąt ten mierzy się między liniami — poziomą i styczną do kadłuba, które biegną od oczu pilota. Załoga powinna być umieszczona poza płaszczyzną obrotu śmigła.



Rys. 2-59. Charakterystyczne wielkości układu podwozia z przednim punktem podparcia

2. Ładunki ruchome powinny być rozmieszczone w pobliżu środka ciężkości samolotu, aby zmiana ich ciężaru nie wpływała znacznie na jego położenie.

Ponieważ położenie środka ciężkości nie zostało jeszcze określone, przyjmuje się go orientacyjnie w odległości $0,25 c_{SCA}$ od noska dla samolotów, których prędkość lotu jest mniejsza od prędkości dźwięku, i $0,35 c_{SCA}$ dla samolotów o prędkościach naddźwiękowych (rys. 2-59). Wielkość i położenie SCA określa się graficznie według sposobu opisanego na str. 141.

3. Dla samolotów o dużej zwrotności należy zmniejszać rozkład mas względem wszystkich trzech osi, aby nie zwiększał się masowy moment bezwładności samolotu i nie pogarszała się jego zwrotność.

4. Zapewnienie dobrego dostępu do poszczególnych zespołów, wymagających okresowej obsługi technicznej.

5. Odpowiednie usytuowanie podwozia samolotu, które powinno zapewnić:

- a) odstęp nie mniejszy niż 160 mm między powierzchnią ziemi a końcem łopaty śmigła oraz między powierzchnią ziemi a dolnym punktem kadłuba; stąd wartość h (rys. 2-59) powinna być równa:

$$h = h_{pn} + h_{am} + 160 \text{ mm},$$

gdzie:

h_{pn} — opuszczanie się samolotu po pełnym ugięciu pneumatyków,

h_{am} — opuszczanie się samolotu po pełnym ugięciu amortyzatorów.

- b) w celu niedopuszczenia do opadania samolotu na ogon, koła głównych goleni podwozia należy umieszczać za środkiem ciężkości samolotu w ten sposób, by podczas lądowania samolotu na głównych kołach reakcja R (rys. 2-59) przeszła z tyłu względem środka ciężkości. W tym celu kąt wyprzedzania kół głównych podwozia do tyłu γ , powstający między prostą padłą do powierzchni ziemi w czasie postoju a linią łączącą środek ciężkości z punktem styku kół głównych, powinien być większy od kąta ϕ , tj. nie mniejszy niż 15° ;

- c) odpowiednie rozmieszczenie ogonowego zderzaka ochronnego powinno zapewniać przy lądowaniu samolotu na kołach głównych i niedużym odstępie między ogonowym zderzakiem ochronnym a powierzchnią ziemi kąt natarcia skrzydła równy $\alpha_{lad} \approx \alpha_{kr} - (2 \div 3^\circ)$, aby wartość c_z była bliska maksymalnej (α_{kr} — kąt natarcia odpowiadający c_{zmax}). Zmniejszenie α_{kr} o $2 \div 3^\circ$ ma na celu zabezpieczenie samolotu przed opadaniem do tyłu, w razie przypadkowego zwiększenia kąta natarcia powyżej α_{kr}^*).

W tym celu kąt ϕ powinien być równy:

$$\phi = \alpha_{kr} - (2 \div 3^\circ) - (\alpha_{uskrz} + \alpha_0)$$

gdzie:

α_{uskrz} — kąt ustawienia skrzydła względem osi samolotu (z reguły $1 \div 2^\circ$),

α_0 — kąt zawarty między osią samolotu a powierzchnią ziemi w czasie jego postoju.

Kąt ustawienia skrzydła α_{uskrz} dobiera się wychodząc z warunku zabezpieczenia minimalnego oporu czołowego samolotu w warunkach prędkości maksymalnej, tj. w takich warunkach oś kadłuba samolotu powinna być pozioma. Dlatego też kąt ustawienia skrzydła powinien być równy kątowi natarcia w warunkach V_{maxH} na wysokości obliczeniowej:

$$\alpha_{uskrz} = \alpha_{vmaxH}$$

Kąt natarcia oblicza się za pomocą następującego wzoru:

$$c_{zmaxH} = \frac{2 \cdot Q}{\rho_H \cdot S \cdot V_{maxH}^2}$$

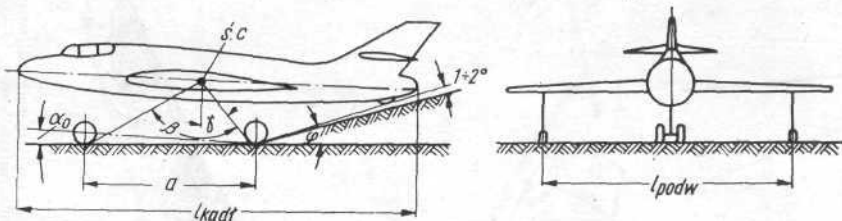
Kąt α_0 powinien zapewniać najdogodniejszą wartość kąta natarcia skrzydła podczas startu samolotu. Z rysunku 2-59 można się zorientować, że $\alpha_{st} = \alpha_0 + \alpha_{uskrz}$;

- d) odpowiednie rozmieszczenie podwozia powinno zapewniać możliwość chowania go podczas lotu.

Położenie koła przedniego uwarunkowane jest kątem $\beta \approx 80 \div 90^\circ$ lub wywarem $a \approx (0,28 \div 0,35) l_{kadl}$, gdzie l_{kadl} — długość kadłuba.

*) Jak wiadomo, przy $\alpha > \alpha_{kr}$ wartość c_z obniża się w porównaniu z c_{zmax} .

Rozstaw kół podwozia l_{podw} (rys. 2-54) przyjmuje się równy $(0,18 \div 0,3) l$. Jeżeli chodzi o układ podwozia typu jednośladowego (rys. 2-60), oznaczenia przyjmuje się te same co i na rys. 2-59: $\beta = 100 \div 120^\circ$; pożądane jest, aby l_{podw} było możliwie jak największe; $\gamma = (0,4 \div 0,5) \beta$.



Rys. 2-60. Charakterystyczne wielkości układu podwozia typu jednośladowego

Pozostałe stosunki przyjmuje się takie same jak dla podwozia z przednim punktem podparcia. Podpory znajdujące się pod skrzydłami u większości samolotów powinny sięgać ziemi podczas ich postoju.

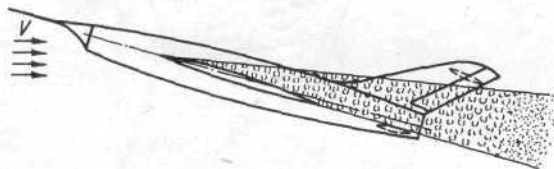
6. Umieszczenie usterzenia wysokości w pionie powinno zabezpieczyć wyniesienie go z tzw. „aerodynamicznego” cienia skrzydła, tj. ze strefy zawirowania strumienia spływającego ze skrzydła (rys. 2-61).

Położenie usterzenia na kadłubie, jak już powiedziano, określa się wartością

$$L_H \approx (2,5-3,5) c_{SCA}$$

Przy $\lambda < 3$ $L_H(1,2-2,0) c_{SCA}$.

7. Podczas projektowania samolotu należy przestrzegać „reguły pól” (patrz część 2 rozdz. 7) w celu zmniejszenia oporu falowego.



Rys. 2-61. Sposób rozmieszczenia usterzenia wysokości

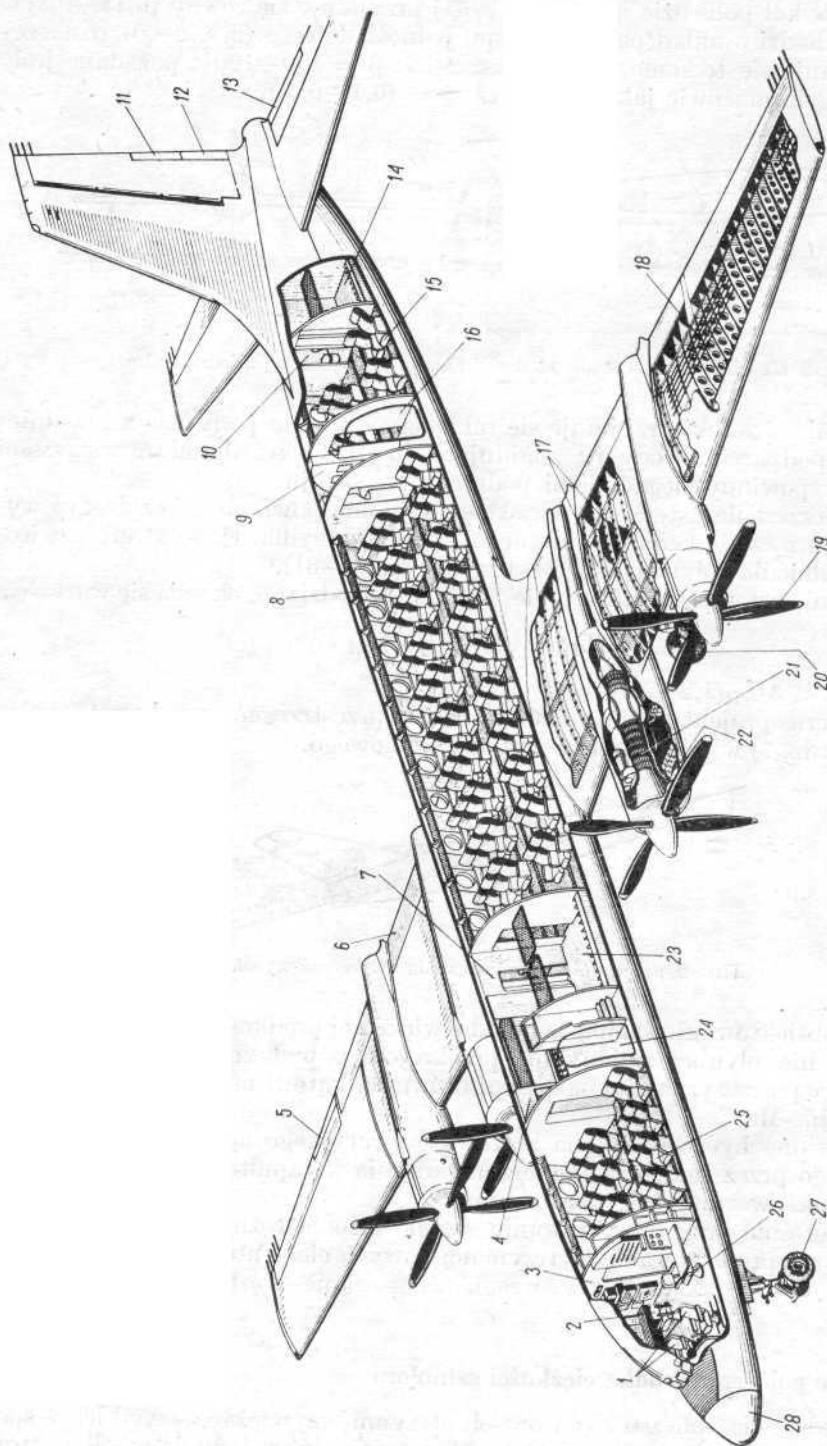
Przy projektowaniu samolotu o naddźwiękowej prędkości lotu należy dążyć do uzyskania płynnej zmiany nie przekrojów poprzecznych samolotu, lecz przekrojów płaszczyznami o nachyleniu równym kątowi fali uderzeniowej przy danej liczbie Ma.

8. Powinna być zapewniona możliwość awaryjnego opuszczenia samolotu wojkowego przez załogę za pomocą urządzenia katapultowego lub awaryjne wyjście (luki) w samolocie pasażerskim.

Jednocześnie przy projektowaniu rozmieszczenia różnych ładunków przeprowadza się projektowanie wytrzymałościowych elementów konstrukcyjnych samolotu, takich jak dźwigary, wręgi, uźbrowanie, węzły łączące różne zespoły itd.

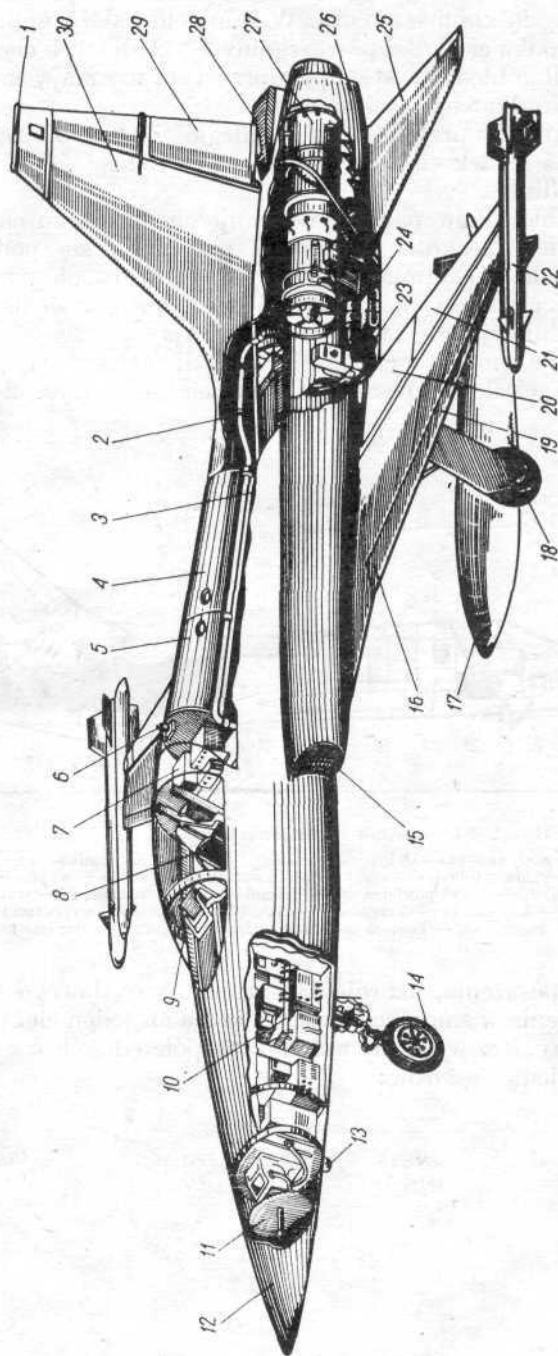
Określenie położenia środka ciężkości samolotu

Na podstawie obliczeń ciężarowych otrzymujemy ciężar wszystkich zespołów konstrukcji, załogi, materiałów pędnych i smarów, ładunków, elementów zespołu napędowego, wyposażenia, uzbrojenia, amunicji itd.



Rys. 2-62. Rozwiązanie konstrukcyjne samolotu pasażerskiego

1 — fotele pilotów, 2 — fotel radiotelegrafisty, 3 — kabina załogi, 4 — toaleta, 5 — klapka wyważająca, 6 — klapa szczelinowa przesuwana, 7 — toaleta, 8 — kabina pasażerska, 9 — bufet-kuchnia, 10 — toaleta, 11 — klapka wyważająca, 12 — klapka odciążająca, 13 — klapka wyważająca, 14 — szatnia, 15 — kabina pasażerska klasy pierwszej, 16 — drzwi wejściowe, 17 — silnik turbosmigłowy, 18 — zbiornik paliwa-przedział, 19 — śmigło, 20 — główne koło podwozia, 21 — silnik turbosmigłowy, 22 — chłodnica oleju, 23 — szatnia, 24 — drzwi wejściowe, 25 — kabina pasażerska, 26 — fotel nawigatora, 27 — przednie koło podwozia, 28 — osłona radiolokatora



Rys. 2-63. Rozwiązanie konstrukcyjne samolotu myśliwskiego

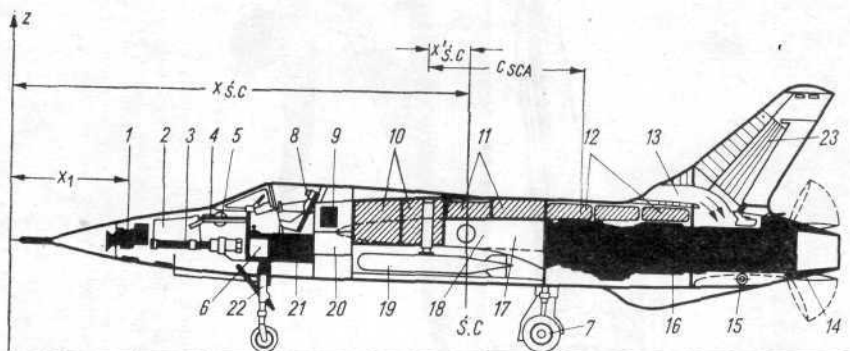
1 — antena, 2 — pobieranie powietrza od silnika, 3 — zbiornik tylny, 4 — zbiornik górny, 5 — zbiornik przedni, 6 — antena, 7 — wyposażenie elektryczne, 8 — fotel katapultowy, 9 — celownik, 10 — urządzenie elektroniczne, 11, 13 — antena, 12 — opóźnianie, 14 — przednia gołąb podwozia, 15 — chwyt powietrza, 16, 19 — słoty, 17 — zbiornik dodatkowy (podwieszany), 18 — główna gołąb podwozia, 20 — kłapa, 21 — lotka, 22 — pocisk kierowany, 23 — radiozaczep, 24 — zbiornik cieczy hydraulicznej, 25 — statecznik poziomy, 26 — odcinająca część kadłuba, 27 — silnik turbodwusobowy z komorą dopalacza, 28 — pojemnik spadochronu hamowania, 29 — ster kierunku, 30 — statecznik pionowy

W ramach projektu wstępnego ustaliliśmy już położenie wszystkich ciężarów, odpowiadające stawianym wymaganiom. Z kolei można przejść do określenia położenia środka ciężkości samolotu. W tym celu należy w przybliżeniu zaznaczyć położenie środka ciężkości poszczególnych składowych ciężarów samolotu, ponieważ niewielkie błędy występujące przy tym nie mają zasadniczego wpływu na położenie środka ciężkości samolotu.

Środek ciężkości skrzydła przyjmuje się w odległości $0,38 \div 0,42 c_{sr}$ od noska środkowej cięciwy, zaś środek ciężkości kadłuba — w odległości $\sim 0,4 l_{kad}$ od przedniego punktu kadłuba.

Środek ciężkości zbiorników paliwa przyjmuje się w środku ciężkości ich rzutu bocznego. Środek ciężkości usterzenia przyjmuje się podobnie jak w skrzydle. Środek ciężkości ładunków symetrycznych i zespołów znajduje się na osi symetrii. Środek ciężkości silnika, uzbrojenia itp. ustala się na podstawie danych zakładów produkcyjnych, które je wytwarzają.

Na rzucie bocznym samolotu wykonanym w skali zaznacza się punkty odpowiadające środkom ciężkości poszczególnych ciężarów (rys. 2-64). Przy



Rys. 2-64. Schemat wyważenia samolotu

- 1 — stacja radiolokacyjna, 2 — skrzynka amunicyjna, 3 — działko, 4 — odbiornik paliwa, 5 — sprzęt radiowy, 6 — przednia gołęń podwozia, 7 — główne koło podwozia, 8 — fotel katapultowy i pilot, 9 — wyposażenie wysokościowe, 10, 11, 12 — zbiorniki paliwa, 13 — chwyt powietrza, 14 — hamulce aerodynamiczne, 15 — statecznik poziomy, 16 — silnik turbopodwozowy, 17 — kadłub, 18 — skrzydło, 19 — bomba, 20 — komora wyposażenia elektrycznego, 21 — wyposażenie nawigacyjne, 22 — komora instalacji hydraulicznej, 23 — usterzenie kierunku

tym lżejsze części wyposażenia, uzbrojenia i zespołu napędowego grupuje się według ich rozmieszczenia w samolocie i zamienia się na jeden ciężar. Następnie wybiera się dowolny, lecz wygodny układ osi współrzędnych x, z (rys. 2-64) i sporządza się zestawienie ciężarów:

Lp.	Nazwa ładunku	Q_{lad} [kG; N]	x_{lad} [m]	$Q_{lad} \cdot x_{lad}$ [kG · m, N · m]
		$\sum Q_{lad}$		$\sum Q_{lad} \cdot x_{lad}$

Ponieważ położenie środka ciężkości samolotu w pionie nieznacznie wpływa na jego stateczność, do zestawienia ciężarów wpisujemy tylko współrzędne x_{lad} wzięte ze szkicu (rys. 2-64).

Położenie środka ciężkości oblicza się według wzoru

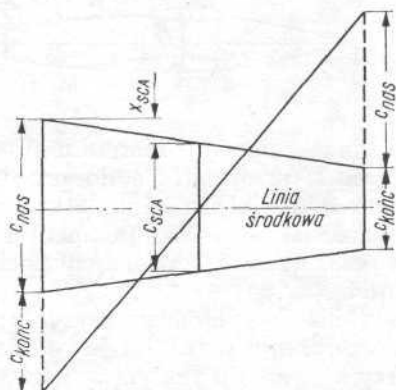
$$x_{sc} = \frac{\sum Q_{lad} \cdot x_{lad}}{\sum Q_{lad}} \quad (40)$$

Określenie średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA) i wyważenie samolotu

Jak wiadomo z aeromechaniki, charakterystyki momentów profilu odnoszone są do krawędzi profilu. Otrzymuje się je w tunelach aerodynamicznych dla skrzydła prostokątnego o stałej cięciwie c . Aby można było wykorzystać owe charakterystyki dla skrzydła danego samolotu, należy to skrzydło zamienić na skrzydło prostokątne w rzucie poziomym, którego momenty względem osi y będą się równały momentom danego skrzydła*).

Cięciwę takiego skrzydła prostokątnego nazywamy średnią cięciwą aerodynamiczną. Oznacza się ją przez c_{SCA} . W skrzydle trapezowym c_{SCA} jest cięciwą, która przechodzi przez środek ciężkości powierzchni połowy skrzydła. Graficzny układ takiej cięciwy przedstawiony jest na rysunku 2-65. Odkładamy

Rys. 2-65. Graficzne przedstawienie średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA) skrzydła



na jednej stronie począwszy od c_{nas} cięciwę c_{konc} , a na drugiej stronie począwszy od c_{konc} cięciwę c_{nas} . Następnie końce odłożonych cięciw łączymy prostą. Przecięcie się prostej ze środkową przerywaną linią trapezu daje punkt, przez który przechodzi średnia cięciwa aerodynamiczna c_{SCA} . Rysunek ten określa także położenie x_{SCA} względem noska cięciwy u nasady skrzydła.

Określiwszy tym sposobem wartość c_{SCA} i położenie jej (x_{SCA}), nanosimy SCA na rysunek wyważeniowy (rys. 2-64) i dokonujemy pomiaru odległości x'_{sc} od środka ciężkości samolotu do noska SCA .

Wyważeniem samolotu wyrażonym w procentach nazywamy wartość

$$\bar{x}_{sc} = \frac{x'_{sc}}{c_{SCA}} \cdot 100\% \quad (41)$$

Wartości dopuszczalnych wyważen dla współczesnych samolotów mieszczą się w granicach:

- dla samolotów o prędkościach poddźwiękowych $\bar{x}_{sc} = 20 \div 30\%$,
- dla samolotów o prędkościach naddźwiękowych $\bar{x}_{sc} = 30 \div 40\%$.

*) Oprócz tego powinny być równe siły nośne i siły oporu skrzydła danego samolotu i danego skrzydła prostokątnego.

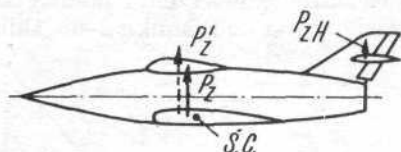
Mniejsze wartości $\bar{x}_{sc}$ odpowiadają wyważeniom przednim, a większe — wyważeniom tylnym. Wyważenia określa się dla różnych wariantów obciążenia samolotu: przy pełnym obciążeniu, zużytym paliwie, zrzuconych bombach itp.

Różnice wyważań przy różnych wariantach obciążenia powinny być możliwie nieduże (3 ÷ 5%). W poszczególnych przypadkach przy istnieniu dostatecznej podłużnej stateczności dopuszcza się również większe wartości różnic wyważenia.

Znaczenie wyważenia

Wyważenie samolotu ma duże znaczenie w zabezpieczeniu podłużnej stateczności i sterowności samolotu. Znaczenie wyważenia było już ustalone w latach dziewięćdziesiątych przeszłego wieku przez S.S. Nieżdanowskiego.

Załóżmy, że samolot znajduje się w równowadze w dowolnych warunkach (rys. 2-66). Po przypadkowym zwiększeniu kąta natarcia siła nośna P_z zwiększy się i przesunie się w kierunku krawędzi natarcia skrzydła (przy zwiększeniu — środek przesunie się do przodu), oznacza to, że skrzydło wywołuje względem środka ciężkości dodatkowy moment, dążący do wytrącenia samolotu z położenia równowagi (moment destabilizujący). Moment ten równoważony jest przez wzrastający moment pochodzący od siły działającej na usterzenie wysokości.



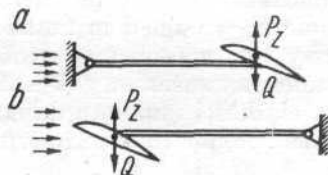
Rys. 2-66. Samolot znajdujący się w równowadze

Destabilizujący moment skrzydła jest większy przy wyważeniu tylnym, a przy wyważeniu przednim jest mniejszy. Oznacza to, że stateczność samolotu przy wyważeniu tylnym zwiększa się.

Destabilizujący moment skrzydła jest większy przy wyważeniu tylnym, a przy wyważeniu przednim jest mniejszy. Oznacza to, że stateczność samolotu przy wyważeniu tylnym zwiększa się.

Wpływ wyważenia samolotu na jego stateczność ilustruje umieszczony w strumieniu powietrza model skrzydła (przedłożony przez prof. W.S. Pysznowa) przedstawiony na rysunku 2-67. Model na szkicu *a*, na którym oś obrotu

Rys. 2-67. Wpływ wyważenia na stateczność samolotu



umieszczona jest w przodzie (wyważenie przednie), znajduje się w stanie równowagi trwałej. Model na szkicu *b* (wyważenie tylne) znajduje się w stanie równowagi nietrwałej.

Zmiana stateczności samolotu w czasie lotu jest wielce niepożądana. Samolot odznaczający się dużą statecznością, w razie naruszenia jej przez pilota, ma tendencję do natychmiastowego powrotu do stanu równowagi. Pilot musi przykładać dużą siłę, by utrzymać samolot przez pewien okres czasu w położeniu odchylonym. Samolot zaś nie mający należytej stateczności, niezbyt prędko

wraca do położenia wyjściowego, zbyt szybko reaguje na niewielkie wychylenia sterów i pilotaż takiego samolotu wymaga od pilota stałej uwagi.

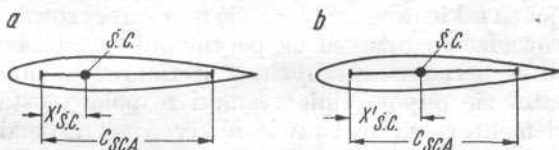
Z powyższego wynika, że należyte wyważenie ma duże znaczenie przy projektowaniu danej konstrukcji samolotu.

Korekta wyważenia

W pierwszym wariancie projektu samolotu rzadko otrzymuje się należyte jego wyważenie. Korektę wyważenia dokonuje się trzema następującymi sposobami (lub przez ich kombinację).

1) Zmiana projektu, tj. zmiana rozmieszczenia różnych ładunków. Przy tym przednie wyważenie należy poprawiać przesunięciem ładunków do tyłu, a wyważenie tylne — przesunięciem ładunków do przodu. Operacja ta jest dość uciążliwa i w zasadzie sprowadza się do wykonania nowego projektu samolotu.

2) Zmiana położenia skrzydła względem kadłuba. Ponieważ ze zmianą położenia skrzydła następuje również zmiana położenia SCA , a położenie środka ciężkości samolotu zmienia się nieznacznie, wartość $\bar{x}_{sc}$ zmienia się. Tak np. przy korekcie wyważenia przedniego (rys. 2-68a) skrzydło należy przesunąć do przodu, wówczas nosek SCA także przesunie się do przodu (przesunięcie środka ciężkości do przodu będzie nieznaczne), a odległość od niego do środka ciężkości samolotu zwiększy się (rys. 2-68b).



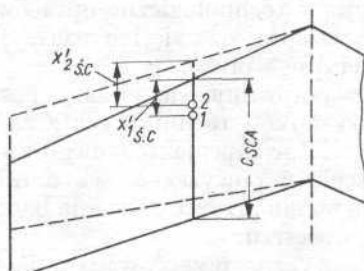
Rys. 2-68. Korekta wyważenia samolotu

Sposób ten również jest złożony, ponieważ przesunięcie skrzydła pociąga za sobą znaczne przesunięcie elementów wytrzymałościowych, związanych ze skrzydłem (np. wzmocnionych wręg kadłuba itp.).

Pierwszy i drugi sposób stosuje się więc w przypadku konieczności dokonania znacznych poprawek wyważenia.

3) Nieznaczna zmiana skosu skrzydła z zachowaniem położenia c_{nas} *).

Rys. 2-69. Korekta przedniego wyważenia samolotu



W tym przypadku, tak jak i w poprzednim, ma miejsce przesunięcie SCA przy nieznacznym przesunięciu środka ciężkości samolotu. Korektę np. wyważenia przedniego (rys. 2-69) osiąga się poprzez przesunięcie końców skrzydła do przodu (nadaniem tzw. odwrotnego skosu skrzydła lub zmniejszeniem zwyk-

*) Nie należy mylić nieznacznej zmiany skosu skrzydła w celu korekty wyważenia z nadaniem skrzydłu odpowiedniego skosu dla usunięcia wpływu ściśliwości.

lego skosu). Cyfrą 2 na rysunku 2-69 oznaczono korektę położenia środka ciężkości, który będzie miał wartość $\bar{x}_{sc}$.

Sposób ten nie powoduje zasadniczej zmiany projektu. Może on jednak być zastosowany tylko wówczas, kiedy chodzi o dokonanie nieznacznych poprawek wyważenia.

Etapy projektowania i prób samolotu

Na zakończenie niniejszego rozdziału rozpatrzmy pokrótce podstawowe etapy projektowania samolotu. Cały proces projektowania samolotu można podzielić na trzy etapy: projekt szkicowy, projekt wstępny i projekt roboczy.

1. Projekt szkicowy. Etap ten polega na przestudiowaniu i opracowaniu statystycznym, przestudiowaniu dynamiki rozwoju samolotów, wyszukiwaniu i wyborze układu i podstawowych parametrów samolotu, wykonaniu obliczeń wstępnych ciężaru elementów składowych i całego samolotu, opracowaniu podziału technologicznego i ogólnych kształtów podstawowych zespołów, doborze podstawowych materiałów i zasadniczego wyposażenia oraz obliczeniach aerodynamicznych i stateczności samolotu. Etap ten kończy się zestawieniem ogólnego kształtu samolotu.

W etapie tym wykonuje się również badania tunelowe na odpowiednich modelach w celu uzyskania aerodynamicznych charakterystyk samolotu.

2. Projekt wstępny. Etap ten rozpoczyna się po zatwierdzeniu przez zamawiającego projektu szkicowego. Składa się nań sprecyzowanie całego układu samolotu, przeprowadzenie różnych eksperymentów podczas dobierania wymaganych kształtów aerodynamicznych, materiałów, układów konstrukcyjnych itp. Sporządza się odpowiednie rysunki zespołów, ustala się wymiary podstawowych elementów na podstawie obliczeń wytrzymałościowych, wykonuje się obliczenia aerodynamiczne i stateczności na podstawie badań tunelowych modeli oraz oblicza się odporność na drgania itp. Z kolei uzgadnia się rodzaje wyposażenia, opracowuje przedsięwzięcia zabezpieczające wymianę zespołów samolotu, technologiczność produkcji i montaż konstrukcji, Etap ten kończy się budową odpowiedniej makiety samolotu o naturalnych rozmiarach, w celu uzgodnienia podstawowych wymiarów, poszczególnych złącz, miejsc rozmieszczenia ładunku itp.

3. Projekt roboczy i próby. W etapie tym, na podstawie projektu wstępnego uzgadnia się dane rozwiązania układu, wszystkie obliczenia, wykonuje się konstrukcyjne i technologiczne opracowania wszystkich węzłów i elementów samolotu oraz sprawdza się ich wytrzymałość za pomocą obliczeń (a w razie konieczności drogą prób).

Ponadto porównuje się ciężary poszczególnych elementów obliczone na podstawie rysunków technicznych z zaprojektowanym ich ciężarem oraz porównuje się ciężar zaprojektowanego samolotu z ciężarem faktycznym.

Równoległe z powyższymi czynnościami wykonuje się egzemplarze doświadczalne w celu przeprowadzenia badań statycznych, dynamicznych i w czasie lotu w powietrzu.

Próby statyczne przeprowadza się tak całego samolotu (rys. 2-44), jak i poszczególnych jego elementów. Obciążenie aerodynamiczne imituje się naciąganiem pasów linek przyklejanych w wielu miejscach do pokrycia samolotu. Przeprowadza się pomiary naprężeń i odkształceń przy maksymalnym obciążeniu dopuszczalnym, a następnie przy obciążeniu niszczącym.

Zespoły podlegające obciążeniom dynamicznym (udarowe, okresowo zmienne), do których należą podwozia, zbiorniki paliwa, łoża silnikowe itp., poddawane są próbom dynamicznym. Podwozie np. podlega badaniom na specjal-

nych kafarach. Polega ono na tym, że goleń podwozia wraz z ogumieniem (kołami) zrzuca się z pewnej wysokości, po czym dokonuje się pomiarów otrzymanych obciążeń i przesunięć.

Zamocowanie silnika i zbiorników poddaje się drganiom przy użyciu wibratora w celu sprawdzenia liczby cykli drgań, przy których konstrukcja ulega uszkodzeniu będącemu wynikiem zmęczenia materiału.

Podczas prób statycznych i dynamicznych samolotu naddźwiękowego odtworza się realne warunki temperatury. W związku z tym część konstrukcji poddawana próbom nagrzewana jest np. lampami kwarcowymi.

Próby dokonywane w czasie lotu samolotu w powietrzu służą do sprawdzenia obciążeń działających na niego, określenia temperatur i naprężeń występujących w poszczególnych elementach w warunkach lotu, zbadania występujących drgań oraz określenia eksploatacyjnych charakterystyk samolotu.

W przypadku pomyślnego zakończenia prób całą dokumentację techniczną samolotu przekazuje się do produkcji seryjnej.

Jednak na tym nie kończy się praca zespołu konstruktorów. Z chwilą rozpoczęcia produkcji seryjnej samolotu zespół konstruktorów utrzymuje łączność z zakładem lotniczym, rozwijając niektóre występujące podczas produkcji zagadnienia. Wspólnie z pracownikami zakładu lotniczego konstruktorzy usuwają zauważone usterki w konstrukcji podczas montażu oraz w początkowym okresie eksploatacji samolotu. Duże znaczenie w podwyższeniu jakości samolotu ma modyfikacja — częściowe zmiany konstrukcyjne (czasami całkowita zmiana jednego lub kilku zespołów) nie wymagające zasadniczej reorganizacji produkcji. W ten sposób ścisły związek konstruktora z zakładem produkcyjnym stanowi gwarancję unowocześniania konstrukcji.

KONSTRUKCJA I OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE PODSTAWOWYCH ZESPOŁÓW SAMOLOTU

Wykaz oznaczeń do części trzeciej

a — prędkość dźwięku	P — siła ciągu silnika, siła zewnętrzna, siła na drążku
b — rozpiętość skrzydeł	P_x — siła oporu czołowego samolotu
c — cięciwa profilu skrzydła	P_{xi} — siła oporu indukowanego
$c_{z\max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej	P_z — siła nośna skrzydła
c_x — współczynnik oporu czołowego skrzydła	P_j — siła bezwładności
c_{xf} — współczynnik oporu falowego	P_{lad} — siła masowa ładunku
c_{nas} — cięciwa skrzydła u nasady	p — obciążenie jednostkowe
c_{konc} — cięciwa na końcu skrzydła	Q — ciężar samolotu w locie
c_M — współczynnik momentu skrzydła	Q_{siln} — ciężar silnika
D_{sam} — doskonałość aerodynamiczna samolotu	Q_{lad} — ciężar ładunku lub zespołu
D_{skrz} — doskonałość aerodynamiczna skrzydła	q — obciążenie bieżące
d_{kadl} — średnica kadłuba	q_z — aerodynamiczne obciążenie bieżące
E — moduł sprężystości materiału	q_{skrz} — masowe obciążenie bieżące skrzydła
f_{max} — maksymalna krzywizna profilu skrzydła	S — powierzchnia skrzydła
g_{max} — maksymalna grubość profilu skrzydła	S_H — powierzchnia usterzenia wysokości
H — wysokość lotu samolotu	S_V — powierzchnia usterzenia kierunku
h — wysokość dźwigara	S_{lot} — powierzchnia lotek
j — równikowy moment bezwładności przekroju	T — siła tarcia
k — współczynnik proporcjonalności	V — prędkość lotu samolotu
l — długość ciągu układu sterowania	V_{lad} — prędkość lądowania samolotu
Ma_{kr} — krytyczna liczba Macha, której odpowiada początek kryzysu falowego	V_z — prędkość pionowa (wznoszenia)
M_g — moment zginający	V_{krf} — prędkość krytyczna flutteru
M_s — moment skręcający	V_{am} — objętość komory amortyzatora
M_{zaw} — moment zawiasowy	u — podziałka podłużnie, prędkość pionowa
m — masa samolotu	W — wskaźnik wytrzymałości przekroju
m_s — bieżący moment skręcający	x_c — współrzędna maksymalnej grubości profilu względem krawędzi natarcia
N — siła poosiowa, moc silnika	x_{skrz} — współrzędna środka ciężkości przekroju skrzydła
n_{obl} — współczynnik obliczeniowy przeciążenia	β — kąt wychylenia sterów
n — liczba podłużnic; liczba śrub; liczba obrotów śmigła, przełożenie sterowania; wykładnik politropy	γ — kąt skrętu koła, ciężar właściwy materiału
n_{dop} — współczynnik przeciążenia dopuszczalnego	η — zbieżność skrzydła
	η_{am} — współczynnik wypełnienia wykresu ugięcia amortyzatora
	λ — wydłużenie skrzydła
	ν — współczynnik bezpieczeństwa; częstotliwość drgań własnych elementu
	μ — współczynnik uwzględniający wpływ ziemi

σ — napężenie normalne
 σ_w — granica wytrzymałości przy rozciąganiu
 σ_{kr} — napężenia krytyczne normalne
 δ — grubość ścianki, grubość pokrycia
 τ — napężenie styczne przy skręcaniu

τ_T — napężenie styczne pochodzące od siły poprzecznej
 τ_w — granica wytrzymałości przy ścinaniu
 ρ — gęstość powietrza
 ϕ — współczynnik redukcyjny
 φ_{lop} — kąt ustawienia łopaty wirnika
 χ — kąt skosu skrzydła

Rozdział 13

BUDOWA I OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE SKRZYDEŁ

Kształty i parametry konstrukcyjne skrzydeł

Przeznaczenie skrzydła i stawiane wymagania

Zasadniczym zadaniem skrzydła jest wytworzenie siły nośnej niezbędnej do odbycia lotu. Ponadto skrzydło służy do nadania samolotowi stateczności i sterowności, a także do umieszczenia na nim ruchomych części (lotek) i urządzeń mechanizacyjnych niezbędnych do zmiany charakterystyk aerodynamicznych. Często skrzydła wykorzystywane są również do umieszczenia w nich podwozia, zespołów napędowych, zbiorników paliwa i innego niezbędnego wyposażenia.

Kształt i konstrukcja skrzydła samolotu powinny zaspokoić wymagania pod względem aerodynamicznym, technologii wykonania, eksploatacyjnym itp.

Wszystkie wymagania stawiane skrzydłu samolotu można podzielić na następujące zasadnicze grupy.

1) Wymagania aerodynamiczne. Do wymagań tych należą: minimalny opór (kształtu, tarcia, falowy, indukowany, interferencyjny i inne), możliwość otrzymania maksymalnego c_{zmax} przy zastosowaniu mechanizacji, największa wartość doskonałości aerodynamicznej c_z/c_x , zapewnienie dostatecznej stateczności, sterowności i niezbędnej równowagi we wszystkich warunkach lotu.

2) Wymagania konstrukcyjne. Do wymagań tych zaliczamy: mały ciężar przy dostatecznej wytrzymałości i sztywności skrzydła (zastosowanie odpowiednich norm wytrzymałościowych), możliwość dogodnego montażu skrzydła z innymi zespołami samolotu oraz zachowanie założonego profilu skrzydła na wypadek przeciążeń dopuszczalnych z uwzględnieniem nagrzewania się pokrycia podczas lotu z dużymi prędkościami.

3) Wymagania eksploatacyjne. Do tej grupy wymagań zaliczamy: możliwość maksymalnego wykorzystania wnętrza samolotu; duża trwałość (tj. mała wrażliwość elementów wytrzymałościowych, urządzeń sterowniczych i mechanizacyjnych na działanie różnych sił); możliwość dostępu do najważniejszych zespołów i części ze względu na konieczność dokonywania obsługi technicznej, możliwość eksploatacji w różnych porach roku; możliwość racjonalnego rozmieszczenia wyposażenia i wszystkich części, które powinny się znaleźć na zewnętrznej i wewnętrznej stronie skrzydła, możliwość przechowywania samolotu na otwartym powietrzu, możliwość wzajemnej zamiany skrzydła i jego części.

4) Wymagania ekonomiczno-produkcyjne. Chcąc zaspokoić wszystkie wymagania stawiane względem skrzydła, konstrukcja skrzydła powinna zakładać zastosowanie przy danej objętości produkcyjnej najbardziej ekonomiczną technologię wykonania.

Przy projektowaniu skrzydła nie należy zapominać o tym, że wiele z wyszczególnionych wyżej wymagań jest ze sobą sprzecznych. Dowodem tego może być np. cienkie skrzydło ($\bar{g} \approx 3 \div 4\%$), które odpowiada wymaganiom minimalnego oporu czołowego, jednak jeżeli chodzi o jego ciężar i wartość $c_{z\max}$ oraz możliwość wykorzystania wnętrza, skrzydło takie okazuje się mniej wygodne w porównaniu ze skrzydłem grubym. Istniejące w skrzydle różnego rodzaju złącza i wycięcia ułatwiają prace montażowe, transport i obsługę techniczną w okresie eksploatacji, jednak zwiększają one w pewnym stopniu opór czołowy oraz ciężar konstrukcji skrzydła itd.

Ze względu na istnienie wielu sprzeczności, konstruktor niejednokrotnie musi pójść na racjonalne i kompromisowe rozwiązania, które by w maksymalnym stopniu zaspokajały wyszczególnione wyżej wymagania.

Profile skrzydeł

Profiem nazywamy poprzeczny przekrój skrzydła.

Aerodynamiczne charakterystyki profilu zależą od jego geometrycznych parametrów.

Geometrycznymi charakterystykami profilu (rys. 3-1) są:

$$\bar{g} = \frac{g}{c} 100 \text{ — względna grubość profilu w } \%,$$

$g_{\max}$ — maksymalna grubość profilu,
 c — cięciwa profilu,

$$\bar{x}_g = \frac{x_g}{c} \text{ — względne położenie maksymalnej grubości,}$$

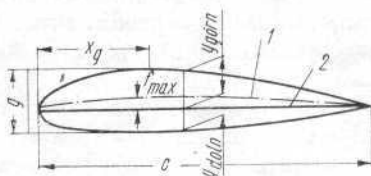
x_g — współrzędna maksymalnej grubości profilu względem krawędzi natarcia,

$\bar{x}_g \approx 0,30 \div 0,50$ (dla profili skrzydeł samolotów o dużych prędkościach charakterystyczne są duże wartości $\bar{x}_g$),

$f_{\max}$ — maksymalna krzywizna profilu lub największa odległość od stycznej do linii środkowej przeprowadzonej równoległe do cięciwy,

też cięciwy. Stosunek tej wartości do cięciwy, tj. $\bar{f} = \frac{f_{\max}}{c}$ —

nazywamy względną krzywizną profilu; $\bar{f} \approx 0 \div 0,02$.



Rys. 3-1. Geometryczne charakterystyki profilu skrzydła

1 — środkowa linia profilu, 2 — cięciwa profilu

Zależnie od względnej grubości $\bar{g}$, profile skrzydła dzielą się na cienkie ($\bar{g} < 6\%$), średnie ($\bar{g} = 6 \div 10\%$) i grube ($\bar{g} > 10\%$).

Zmiany geometryczne parametrów profili skrzydeł pociągają za sobą istotne zmiany ich aerodynamicznych charakterystyk.

Na przykład opór falowy skrzydła proporcjonalny jest do kwadratu względnej grubości profilu $c_x = f(\bar{g}^2)$.

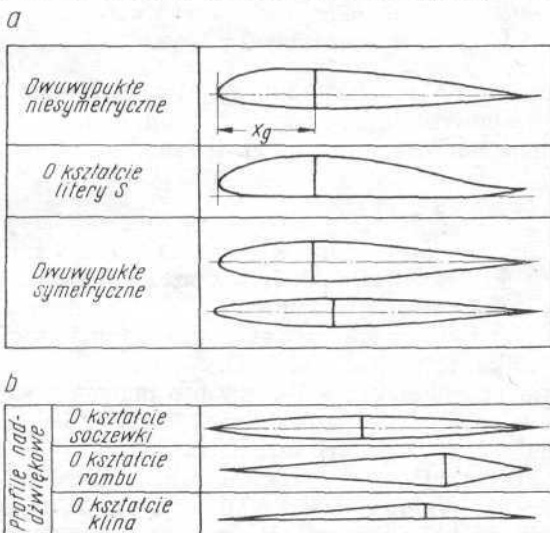
W zależności od krzywizny środkowej linii profilu istnieją następujące kształty profili (rys. 2-2a):

Profil dwuwypukły niesymetryczny. Profil ten obecnie najczęściej stosuje się w samolotach tłokowych, ponieważ odznacza się małym oporem profilowym na średnich i dużych kątach natarcia oraz wysoką wartością $c_{z\max}$. Niektóre profile tego typu mają stały środek parcia (w odległości $\sim 25\%$ cięciwy), co przyczynia się do zmniejszenia ciężaru konstrukcji skrzydła.

Profil z podgiętą krawędzią spływu (którego linia środkowa ma kształt S). Profil ten pozwala na utrzymanie stałego środka parcia. Wartość $c_{z\max}$ w takim profilu jest mniejsza w porównaniu do profilu nie mającego podgiętej krawędzi spływu.

Profil dwuwypukły symetryczny (którego linia środkowa zbiega się z cięciwą, tj. $\bar{f} = 0$). Profil ten stwarza niewielki opór na małych kątach natarcia. Stosowany on jest w skrzydłach samolotów o prędkościach poddźwiękowych i bliskich dźwięku oraz z reguły w usterzeniu ogonowym wszystkich typów samolotów.

Nowoczesne profile skrzydeł stosowane w samolotach o prędkościach bliskich prędkości dźwięku mają z reguły symetryczne obrysy, małe promienie krzywizny krawędzi natarcia oraz małe wielkości $\bar{g}$ i $x_g \approx 40 \div 50\%$ cięciwy.

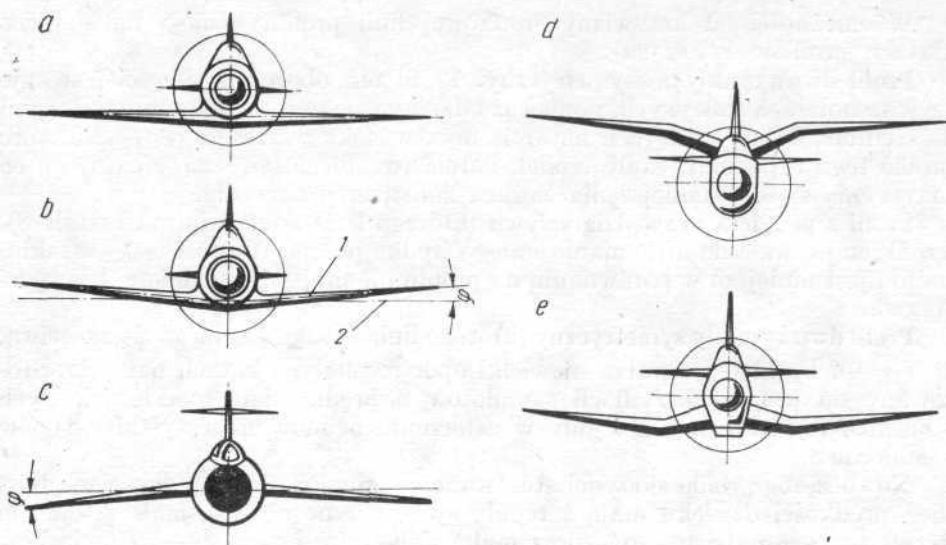


Rys. 3-2. Klasyfikacja profili

Na rysunku 3-2b przedstawione są niektóre kształty profili skrzydeł samolotów naddźwiękowych. Ich ostre krawędzie natarcia zapewniają powstawanie skośnych fal uderzeniowych.

Kształty skrzydeł (widok z przodu)

Większość skrzydeł w widoku z przodu ma tzw. wznios, którego wielkość określona jest przez kąt ψ zawarty między płaszczyzną poziomą a płaszczyzną cięciwy (rys. 3-3). Wartość tego kąta może być dodatnia — skrzydło podniesione do góry (kąt do 7° , rys. 3-3b) oraz ujemna — skrzydło opuszczone w dół (kąt do 5° , rys. 3-3c). Dodatni wznios skrzydła stosowany jest w celu zwiększenia stateczności poprzecznej samolotu. Ujemny wznios skrzydeł stosuje się w celu zmniejszenia nadmiernej stateczności poprzecznej samolotu.



Rys. 3-3. Kształty skrzydeł (widok z przodu)
1 — płaszczyzna cięciw, 2 — linia pozioma

Skrzydła pokazane na rysunku 3-3e, f otrzymały nazwę skrzydeł typu „mewa” lub „mewa odwrócona”. Skrzydła te zmniejszają interferencję skrzydła i kadłuba, jednak budowa ich jest dość trudna.

Kształty skrzydeł (widok z góry)

Kształt skrzydła widziany z góry wpływa na aerodynamiczne i konstrukcyjne charakterystyki całego samolotu, a w szczególności na ciężar skrzydła oraz na jego opór indukowany i falowy.

Rozpatrzmy podstawowe kształty skrzydła w rzucie poziomym: skrzydła proste, skośne i trójkątne (delta, rys. 3-4).

Skrzydła proste charakteryzuje zerowy lub mały kąt skosu χ (np. $-5^\circ \div +10^\circ$), zawarty między prostą przechodzącą przez 0,25 cięciwy (linią ognisk), prostopadłą do płaszczyzny symetrii samolotu.

Skrzydła prostokątne (rys. 3-4a) stosowane są szczególnie w dwupłatach i jednomotach zastrzałowych. Czasami mają one zastosowanie w samolotach o prędkościach naddźwiękowych i samolotach-pociskach, ponieważ opór czołowy takiego skrzydła przy prędkościach wyższych niż 2 Ma jest mniejszy od oporu czołowego skrzydeł innych kształtów.

Skrzydła prostokątne łatwe są w produkcji na skutek obrysu prostego (cięciwa i grubość profilu są jednakowe na całej rozpiętości), lecz odznaczają się w porównaniu ze skrzydłami trapezowymi gorszą doskonałością aerodynamiczną i ciężarową. Ich opór indukowany jest większy, a rozkład siły nośnej wzdłuż całej rozpiętości odznacza się tym, że punkt przyłożenia wypadkowej sił aerodynamicznych na jednej połowie skrzydła umieszczony jest dalej od przekroju nasady skrzydła, który jest miejscem zamocowania ($y_1 > y_2$, rys. 3-5). Oznacza to, że występują tutaj większe momenty zginające w przekrojach skrzydła oraz wzrasta ciężar skrzydła. Ponadto przy jednakowych względnych grubościach profilu $\bar{g}_1 = \bar{g}_2$, bezwzględna grubość profilu u nasady skrzydła prostokątnego jest mniejsza ($H_1 < H_2$), dzięki mniejszej cięciwie u jego nasady.

Wiadomo, że belka o mniejszej wysokości pracująca na zginanie staje się cięższa, ponieważ jej moment oporu jest mniejszy (przy innych analogicznych warunkach).

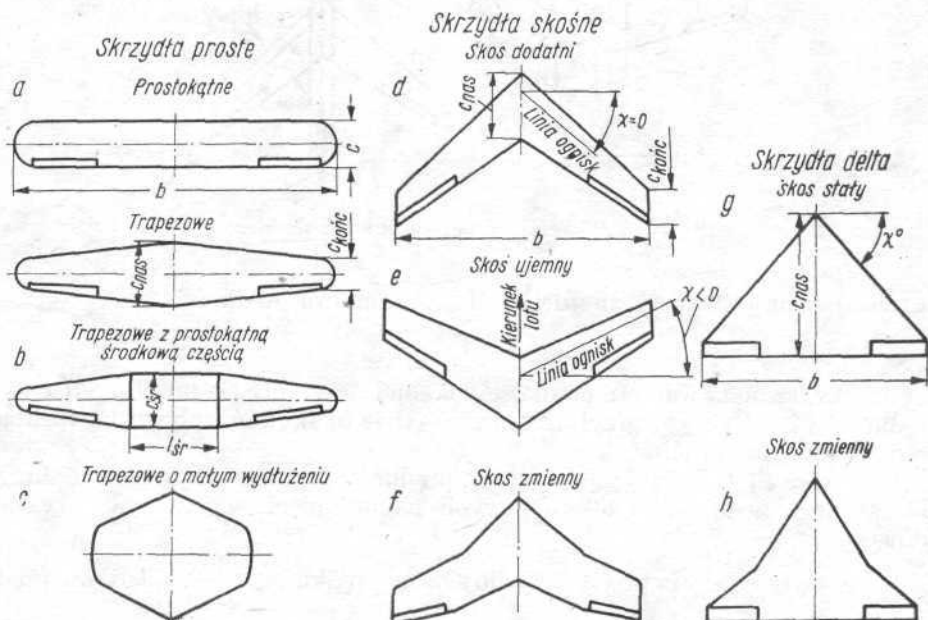
Ujemną cechą skrzydła prostokątnego, w porównaniu ze skrzydłem o kształcie trapezu, jest także ograniczoność jego wnętrza, ze względu na ograniczoną grubość profilu u nasady i w pobliżu niej.

Proste skrzydło trapezowe (rys. 3-4b, c) zyskało szerokie zastosowanie w wolnonośnych jednopłatach. Ma ono przewagę nad skrzydłem prostokątnym, jeżeli chodzi o opór indukowany i ciężar oraz możliwości lepszego wykorzystania jego wnętrza. Jednak jest ono nieco trudniejsze w produkcji w porównaniu do skrzydeł prostokątnych.

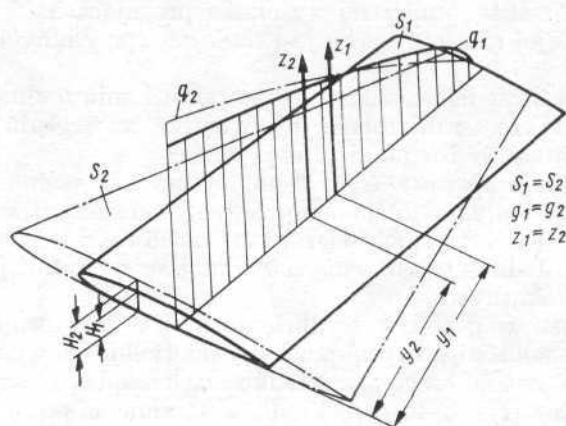
Skrzydło trapezowe o małym wydłużeniu (rys. 3-4c) stosuje się na niektórych samolotach naddźwiękowych, ponieważ niewielkie ich wydłużenie wpływa na zmniejszenie oporu falowego przy prędkościach naddźwiękowych.

Skrzydło skośne (rys. 3-4d, e, f). Prędkość strumienia powietrza przepływającego wokół skrzydła, kadłuba, obudowy (gondoli) silnika i usterzenia jest większa od prędkości lotu samolotu. Zależy ona od krzywizny powierzchni opływanych elementów. Np. przy prędkościach lotu równych $0,70 \div 0,75$ prędkości dźwięku strumień powietrzny może miejscami osiągać prędkość dźwięku. W miejscach tych pojawia się kryzys falowy, przy którym zmieniają się charakterystyki aerodynamiczne samolotu, pojawiają się fale uderzeniowe, na skutek czego wzrasta opór, zmienia się charakter rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpętości skrzydła oraz zmienia się stateczność i sterowność samolotu.

W związku ze wzrostem prędkości lotu samolotów i koniecznością przeniesienia kryzysu falowego na obszar większych prędkości, szerokie zastosowanie znalazły skrzydła skośne. Skos skrzydła może być prosty, przy którym przekrój na końcu skrzydła odsunięty jest do tyłu względem nasady (rys. 3-4d, f), i odwrotny — przy którym przekrój na końcu skrzydła wysunięty jest do przodu (rys. 3-4e).



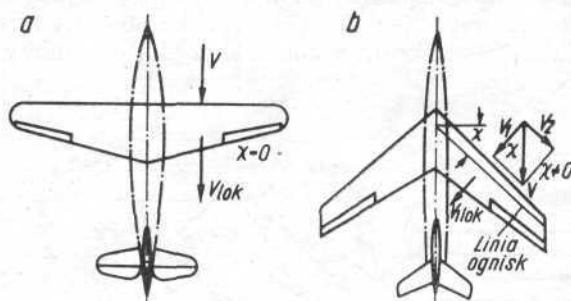
Rys. 3-4. Obrysy skrzydeł (widok z góry)



Rys. 3-5. Punkt przyłożenia wypadkowej sił aerodynamicznych

Wpływ dużego skosu (rzędu $35 \div 60^\circ$) na zmniejszenie oporu falowego można w przybliżeniu określić następująco. Rozpatrzmy dwa skrzydła o jednakowych profilach, będące w ruchu z jednakową prędkością V , z których jedno jest skrzydłem skośnym (rys. 3-6).

Założmy, że dla skrzydła o $\chi = 0^\circ$ przy prędkości lotu V rozpoczął się kryzys falowy, tj. prędkość lokalna na profilu V_{lok} stała się równa prędkości dźwięku a_{lok} . Przy tym liczba Ma lotu równa V/a^* (gdzie a — prędkość dźwięku



Rys. 3-6. Właściwości opływu skrzydła skośnego

ku), nazywana jest krytyczną liczbą Ma_{kr} . Składowa prędkości

$$V_1 = V \cos \chi$$

i będzie uzależniała wartość prędkości lokalnej przy opływie profilu. Składowa prędkości $V_2 = V \sin \chi$ w przybliżeniu nie będzie okazywać wpływu na rozkład prędkości wzdłuż profilu.

Ponieważ $V_1 < V$, to $V_{1lok} < V_{lok}$, tj. prędkości lokalne przy opływie skrzydła skośnego będą mniejsze, co pozwoli na uniknięcie wystąpienia kryzysu falowego.

W czasie osiągnięcia przez skrzydło skośne prędkości $\frac{V}{\cos \chi}$, składowa prędko-

*) Prędkość lotu V i prędkość dźwięku a rozpatruje się na danej wysokości lotu samolotu.

kości V_1 będzie się równała $\frac{V}{\cos \chi} \cos \chi = V$. Wówczas skrzydło skośne będzie miało taki sam opór jak skrzydło proste poruszające się z prędkością V .

Tak więc skos skrzydła wpływa na zwiększenie prędkości, przy której następuje kryzys (tj. zwiększenie Ma_{kr} o $\frac{1}{\cos \chi}$ razy, rys. 2-8).

Z powyższych wniosków otrzymujemy przybliżone wartości Ma_{kr} , ponieważ nie uwzględniają one wpływu tej części skrzydła u nasady, która jest opływana przez strumień powietrza równoległy do płaszczyzny symetrii samolotu oraz wpływu krańcowych zrywów strumienia na skrzydle, uwarunkowanych istnieniem prędkości poprzecznej V_2 . Doświadczenia wykazują, że skos skrzydła zwiększa Ma_{kr} o $\frac{2}{1 + \cos \chi}$ razy, tj.

$$(Ma_{kr})_{\chi} = Ma_{kr} \cdot \frac{2}{1 + \cos \chi}$$

gdzie $(Ma_{kr})_{\chi}$ — krytyczna liczba Ma skrzydła skośnego.

Prosty skos skrzydła zwiększa stateczność poprzeczną samolotu. Zwiększona stateczność poprzeczna skrzydła skośnego wymaga niekiedy nadania skrzydłu ujemnego wzniosu w celu zmniejszenia stateczności poprzecznej i zapewnienia umiarkowanych sił przy sterowaniu lotkami. Ponadto prosty skos skrzydła zwiększa stateczność kierunkową samolotu.

Skos ujemny (do przodu) stosuje się bardzo rzadko, szczególnie wówczas, jeżeli chodzi o polepszenie charakterystyk skrzydła skośnego na dużych kątach natarcia. Jego wpływ na kryzys falowy jest taki sam, jak przy skosie prostym. Jednak skrzydła skośne mają również pewne wady. Ponieważ charakterystyki skrzydła nie zależą od prędkości lotu V , lecz od składowej prostopadłej do linii przebiegającej wzdłuż jednej czwartej cięciw $V \cos \chi$, to siła nośna skrzydła skośnego jest mniejsza od skrzydła nie mającego skosu (przy innych analogicznych warunkach). Współczynnik maksymalnej siły nośnej c_{zmax} skrzydła skośnego również się obniża. Gwałtownie spada skuteczność mechanizacji skrzydła. W skrzydłach skośnych oderwanie strumienia od skrzydła rozpoczyna się na jego końcach, przy stosunkowo niedużych kątach natarcia. Przyczynia się do tego spływ strumienia wzdłuż skrzydła z prędkością V_2 (rys. 3-6).

Oderwanie na końcu osłabia poprzeczną stateczność i sterowność samolotu, a także podłużną stateczność przy dużych kątach natarcia na skutek zmniejszenia się siły nośnej końców skrzydła. Zjawisko to można częściowo usunąć przez ustawienie na skrzydle specjalnych grzebieni (rys. 3-11) zmniejszających spływ warstwy przysiennej (granicznej) wzdłuż skrzydła.

Następną zasadniczą wadą skrzydła skośnego jest jego większy ciężar w porównaniu ze skrzydłem prostym, mającym te same wielkości wydłużenia, zbieżność i grubości względne. Zwiększenie ciężaru skrzydła skośnego powodowane jest zwiększeniem się jego długości wraz ze wzrostem χ oraz złożonością konstrukcji przy kadłubie (patrz konstrukcja skrzydeł skośnych).

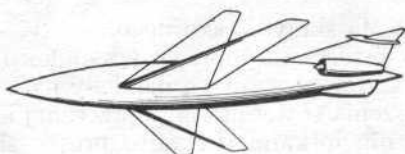
Istotny wpływ skosu na opór czołowy ma miejsce przy liczbach $Ma = 0,8 \div 1,8$. Przy $Ma > 1,8$ skos skrzydeł nie zmniejsza już oporu falowego. W związku z tym biorąc pod uwagę wymienione wady skrzydeł skośnych na samolotach o prędkościach naddźwiękowych (począwszy od $Ma = 1,8 \div 2,0$) wskazane jest stosowanie skrzydeł o małym wydłużeniu. Jednak takie rozwiązanie z kolei niekorzystnie wpływa na charakterystyki samolotów w zakresie prędkości poddźwiękowych i niewielkich naddźwiękowych. Dlatego też w niektórych samolotach stosuje się skrzydła o zmieniającym się kącie skosu

(rys. 3-7). Jednak ze względu na trudności konstrukcyjne takich skrzydeł nie są one dotychczas rozpowszechnione.

Skrzydła delta (trójkątne, rys. 3-4g, h). Obecnie dość często stosowane są skrzydła o kształcie trójkąta, które mają duży skos i zarazem małe wydłużenie $\lambda = 1,5 \div 2,0$.

Układ konstrukcyjny skrzydła delta odznacza się wieloma zaletami w porównaniu do skrzydeł prostych. Do zalet takiego skrzydła zalicza się:

- nieznaczne zwiększenie c_x podczas lotu samolotu przy prędkościach poddźwiękowych; powoduje to duży skos skrzydła delta (60° i więcej względem krawędzi natarcia) oraz małe wydłużenie,
- mały opór czołowy podczas lotu z prędkościami naddźwiękowymi, ze względu na niewielkie wydłużenie skrzydła,
- skrzydło delta ma duże cięciwy na znacznej części jego rozpiętości, co przy danej grubości profilu pozwala na otrzymanie mniejszej względnej jego grubości; okoliczność ta polepsza aerodynamiczne charakterystyki skrzydła,

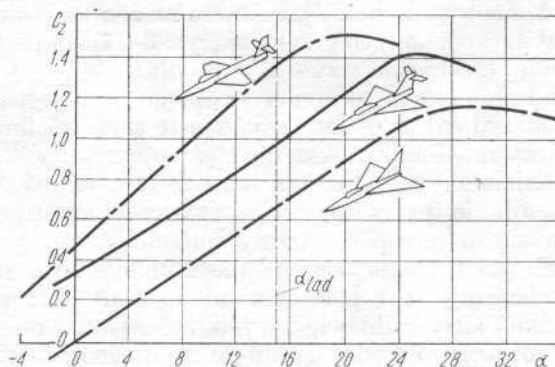


Rys. 3-7. Skrzydło o geometrii, zmiennej

- przy jednakowej względnej grubości profilu, skrzydło delta odznacza się większą sztywnością oraz większą przestrzenią wewnętrzną w porównaniu ze skrzydłami innych kształtów,
- w skrzydle delta (jak to widać na rys. 3-5) wypadkowa sił aerodynamicznych na jego połowie położona jest bliżej nasady niż w skrzydle trapezowym lub prostokątnym, ma ono większą bezwzględną grubość profilu u nasady ze względu na istnienie dużych cięciw, toteż odznacza się najmniejszym ciężarem w porównaniu do ciężaru innych skrzydeł.

Mimo wymienionych zalet skrzydło delta ma jednak również wady, do których należą:

- maksymalna siła nośna samolotu o skrzydłach delta występuje przy takich (dużych) kątach natarcia, które są nieosiągalne przy praktycznie dopuszczalnych długościach goleni podwozia (rys. 3-8); przy dopuszczalnych



Rys. 3-8. Wykorzystanie maksymalnej siły nośnej podczas lądowania samolotu
 α_{lad} — kąt natarcia przy lądowaniu stosowany w praktyce

kątach natarcia podczas lądowania α_{lad} , współczynnik siły nośnej c_{zlad} skrzydła delta jest o 30 ÷ 50 % mniejszy niż u skrzydła prostego,

— wartości współczynnika siły nośnej c_z na wszystkich kątach natarcia są mniejsze niż w skrzydle prostym,

— skrzydło delta ma mniejsze wartości doskonałości $\frac{c_z}{c_x}$ przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych,

— w skrzydle delta istnieje ograniczona możliwość zastosowania i efektywnego wykorzystania mechanizacji skrzydła, ze względu na małą jego rozpiętość oraz mały przyrost współczynnika siły nośnej i powstawanie znacznych momentów podłużnych (nachylających) przy wychylaniu klap.

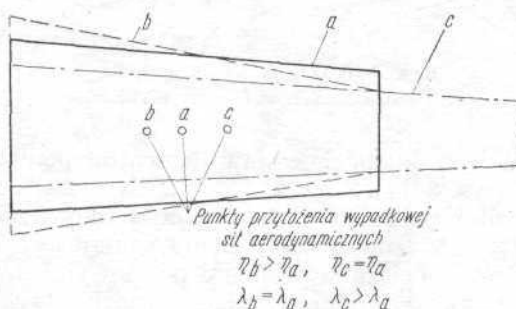
Samolot ze skrzydłami delta może być wykonany bez ustereń wysokości. Stery wysokości umieszcza się w tylnej części skrzydła. Jednak podczas wychylania sterów wysokości do góry w czasie lądowania* zmniejsza się c_{zlad} (rys. 2-30). W związku z tym, w celu skompensowania powyższego, zachodzi konieczność stosowania małych wartości obciążeń jednostkowych $p = \frac{Q}{S}$, tj. zwiększanie powierzchni skrzydła przy danym ciężarze w locie, co powiększa ciężar konstrukcji samolotu.

Wpływ parametrów geometrycznych skrzydła na jego charakterystyki

Rozpatrzmy z kolei, jaki mają wpływ wydłużenie λ i zbieżność η skrzydła na jego aerodynamiczne i ciężarowe charakterystyki.

Wraz ze zwiększeniem λ , indukowany, a więc i ogólny opór skrzydła przy prędkościach poddźwiękowych zmniejsza się. Zatem aerodynamiczna doskonałość skrzydła $D_{skrz} = \frac{c_z}{c_x}$ wzrasta. W związku z tym zmniejsza się potrzeb-

ny do kontynuowania lotu poziomego ciąg $P = \frac{Q}{D}$, zmniejsza się zużycie paliwa, które zależy od ciągu, oraz zwiększa się długotrwałość i zasięg lotu. Dla tego też stosuje się duże λ w samolotach poddźwiękowych o dużym zasięgu.



Rys. 3-9. Skrzydło o jednakowej powierzchni, lecz o różnej zbieżności i wydłużeniu

Wraz ze zwiększeniem λ w samolotach naddźwiękowych doskonałość skrzydła obniża się na skutek wzrastania c_{xf} oraz skraca się jego zasięg. Z drugiej strony zwiększenie λ wywołuje przesunięcie się punktu przyłożenia wypadkowej sił aerodynamicznych od strony nasady skrzydła oraz zwiększenie się momentu zginającego i ciężaru konstrukcji skrzydła (rys. 3-9).

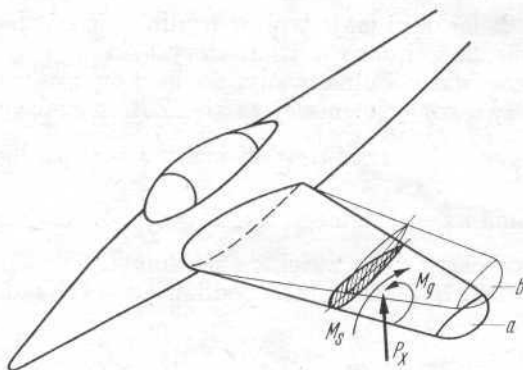
Zmniejszenie λ powoduje zwiększenie się krytycznego kąta natarcia α_{kr} , co wpływa na obniżenie wartości c_{zlad} (rys. 3–8). Z kolei zmniejszenie λ korzystnie wpływa na charakterystyki skrzydła na dużych prędkościach, zmniejszając opór falowy (rys. 2–7). We współczesnych samolotach wydłużenie skrzydeł wynosi $2 \div 10$. Większe wartości λ mają samoloty ciężkie.

Zbieżność skrzydła η w rzucie poziomym wpływa na opór indukowany skrzydła, maksymalny współczynnik jego siły nośnej i ciężar. Najkorzystniejsza z punktu widzenia zwiększenia c_{zmax} zbieżność η wynosi $2 \div 2,5$. Zwiększenie η na skutek przybliżenia wypadkowej sił aerodynamicznych do nasady skrzydła zmniejsza jego ciężar (rys. 3–9). Ponadto zwiększenie η przyczynia się do odrywania się strumienia powietrza na końcu skrzydła, co pogarsza stateczność poprzeczną samolotu i zmniejsza skuteczność działania lotek.

Układy konstrukcyjne i budowa skrzydeł

Odkształcenia skrzydła i praca jego elementów

Zgodnie z zasadami statyki lotniczej, skrzydło samolotu stanowi belkę, która w ogólnym przypadku może być obciążona siłami rozłożonymi i siłami skupionymi. Siły te powodują zginanie i skręcanie skrzydła (rys. 3–10).

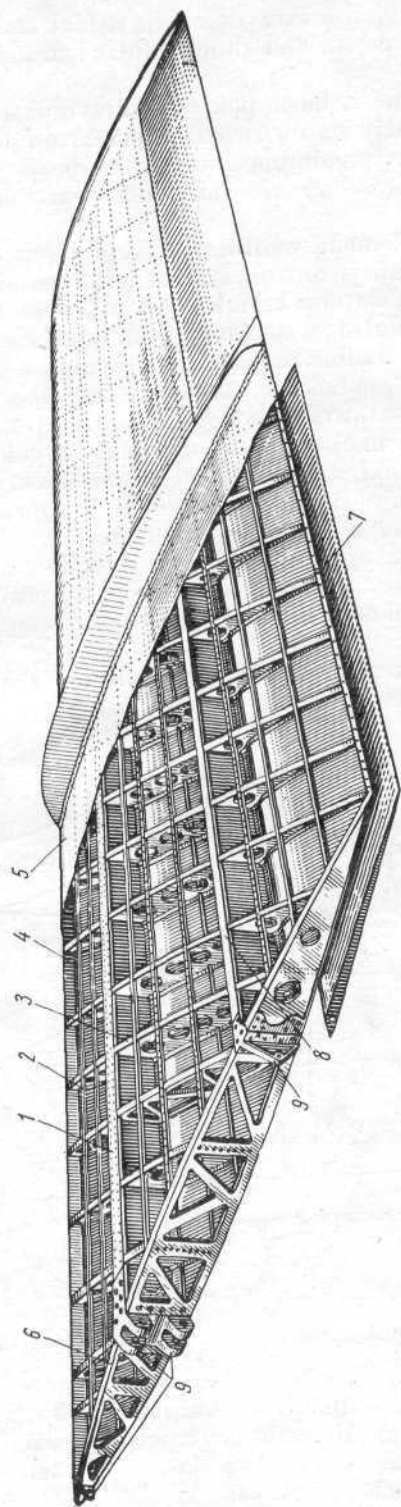


Rys. 3–10. Odkształcenia skrzydła
a — skrzydło nieodkształcone, b — skrzydło odkształcone

Na skrzydło samolotu składa się zestaw elementów podłużnych i poprzecznych oraz pokrycie (rys. 3–11).

Dźwigar jest to silny podłużny element skrzydła konstrukcji belkowej lub kratowej, przejmujący znaczną część momentu zginającego i siłę poprzeczną. Ponadto pasy dźwigara obciążone są siłami poosiowymi, a jego ścianka lub kratownica — siłami poprzecznymi. Dźwigary w ich przykadłubowej części zamocowuje się za pomocą rozstawionych na pewnej wysokości węzłów (rys. 3–11), które są w stanie przenosić moment zginający.

Ścianka wzdłużna jest elementem sytuowanym wzdłuż całej rozpiętości skrzydła (na całej jego długości lub tylko w pewnej jego części), zdolnym do przejmowania siły poprzecznej pochodzącej od zginania i skręcania skrzydła. Zamocowywanie ścianek wzdłużnych w przykadłubowej ich części dokonywane jest za pomocą węzłów przegubowych (rys. 3–11), które nie mogą przenosić momentu zginającego. Jeżeli chodzi o ich budowę i rozmieszczenie w skrzydle,



Rys. 3-11. Konstrukcja skrzydła jednoplata

1 — dźwigar, 2 — podłużnica, 3 — żebro zwykłe, 4 — przednia ścianka, 5 — pokrycie, 6 — żebro wzmacnione, 7 — podłużnica tylna, 8 — tylna ścianka, 9 — węzły łączące

to podobne one są do dźwigarów skrzydła. Mają jednak słabsze pasy. W związku z tym nazywane są dość często dodatkowymi dźwigarami lub dźwigaro-ściankami.

Po połączeniu górnego i dolnego pokrycia skrzydła, ścianki wzdłużne wraz z pokryciem i ściankami dźwigarów tworzą w przekroju poprzecznym skrzydła zamknięte obrysy, które przejmują moment skręcający. Z reguły ścianki wzdłużne rozmieszczone w tylnej części skrzydła wykorzystuje się do mocowania klap, osłon i lotek.

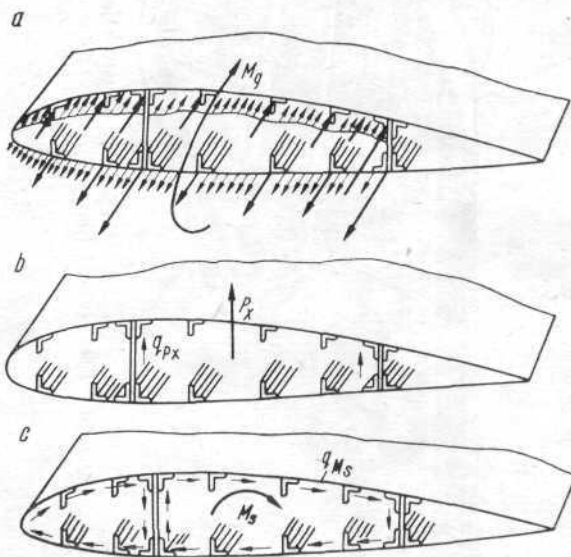
Podłużnica jest to element wzdłużny przejmujący obciążenia poosiowe pochodzące od zginania i miejscowe obciążenia aerodynamiczne oraz wzmacniający pokrycie. Podłużnica stanowi kształtownik w postaci kątownika, ceownika itp. Czasami zamiast podłużnic wzmacniających pokrycie, między dźwigarami ustawia się blachę falistą wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Żebra są to elementy poprzeczne szkieletu skrzydła w postaci cienkościennej płaskich belek lub kratownic. Zachowują one dany kształt profilu skrzydła, przenoszą obciążenie miejscowe na dźwigary i pokrycie, podtrzymują podłużnice, pokrycie i ścianki, zwiększają ich naprężenia krytyczne.

Pokrycie przymocowuje się do podłużnych i poprzecznych elementów konstrukcji skrzydła, tworząc gładką jego powierzchnię.

Pokrycie nie tylko przejmuje obciążenie aerodynamiczne, ale również uczestniczy w ogólnej pracy skrzydła, obciążając się przy tym naprężeniami normalnymi pochodzącymi od zginania ogólnego oraz naprężeniami stycznymi pochodzącymi od skręcania skrzydła.

W ten sposób moment zginający M_g skrzydła obciąża siłami poosiowymi pasy dźwigarów, podłużnice i pokrycie (rys. 3-12a). Siła poprzeczna T podczas

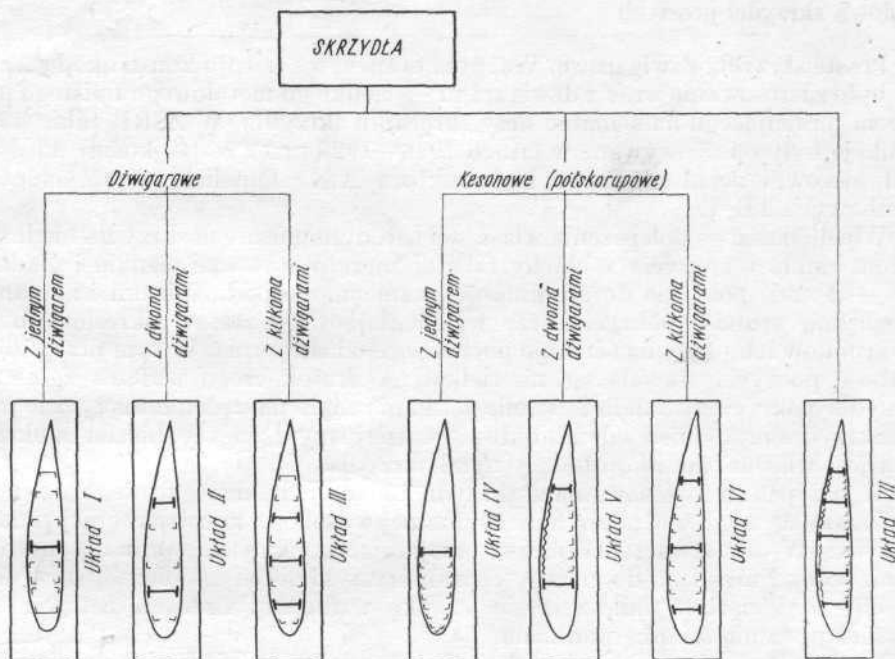


Rys. 3-12. Obciążenie elementów konstrukcji skrzydła

zginania skrzydła obciąża zasadniczo ścianki lub kratownice dźwigarów oraz ścianki wzdłużne (rys. 3-12b). Moment skręcający M_s działający na skrzydło obciąża zamknięte cienkościenne obrysy, które tworzone są przez ścianki dźwigarów lub ścianki wzdłużne i pokrycie (rys. 3-12c).

Układy konstrukcyjne skrzydeł. Klasyfikacja

Ponieważ w większości skrzydeł samolotów współczesnych siła poprzeczna przejmowana jest w zasadzie przez ścianki dźwigarów lub ścianki wzdlużne, a skręcanie przejmowane jest przez obrys utworzony przez sztywne pokrycie i ścianki, dlatego też skrzydła mogą być dzielone według charakteru przyjmowania momentu zginającego (rys. 3–13) na dźwigarowe — układ I, II, i III, półskorupowe (kesonowe) — układ IV, V i VI, i skorupowe — układ VII.



Rys. 3–13. Klasyfikacja skrzydeł pod względem ich cech konstrukcyjnych

Jeżeli moment zginający obciąża z reguły pasy dźwigarów wskutek tego, że zespół elementów podłużnic jest za słaby (przekrój i liczba podłużnic niewielka), a cienkie i słabo wzmocnione pokrycie przedwcześnie traci stateczność w strefie ściskania, to otrzymujemy skrzydło dźwigarowe.

Jeżeli siły normalne przy zginaniu przejmowane są przez pokrycie z zestawem podłużnic oraz przez pasy dźwigarów, wówczas skrzydło takie nazywane jest półskorupowym (kesonowym).

Jeżeli górne i dolne pokrycie wraz z zespołem elementów podłużnic przejmuje normalne siły powstające przy zginaniu (w takim skrzydle dźwigarów nie ma), a belki podłużne wykonane są w postaci ścianek wzdlużnych, które nie przejmują momentu zginającego, to takie skrzydło nazywane jest skorupowym. Konstrukcje takie spotykane są stosunkowo rzadko.

Obecnie najbardziej rozpowszechnione są półskorupowe (kesonowe) układy konstrukcyjne skrzydeł (rzadziej spotyka się układy dźwigarowe*).

W niektórych przypadkach konieczne jest stosowanie w różnych częściach skrzydeł różnych układów konstrukcyjnych. Na przykład środkowe części

*) Analiza układów konstrukcyjnych przytoczona jest na dalszych stronach.

skrzydła wykonywane są według układu dźwigarowego, a części odejmowane — półskorupowego.

Konstrukcje skrzydeł o pokryciu płóciennym przejmujące tylko obciążenia aerodynamiczne stosowane były dawniej stosunkowo często. Obecnie takie konstrukcje stosowane są czasami w samolotach o małych prędkościach oraz w szybowcach, ponieważ odznaczają się one niezbyt wysoką ogólną i miejscową sztywnością.

Budowa skrzydeł prostych

Proste skrzydła dźwigarowe. Ważnym etapem w rozwoju konstrukcji skrzydeł było zastosowanie wraz z dźwigarami — cienkiego metalowego falistego pokrycia, pracującego na ścinanie przy skręcaniu skrzydła. W ZSRR takie konstrukcje były opracowywane w latach 1926—1928 przez zespół konstruktorów pod kierownictwem głównego konstruktora A.N. Tupolewa w samolotach bombowych TB-1.

W celu dalszego polepszenia własności aerodynamicznych skrzydła niedługo potem zamiast pokrycia z blachy falistej zaczęto stosować cienkie i gładkie ($0,8 \div 2$ mm) pokrycie duraluminiowe, wzmocnione podłużnicami i żebrami. Niezbędna grubość pokrycia oraz wzmacniający go zestaw określone były z warunków ich pracy na ścinanie pochodzące od skręcania. W tym przypadku grubość pokrycia stawała się niewielka, na skutek czego podczas zginania skrzydła pokrycie to miało w strefie ściskania małe naprężenie krytyczne σ_{kr} .

Skrzydło może mieć jeden lub dwa, rzadziej trzy dźwigary. Liczba ta określana jest własnościami konstrukcyjnymi skrzydła.

W przypadku zastosowania w skrzydle układu jednodźwigarowego, dźwigar umieszcza się zwykle w miejscu maksymalnej wysokości konstrukcyjnej profilu skrzydła. W celu stworzenia obrysu przejmującego skręcanie oraz dla umocowania lotek i urządzeń do zmiany charakterystyki aerodynamicznej skrzydła, na $65 \div 70\%$ cięciwy umieszcza się ściankę wzdlużną. Czasami ustawia się również przednią ściankę wzdlużną.

W dwudźwigarowych konstrukcjach skrzydeł przedni dźwigar umieszcza się w odległości $15 \div 25\%$ cięciwy od krawędzi natarcia, a tylny w odległości $60 \div 70\%$. Dzięki takiemu ich ustawieniu maksymalna wysokość profilu w takim układzie nie jest wykorzystana, co jest wadą prowadzącą do zwiększenia ciężaru konstrukcji. Obrys skrzydła utworzony z pokrycia i ścianek dźwigarów pracuje na skręcanie.

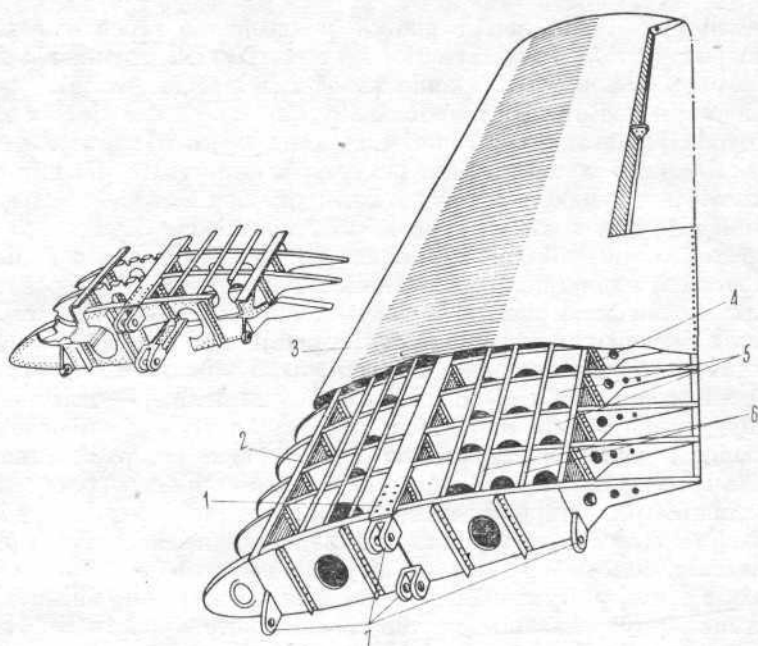
Na rysunku 3-14 pokazano jedną z konstrukcji jednodźwigarowych skrzydeł z dwoma ściankami wzdlużnymi, a na rysunku 3-15 — skrzydło o trzech dźwigarach.

Elementami wytrzymałościowymi konstrukcji takiego skrzydła są dźwigary 1, 2, 3, podłużnice 4, żebra 5 i pokrycie 6. Tylna podłużnica 7 łączy końcówki żeber i służy do połączenia pokrycia górnego i dolnego.

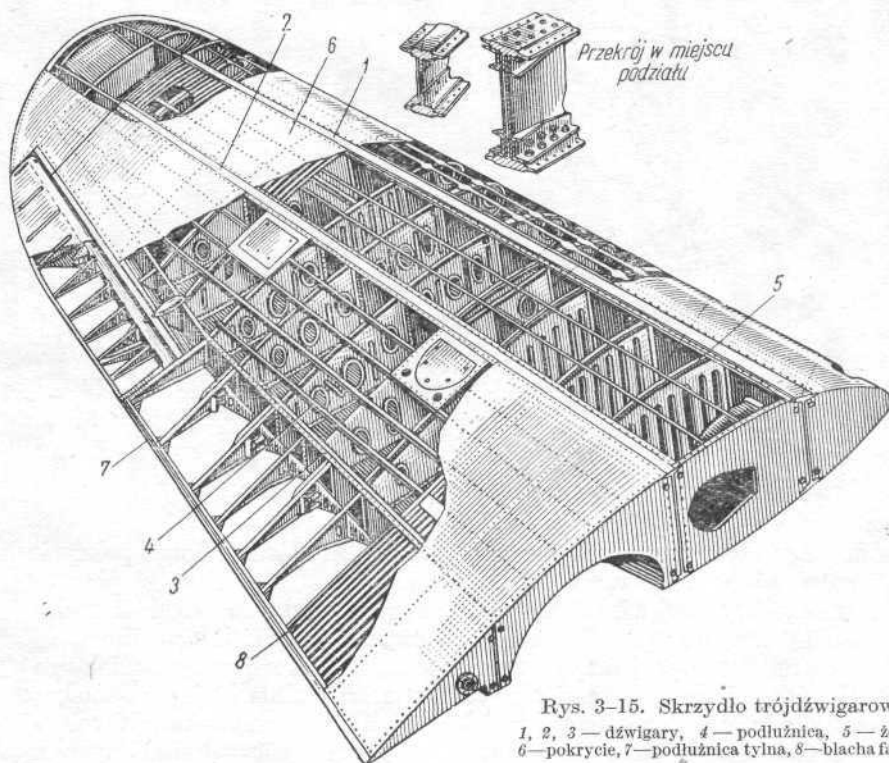
W celu zwiększenia sztywności pokrycia na odcinku przykadłubowym, w miejscu rozmieszczenia wnęki podwozia, pokrycie wzmocnione jest blachą falistą 8.

Ponieważ konstrukcja skrzydła typu dźwigarowego odznacza się kilkoma zaletami, a mianowicie dogodnością wycięć, prostotą łączenia odejmowanych części oraz możliwością wykorzystania wnętrza, konstrukcja ta stosowana jest w niektórych mniejszych samolotach.

Skrzydła półskorupowe (kesonowe). Dążenie do zwiększenia prędkości samolotów spowodowało, że podniesione zostały wymagania względem konstruk-



Rys. 3-14. Skrzydło jednodźwigarowe ze ściankami wzdłużnymi
 1 — dźwigar, 2 — ścianka przednia, 3 — pokrycie, 4 — ścianka tylna, 5 — żebra, 6 — podłużnica,
 7 — węzły łączące



Rys. 3-15. Skrzydło trójdźwigarowe
 1, 2, 3 — dźwigary, 4 — podłużnica, 5 — żebro, 6 — pokrycie, 7 — podłużnica tylna, 8 — blacha falista

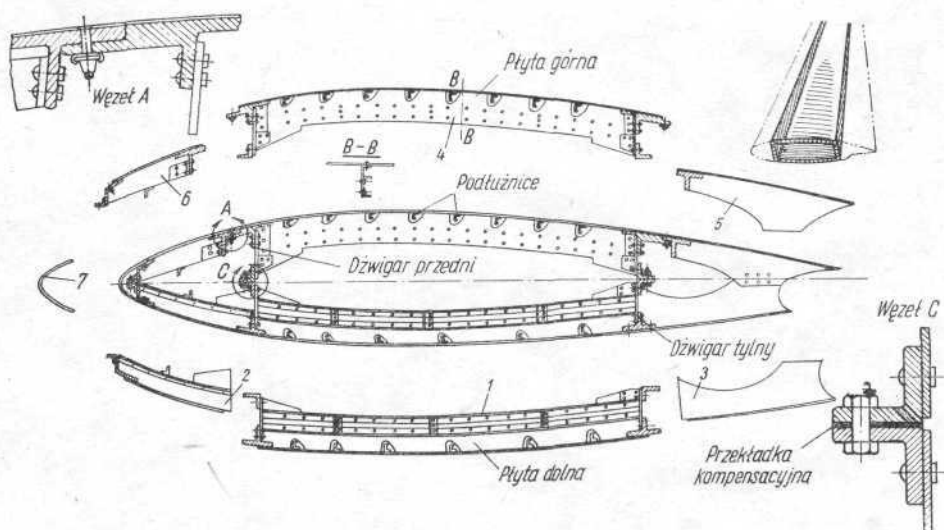
cji powierzchni nośnych. Cienkie gładkie pokrycie nie zapewniało skrzydłu dostatecznej sztywności i wytrzymałości we wszystkich warunkach lotu samolotu, dlatego też powstała konieczność zwiększenia grubości pokrycia i wzmocnienia go podłużnicami. Jednak aby nie powiększać ciężaru skrzydła przy tego rodzaju posunięciach, konieczne stało się rozwiązanie zagadnienia bardziej skutecznego wykorzystania pokrycia w pracy skrzydła na zginanie. W związku z tym w jednodźwigarowych konstrukcjach skrzydeł z tylną ścianką lub w dwudźwigarowych konstrukcjach, pokrycie między dźwigarami zaczęto wzmacniać zestawem podłużnic lub blachą falistą, w celu zapewnienia przejmowania momentu zginającego przy zmniejszonych przekrojach pasów dźwigarów. Taka konstrukcja otrzymała nazwę konstrukcji półskorupowej.

Ponieważ elementy konstrukcji skrzydła przejmujące naprężenia normalne podczas zginania rozmieszczone są w rozpatrywanych skrzydłach na znacznej części obrysu profilu na dużej odległości od osi neutralnej — materiał wykorzystywany jest najracjonalniej, a ciężar skrzydła staje się niewielki.

Podłużnice i pokrycie charakteryzują się w tym przypadku znacznymi naprężeniami krytycznymi i efektywnym uczestnictwem w pracy skrzydła podczas zginania, przejmując dużą część momentu zginającego.

Górna płyta skrzydła pracuje na ściskanie w najbardziej ciężkich przypadkach obciążenia, dlatego też bywa ona zwykle nieco grubsza niż dolna. Zestaw zaś podłużnic górnej płyty zamieniany jest czasami na blachę falistą.

Na rysunku 3-16 pokazano skrzydło półskorupowe samolotu Il-28 konstrukcji S.W. Iliuszyna. Dźwigary ze zmniejszonymi przekrojami pasów usytuowane



Rys. 3-16. Konstrukcja skrzydła półskorupowego (cyfry oznaczają kolejność montażu)

są podobnie jak w skrzydłach dwudźwigarowych. Górne i dolne pokrycie lub płyty wzmocnione są licznymi podłużnicami.

Charakterystyczną właściwością rozpatrywanej konstrukcji skrzydła jest posiadanie przez nią łączenia wzdłuż cięciwy, które dzieli skrzydło na górną i dolną płytę, oraz dużej liczby części tłoczonych. Możliwość oddzielnego wykonania górnej i dolnej części skrzydła znacznie ułatwia jego budowę oraz zwiększa dokładność wykonania profilu o gładkiej powierzchni. W celu stworzenia dogodnego dostępu do miejsca połączenia górnych i dolnych części

skrzydła, pokrycie krawędzi natarcia, a także przednią i tylną część płyt przymocowuje się śrubami za pomocą nakrętek kotwowych (patrz węzeł A na rys. 3-16).

Na rysunku 3-17 przedstawiona jest konstrukcja odejmowanej części skrzydła półskorupowego samolotu pasażerskiego Il-18.

Konstrukcja skrzydła składa się z dwóch dźwigarów, pokrycia części międzyczłownikowej wraz z podłużnicami, żeber środkowej części oraz przedniej i tylnej części skrzydła. Wewnętrzna przestrzeń skrzydła wykorzystywana jest jako pojemnik na paliwo (zbiornik-komora), który pokryty jest uszczelnianiem. Wszystkie szwy nitowe są tutaj uszczelniane za pomocą odpowiedniej powłoki i substancji uszczelniającej, natomiast łączenia śrubowe uszczelniane są podkładkami gumowymi.

Na górnej płycie skrzydła wykonany jest otwór z pokrywą odejmowaną, za pomocą którego odbywa się montaż elementów instalacji paliwowej w przedziale na paliwo.

Półskorupowa konstrukcja skrzydła pozwala na zastosowanie integralnych płyt, w których pokrycie stanowi jedną całość wraz z elementami wzmacniającymi. Na rysunku 3-18a przedstawiony jest wycinek skrzydła, w którym górną i dolną powierzchnię tworzą integralne pasy, połączone między sobą dwurzędowymi szwami nitowymi.

Przy bardzo małej wysokości konstrukcyjnej skrzydła spotykanej dość często w skrzydłach o cienkich profilach, niecelowe okazuje się wykonywanie płyt z grubego pokrycia bez podłużnic i żeber (konstrukcja integralna, rys. 3-18b).

Konstrukcja półskorupowa daje możliwość efektywnego wykorzystania całej wysokości profilu skrzydła. Odnacza się ona dużą trwałością. Cechy te wpłynęły na to, że obecnie taka konstrukcja skrzydeł ma szerokie zastosowanie przy budowie współczesnych samolotów.

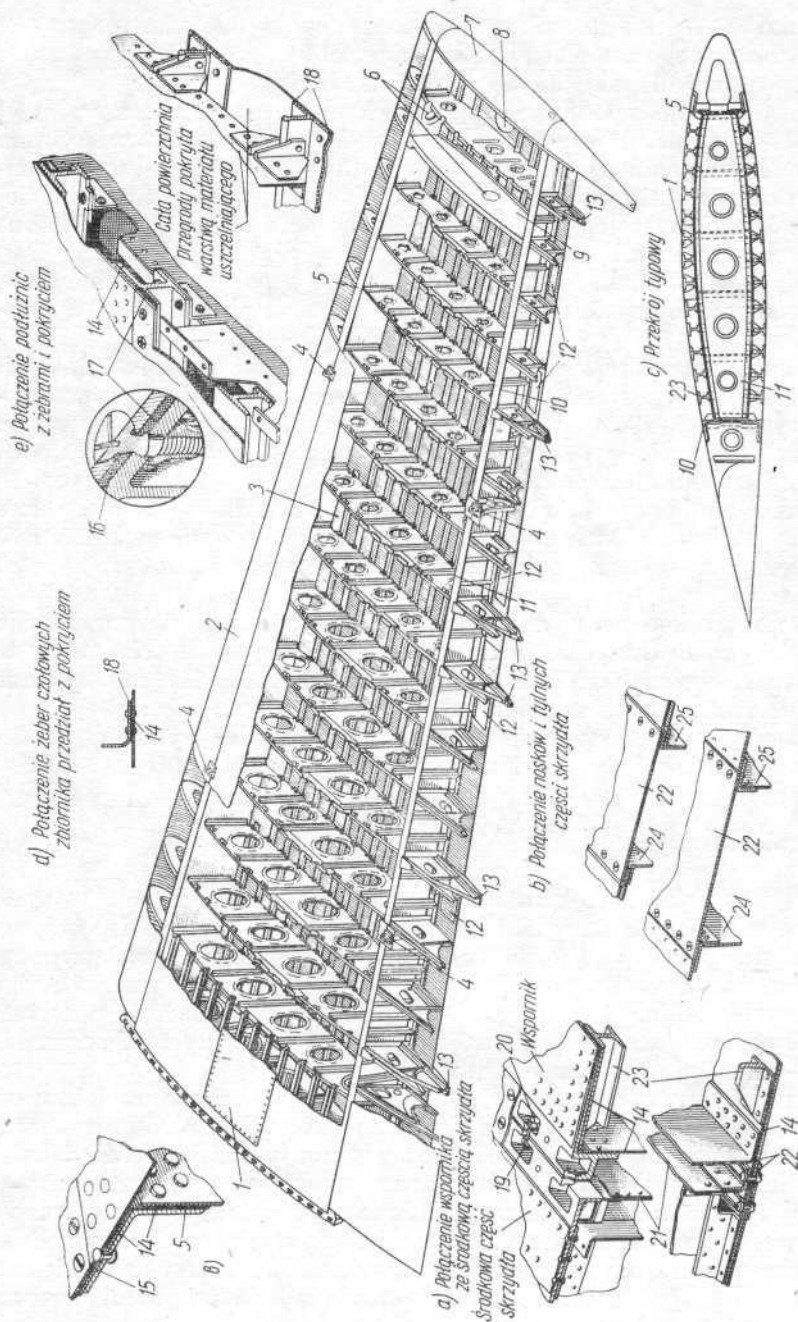
Płyty pracujące podczas zginania i skręcania skrzydła wymagają wielowęzłowego mocowania między dźwigarami w miejscu ich styku (rys. 3-17).

Budowa skrzydeł skośnych

Układy wytrzymałościowo-konstrukcyjne skrzydeł skośnych podobne są do układów konstrukcyjnych skrzydeł nie mających skosu. Najbardziej rozpowszechnionymi skrzydłami tego typu są skrzydła dźwigarowe i półskorupowe. Konstrukcyjne właściwości skrzydła skośnego wyrażają się w tym, że u jego nasady tworzy się trójkąt ABC (rys. 3-20b). Można zakładać, że pozostała część skrzydła znajdująca się poza trójkątem pracuje na zginanie, ścinanie i skręcanie — podobnie jak skrzydło proste.

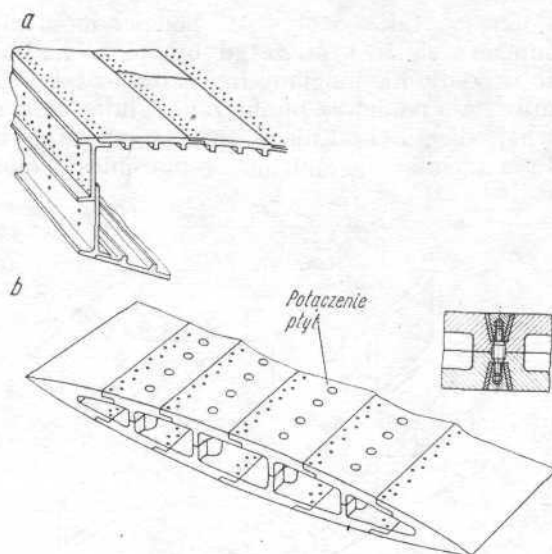
W skrzydle skośnym żebra mogą być sytuowane równolegle względem osi kadłuba (rys. 3-20a) lub prostopadle do linii ognisk (rys. 3-20b). W pierwszym przypadku żebra mają znaczną długość i podczas mocowania ich do dźwigarów i ścianek wzdłużnych zachodzi potrzeba ukosowania kształtowników, co utrudnia produkcję. Ponadto, jeżeli żebra położone są równolegle względem osi kadłuba przy niekorzystnym kierunku naprężeń stycznych pochodzących od skręcania, pokrycie skrzydła szybciej traci stateczność. Tłumaczy się to większą długością poddawanej ścisaniu przekątnej równoległoboku pracującego na ścinanie ($d' > d$; rys. 3-20a).

Jeżeli żebra mają być usytuowane równolegle względem osi kadłuba, to liczba ich może być zmniejszona dzięki krótszemu skrzydłu, patrząc w kierunku osi y .

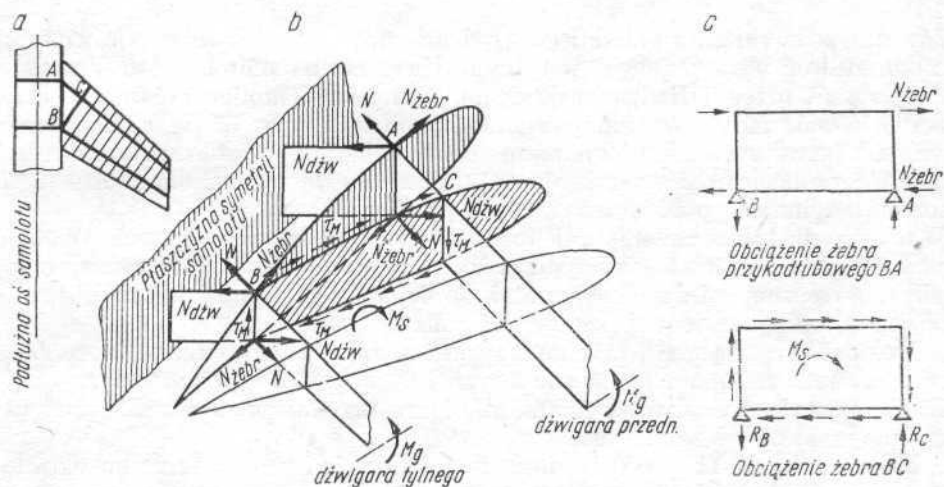


Rys. 3-17. Odejmowana część skrzydła

1 — pokrywa luku, 2 — krawędź natarcia, 3 — zbiornik-przedział, 4 — węzły do transportu, 5 — dźwigar przedni, 6 — otwór, 7 — zakończenie skrzydła, 8 — otwór, 9 — żebro czolowe zbiornika (przedziału), 10 — dźwigar tylny, 11 — żebro, 12 — otwór, 13 — węzły zawieszania lotki, 14 — warstwa uszczelniająca, 15 — urządzenie przeciwbłędnowe, 16 — pierścień, 17 — przekładka, 18 — kit uszczelniający, 19 — nakrętka zabezpieczająca, 20 — sru-
ba, 21 — żebro rozłączne, 22 — taśmę łączące, 23 — podłużnica, 24 — środkowa część skrzydła, 25 — wspornik



Rys. 3-18. Konstrukcja skrzydła wykonanego z płyt integralnych

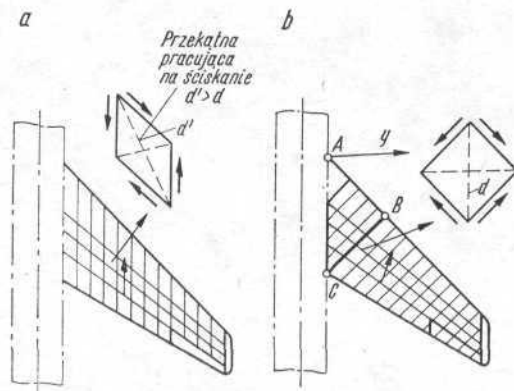


Rys. 3-19. Sposoby ustawiania żebier

Skośne skrzydła dźwigarowe. Rozpatrzmy pracę skrzydła skośnego o dwóch dźwigarach i żebdach prostopadłych do linii ognisk (rys. 3-19).

W tym przypadku moment zginający M_g , działający na dźwigar przedni, może być zamieniony (rys. 3-19b) na parę sił N , leżącą w płaszczyźnie działania tego momentu. Przy rozkładzie sił N na kierunek podkadłubowej części dźwigara N_{dzw} i żebro przykadłubowe N_z , moment sił N_{dzw} będzie zginał podkadłubową część, zaś moment N_z będzie obciążał żebro przykadłubowe BA, ponieważ działa on w jego płaszczyźnie. Analogiczny wpływ wykazuje moment zginający M_g przy kadłubie w tylnym dźwigarze. W wyniku tego żebro przykadłubowe BA będzie obciążone znacznym momentem, czego nie daje się zaobserwować w skrzydle prostym.

Skos skrzydła okazuje także wpływ na podział momentów zginających w dźwigarach. Tłumaczy się to tym, że gdyby ściana kadłuba przechodziła wzdłuż linii BC , to skrzydło nie mogłoby być skośne z odpowiadającym jemu podziałem momentów. Ale ponieważ punkt B znajduje się na ścianie kadłuba, a punkt C na pewnej odległości od niego, to przy odkształceniu skrzydła położenie punktu B nie zmienia się, zmienia się natomiast położenie punktu C .



Rys. 3-20. Schemat obciążenia dwudźwigarowego skrzydła skośnego

Wówczas odkształcenia przedniego dźwigara stają się większe w porównaniu do odkształceń występujących w tylnym dźwigarze na skutek skosu skrzydła. W ten sposób przedni dźwigar staje się mniej sztywny. Okoliczność ta prowadzi do zwiększenia momentu zginającego, który obciąża tylny dźwigar i do odciążenia dźwigara przedniego. Zmiana momentu zginającego w skrzydle skośnym na jednym z dźwigarów w przekroju BC (rys. 3-19a i b) wynosi około 30÷40 % momentu zginającego dźwigara skrzydła prostego.

W skrzydle takim zmieniają się także siły poprzeczne w dźwigarach. W miarę oddalania się od nasady skrzydła, różnica w podziale momentu zginającego i siły poprzecznej między dźwigarami zmniejsza się i wynosi w przybliżeniu 10 % na 1/3 długości jednej połowy skrzydła.

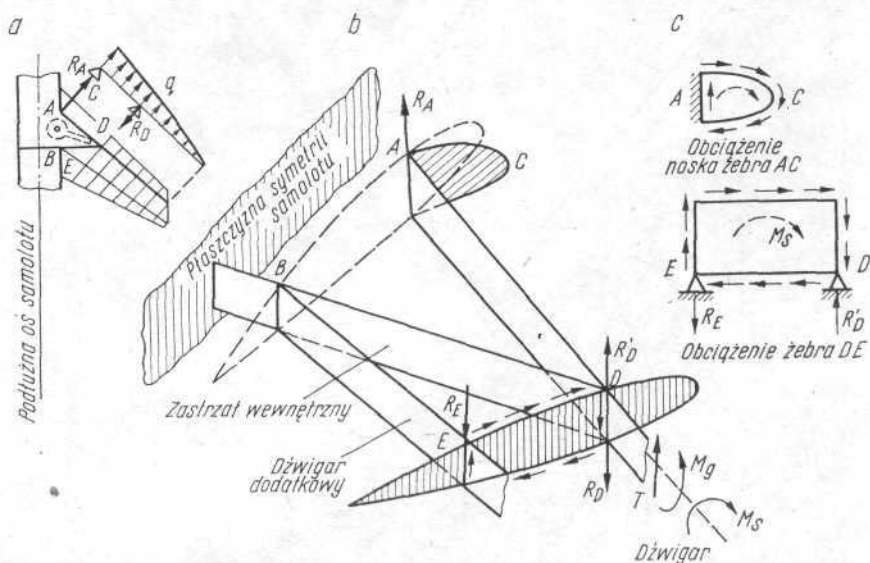
Moment skręcający M_s przenoszony jest z pokrycia skrzydła na żebro BC , które przenosi ten moment na podpory B i C (rys. 3-19c) w postaci pary sił. Siła R_C wywołuje dodatkowe zginanie dźwigara przedniego, a siła R_B przejęta zostanie przez węzeł B kadłuba.

Na rysunku 3-11 przedstawione jest jednodźwigarowe skrzydło skośne z przednią i tylną ścianką wzdłużną. Praca jego podobna jest do pracy rozpatrywanego wyżej układu.

W niedużych samolotach ze względów konstrukcyjnych zachodzi niejednokrotnie potrzeba chowania podwozia w nasadowej części kadłuba i w kadłubie.

Rozpatrywane na rysunkach 3-19 i 3-11 układy skrzydeł mają tę wadę, że ze względu na konieczność ustawienia mocnego żebra przy kadłubie utrudnione jest chowanie podwozia w kadłubie. Przeszkoda ta nie występuje w jednodźwigarowym układzie skrzydła skośnego, który przedstawiony jest na rysunku 3-21. Dźwigar tutaj (rys. 3-21b) rozdwaja się w punkcie D — jedna część dźwigara przymocowana jest przegubowo do punktu A , a druga sztywno w punkcie B . Na skutek działania momentu zginającego M_g i siły poprzecznej T dźwigar pracuje podobnie jak belka podparta w punktach A i D (rys. 3-21a). Belka poprzeczna (zwana zastrzałem wewnętrznym) BD zginana jest przez siłę R_D .

Przy chowaniu podwozia w skrzydle i kadłubie zachodzi konieczność wykonania wycięcia w żebrze znajdującym się przy kadłubie AB . Ponieważ żebro to nie przejmuje obciążeń ze skrzydła, zatem znajdujące się w nim wycięcie nie osłabia konstrukcji skrzydła. Moment skręcający M_s przenoszony jest poprzez zginanie żebra wzmocnionego DE , które rozkłada ten moment na węzły E i D . Podporą węzła E w tym przypadku staje się dodatkowy dźwigar BE .



Rys. 3-21. Schemat obciążenia jednodźwigarowego skrzydła skośnego z zastrzałą B wewnętrzną

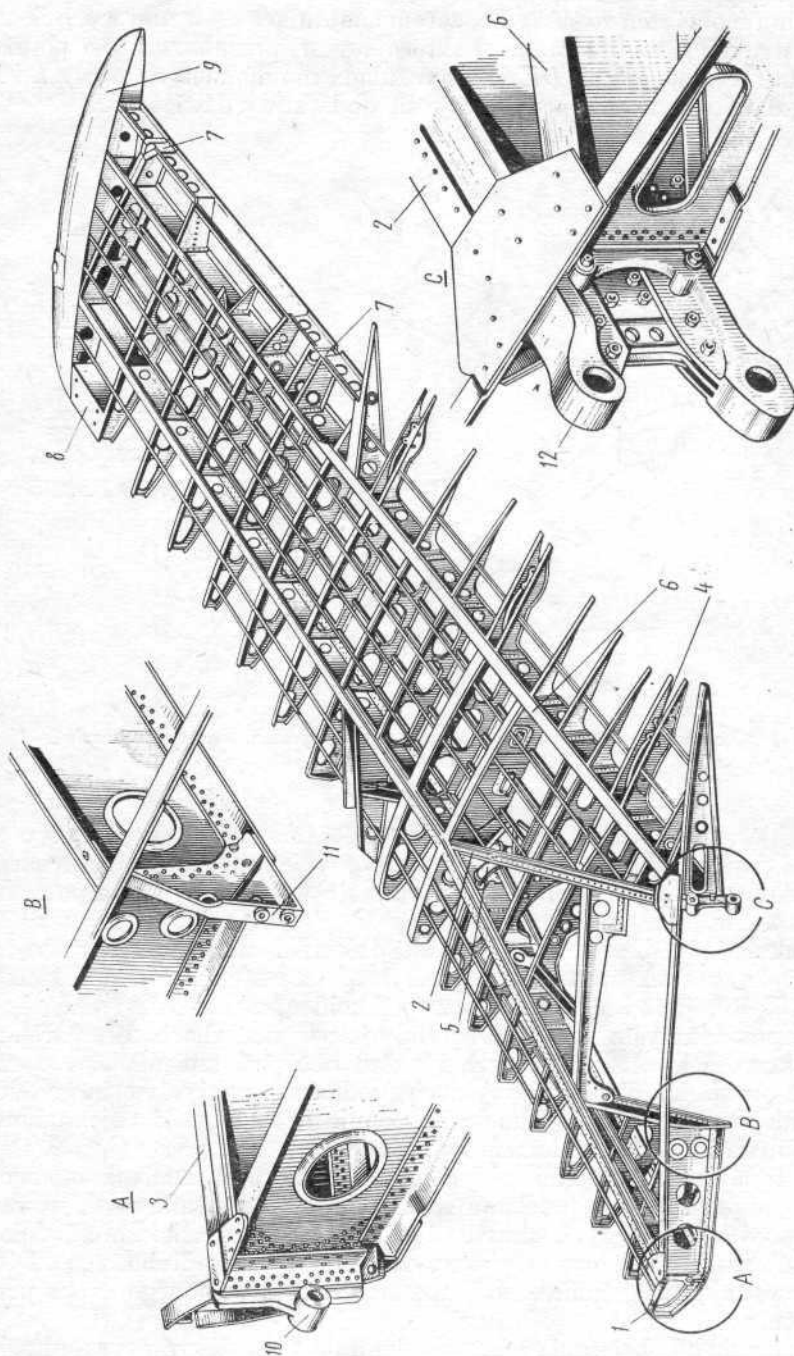
Możliwe jest więc tutaj przenoszenie części momentu skręcającego na odcinku DA poprzez obrys utworzony przez pokrycie krawędzi natarcia skrzydła i ścianki dźwigara. Obciążenie noska żebra AC w tym przypadku pokazano na rysunku 3-21c.

Konstrukcja jednodźwigarowego skośnego skrzydła z zastrzałą wewnętrzną (rys. 3-22) została opracowana przez zespół konstruktorów pod kierownictwem A.J. Mikojana i M.J. Gurewicza pod koniec lat czterdziestych.

Półskorupowe skrzydła skośne. Podobnie jak w skrzydłach dwudźwigarowych, w skrzydłach półskorupowych rozkład obciążeń zmienia się poprzez zwiększenie obciążenia elementów tylnych (podłużnic, pokrycia tylnego dźwigara) i zmniejszenie go na przednich. Następuje to na skutek niejednakowej długości tylnych i przednich elementów nośnych.

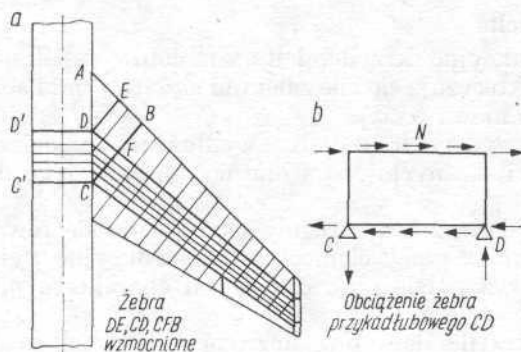
Siły występujące w górnych i dolnych płytach na skutek działania momentu zginającego w płaszczyźnie przełomu rozkładają się na składowe skierowane wzdłuż elementów podłużnych skrzydła i pokrycia wewnątrz kadłuba (odcinek D' , D , C' , C , rys. 3-23a) oraz w płaszczyźnie żebra przykadłubowego CD . Te ostatnie powodują tutaj konieczność stosowania wzmocnionego żebra przykadłubowego.

W odróżnieniu od obciążenia żebra przykadłubowego dźwigarowego skrzydła skośnego (rys. 3-20c), żebro przykadłubowe obciążone jest tutaj siłami rozłożonymi pochodzącymi od przełomu podłużnic w rzucie poziomym (rys. 3-23b).



Rys. 3-22. Szkielet jednodźwigarowego skrzydła skośnego z zastrzałem wewnętrznym

1 — żebro, 2 — zastrzał wewnętrzny, 3 — dźwigar, 4 — prowadnice kłapy, 5 — węzeł mocowania głównej gołenicy podwozia, 6 — ścianka wzdłużna, 7 — węzły zawieszania łotki, 8 — ciężarek przeciwlatterowy, 9 — zakończenie skrzydła, 10 — przedni węzeł mocujący skrzydło do kadłuba, 11 — środkowy węzeł mocujący skrzydło do kadłuba, 12 — główny węzeł mocujący skrzydło do kadłuba

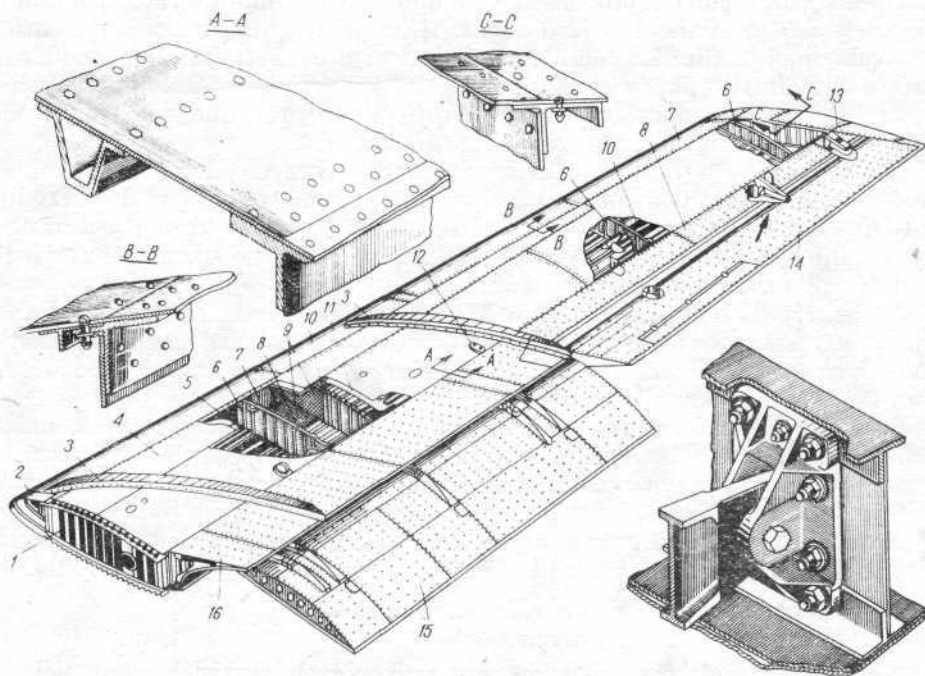


Rys. 3-23. Rozmieszczenie żebier wzmocnionych

Przenoszenie sił poprzecznych na ściany kadłuba w punktach D , C następuje poprzez dźwigary, podobnie jak w skrzydle dwudźwigarowym. Przenoszenie zaś momentu skręcającego odbywa się również podobnie jak w omówionym poprzednio dwudźwigarowym skrzydle, poprzez żebro BC , które oparte jest o ścianę kadłuba w punkcie C i o przedni dźwigar w punkcie F .

Część momentu skręcającego może być przenoszona poprzez zginanie noska żebra DE (analogicznie rys. 3-21c). Ponadto część momentu skręcającego może być przenoszona na ścianę kadłuba poprzez górną i dolną płytę DFC , które połączone są za pośrednictwem kadłuba z płytami $DCC'D'$.

Na rysunku 3-24 przedstawiona jest odcinana część półskorupowego skrzydła skośnego z dwoma dźwigarami samolotu Tu-104.



Rys. 3-24. Odcinana część półskorupowego skrzydła skośnego

1 — keson, 2 — część przednia, 3 — grzebień aerodynamiczny, 4 — płyta górna, 5 — podłużnica, 6 — żebro, 7 — dźwigar przedni, 8 — dźwigar tylny, 9 — okładzina z laminatu szklanego, 10 — podłużnice, 11 — taśma, 12 — węzeł napędu sterów, 13 — zakończenie skrzydła, 14 — lotka, 15 — klapy, 16 — przegroda tylna

Budowa skrzydeł delta

Układy konstrukcyjne skrzydeł delta samolotów współczesnych mają małe wydłużenie. Charakteryzują się one zaletami ciężarowymi i aerodynamicznymi, o których była już mowa wyżej.

Konstrukcje skrzydeł delta o małym wydłużeniu analogiczne są konstrukcji skrzydeł prostych i skośnych. Mogą one występować jako dźwigarowe i półskorupowe.

W skrzydłach delta żebra z reguły usytuowuje się równolegle względem osi kadłuba. Charakter pracy elementów konstrukcyjno-wytrzymałościowych takiego skrzydła w zasadzie nie różni się od charakteru pracy skrzydeł już rozpatrywanych.

Konstrukcja skrzydeł delta o podłużnym zestawie elementów rozmieszczonych prostopadle do kadłuba jest łżejsza w porównaniu do konstrukcji z załamaniem podłużnego zestawu elementów w rzucie poziomym, ponieważ dźwigary, ścianki wzdłużne i podłużnice mają mniejszą długość. Ponadto nie występuje tutaj styk ukośny przy ścianie kadłuba. Jednak konstrukcje takie mają istotną wadę polegającą na tym, że elementy zestawu podłużnego mają skrzywienie spowodowane tym, iż nie są one usytuowane wzdłuż linii skrzydła. Przy istnieniu załamania podłużnego zestawu elementów w rzucie poziomym, podobnie jak w skrzydłach skośnych, wymagane jest zastosowanie silnego żebra przykadłubowego.

Na rysunku 3-25 pokazano konstrukcję jednodźwigarowego skrzydła delta ze ściankami wzdłużnymi, mocowanymi przegubowo do ścianki kadłuba. Właściwością konstrukcji dźwigara takiego skrzydła jest przenoszenie momentu zginającego za pomocą rozmieszczonych poziomo otworów w węźle łączącym (rys. 3-25c). Dźwigar ten powinien być umieszczony z takim wyliczeniem, aby osiągnięty został minimalny jego ciężar, tj. w pobliżu największej wysokości konstrukcyjnej profilu skrzydła. Mimo że pod względem sztywności jednodźwigarowe skrzydło ustępuje wielodźwigarowemu, korzystniejsze jest ono w użyciu ze względu na jego mniejszy ciężar i łatwiejsze rozwiązanie konstrukcyjne, ponieważ zwalnia się znaczną część objętości kadłuba.

Na rysunku 3-26 pokazano jednodźwigarowe skrzydło delta z zastrzałem wewnętrznym, które podobne jest pod względem konstrukcyjnym do skrzydła przedstawionego na rysunku 3-22. Właściwością jego konstrukcji jest zastosowanie integralnych płyt, w których podłużnice i pokrycie wykonane są z jednego kawałka metalu poprzez wytłaczanie.

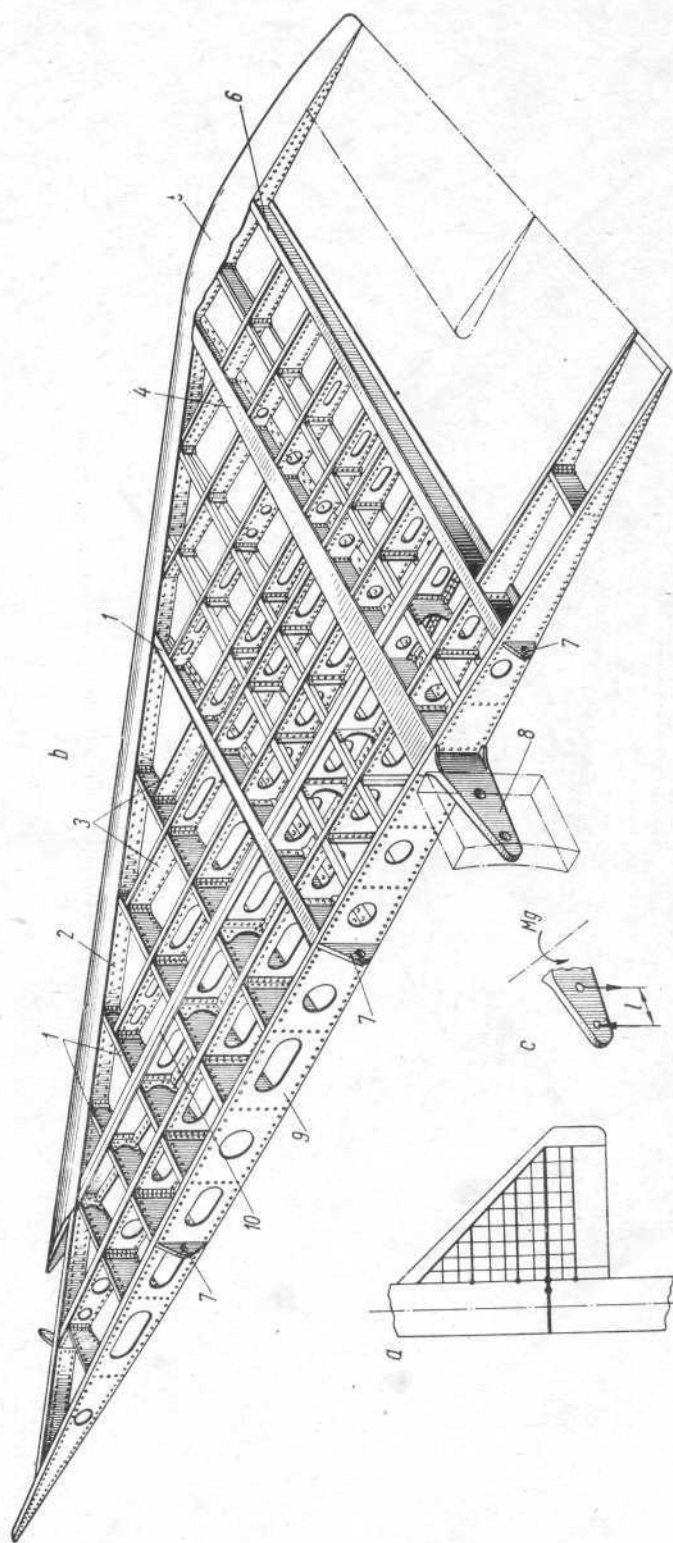
Jeśli skrzydło delta ma dwa lub kilka dźwigarów, znaczna część kadłuba zajmowana jest przez środkowy odcinek skrzydła. Sytuacja ta utrudnia maksymalne wykorzystanie wnętrza kadłuba. Z drugiej strony jednak wielodźwigarowa konstrukcja skrzydła odznacza się większą sztywnością.

Półskorupowe konstrukcje skrzydeł delta, mające załamanie osi elementów podłużnych płyt na ścianie kadłuba (rys. 3-27a), jak było powiedziane wyżej, są mniej korzystne w porównaniu z układem, w którym załamania takiego nie ma (rys. 3-27b).

Zasadnicza wada rozpatrywanych konstrukcji skrzydła delta polega na tym, że duża część kadłuba musi być zajęta przez środkową część skrzydła.

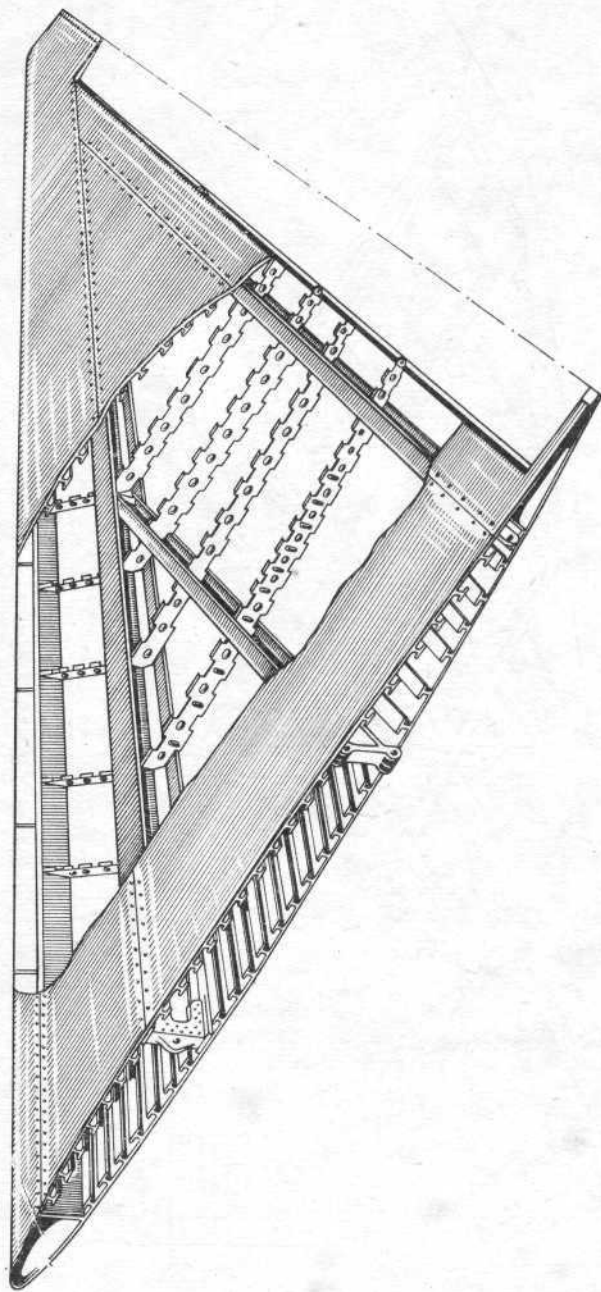
Ocena porównawcza skrzydeł o różnych układach konstrukcyjno-wytrzymałościowych

Właściwości ciężarowe układów konstrukcyjnych skrzydeł. Najmniejszy ciężar może mieć to skrzydło, w którym materiał konstrukcyjny wykorzystany jest do pracy skrzydła na zginanie i skręcanie, to znaczy, w którym materiał może pracować przy stosunkowo dużych naprężeniach.



Rys. 3-25. Jednodźwigarowe skrzydło delta

1 — ścianki wzdłużne, 2 — przednia ścianka wzdłużna, 3 — żebra, 4 — dźwigar, 5 — pokrycie, 6 — tylna ścianka wzdłużna, 7 — węzły przegubowe łączące, 8 — węzeł łączący dźwigara, 9 — żebro słukowe, 10 — żebro wzmocnione

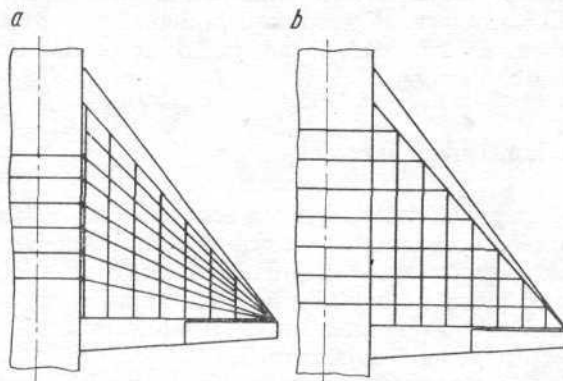


Rys. 3-26. Jednodźwigarowe skrzydło delta z zastrzałom wewnętrznym

W skrzydle o jednym dźwigarze umieszczonym w pobliżu maksymalnej grubości profilu ($30 \div 45\%$ cięciwy skrzydła) materiał dźwigarza wykorzystany jest korzystniej niż w skrzydle dwudźwigarowym, ponieważ umieszczony on jest dalej od osi obojętnej przekroju.

Jeżeli weźmiemy pod uwagę jednakowe warunki (obciążenie, wymiary, materiał itd.), ciężar jednodźwigarowego skrzydła jest zwykle mniejszy od ciężaru skrzydła dwudźwigarowego.

W skrzydłach półskorupowych w porównaniu do skrzydeł dźwigarowych materiał konstrukcyjny rozłożony jest bardziej równomiernie wzdłuż obrysu



Rys. 3-27. Układy półskorupowych skrzydeł delta

pracującego, co pozwala na znaczne podwyższenie wartości naprężeń krytycznych w pokryciu i podłużnicach. Okoliczność ta warunkuje mniejszy ciężar skrzydła półskorupowego w porównaniu do skrzydła dźwigarowego.

Jednak przy stosunkowo niedużych wartościach M_g obciążającego skrzydło (ma to miejsce w skrzydłach samolotów lekkich i samolotów o małym wydłużeniu skrzydeł) potrzebne do przejmowania M_g odpowiednie grubości pokrycia i przekroje podłużnic mogą się okazać nieduże, co warunkuje nieduże ich wartości σ_{kr} . W tym przypadku bardziej korzystne pod względem ciężaru może być skrzydło dźwigarowe.

Wymagania stawiane skrzydłu pod względem aerodynamicznym. Wyboczenia pokrycia powstające w czasie lotu pod wpływem obciążeń aerodynamicznych i wady produkcyjne związane są z właściwościami konstrukcyjnymi poszczególnych typów skrzydeł.

Półskorupowe konstrukcje skrzydeł, w których stosowane jest grube pokrycie, można uważać jako bardziej doskonałe z punktu widzenia wymagań aerodynamicznych w porównaniu ze skrzydłami dźwigarowymi. Na gładkość pokrycia znaczny wpływ ma sztywność szkieletu samolotu. Najmniejsza nawet nieprawidłowość występująca w kształcie żebra lub położeniu podłużnicy powoduje wgniecenie lub falistość pokrycia.

Konstrukcje wykonane z integralnych płyt o minimalnej liczbie nitów w najwyższym stopniu spełniają wymagania stawiane skrzydłom pod względem aerodynamicznym.

Wymagania stawiane skrzydłu pod względem eksploatacyjnym. Z punktu widzenia efektywności wykorzystania wnętrza skrzydła oraz dostępu do wszystkich zespołów i części znajdujących się w nim, które podlegają obsłudze technicznej — najlepszymi skrzydłami są skrzydła dźwigarowe o słabo obciążonym pokryciu. W tym przypadku konieczność istnienia dużych wycięć w pokryciu

skrzydeł przeznaczonych na umieszczenie zbiorników, podwozia i innych elementów może być kompensowana poprzez nieznaczne wzmacnianie skrzydła.

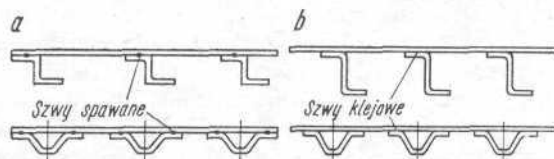
Trwałość konstrukcji, tzn. zdolność wytrzymywania przez skrzydło dużych obciążeń w czasie lotu przy częściowych uszkodzeniach, powiększa się przez odpowiednie rozstawienie elementów wytrzymałościowych w całym przekroju skrzydła. Na przykład dwudźwigarowe skrzydło odznacza się większą trwałością niż jednodźwigarowe, lecz z kolei ustępuje ono pod tym względem skrzydłu półskorupowemu.

Wymagania stawiane skrzydłom pod względem produkcyjno-ekonomicznym. Z punktu widzenia technologii wykonania, korzystniejszymi konstrukcjami są konstrukcje półskorupowe. W produkcji takich skrzydeł stosunkowo łatwe jest rozczłonkowywanie konstrukcji na pojedyncze, dostatecznie sztywne jednostki montażowe, tj. płyty.

Kierunki rozwoju konstrukcji skrzydeł

Charakterystyczną właściwością nowoczesnych konstrukcji skrzydeł jest szerokie stosowanie cienkościennych nitowanych konstrukcji z pokryciem pracującym na zginanie i skręcanie skrzydła. Jednak osłabienie podłużnic i pokrycia przez otwory przeznaczone na nity i śruby, które wynoszą około $10 \div 15\%$ powierzchni roboczej przekroju, spowodowało konieczność szukania nowych sposobów ulepszenia konstrukcji.

Jednym z nich jest zastosowanie zgrzewania punktowego przy łączeniu pokrycia z zestawem podłużnym i poprzecznym skrzydła (rys. 3-28a).



Rys. 3-28. Połączenia pokrycia z kształtownikami
a — połączenie sposobem zgrzewania punktowego, b — połączenie klejowe

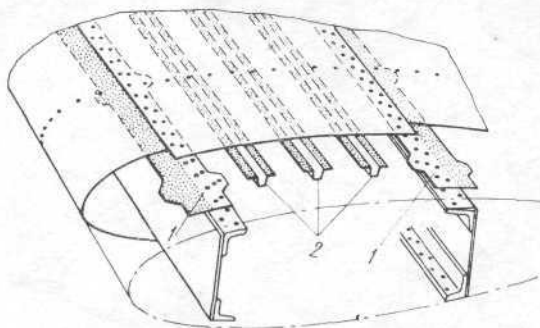
Klejone konstrukcje metalowe (rys. 3-28b i 3-29). W ostatnim czasie opracowano nowe rodzaje klejów, które umożliwiają wykonywanie stosunkowo wytrzymałych i trwałych połączeń stopów aluminium i innych metali, przy znacznym zmniejszeniu pracochłonności produkcji. Konstrukcje klejone mają gładkie powierzchnie skrzydła.

Konstrukcje integralne (rys. 3-18 i 3-26). Zastosowanie integralnych płyt umożliwia bardziej skuteczne wykorzystanie mechanicznych własności metali przede wszystkim ułatwia odpowiednie wykonanie lekkiej konstrukcji. W konstrukcjach takich możliwe jest otrzymanie gładkich powierzchni.

W konstrukcji, w której duże znaczenie ma szczelność, ważnym zagadnieniem jest zmniejszenie liczby połączeń, ponieważ dzięki temu zmniejsza się ciężar materiałów uszczelniających oraz pracochłonność prac związanych z uszczelnieniem konstrukcji. W związku ze stosowaniem we współczesnych samolotach o dużych prędkościach lotu skrzydeł cienkich o małych wysokościach konstrukcyjnych, nitowane płyty stają się nieracjonalne na skutek zmniejszonego momentu bezwładności przy zginaniu, ponieważ pasy podłużnic przybliżają się do osi obojętnej. W tym przypadku konstrukcje integralne

pozwalają na zastosowanie cienkich skrzydeł o bardziej efektywnym wykorzystaniu materiału.

Jak wiadomo, podczas lotu samolotu z dużymi prędkościami konstrukcja skrzydła silnie się nagzewa. Konstrukcja integralna o grubym pokryciu i gęsto ustawionych żebrach jest więc w tym przypadku najwłaściwsza, ponieważ zmniejsza możliwość odkształceń powstających na skutek wysokiej temperatury i zwiększa się możliwość odprowadzania ciepła.



Rys. 3-29. Konstrukcja skrzydła z zastosowaniem połączeń klejowych
1 — podkładka sklejana z pokryciem, 2 — podłużnice sklezione z pokryciem

Konstrukcje o pokryciu wielowarstwowym — przykładkowe*) (rys. 3-30).

Wielowarstwowe pokrycie składa się z dwóch zewnętrznych metalowych płyt, między którymi znajduje się wypełniacz. Jako wypełniacz stosuje się lekkie materiały o konstrukcji komórkowej (rys. 3-30a) lub porowatej (rys. 3-30b) lub blachę falistą (rys. 3-30c).

Zbudowanie wielowarstwowych konstrukcji o dużej wytrzymałości z blachy stalowej, duraluminiowej i laminatu szklanego, rdzeni tekstolitowych, tworzywa piankowego lub balsy (drzewo tropikalne) jako wypełniacza, stało się możliwe dopiero po opracowaniu nowych rodzajów klejów, zdolnych do klejenia różnych materiałów.

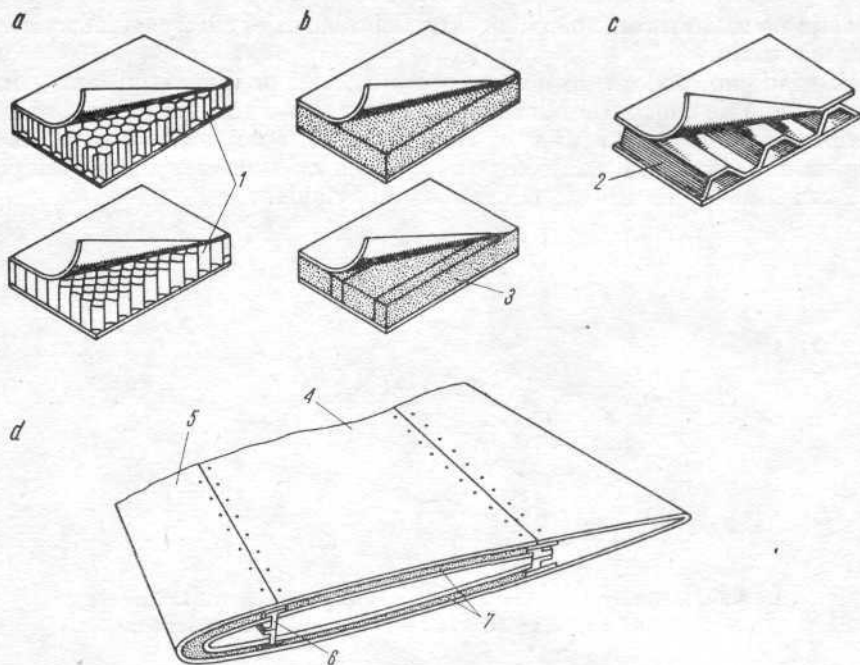
Lekką warstwę wewnętrzną — wypełniacz (ciężar właściwy $\gamma = 0,05 \div 0,10 \text{ g/cm}^3$, $490 \div 980 \text{ N/m}^3$) charakteryzują stosunkowo słabe własności mechaniczne. Służy ona wyłącznie do podtrzymywania przyklejonych do niej metalowych warstw zewnętrznych, chroniąc je przed lokalną utratą stateczności.

Ogólna stateczność takiej konstrukcji przewyższa o około 50÷100 razy stateczność składających się na nią płyt, ponieważ gwałtownie rośnie moment jej bezwładności.

Zwiększona stateczność przy ściskaniu i ścinaniu pozwala na stosowanie wielowarstwowego pokrycia bez wzmacniającego podłużnego zestawu elementów podłużnic (rys. 3-30d) oraz przy znacznym zwiększeniu odległości między żebrami.

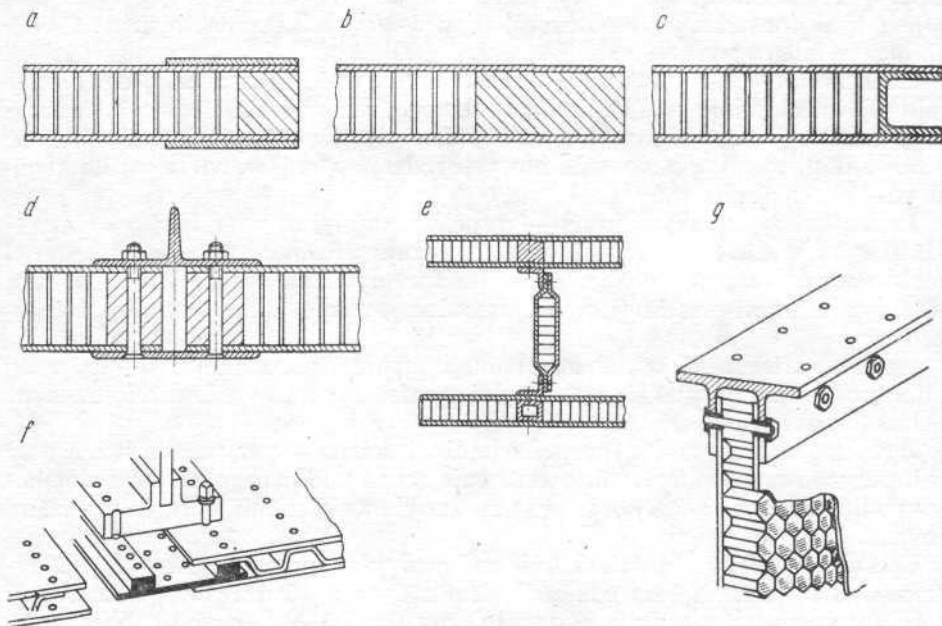
Sposoby osadzenia powierzchni czołowej płyt przedstawione są na rysunku 3-31a, b, c. Miejsca połączeń elementów wielowarstwowego konstrukcji projektowane są z reguły bez wypełniacza (rys. 3-31d, e, f, g). Niezbędną

*) Pokrycie wielowarstwowe pierwszy raz było zastosowane w roku 1928 przez radzieckiego uczonego S.O. Zonszajna.



Rys. 3-30. Pokrycie wielowarstwowe (przekładkowe)

a — wypełniacz komórkowy, *b* — wypełniacz porowaty, *c* — blacha falista, *d* — skrzydło z pokryciem wielowarstwowym
1 — komórki, *2* — blacha falista, *3* — wypełniacz z piankowego tworzywa sztucznego (zbrojony), *4* — pokrycie,
5 — krawędź natarcia, *6* — dźwigar, *7* — wypełniacz



Rys. 3-31. Typowe połączenia wielowarstwowego pokrycia (konstrukcji przekładkowych)

a, b, c — sposoby osadzenia krawędzi i zakończenia węzłów, *d, e* — sposoby przenoszenia obciążeń skupionych, *f* — połączenie pasa dźwigara z pokryciem, *g* — połączenie pasa dźwigara ze ścianką

wytrzymałość i sztywność takich odcinków osiąga się poprzez umieszczenie podkładek, kształtowników i tulejek.

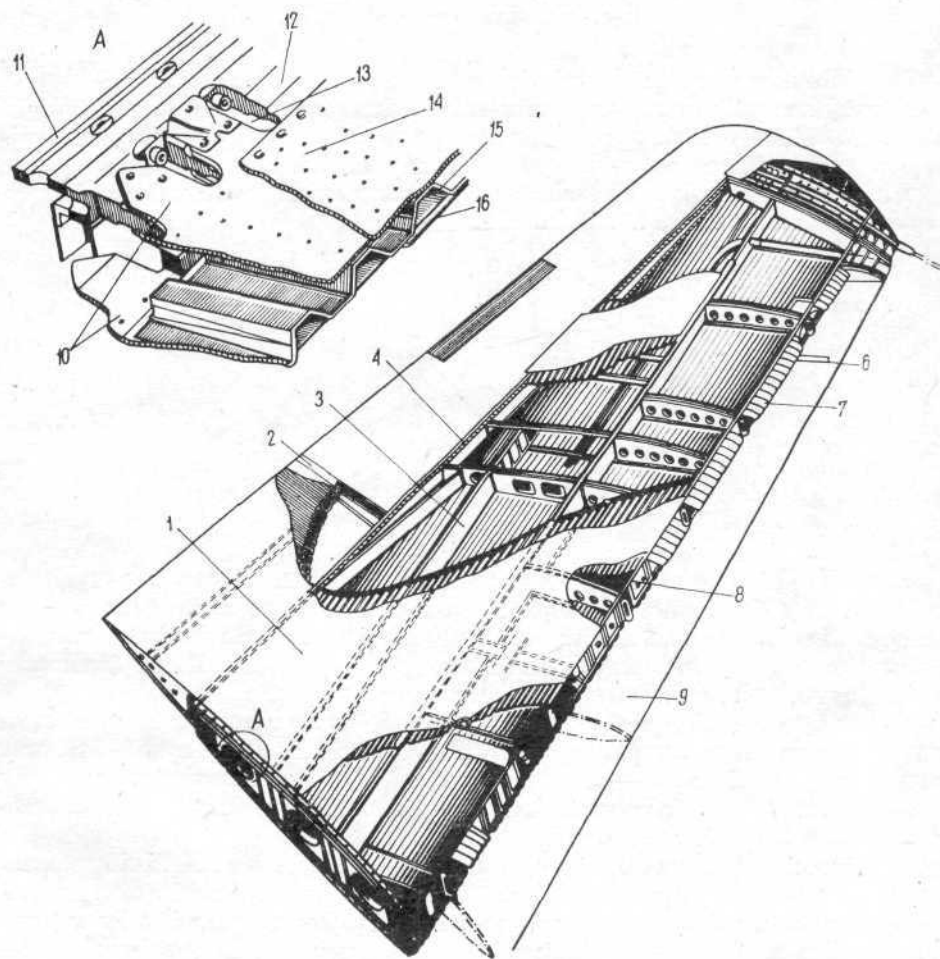
W porównaniu z pokryciem pojedynczym, wielowarstwowe pokrycie charakteryzują następujące zalety:

- 1) zdolność przejmowania różnych rodzajów obciążeń tak w płaszczyźnie płyty, jak i prostopadłych do niej,
- 2) znaczne polepszenie jakości powierzchni dzięki brakowi szwów nitowych,
- 3) dobra izolacja cieplna i dźwiękowa,

Do wad wielowarstwowego pokrycia zaliczamy:

- 1) trudną kontrolę jakości klejenia,
- 2) trudność wykonania połączeń czołowych,
- 3) złożoność przenoszenia miejscowych obciążeń skupionych.

Ostatnio konstrukcję pokryć z wypełniaczami zaczęto stosować w samolotach produkcji seryjnej. Na przykład samolot B-58 (USA) o prędkości naddźwiękowej.



Rys. 3-32. Odejmowana część skrzydła o pokryciu wielowarstwowym

1 — płyta pokrycia, 2 — żebro przegrody tylnej, 3 — dźwigar trzeci, 4 — dźwigar czwarty, 5 — zakończenie, 6 — dźwigar drugi, 7 — osadzenie wychylanej krawędzi natarcia (noska), 8 — dźwigar pierwszy, 9 — wychylana krawędź natarcia (nosek), 10 — nakładki, 11 — kształtownik stykowy środkowej części skrzydła, 12 — kształtownik stykowy odejmowanej części skrzydła, 13 — śruba stykowa, 14 — pokrycie górne, 15 — blacha falista, 16 — pokrycie dolne

kowej, ma 90% pokrycia skrzydła, kadłuba i usterzenia z materiałem wypełniającym.

Na rysunku 3-32 pokazano konstrukcję skrzydła z wielowarstwowym pokryciem angielskiego bombowca „Wiktor”.

Konstrukcje skrzydeł wykonywanych z masy plastycznej. Niektóre masy plastyczne charakteryzują wysokie wartości wytrzymałości jednostkowej (np. masa plastyczna wykonana na podłożu włókna szklanego), dlatego też zasługują na uwagę ze względu na możliwość wykorzystania ich na zasadnicze konstrukcyjno-wytrzymałościowe elementy skrzydła. Wykorzystanie masy plastycznej pozwala na łatwe wykonywanie elementów konstrukcyjnych o złożonych kształtach i zmiennych powierzchniach przekrojów.

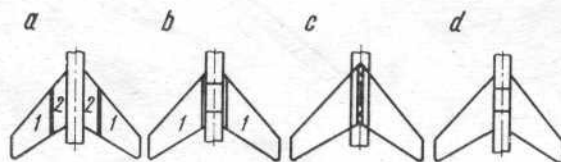
Ostatnio w tym zakresie prowadzone są intensywne doświadczenia i badania.

Połączenia skrzydeł dzielonych

Skrzydła mogą być dzielone i niedzielone wzdłuż rozpiętości.

Podział znacznie komplikuje konstrukcję skrzydła, a węzły łączące zwiększają jego ciężar. Jednak wymagania montażowe, transportowe i eksploatacyjne powodują konieczność wykonywania skrzydeł dzielonych.

Miejsca podziału skrzydła zależą od przeznaczenia i wymagań stawianych względem samolotu (rys. 3-33).



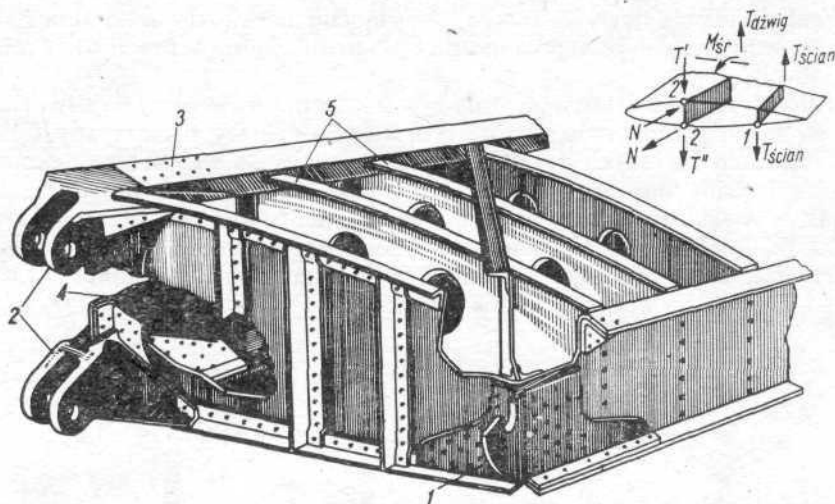
Rys. 3-33. Miejsca podziału skrzydeł

Skrzydła dzielone stosowane są w znacznej większości współczesnych samolotów. Części skrzydła w miejscu podziału łączone są za pomocą węzłów łączących i połączeń wzdłuż obrysu. Węzły łączące służą do mocowania dźwigarów oraz ścianek wzdłużnych odejmowanych części skrzydła do środkowej części skrzydła lub kadłuba.

Węzły łączące dzielą się na momentowe, zdolne do przenoszenia momentu w postaci pary sił N i poprzecznej siły $T_{dzw} = T' + T''$ (2 na rys. 3-34), oraz przegubowe (zawiasowe) — zdolne do przenoszenia tylko poprzecznej siły $T_{ścian}$ (1 na rys. 3-34). Węzły momentowe umieszcza się na dźwigarach, a przegubowe na ściankach wzdłużnych.

Siły poosiowe przenoszone są na węzły łączące bezpośrednio pasami dźwigarowymi. Siły poprzeczne występujące na ściankach dźwigarów przenoszone są na węzły łączące poprzez wsporniki wiążące pasy dźwigarów w przekroju wzdłuż miejsca podziału. Siły poprzeczne występujące w pokryciu przenoszone są na węzły poprzez żebro umieszczone w przekroju wzdłuż miejsca podziału.

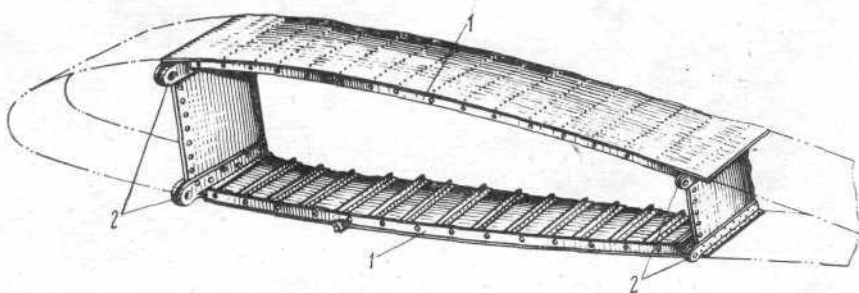
W celu przeniesienia sił z płyt pokrycia oraz podłużnic półskorupowych (i skorupowych) skrzydeł w miejscu podziału, stosuje się łączenie stykowe



Rys. 3-34. Łączenie jednodźwigarowego skrzydła skośnego
1 — węzeł przegubowy, 2 — węzeł momentowy, 3 — pas dźwigara, 4 — ścianka dźwigara, 5 — żebra

wzdłuż obrysu płyt. Łączenie takie, nazwane łączeniem wzdłuż obrysu (rys. 3-35), umożliwia przenoszenie siły poosiowej i poprzecznej.

Dźwigary i wzdłużne ścianki skrzydeł półskorupowych łączone są w miejscu podziału za pomocą węzłów łączących, podobnie jak w skrzydłach dźwigarowych.



Rys. 3-35. Łączenie skrzydeł wzdłuż obrysu
1 — kątownik, 2 — węzły łączące

Węzły łączące (okucia)

Pod względem konstrukcji, węzły łączące dzielą się na widlaste (z pionową lub poziomą osią śruby łączącej), łącznikowe, złączkowe i nakładkowe. Węzły grzebieniowe o trzech i więcej uchach są odmianą węzłów widlastych. Ponadto możliwe są bezpośrednie połączenia pasów dźwigarów na tzw. styk ukośny.

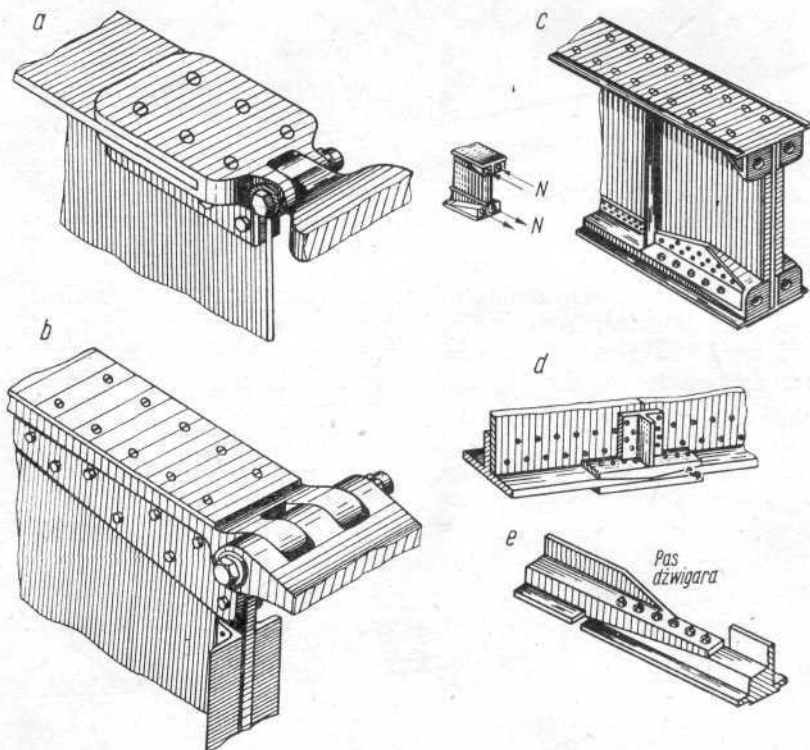
Na skutek dużych obciążeń przenoszonych za pośrednictwem węzłów łączących, węzły te z reguły wykonywane są z bardzo wytrzymałych stali (stopowych), które poddawane są obróbce cieplnej do granicy wytrzymałości:

$$\sigma_w = 140 \div 180 \text{ kG/mm}^2 \quad (1400 \div 1800 \text{ MN/m}^2)$$

Węzły widlaste (rys. 3-36a, b) przymocowuje się do pasa dźwigara za pomocą śrub (rzadziej za pomocą nitów). Śruba łącząca pracuje na ścinanie i zgniatanie.

Śruba węzła przedstawionego na rys. 3-36a ma dwie płaszczyzny ścinania, a śruba węzła przedstawionego na rys. 3-36b — cztery płaszczyzny ścinania.

W węzłach łączących typu łącznikowego (rys. 3-36c) śruby przenoszące rozciągającą siłę poosiową N , działającą w pasie dźwigara, nie pracują na ścinanie jak w węźle widlastym, lecz na rozierwanie. Ściskająca siła poosiowa (na rys. 3-36c — siły górne N) przenoszona jest bezpośrednio poprzez przyleganie powierzchni czoł łączników. Natomiast siła poprzeczna T podobnie jak w węzłach widlastych wywołuje ścinanie i zgniecenie tych śrub.

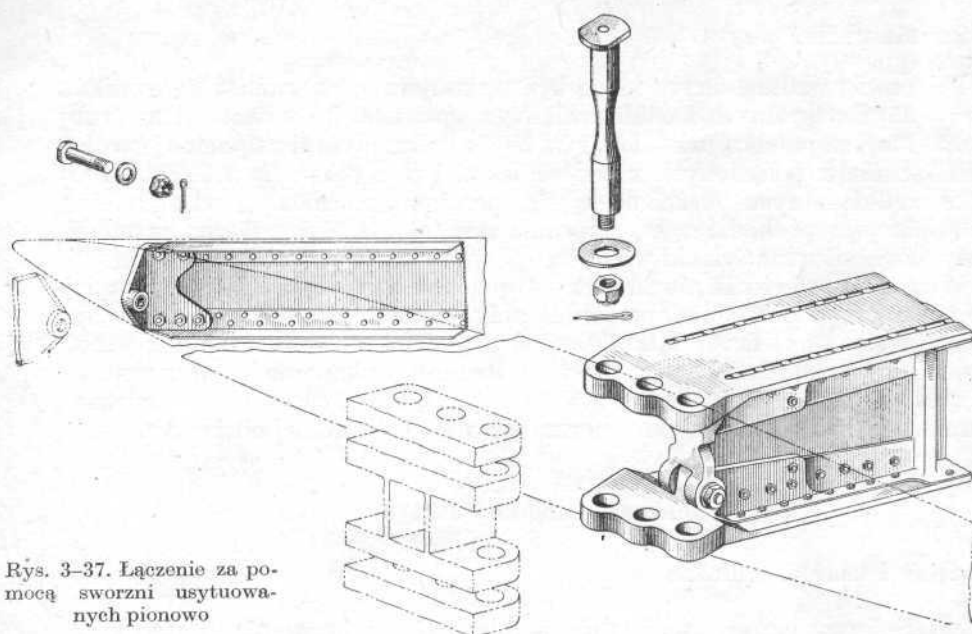


Rys. 3-36. Typy węzłów łączących

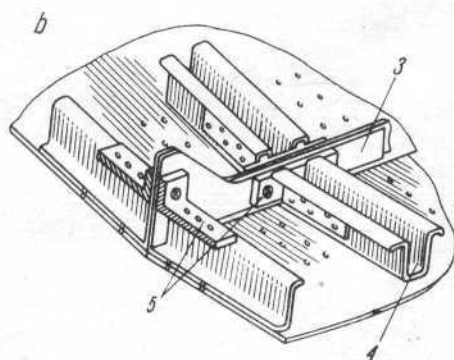
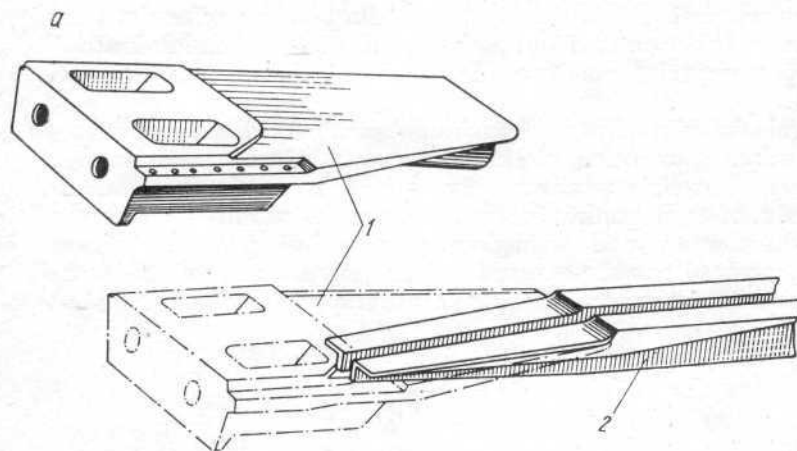
W węzłach nakładkowych (rys. 3-36c) i przy styku ukośnym (rys. 3-36d) siła poosiowa przenoszona jest poprzez ścinanie i zgniecenie śrub, które łączą pasy z nakładkami i pasy ze sobą. Siła poprzeczna przenoszona jest przez wspornik łączący ścianki dźwigarów.

Węzły łączące skrzydeł cienkich o niedużej wysokości konstrukcyjnej celowe jest wykonywać z przelotowymi, pionowo rozmieszczonymi sworzniami łączącymi (rys. 3-37).

W bardzo cienkich skrzydłach (o niedużej wysokości konstrukcyjnej dźwigara) stosuje się węzły o podstawie poziomej (rys. 3-25). W tym przypadku można znacznie powiększyć podstawę l węzła i tym samym zmniejszyć siłę działającą na śruby łączące.



Rys. 3-37. Łączenie za pomocą sworzní usytuowanych pionowo



Rys. 3-38. Łączniki
1 — łącznik, 2 — podłużnica,
3 — żebro, 4 — podłużnica,
5 — łącznik

Połączenia wzdłuż obrysu

Połączenia wzdłuż obrysu mogą być wykonywane za pomocą kątowników (rys. 3-35), integralnych kształtowników z wpustami lub otworami na śruby (rys. 3-17a), za pomocą nakładek (rys. 3-17a dolna płyta) i za pomocą specjalnych łączników połączonych z podłużnicami i pokryciem (rys. 3-38). Śruby styku wzdłuż obrysu obciążane są siłą poosiową pochodzącą od zginania*) i siłą ścinającą pochodzącą od skręcania skrzydła. Siłę poprzeczną przenoszą węzły dźwigarów lub ścianki wzdłużne.

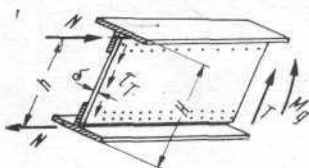
W celu umożliwienia równomiernego przenoszenia sił ściskających w miejscu podziału, powierzchnie oporowe łączników, zwłaszcza w górnej płycie, dopasowuje się. Duża liczba łączników i śrub stykowych oraz duża dokładność obróbki powierzchni czołowych znacznie utrudnia wykonanie ich oraz eksploatację. Na dolnej płycie śruby rozstawia się gęściej lub używa się śrub o większej średnicy, ponieważ podczas lotu normalnego są one bardziej obciążone.

Budowa elementów skrzydła

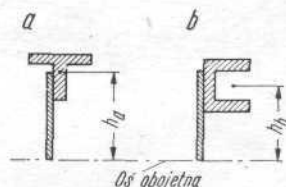
Dźwigary i ścianki wzdłużne

Zasadniczym przeznaczeniem dźwigarów jest przejmowanie momentu zginającego i siły poprzecznej, działających na skrzydło podczas zginania. Przy tym pasy dźwigarów obciążone są siłami poosiowymi, a ich ścianki lub kratownica — siłami poprzecznymi pochodzącymi od zginania i skręcania skrzydła (rys. 3-39).

W celu zapewnienia minimalnego ciężaru dźwigara przy danej jego wysokości, odległość między środkami ciężkości pasów dźwigara powinna być maksymalna, tj. powierzchnie pasów należy skupiać możliwie daleko od osi obojętnej przekroju. Z tego punktu widzenia z dwóch kształtów przekroju poprzecznego jednakowych pod względem powierzchni pasów dźwigara (rys. 3-40) należy wybrać pas *a*, ponieważ w tym przypadku wysokość konstrukcyjna przekroju dźwigara będzie większa niż w przypadku *b*, tj. $h_a > h_b$.



Rys. 3-39. Obciążenie dźwigara



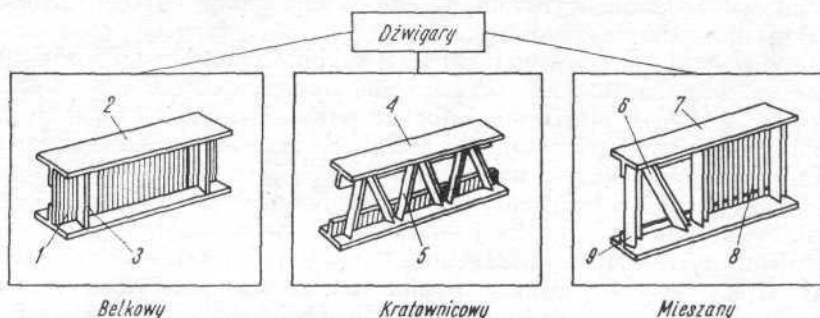
Rys. 3-40. Dwa przekroje pasów dźwigara o jednakowej powierzchni

Przy większej wysokości h siły poosiowe są mniejsze, dzięki czemu zmniejsza się ilość potrzebnego materiału na pasy dźwigara, w wyniku czego konstrukcja staje się lżejsza.

Biorąc pod uwagę konstrukcję elementów, dźwigary skrzydeł dzielą się na belkowe, kratownicowe i mieszane (jedna część dźwigara ma ściankę, a druga — kratownicę, rys. 3-41).

*) Odnosi się to do strefy rozciągania. W strefie ściskania siły przenoszone są bezpośrednio przez czola kątowników (kształtowników stykowych).

Dźwigary belkowe. We współczesnych samolotach stosowane są przeważnie dźwigary o konstrukcji belkowej. Składają się one z górnych i dolnych pasów sztywno ze sobą złączonych jedną lub dwiema ściankami. W celu podniesienia stateczności ścianek dźwigarów, wzmacnia się je słupkami lub przeponami.

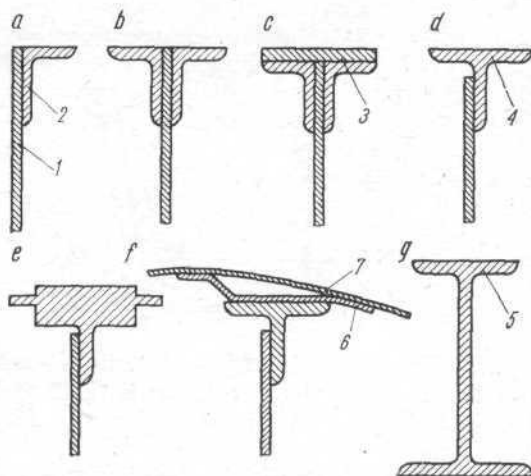


Rys. 3-41. Klasyfikacja dźwigarów
1, 8 — ścianki, 2, 4, 7 — pasy, 3, 9 — słupki, 5, 6 — zastrzały

Pasy dźwigarów wykonuje się z tłoczonych i walcowanych kształtowników duraluminiowych, stali stopowej, a niekiedy ze stopów magnezu i tytanu. Ścianki dźwigarów wykonuje się z duraluminium o grubości $0,8 \div 5$ mm (niekiedy ze stali).

Słupki wykorzystywane są także do połączeń żeber z dźwigarami.

Przekroje pasów dźwigarów mogą mieć różne kształty. Do najbardziej charakterystycznych przekrojów możemy zaliczyć przekroje pokazane na rysunku 3-42. W celu zmniejszenia ciężaru dźwigarów, przekrój pasów bywa



Rys. 3-42. Przekroje pasów dźwigarów
1 — ścianka, 2 — kątownik, 3 — pas, 4 — teownik, 5 — dwuteownik, 6 — nakładka wyrównująca, 7 — pokrycie

w większości przypadków zmienny. Z tego punktu widzenia najbardziej racjonalny jest przekrój pokazany na rysunku 3-42 c, który po usunięciu pasa oraz jednego z dwóch kątowników, może być zmienny ku końcowi skrzydła. Zmienność przekrojów kształtowników wzdłuż ich długości (d—g) osiągana jest drogą obróbki mechanicznej. Takie kształtowniki znacznie upraszczają kon-

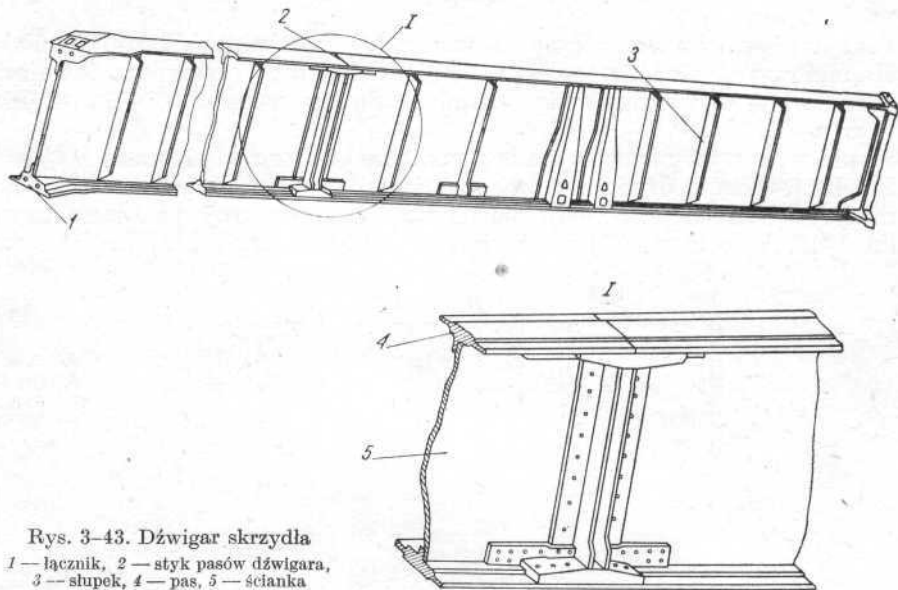
strukcję dźwigara, a przy zastosowaniu „występów” (rys. 3-42e) do mocowania pokrycia, pasy nie ulegają osłabieniu po wykonaniu w nich otworów na nity.

Dwuteowy jednolity przekrój pasów (rys. 3-42g) stosuje się wówczas, gdy dźwigar ma małą wysokość konstrukcyjną. Ponadto w przekrojach (rys. 3-42f) stosuje się tzw. nakładki wyrównujące, które zapewniają odpowiedni kształt profilu skrzydła w danym przekroju.

Grubość ścianki dźwigara wybiera się z takim wyliczeniem, by nie utracił on stateczności na skutek działania naprężeń stycznych. Przy $\tau > \tau_{kr}$ ścianka dźwigara może dobrze pracować, jednakże powstające przy tym dodatkowe obciążenie pasów i słupków powiększa ciężar dźwigara. Najodpowiedniejszymi ściankami okazują się ścianki ze stosunkiem $h/\delta_{ścian}$ rzędu $80 \div 100$, które nie tracą stateczności przy obciążeniach dopuszczalnych.

Słupki wykonuje się o przekrojach kątowych, teowych, ceowych z tłoczonych i walcowanych kształtowników duraluminiowych, a także kształtowników z blachy. Łączy się je ze ścianką i pasami dźwigara za pomocą nitów.

Na rysunku 3-43 pokazano konstrukcję dźwigara belkowego środkowej części skrzydła z integralnymi frezowanymi pasami o zmiennym przekroju



Rys. 3-43. Dźwigar skrzydła
1 — łącznik, 2 — styk pasów dźwigara,
3 — słupek, 4 — pas, 5 — ścianka

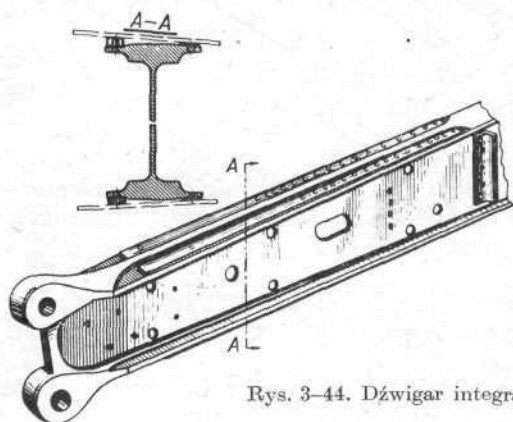
wzdłuż rozpiętości skrzydła. Węzły łączące — łączniki — wykonuje się wraz z pasami dźwigarów. Główne węzły łączące łączą dźwigar ze środkową częścią skrzydła, tylne zaś służą do mocowania dźwigara do odejmowanej części skrzydła.

Dźwigary skrzydeł cienkich wykonuje się często jako integralne (jednolite), wówczas pasy, ścianka i węzły łączące stanowią jedną całość (rys. 3-44).

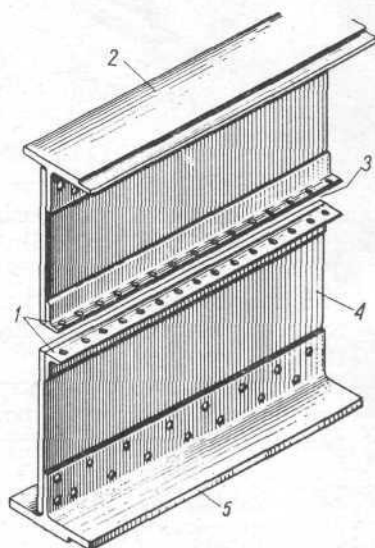
Dźwigary kratownicowe. W skrzydłach o znacznej grubości stosowane są niekiedy dźwigary kratownicowe składające się z pasów, słupków i zastrzałów, które tworzą kratownicę płaską.

Metalowe dźwigary kratownicowe wykonywane są z rur stalowych łączonych przez spawanie lub z grubościennych wytłaczanych duraluminiowych kształtowników łączonych ze sobą nitami lub śrubami. Przekroje elementów kratownicy (pasów, słupków, zastrzałów) nie różnią się od przytoczonych

wyżej typowych przekrojów pasów i słupków dźwigarów belkowych. Prętom ściskanym przy tym należy zapewniać dostateczną sztywność, która nie dopuszczałaby do utraty stateczności.



Rys. 3-44. Dźwigar integralny

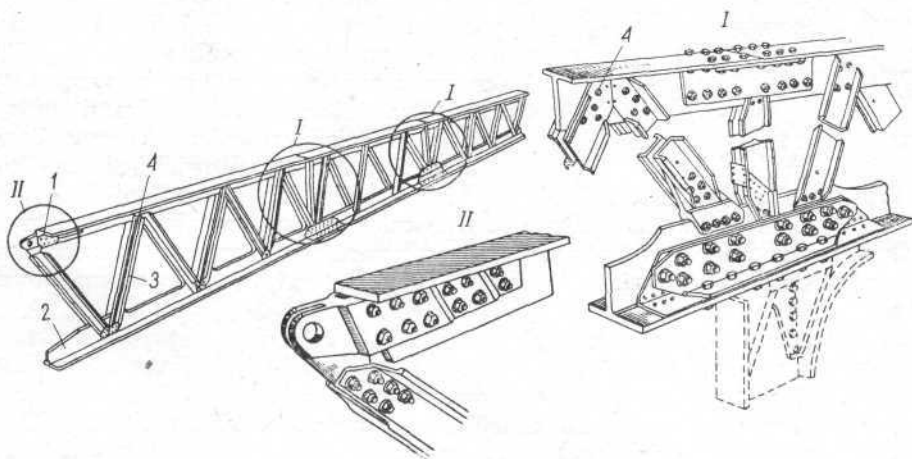


Rys. 3-45. Dźwigar z miejscem podziału wzdłuż cięciw

1 — kształtownik, 2 — pas górny, 3 — miejsce podziału dźwigara, 4 — ścianka, 5 — pas dolny

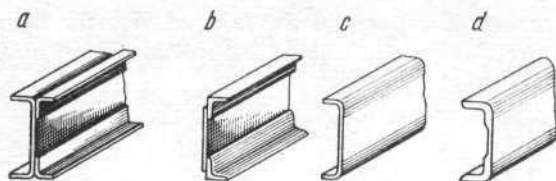
Na rysunku 3-46 przedstawiony jest dźwigar w postaci kratownicy zastrzałowej wykonanej z duraluminiowych grubościennych kształtowników.

Ścianki wzdłużne mają konstrukcję belkową (rys. 3-47). Należy wspomnieć, że ścianki wzdłużne nie przenoszą momentu zginającego. Łączone one są za pomocą węzłów przegubowych. Pasy ścianek są znacznie lżejsze od pozostałych ich elementów, a pole przekroju poprzecznego takiego pasa niewiele się różni od pola przekroju podłużnicy.



Rys. 3-46. Dźwigar kratownicowo-zastrzałowy

1, 2 — pasy, 3 — zastrzał, 4 — śruba



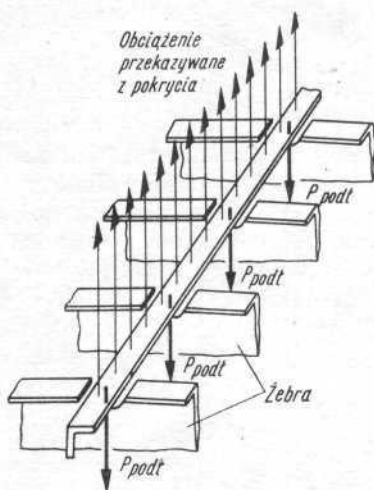
Rys. 3-47. Ścianki wzdłużne skrzydeł

Podłużnice

Podłużnice są najprostszymi konstrukcyjno-wytrzymałościowymi elementami podłużnych zestawów szkieletu skrzydła. Zależnie od typu konstrukcji skrzydła, ciężar zestawu podłużnic wynosi $5 \div 20\%$ ciężaru skrzydła.

Podłużnice przeznaczone są do:

- zwiększania stateczności pokrycia w celu powiększania naprężeń krytycznych, stycznych i normalnych w czasie pracy przy zginaniu i skręcaniu skrzydła,
- przejmowania wraz z pokryciem normalnych sił przy zginaniu skrzydła,
- przenoszenia obciążenia poprzecznego z pokrycia na żebra (rys. 3-48); podłużnice przy tym pracują na zginanie.



Rys. 3-48. Obciążenie podłużnic

Podłużnice podtrzymują pokrycie podczas jego pracy na ścinanie i ściskanie. Pokrycie zaś z kolei podtrzymuje podłużnice przy ich pracy na ściskanie. Konstruktor powinien dążyć do tego, by pokrycie i podłużnice podczas wspólnej pracy odznaczały się wysokimi naprężeniami krytycznymi ogólnej i miejscowej utraty stateczności. Tym wymaganiem określany jest racjonalny kształt przekroju podłużnicy i odległość między nimi.

Jako podłużnic stosuje się kształtowniki o różnych kształtach przekrojów (rys. 3-49). Przy jednakowej grubości ścianek i jednakowych wymiarach, walcowane lub gięte z blachy podłużnice typów 1, 2, 5, 6, 7, 8 szybciej tracą stateczność, niż podłużnice typu 3 i 4, które wraz z pokryciem tworzą zamknięty obrys. Wzmocnione kształtownikami typu 3 i 4 pokrycie lepiej uczestniczy w pracy skrzydła. Jednak takie kształtowniki niezbyt ko-

rzystne są w produkcji samolotów, ponieważ wymagają podwójnej liczby nitów do przynitowywania pokrycia. Oprócz tego wykorzystując tego typu podłużnice, trudniej się ustrzec przed powstawaniem odkształceń powierzchni pokrycia skrzydła w czasie nitowania z powodu występowania dwurzędowego szwu.

Wytłaczane kształtowniki typu 9, 11, 12, 13 i 14 dopuszczają bez utraty stateczności większe naprężenia ściskające ($\sigma_{kr} = 26 \div 28 \text{ kG/mm}^2$, $260 \div 280 \text{ MN/m}^2$), niż walcowane z arkuszy kształtowniki o podobnych przekrojach. Dlatego też we współczesnych konstrukcjach skrzydeł półskorupowych oddaje się pierwszeństwo podłużnicom wytłaczanym. Miejscową stateczność zapewnia się przez stosowanie grubych ścianek w kształtownikach i odpowiednich zgrubień na ich krawędziach.

skręcający M_s , równy iloczynowi P_z przez ramię przeniesienia (rys. 3-51c). Ścinaniu żebra przez siłę P_z przeciwdziałają ścianki, na których pojawiają się reakcje R_1 i R_2 . Przekręceniu się zaś żebra, na które działa M_s , przeciwdziałają górne i dolne pokrycie oraz ścianki, w których występują reakcje w postaci bieżących sił stycznych q obliczanych według wzoru Bredta (str. 59).

$$q = \frac{M_s}{2 \cdot F_0}$$

gdzie F_0 — powierzchnia ograniczona obrysem pracującym na skręcanie.

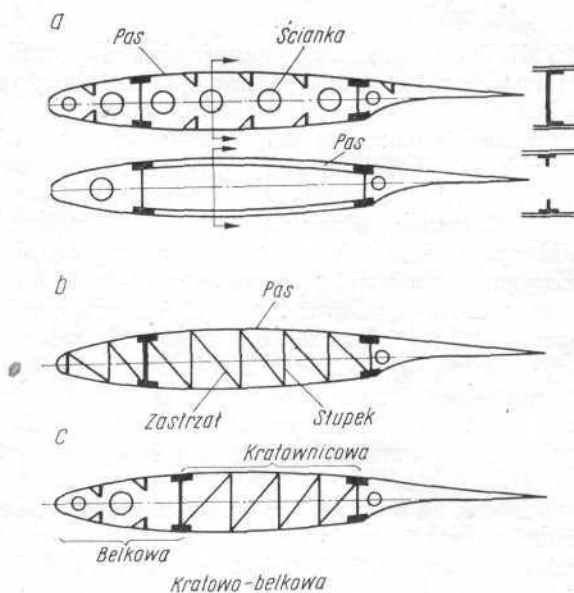
Sumaryczne reakcje występujące w ściankach będą uzależnione od ścinania i przekręcania żebra. W rezultacie żebro będzie obciążone zginaniem w jego płaszczyźnie i ścinaniem.

Podobnie jak dźwigar, żebro ma pasy przejmujące zginanie w postaci sił poosiowych (ściskanie i rozciąganie) oraz ściankę lub kratownicę przejmującą siłę poprzeczną.

W skrzydłach prostych i delta żebro ustawia się równoległe względem osi kadłuba (wzdłuż kierunku przepływu), a w skrzydłach skośnych przeważnie prostopadłe względem krawędzi natarcia lub dźwigara.

Rozpatrzmy z kolei klasyfikację żebier.

Zgodnie z przeznaczeniem, żebra dzielą się na: normalne — biorące udział jedynie w ogólnej pracy skrzydła, i wzmocnione — biorące udział w ogólnej pracy skrzydła i oprócz tego przejmujące miejscowe obciążenia skupione.



Rys. 3-52. Schematy konstrukcyjne żebier
a — belkowe, b — kratownicowe, c — kratownicowo-belkowe

Oddzielnie mogą również występować tzw. żebra płytowe bądź bezściankowe, przedstawiające sobą obręcze i kształtowniki rozmieszczone wzdłuż cięciwy (rys. 3-16).

Pod względem konstrukcyjnym żebra dzielą się na belkowe, kratownicowe i kratownicowo-belkowe (rys. 3-52).

Ze względu na istnienie miejsc podziału, żebra mogą być rozłączne (dzielone) i nierozłączne (jednolite). Rozłączne żebra z reguły składają się z trzech części, tj. części przedniej, środkowej i tylnej. Ponadto żebra mogą mieć miejsce podziału wzdłuż cięciwy.

Żebra nierozłączne stosowane są stosunkowo rzadko, ponieważ w tym przypadku zmniejsza się wysokość dźwigarów oraz zwiększa się ich ciężar.

Odległość między żebrami skrzydeł może być różna (w granicach $150 \div 400$ mm). Zależy ona od grubości pokrycia, podziałki i wytrzymałości podłużnic oraz obciążenia jednostkowego na skrzydło.

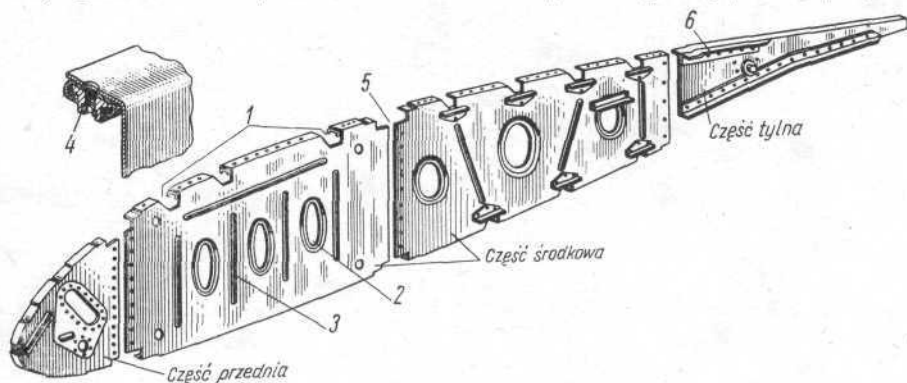
Podziałka żeber w przybliżeniu określana jest ze stosunku $\frac{a}{b} \approx 1 \div 1,5$ dla skrzydła dźwigarowego i $\frac{a}{b} \approx 2 \div 4$ dla skrzydła póskorupowego, gdzie a — odległość między żebrami; b — podziałka podłużnic.

W przedniej części skrzydła ustawione są dodatkowe noski żeber, ponieważ na krawędź natarcia skrzydła działają duże obciążenia aerodynamiczne.

Ciężar zestawu żeber wynosi w zależności od konstrukcji $10 \div 14\%$ ciężaru skrzydła.

Żebra belkowe tłoczone są dość często z arkuszy blachy. Ścianki żeber przy stosunkowo niedużej grubości ($0,8 \div 1,5$ mm), odznaczają się dużą wytrzymałością, dlatego też w celu zmniejszenia ich ciężaru, wykonuje się w nich wycięcia różnej wielkości, które można wykorzystywać do przeprowadzania przez nie cięgieł i cięgien układu sterowania lotkami, mechanizacją skrzydeł itp. W celu podniesienia stateczności ścianek żeber, brzegi wycięć (otworów) wywija się, ustawia się słupki wzmacniające, a niekiedy w ściankach wykonuje się fałdy. Zagięte brzegi ścianek tworzą pasy żeber, do których mocuje się pokrycie. W żebrach wzmocnionych pasy wykonywane są z tłoczonych lub walcowanych kształtowników. Żebro przedstawione na rysunku 3-53 składa się z przedniej, dwóch środkowych i tylnej części.

Na obrysie żebra wykonane są wycięcia 1 na podłużnice. Z zewnętrznej strony pasów, w miejscach mocowania odejmowanych płyt, znajdują się



Rys. 3-53. Żebro zwykle belkowe

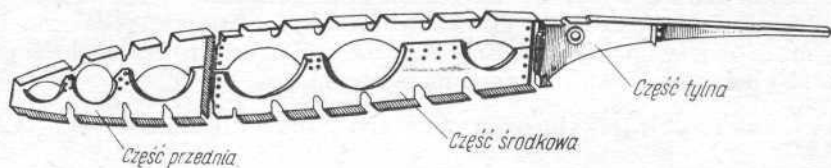
1 — wycięcia na podłużnice, 2 — otwory zmniejszające ciężar żebra, 3 — sfalowanie usztywniające, 4 — nakrętka kotwiczna, 5 — podcięcie na pas dźwigara, 6 — kształtownik wzmacniający

specjalne nakrętki 4. W miejscach mocowania do dźwigarów pasy żeber mają podcięcia 5.

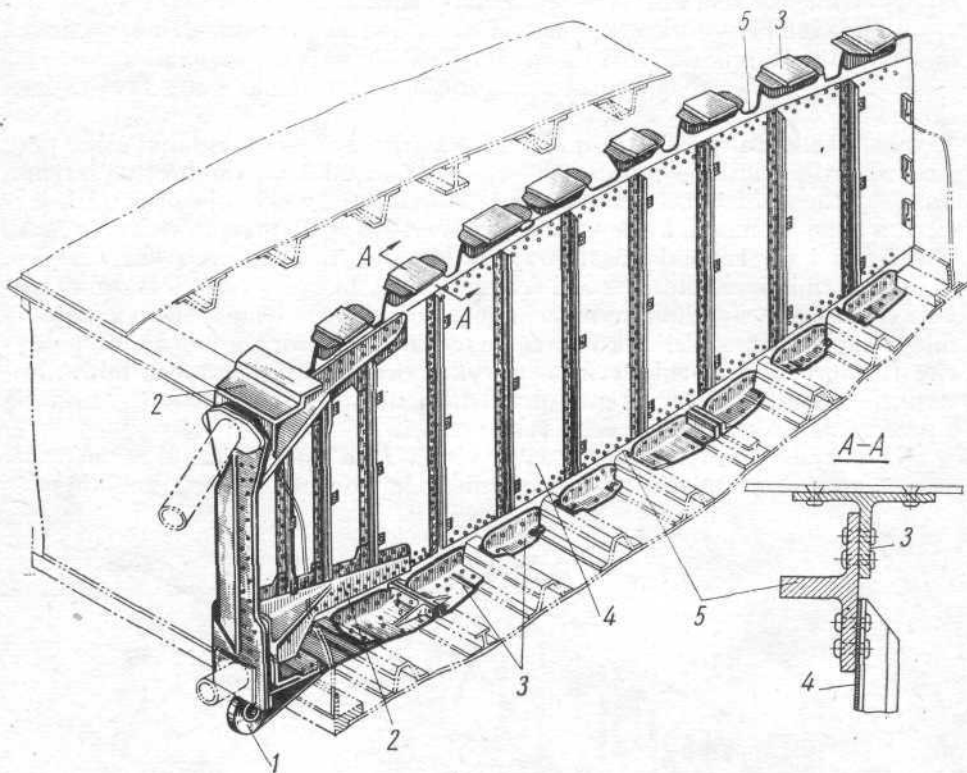
Na rysunku 3-54 przedstawiona jest konstrukcja belkowego żebra z miejscem podziału w poziomej linii odniesienia (wzdłuż cięciwy), a na rysunku 3-55 —

żebro wzmocnione skrzydła samolotu An-10, którego pasy wykonane są z tłoczonych kątowników.

Żebra kratownicowe stosowane są dość rzadko, przede wszystkim w skrzydłach o dużej wysokości konstrukcyjnej profilu. Konstrukcja ich jest podobna do konstrukcji dźwigarów kratownicowych. Czasami spotyka się kratownicowe



Rys. 3-54. Żebro skrzydła z miejscami podziału wzdłuż cięciw



Rys. 3-55. Żebro wzmocnione

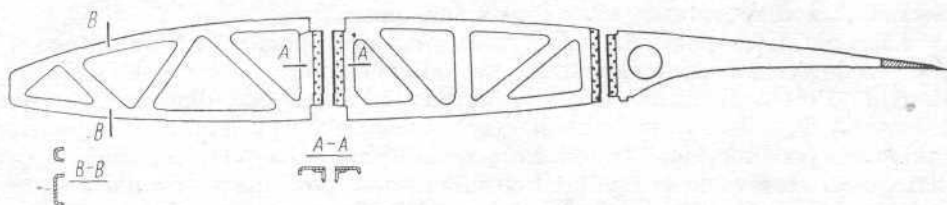
1 — węzeł mocujący zastrzału gondoli silnika, 2 — węzły do mocowania ukośnice, 3 — nakładki łączące żebra z płytami
4 — ścianka, 5 — pasy

konstrukcje żebier, wykonane z blachy przez wytłaczanie. W celu zwiększenia sztywności zastrzałów i słupków, ich krawędzie wywija się (rys. 3-56).

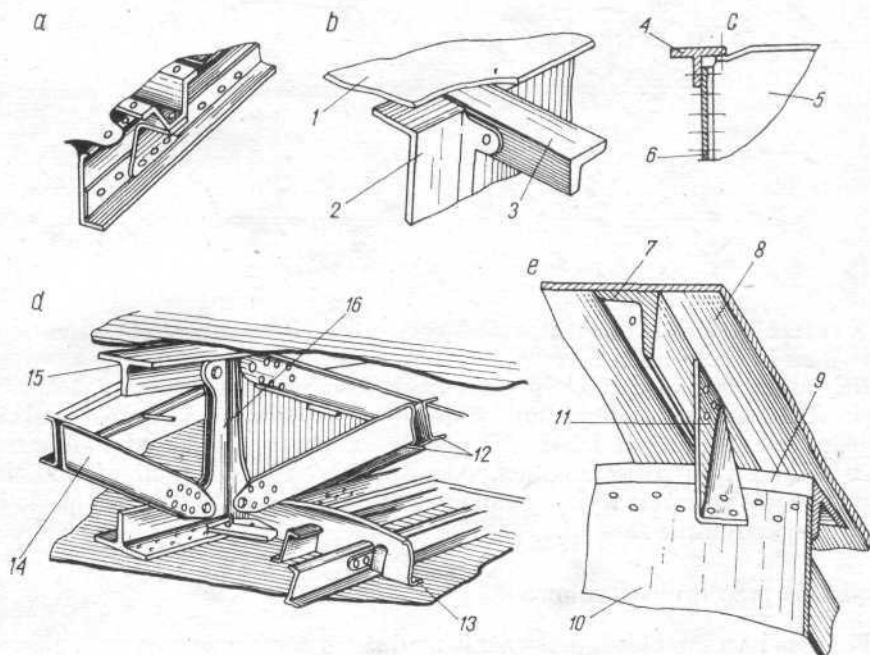
Połączenie żebier z pokryciem i podłużnicami pokazane jest na rysunku 3-57a, b. Połączenie żebier normalnych z dźwigarem pokazano na rysunku 3-57c, a żebier wzmocnionych — na rysunku 3-55. Rysunek 3-57d ilustruje połączenie żebier kratownicowych z dźwigarem i pokryciem.

W celu uproszczenia wytwarzania żebier, w nowoczesnych konstrukcjach zastosowano połączenia przy użyciu kompensatorów (rys. 3-57e i rys. 3-17).

W tym przypadku pas żebra nie jest połączony z pokryciem bezpośrednio, lecz poprzez specjalny element — kompensator. Płyta pokrycia wraz z podłużnicami i przynitowanymi do niej kompensatorami montowana jest w specjalnym urządzeniu montażowym, którego obrys odpowiada zewnętrznemu teoretycznemu obrysowi skrzydła. Następnie dokonywane jest połączenie kompensatorów z żebrami.



Rys. 3-56. Zwykłe żebro kratownicowe



Rys. 3-57. Sposoby łączenia żeber

1 — pokrycie, 2, 5 — żebra, 3 i 7 — podłużnice, 4, 15 — pasy dźwigara, 6 — ścianka dźwigara, 8 — pokrycie, 9, 13 — pasy żebra, 10 — ścianka żebra, 11 — kompensator, 12 — zastrzał żebra, 14 — zastrzał dźwigara,

Pokrycie

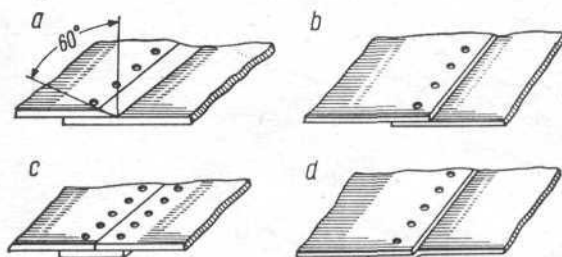
Szkielet skrzydła pokrywany jest pokryciem w postaci blachy duraluminiowej o grubości 0,8÷8 mm. Zasadniczym przeznaczeniem pokrycia jest przejmowanie obciążeń aerodynamicznych, tworzenie i zachowanie zewnętrznej powierzchni skrzydła oraz uczestniczenie w ogólnej pracy konstrukcji skrzydła. We wszystkich przypadkach pokrycie powinno mieć możliwie gładką powierzchnię, ponieważ powierzchnia pokrycia wywiera znaczny wpływ na aerodynamiczne charakterystyki skrzydła.

W skrzydłach wolnonośnych, pokrycie zwykle pracuje na siły normalne — przy zginaniu skrzydła, i na siły styczne — pochodzące od działania momentu skręcającego.

Ciężar pokrycia w skrzydłach nowoczesnych wynosi w zależności od danej konstrukcji 20÷60% ogólnego ciężaru skrzydła.

Pokrycie skrzydła w żadnym przypadku nie może tracić stateczności od ściskania i ścinania przy obciążeniach dopuszczalnych. Wzdłuż rozpiętości oraz cięciwy skrzydła, grubość pokrycia jest zmienna.

Łączenie blach pokrycia dokonywane jest przy pomocy szwów nitowych jednorzędowych i dwurzędowych, na odpowiednich elementach szkieletu skrzydła. Połączenia nitowe dzielą się na połączenia na zakładkę ze sfazowaną krawędzią (rys. 3-58a), na zakładkę (rys. 3-58b), na styk (rys. 3-58c) oraz na zakładkę z podcinką (rys. 3-58d). Połączenia na zakładkę powodują duży opór, dlatego też stosowane są rzadko. Podziałka nitów powinna zapewniać stateczność ściskanego pokrycia między nitami. Wynika to z warunku $t \leq 25\delta$.



Rys. 3-58. Sposoby łączenia pokrycia

W ostatnim okresie czasu zaczęto łączyć pokrycie ze szkieletem odpowiednimi klejami i zgrzewaniem.

Na samolotach o dużych prędkościach lotu przekraczających 2 Ma, pokrycie wykonane z duraluminium staje się nieużyteczne na skutek obniżania się jego mechanicznych własności podczas nagrzewania aerodynamicznego. W związku z tym na samolotach odznaczających się dużymi prędkościami stosowane jest pokrycie wykonywane ze stopów tytanu lub pokrycie wielowarstwowe wykonywane ze stali.

Urządzenia przeciwooblodzeniowe

Podczas lotu samolotu, przeważnie na dużych wysokościach, przechłodzone cząsteczki wody zetknąwszy się z jego chłodną powierzchnią osiadają na niej tworząc warstwę lodu. Oblodzenie występuje przeważnie w czasie lotu samolotów w zimnych warstwach atmosfery nasyconej wilgocią.

Szczególnie intensywnie ulegają oblodzeniu krawędzie natarcia skrzydła i usterzenia w temperaturze od 0 do -8°C ($273 \div 265^{\circ}\text{K}$), podczas lotu w chmurach, gęstej mgie lub strefie deszczu spadającego z górnej cieplejszej warstwy powietrza w dolną ochłodzoną warstwę.

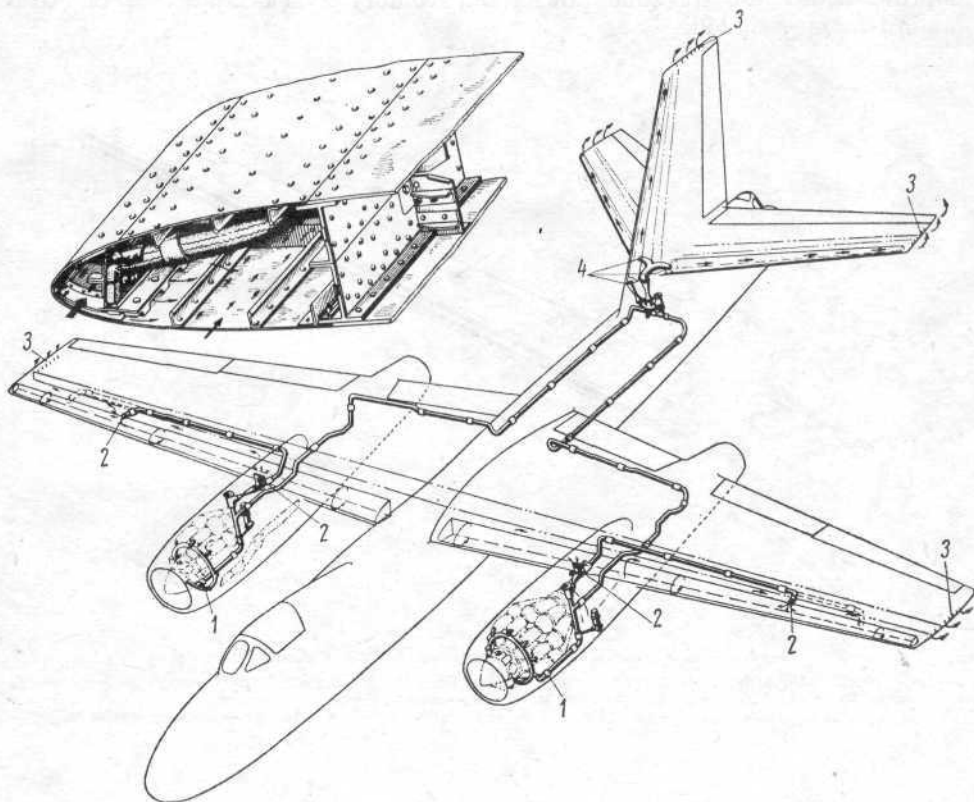
Osiadanie lodu następuje bardzo szybko i rozprzestrzenia się wzdłuż cięciwy skrzydła na znaczną głębokość. Grubość lodu na przednich krawędziach może dochodzić do 5÷8 cm.

Tworzący się lód na przednich krawędziach skrzydła ujemnie wpływa na normalny opływ powietrza wokół skrzydła, pogarsza stateczność samolotu i może doprowadzić do jego uszkodzenia.

Istnieją trzy sposoby przeciwdziałające zjawisku oblodzenia. Do nich należą: cieplny, chemiczny i mechaniczny.

Cieplny sposób stosowany jest obecnie najczęściej. Polega on na doprowadzaniu przy użyciu odpowiedniej instalacji ciepła do przedniej krawędzi skrzydła i usterzenia. Ciepło to ogrzewa pokrycie. Do ogrzewania wykorzystuje się albo gorące powietrze, albo prąd elektryczny.

Na rys. 3-59 przedstawiony jest powietrzno-cieplny schemat instalacji przeciwooblodzeniowej. Gorące sprężone powietrze tłoczone jest za pomocą sprężarki silnikowej. Zewnętrzna powierzchnia przedniej części ogrzewana jest



Rys. 3-59. Półmontażowy schemat urządzenia przeciwooblodzeniowego

1 — chwyt gorącego powietrza podawanego od sprężarki silnika, 2 — skrzydłowe nasadki wylotowe, 3 — otwory wylotowe powietrza, 4 — nasadki wylotowe usterzenia

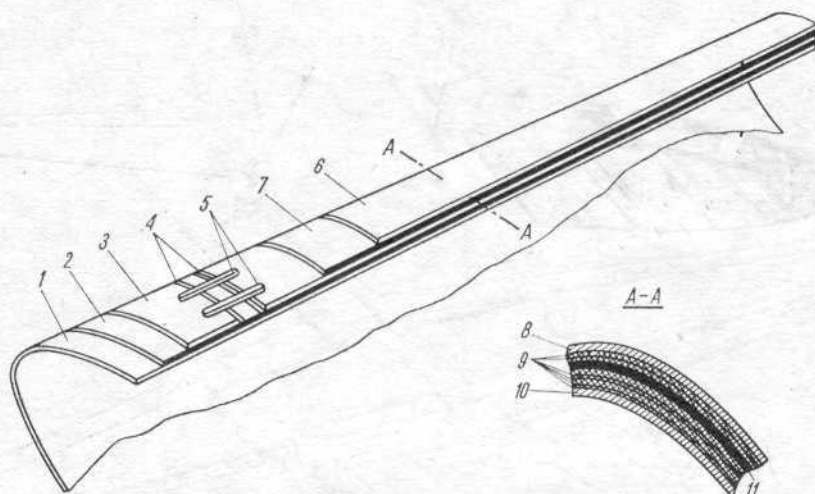
przez gorące powietrze, doprowadzane odpowiednimi przewodami, wykonanymi z blachy falistej i pokrycia. Ruch gorącego powietrza wewnątrz przedniej krawędzi skrzydła pokazany jest strzałkami.

Na rysunku 3-60 przedstawione jest elektrotermiczne urządzenie przeciwooblodzeniowe skrzydła i usterzenia, które stanowi konstrukcję wielowarstwową. Prąd elektryczny doprowadzany jest przy pomocy specjalnych przewodniczących tkanin, która odizolowana jest od pokrycia szklaną tkaniną.

Chemiczny sposób przeciwdziałający oblodzeniu polega na tym, że po-

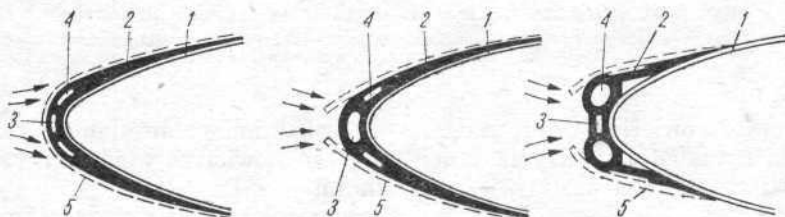
wierzchnie ulegające oblodzeniu pokrywane są warstwą specjalnego płynu przeciwołodzeniowego, który zamarza tylko w dość niskich temperaturach. W celu niedopuszczenia do jego zmywania przez krople wody lub zdmuchiwania przez strumienie powietrza, na przedniej krawędzi skrzydła przymocowuje się odpowiednią nakładkę z materiału porowatego (np. skóra) przesyconego płynem.

Mechaniczny sposób walki z oblodzeniem polega na odłupywaniu lodu z powierzchni i odrzucaniu go na bok. Urządzenie przedstawione na rysunku 3-61 stanowi gumowy pancerz na przednich krawędziach skrzydła i ustereżenia. Pancerze te mają wewnątrz odpowiednie komory, do których po kolei doprowadzane jest sprężone powietrze. Komory zwiększając swą objętość łamią tworzący się lód.



Rys. 3-60. Elektrotermiczne urządzenie przeciwołodzeniowe

1 — wewnętrzne pokrycie duraluminiowe, 2 — cztery warstwy tkaniny z włókna szklanego, 3 — warstwa ogrzewająca, 4 — prowadnice miedziane, 5 — miedziane listwy łączące, 6 — zewnętrzne pokrycie aluminiowe, 7 — dwie warstwy tkaniny z włókna szklanego, 8 — pokrycie, 9 — tkanina szklana, 10 — pokrycie, 11 — warstwa ogrzewająca



Rys. 3-61. Mechaniczne urządzenie przeciwołodzeniowe

1 — pokrycie krawędzi natarcia skrzydła, 2 — wielokomorowa nakładka gumowa, 3 — komora środkowa, 4 — komory boczne, 5 — warstwa lodu

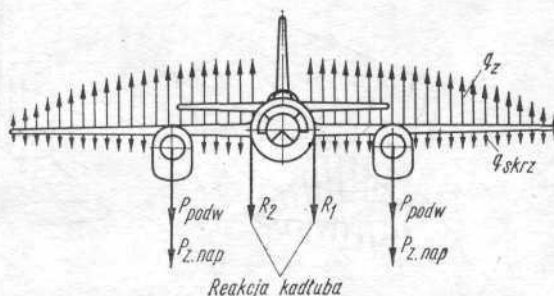
Obciążenia działające na skrzydło

Obliczenia. Rodzaje obciążeń

Skrzydło powinno być obliczane na wszystkie przypadki obliczeniowe przewidziane normami wytrzymałościowymi.

Najbardziej ciężkie dla skrzydła okazują się przypadki A_s, A'_s, B_s, C_s, D_s .

W czasie lotu oraz podczas lądowania samolotu na jego skrzydło działają następujące obciążenia (rys. 3-62): aerodynamiczne q_z , masowe pochodzące od masy skrzydła q_{skrz} , masowe pochodzące od ładunku i zespołów samolotu rozmieszczonych wewnątrz skrzydła i na skrzydle $P_{ład}$ oraz obciążenia pochodzące od pracy poszczególnych zespołów związanych ze skrzydłem (podwozia przymocowanego do skrzydła, ciągu zespołu napędowego itp.).



Rys. 3-62. Obciążenia działające na skrzydło

Obciążenia aerodynamiczne i masowe skrzydła występują jako rozłożone. Masowe obciążenia pochodzące od ładunków ześrodkowanych oraz obciążenia pochodzące od podwozia i zespołu napędowego występują jako skupione i przyłożone w węzłach mocujących odpowiednie ciężary i zespoły.

Obciążenia aerodynamiczne

Wartość obliczeniowej siły nośnej działającej na skrzydła w locie krzywoliniowym oblicza się według wzoru:

$$P_{z\text{obl}} = Q \cdot n_{\text{dop}} \cdot v = c_{z\text{skrz}} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot v \quad [\text{kG}, \text{N}] \quad (1)$$

gdzie:

- Q — ciężar samolotu w locie,
- n_{dop} — współczynnik przeciążenia dopuszczalnego,
- $c_{z\text{skrz}}$ — współczynnik siły nośnej skrzydła,
- $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ — ciśnienie prędkości (dynamiczne),
- S — powierzchnia skrzydła,
- v — współczynnik bezpieczeństwa.

Weźmy na przykład wycinek (pasek) powierzchni skrzydła wzdłuż jego rozpiętości (rys. 3-63) i określmy działające na skrzydło obciążenie bieżące q_z , które będzie się równało

$$q_z = c_{z\text{przekr}} \cdot S_{\text{wyc}} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot v$$

gdzie:

$c_{z\text{przekr}}$ — współczynnik siły nośnej rozpatrywanego przekroju skrzydła,

S_{wyc} — powierzchnia rozpatrywanego wycinka.

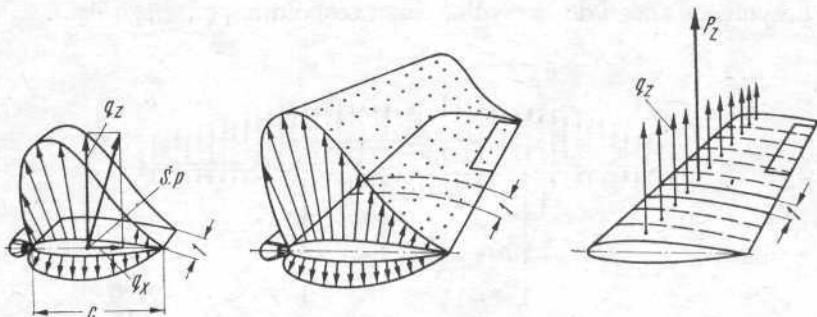
Ponieważ

$$S_{\text{wyc}} = c \cdot l = c$$

Zatem

$$q_z = c_{z\text{przekr}} \cdot c \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot v \quad (2)$$

Obciążenie bieżące obliczamy w kG/m (N/m). W następnym przekroju q_z będzie się różniło na skutek innej wartości $c_{z\text{przekr}}$ i c , ponieważ $\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot v$ stano-



Rys. 3-63. Wyznaczanie obciążenia bieżącego (ciągłego) działającego na skrzydło

wi stałą wartość dla wszystkich przekrojów. Możemy założyć w przybliżeniu, że $c_{z\text{przekr}} \approx \text{const} = c_{z\text{skrz}}$. Wiedząc ze wzoru, że

$$c_{z\text{skrz}} = \frac{2 \cdot Q \cdot n_{\text{dop}}}{S \cdot \rho \cdot V^2}$$

i podstawiając wartość $c_{z\text{skrz}}$ do wzoru (2) otrzymamy po skróceniu

$$q_z = \frac{Q \cdot n_{\text{dop}} \cdot v}{S} \cdot c \quad (3)$$

Oznacza to, że obciążenie bieżące proporcjonalne jest względem cięciwy skrzydła.

W skrzydłach o kształcie trapezu i zbieżności η dochodzącej do 3 oraz skosie χ dochodzącym do 60° , wzór (3) daje wartości q_z , które nieznacznie różnią się od dokładnych.

W obliczeniach orientacyjnych dla skrzydeł delta można uważać, że $q_z \approx \text{const}$. Przy tym

$$q_z = \frac{Q \cdot n_{\text{dop}} \cdot v}{b}$$

gdzie b — rozpiętość skrzydła.

Obciążenie bieżące q_z skierowane jest prostopadle do wektora prędkości lotu (podobnie jak i siła nośna P_z).

Należy pamiętać, że istnieje jeszcze druga składowa całkowitej siły aerodynamicznej — siła oporu czołowego P_x .

Oznaczmy obliczeniowy bieżący opór czołowy przez q_x i znajdziemy rzuty bieżących sił q_x , q_z na oś n (rys. 3-64) prostopadłą do cięciwy*).

*) Obciążenia skrzydła w płaszczyźnie cięciw nie rozpatrujemy, ponieważ obciążenia w tej płaszczyźnie są stosunkowo nieduże, a sztywność dość znaczna.

Otrzymamy wówczas

$$q_n = q_z \cdot \cos \alpha + q_x \cdot \sin \alpha^*)$$

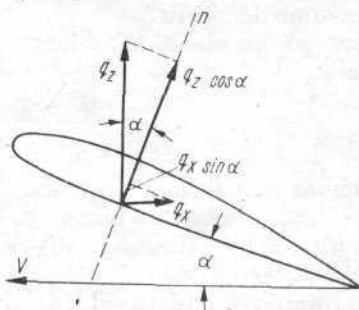
Dla małych kątów, jakimi są kąty natarcia, można założyć, że:

$$\sin \alpha \approx 0, \quad \cos \alpha \approx 1$$

Wówczas

$$q_n \approx q_z$$

Rys. 3-64. Określenie q_n



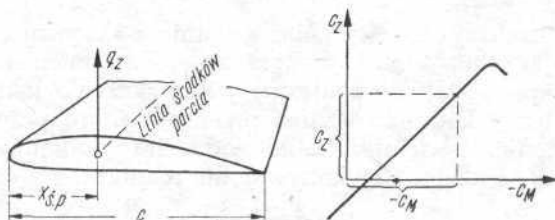
Położenie punktu przyłożenia q_z wzdłuż cięciwy, tj. położenie środka parcia dla prędkości poddźwiękowej oblicza się jak wiadomo za pomocą następującego wzoru:

$$x_{sp} = -\frac{c_M}{c_z} \cdot c \quad (4)$$

gdzie c_M — współczynnik momentu skrzydła.

Wartość c_z bierze się odpowiednio do rozpatrywanego przypadku.

Współczynnik c_M oblicza się w zależności od c_z według krzywej otrzymanej w rezultacie dmuchań (rys. 3-65). Dla prędkości naddźwiękowych $x_{sp} \approx 0,5 c$.



Rys. 3-65. Określenie położenia środka parcia

Jeżeli w kilku przekrojach skrzydła oznaczymy położenie środka parcia i otrzymane punkty połączymy, to otrzymamy linię bliską prostej — linię środków parcia.

Obciążenia masowe. Obciążenia podczas lądowania

Z przedstawionych wyżej pojęć wiadomo, że przy locie krzywoliniowym podczas lądowania obciążenie obliczeniowe pochodzące od zespołu lub ładunku wynosi:

$$P_{lad} = Q_{lad} \cdot n_{obl} \quad (5)$$

*) Kąt zawarty między prostopadłą do cięciwy n i q_z równy jest α , ponieważ jego ramiona są wzajemnie prostopadłe do cięciwy i kierunku prędkości.

gdzie:

$Q_{\text{ład}}$ — ciężar ładunku (np. podwozia, silnika, uzbrojenia itp.),

n_{obl} — obliczeniowy współczynnik przeciążenia.

Obciążenie masowe (siła bezwładności + ciężar) skierowane jest w stronę przeciwną względem przyspieszenia, tj. w stronę przeciwną względem obciążeń aerodynamicznych i przyłożone jest w środku ciężkości ładunku. Masowe bieżące siły skrzydła q_{skrz} rozkładają się podobnie jak ciężar skrzydła. Można uważać w przybliżeniu, że ciężar skrzydła rozkłada się wzdłuż rozpiętości proporcjonalnie do cięciw.

W takim przypadku obciążenie bieżące sił masowych skrzydła q_{skrz} będzie się przedstawiało

$$q_{\text{skrz}} = \frac{Q_{\text{skrz}} \cdot n_{\text{dop}} \cdot v}{S} c \quad (5')$$

gdzie Q_{skrz} — ciężar konstrukcji skrzydła.

Punkt przyłożenia obciążenia bieżącego q_{skrz} znajduje się w środku ciężkości przekroju skrzydła, tj. w odległości 40–50% cięciwy skrzydła od krawędzi natarcia, $x_{\text{skrz}} \approx (0,4 \div 0,5) c$.

Podczas lądowania samolotu siły działające na podwozie przenoszone są przez węzeł zamocowania na konstrukcję skrzydła. Jednocześnie na skrzydło działają obciążenia masowe i nieznaczne obciążenia aerodynamiczne. Siły masowe obliczane są tak samo jak poprzednio za pomocą wzoru (5)

$$P_{\text{ład}} = Q_{\text{ład}} \cdot n_{\text{obl}}$$

gdzie n_{obl} — współczynnik obliczeniowy przeciążenia odpowiedniego przypadku lądowania.

Następne rozpatrywanie obciążeń i wytrzymałości skrzydła będzie się odbywało dla przypadku w czasie lotu.

Sporządzanie wykresów sił poprzecznych

Do obliczeń przekroju na ścinanie, zginanie i skręcanie, niezbędna jest znajomość działających w nim: siły poprzecznej T , momentu zginającego M_g i momentu skręcającego M_s . Rozpatrzmy jedno skrzydło jako belkę wspornikową, zamocowaną w kadłubie wzdłuż przekroju żebra przykadłubowego*). Rozłożone obciążenie na odcinku kadłuba odnosimy do kadłuba.

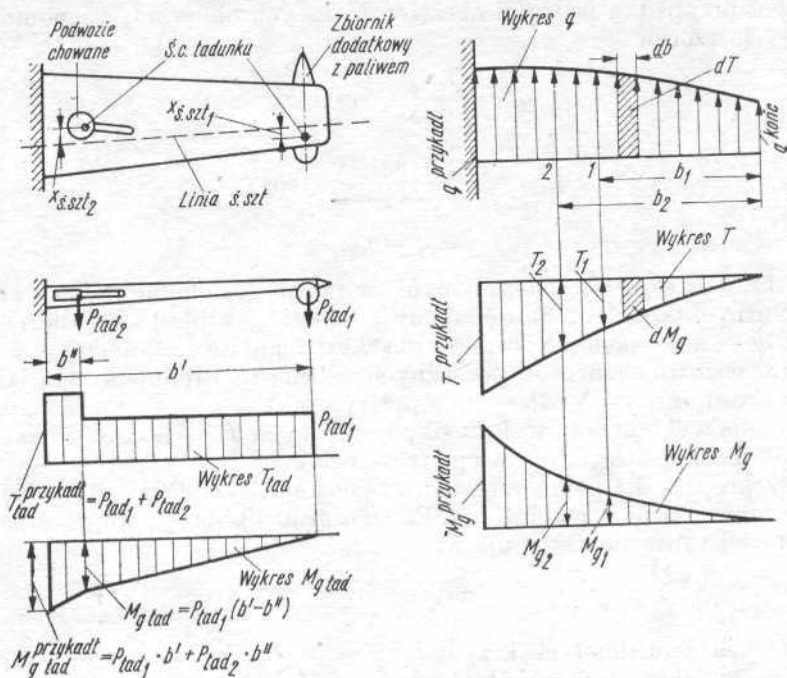
Wykresy T i M_g będziemy wykonywać dla różnicy

$$q = q_z - q_{\text{skrz}}$$

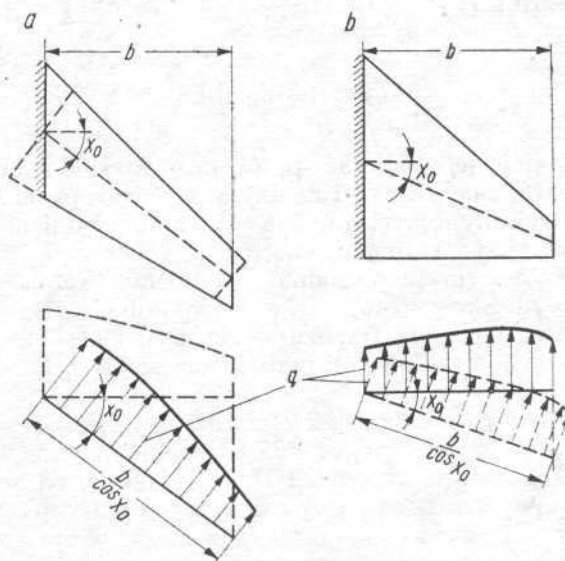
Wstępnie wykonujemy wykresy bieżących obciążeń q_z i q_{skrz} wzdłuż rozpiętości połowy skrzydła, wziawszy wartości cięciw c dla przekrojów skrzydła przy kadłubie, końca i kilku pośrednich. Mając te dane wykonujemy wykres q (rys. 3–66).

Dla skrzydeł skośnych wykres q , a także wykresy Q , $Q_{\text{ład}}$, M_g , $M_{g\text{ład}}$ dogodnie wykonywać według rzeczywistej długości skrzydła $\frac{b}{\cos \chi}$ wzdłuż jego osi. W tym celu zamieniamy w przybliżeniu skrzydło skośne na równe pod względem wielkości skrzydło proste (rys. 3–67a) i rozkładamy obciążenie wzdłuż długości $\frac{b}{\cos \chi_0}$, gdzie χ_0 — kąt skosu skrzydła wzdłuż jego osi.

*) Jest to równoznaczne dla pracy skrzydła w czasie rozpatrywania całego płata, jako belki o dwóch podporach (rys. 3–62).



Rys. 3-66. Wykresy obciążeń skrzydła



Rys. 3-67. Rozkład obciążeń ciągłych na skrzydłach o różnych obrysach

W tym przypadku wartości obciążeń bieżących obliczamy za pomocą następujących wzorów:

$$q_z = \frac{Q \cdot n_{\text{dop}} \cdot v}{S} c \cdot \cos \chi_0 \quad (3')$$

$$q_{\text{skrz}} = \frac{Q_{\text{skrz}} \cdot n_{\text{dop}} \cdot v}{S} c \cdot \cos \chi_0 \quad (4')$$

$$q = q_z - q_{\text{skrz}}$$

Dla skrzydła skośnego bez załamania w rzucie poziomym zestawu elementów podłużnych szkieletu, postępujemy podobnie jak przy skrzydle prostym (rys. 3-67b — linie ciągłe). Natomiast dla skrzydła delta z załamaniem w rzucie poziomym zestawu elementów podłużnych szkieletu postępujemy tak jak przy skrzydle skośnym (rys. 3-67b — linia przerywana).

Następnie wykonujemy wykres sił poprzecznych T pochodzących od rozłożonych obciążeń q skrzydła prostego (rys. 3-66).

W przekroju I siła poprzeczna równa się sumie wszystkich sił rozmieszczonych po prawej stronie przekroju I . Elementarna siła po prawej stronie przekroju I przedstawia się następująco:

$$dT = q \cdot db$$

gdzie:

db — element długości skrzydła,

q — zmienne obciążenie bieżące.

Suma elementarnych sił działających po prawej stronie przekroju I będzie wynosiła

$$T_1 = \int_0^{b_1} q \cdot db \quad (6)$$

Całkowanie wykonuje się od początku obliczania b (przekrój na końcu skrzydła) do przekroju I .

Analogicznie

$$T_2 = \int_0^{b_2} q \cdot db \text{ itd.}$$

Całkę (6) wygodnie jest obliczać sposobem wykreślno-analitycznym, jako pole wykresu ograniczone krzywą i rzędnymi q przekroju na końcu skrzydła ($b = 0$) i w rozpatrywanym przekroju I ($b = b_1$) z uwzględnieniem skali wykresu. Zasada ta znana jest z matematyki.

W praktyce pole wykresu wygodnie jest mierzyć sprowadzając szukane pole do pola trapezu. Skalę stosuje się w ten sposób, że przy obliczaniu pola powierzchni wykresu podstawę trapezu bierze się w metrach zgodnie ze skalą długości wykresu q , a wysokość trapezu bierze się w kG/m (N/m) zgodnie ze skalą q .

Określiwszy w ten sposób wartości T w kilku przekrojach skrzydła, odkładamy je od osi odciętej w wybranej skali i łącząc końce odcinków ciągłą krzywą, otrzymujemy wykresy sił poprzecznych T pochodzących od obciążeń rozłożonych. Wykresy sił poprzecznych $T_{\text{ład}}$ pochodzących od skupionych masowych sił wykonuje się według zwykłych zasad omawianych w opracowaniach o wytrzymałości materiałów, tj. kolejno sumuje się wszystkie siły po jednej stronie przekroju.

Przykład wykonywania wykresów $T_{\text{ład}}$ przytoczony jest na rys. 3-66. Znak wykresu $T_{\text{ład}}$ przeciwny jest znakowi wykresu sił poprzecznych T pochodzących od obciążeń rozłożonych.

Sporządzanie wykresów momentów zginających

Z opracowań o wytrzymałości materiałów znane nam jest twierdzenie Żurawskiego. Mianowicie pochodna momentu zginającego M_g wzdłuż długości belki daje siłę poprzeczną, tj.

$$T = \frac{dM_g}{db}$$

Stąd

$$dM_g = T \cdot db$$

oraz

$$M_g = \int_0^b T \cdot db \quad (7)$$

Tak więc wartość momentu zginającego w przekroju skrzydła może być otrzymana drogą całkowania wykresu sił poprzecznych T w granicach od przekroju końca skrzydła do przekroju rozpatrywanego.

Analogicznie jak w poprzednich obliczeniach całkowanie zamienia się, obliczeniem odpowiednich pól wykresu T . Całka $\int_0^b T \cdot db$ jest polem wykresu ograniczonym krzywą i rzędnymi T przy $b = 0$, $b = b_1$. Określanie skal wykresu T wykonuje się tak samo, jak było to przedstawione wyżej, tj. przy obliczaniu pola wykresu podstawę trapezu bierze się w metrach, a średnią wysokość trapezu w kilogramach zgodnie ze skalą T . Dokonawszy takich obliczeń dla kilku przekrojów otrzymujemy wartość M_g w tych przekrojach, według których sporządzamy wykres M_g (rys. 3-66).

Wykres momentów zginających pochodzących od sił masowych $M_{g\text{ład}}$ może być wykonany za pomocą całkowania wykresu $T_{\text{ład}}$. Będzie on miał szereg odcinków z załamaniami w miejscach przyłożenia sił masowych. Prościej wykres ten można otrzymać poprzez obliczenie sumy momentów znajdujących się z prawej strony przekroju dla kilku przekrojów.

Na przykład dla przekroju skrzydła przy kadłubie

$$M_{g\text{ład}}^{\text{przykadł}} = P_{\text{ład}1} \cdot b' + P_{\text{ład}2} \cdot b''$$

Wykres $M_{g\text{ład}}$ przedstawiony jest na rysunku 3-66. Znak wykresu przeciwny jest znakowi M_g pochodzącemu od obciążeń rozłożonych. Wykresy T i M_g dla skrzydeł skośnych i delta sporządza się analogicznym sposobem (patrz uwagi dotyczące sporządzania wykresu q).

Środek sztywności. Oś sztywności

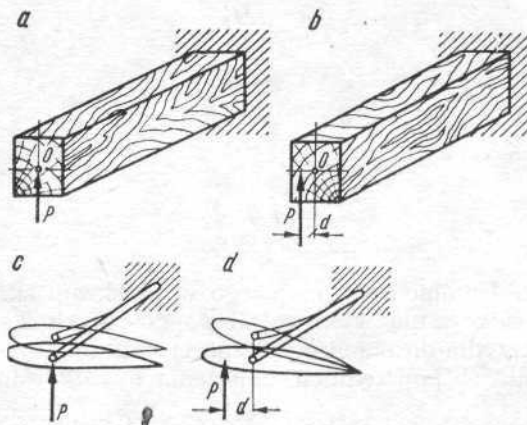
Rozpatrzmy zginaną belkę o przekroju prostokątnym z obciążeniem leżącym w płaszczyźnie symetrii przekroju (rys. 3-68a) i poza nią (rys. 3-68b). W przypadku b ma miejsce skrećanie belki — w odróżnieniu od przypadku a . Przy tym skrećanie będzie następowało względem punktu 0, leżącym na prze-

cięciu dwóch osi symetrii przekroju i moment skręcający może być określony na podstawie zależności

$$M_s = P \cdot d$$

gdzie d — odległość od linii działania siły do punktu 0.

Z tego wynika, że również w przekroju skrzydła znajduje się punkt, względem którego następuje skręcanie skrzydła. Siły przyłożone w danym punkcie nie wywołują skręcania skrzydła. Taki punkt nazywany jest środkiem sztywności przekroju*). Linia zaś przechodząca przez środki sztywności poszczególnych



Rys. 3-68. Określenie środka sztywności belki

nych przekrojów skrzydła wzdłuż jego rozpiętości nazywana jest osią sztywności lub linią środków sztywności. Na rysunku 3-68c pokazano odkształcenie skrzydła przez siłę przyłożoną w środku sztywności, a na rysunku 3-68d — przez siłę przyłożoną poza środkiem sztywności.

Położenie środka sztywności zależy od sztywności dźwigarów (ścianek wzdłużnych). Przy jednakowych ich odkształceniach (ugięciach, przesunięciach pochodzących od ścinania) skrzydło nie będzie ulegało skręcaniu, a siła będzie przyłożona w środku sztywności. Jednak w celu otrzymania jednakowych odkształceń przy różnej sztywności dźwigarów pożądane jest, aby siła była przyłożona w pobliżu najbardziej sztywnego dźwigara. Zatem środek sztywności powinien być przesunięty w kierunku najbardziej sztywnego dźwigara.

Położenie środka sztywności przekroju skrzydła w przybliżeniu oblicza się za pomocą następujących równań**).

Dla dwudźwigarowego skrzydła prostego (rys. 3-69a) oraz dla dwudźwigarowego skrzydła skośnego w odległości $\geq d$ od przekroju BC (rys. 3-69b).

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{J_{\text{tyln}}}{J_{\text{prz}} + J_{\text{tyln}}} \cdot d \\ b &= \frac{J_{\text{prz}}}{J_{\text{prz}} + J_{\text{tyln}}} \cdot d \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

gdzie J_{prz} , J_{tyln} — momenty bezwładności dźwigara przedniego i tylnego.

*) Nazywany jest on także środkiem zginania przekroju.

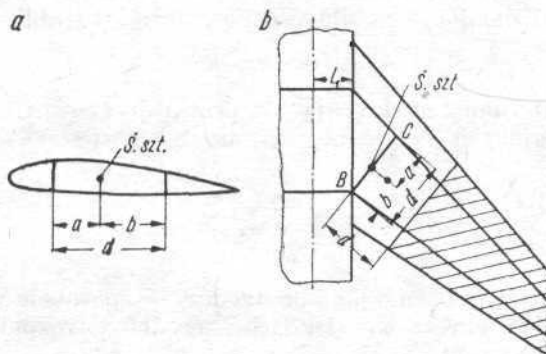
**) Podane są bez wyprowadzenia.

Dla dwudźwigarowego skrzydła skośnego (delta) w przekroju BC (rys. 3-69b).

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{J_{tyln} \cdot (1 + \bar{b}_\lambda)}{J_{prz} \cdot \bar{b}_\lambda + J_{tyln}(1 + \bar{b}_\lambda)} \cdot d \\ b &= \frac{J_{prz} \cdot \bar{b}_\lambda}{J_{prz} \cdot \bar{b}_\lambda + J_{tyln}(1 + \bar{b}_\lambda)} \cdot d \\ \bar{b}_\lambda &= \frac{b_1}{d} \cdot \frac{\cos^3 \chi}{\sin \chi} + \frac{1}{\operatorname{tg} \chi} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

gdzie χ — kąt skosu skrzydła wzdłuż linii jednej czwartej cięciw.

Na odcinku o długości d od przekroju BC linia środka sztywności może być w przybliżeniu otrzymana poprzez płynne połączenie linii środka sztywności odcinka zakreskowanego (rys. 3-69b), ze środkiem sztywności w przekroju BC .



Rys. 3-69. Określenie środka sztywności skrzydła prostego i skośnego

Dla jednodźwigarowych prostych i skośnych skrzydeł środek sztywności znajduje się na osi dźwigara.

Dla półskorupowych skrzydeł prostych i skośnych położenie środka sztywności oblicza się za pomocą wzorów (8) i (9), w których w miejscu momentów bezwładności J dźwigarów figurują pola przekrojów F ścianek dźwigarów (ścianek wzdłużnych).

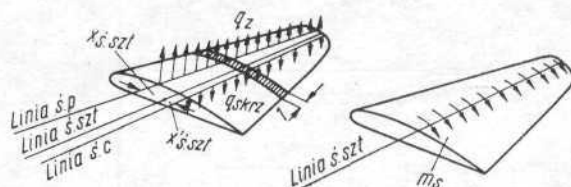
Jeżeli brak jest jeszcze danych odnośnie momentów bezwładności i powierzchni ścianek dźwigarów (np. w okresie wstępnego projektowania), to można zakładać, że moment bezwładności dźwigara jest proporcjonalny do kwadratu jego wysokości H^2 , a powierzchnia ścianki — do wysokości dźwigara H . Wówczas do wzorów (8) i (9) podstawiamy H^2 w miejsce J oraz H w miejsce F .

Sporządzanie wykresu momentów skręcających

Oznaczmy ramię bieżącej siły q_z (tj. odległość między środkiem parcia a środkiem sztywności w danym przekroju) przez x_{srst} , a ramię bieżącej siły q_{skrz} (tj. odległość między środkiem ciężkości a środkiem sztywności) przez x_{srst} . Nazywając moment skręcający działający na jednostkę długości skrzy-

dla bieżącym momentem skręcającym m_s [$\text{kg} \cdot \text{m/m}^*$], otrzymamy schemat skręcania skrzydła przedstawiony na rys. 3-70.

$$m_s = q_z \cdot x'_{srszt} + q_{skrz} \cdot x'_{srszt} \quad (10)$$



Rys. 3-70. Bieżące momenty skręcające pochodzące od obciążeń aerodynamicznych

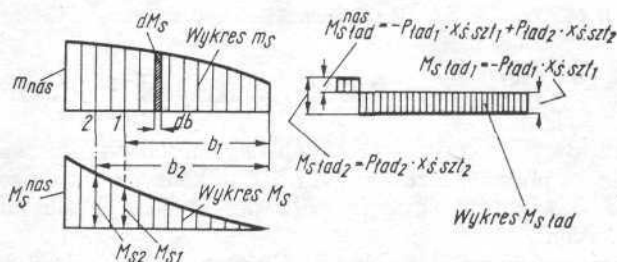
Z obliczonych w ten sposób wartości m_s dla kilku przekrojów sporządzamy wykres bieżących momentów skręcających m_s (rys. 3-71**). Moment skręcający dM_s , wywołany w którymkolwiek przekroju skrzydła przez bieżący moment skręcający działający na długość db , może być obliczony ze wzoru:

$$dM_s = m_s \cdot db$$

Zatem całkowity moment skręcający w przekroju I równy sumie wszystkich momentów skręcających na jednej stronie od rozpatrywanego przekroju wynosi

$$M_{sl} = \int_0^{b_1} m_s \cdot db \quad (11)$$

Całkę tę oblicza się tak samo jak i poprzednie — sposobem wykreślno-analitycznym, jako pole wykresu m_s od końca skrzydła do rozpatrywanego prze-



Rys. 3-71. Wykres bieżących momentów skręcających

kroju (sposób posługiwania się przy tym skalą podobny jest do omówionego wyżej).

Następnie obliczamy M_s w kilku przekrojach i sporządzamy wykres M_s . Umawiamy się przy tym odnośnie reguły znaków, mianowicie, jeżeli moment skręca skrzydło zwiększając kąt natarcia, to uważamy go za dodatni i odwrotnie.

Moment skręcający w rozpatrywanym przekroju zależny od skupionych obciążeń masowych, otrzymujemy jako sumę momentów względem osi sztyw-

*) Skracanie jednostek długości wymiaru wartości m_s nie jest celowe, ponieważ traci się przy tym fizyczne znaczenie bieżącego momentu skręcającego.

**) Wykres ten (rys. 3-71) może być sporządzony jako dalszy ciąg wykresów z rys. 3-66.

ności wszystkich sił rozmieszczonych po jednej stronie przekroju. Znaki momentów — tak jak poprzednio.

Oznaczając ramię siły względem osi sztywności przez $x_{\text{śr szł}}$ (rys. 3-66), otrzymamy wyrażenie momentu skręcającego pochodzącego od skupionych obciążeń masowych u nasady skrzydła.

$$M_{\text{ład skrz}}^{\text{nas}} = -P_{\text{ład 1}} \cdot x_{\text{śr szł 1}} + P_{\text{ład 2}} \cdot x_{\text{śr szł 2}}$$

Sporządzanie wykresów sumarycznych

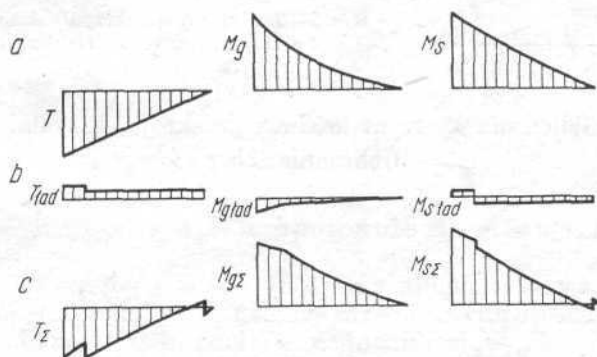
Otrzymawszy przytoczone wyżej wykresy obliczeniowe T , M_g , M_s pochodzące od obciążeń rozłożonych i skupionych możemy sporządzić wykresy sumaryczne.

$$T_{\Sigma} = T + T_{\text{ład}}$$

$$M_{g\Sigma} = M_g + M_{g\text{ład}} \quad (12)$$

$$M_{s\Sigma} = M_s + M_{s\text{ład}}$$

Sumowanie wartości T , M_g , M_s wykonuje się z uwzględnieniem znaków. Sumaryczne wykresy przedstawione są na rysunku 3-72.



Rys. 3-72. Wykresy sumaryczne T_{Σ} , $M_{g\Sigma}$, $M_{s\Sigma}$

Dla skrzydeł skośnych i delta sposób sporządzania wykresów M_s nie różni się od omówionego wyżej.

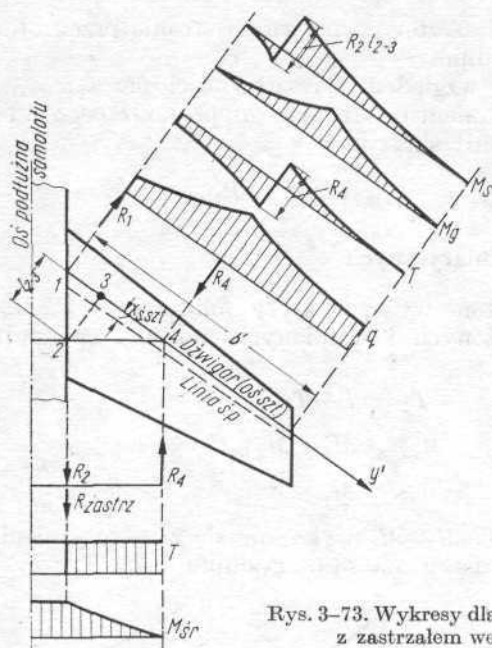
Rozpatrzmy właściwości sporządzania wykresów dla jednodźwigarowego skrzydła skośnego z zastrzałem wewnętrznym. Ograniczymy się tutaj do rozpatrzenia tylko obciążeń aerodynamicznych q_z .

Wykres q_z wykonujemy dla osi dźwigara, która jest osią sztywności (rys. 3-73). Z równowagi dźwigara znajdujemy reakcję kadłuba R_1 i reakcję głównej belki R_4 . Moment sił aerodynamicznych q_z względem osi sztywności równoważy się reakcją kadłuba R_2 w węźle 2, skąd znajdujemy

$$R_2 = \frac{\int_0^{b'} q_z \cdot x_{\text{śr szł}} \cdot dy'}{b_{2-3}}$$

Rozpatrując zastrzał wewnętrzny jako belkę opartą na kadłubie i obciążoną siłami R_4 i R_2 znajdujemy reakcję $R_{\text{zastrz}} = -R_4 + R_2$.

Sporządzamy wykres T , M_g dla dźwigara i zastrzału wewnętrznego oraz wykres M_s dla skrzydła (rys. 3-73).

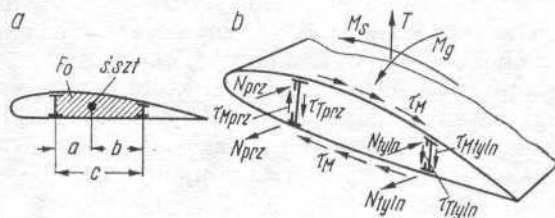


Rys. 3-73. Wykresy dla skrzydła skośnego z zastrzałem wewnętrznym

Obliczenia wytrzymałościowe przekroju skrzydła. Obliczanie żebier

Obliczanie przekroju skrzydła dźwigarowego

Przekrój skrzydła samolotu obciążony jest siłą poprzeczną T przyłożoną do środka sztywności przekroju oraz momentem zginającym M_g i momentem skręcającym M_s . Siła poprzeczna obciąża ścianki dźwigarów, które pracują na naprężenia styczne. Moment zginający obciąża pasy dźwigarów siłami poosiowymi, przy czym pasy pracują na naprężenia normalne. Skręcanie wywołuje naprężenia styczne w obrysie utworzonym ze ścianek dźwigarów i pokrycia międzydźwigarowego*). Rozpatrzmy pokrótce wyszczególnione wyżej naprężenia.



Rys. 3-74. Obciążenie przekroju skrzydła dwudźwigarowego

Omówmy sposób obliczania skrzydła dwudźwigarowego, prostego, skośnego lub typu delta, którego przekrój pokazany jest na rysunku 3-74a. Przede

*) W celu uproszczenia zadania, pracy pokrycia krawędzi natarcia na skręcenie nie bierzemy pod uwagę.

wszystkim rozłożmy siłę poprzeczną T i moment zginający M_g na dźwigar przedni i tylny. Ponieważ siła T przeniesiona jest do środka sztywności przekroju*), to rozkładając ją na dźwigary otrzymamy

$$T_{\text{prz}} = T \cdot \frac{b}{c}; \quad T_{\text{tyln}} = T \cdot \frac{a}{c} \quad (13)$$

gdzie:

T_{prz} — siła poprzeczna występująca w dźwigarze przednim,

T_{tyln} — siła poprzeczna występująca w dźwigarze tylnym.

Wartości a , b charakteryzujące położenie środka sztywności, otrzymujemy ze wzorów (8) i (9). Rozkład M_g i T na dźwigary jest jednakowy, tj.

$$M_{\text{prz}} = M_g \cdot \frac{b}{c}; \quad M_{\text{tyln}} = M_g \cdot \frac{a}{c} \quad (14)$$

Siła poosiowa N w pasie dźwigara

$$N = \pm \frac{M_g}{h}$$

gdzie h — odległość między środkami ciężkości przekroju poprzecznego pasów dźwigara (rys. 3-39).

Oznaczywszy przez H wysokość dźwigara (lub wysokość profilu w miejscu ustawienia dźwigara) i przyjąwszy $h \approx 0,95 H$, otrzymamy

$$N_{\text{prz}} = \pm \frac{M_{\text{prz}}}{0,95 \cdot H_{\text{prz}}}; \quad N_{\text{tyln}} = \pm \frac{M_{\text{tyln}}}{0,95 \cdot H_{\text{tyln}}} \quad (15)$$

Podzieliwszy siłę N działającą w pasie dźwigara na pole przekroju poprzecznego F dźwigara, otrzymamy naprężenie normalne

$$\sigma = \frac{N}{F} \leq \sigma_w \quad (16)$$

Otrzymane naprężenia w pasie ściskany (tak samo jak i w rozciągany), porównujemy z σ_w , ponieważ pas ściskany wzmocniony jest w dwóch płaszczyznach, dzięki czemu nie traci on stateczności.

Naprężenia w ścianie dźwigara określa się jako stosunek siły T do powierzchni przekroju ścianki dźwigara. Na przykład dla dźwigara przedniego

$$\tau_{T_{\text{prz}}} = \frac{T_{\text{prz}}}{F_{\text{prz}}} \approx \frac{T_{\text{prz}}}{0,95 \cdot H_{\text{prz}} \cdot \delta_{\text{prz}}} \quad (17)$$

Naprężenia pochodzące od skręcania w obrysie cienkościennym znajdujemy według wzoru Bredta

$$\tau_M = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta} \quad (18)$$

gdzie δ — grubość pokrycia (ścianki), dla której określa się naprężenie.

Ponieważ ścianka dźwigara obciążona jest naprężeniami stycznymi τ pochodzącymi od T i M_s , to

$$\tau = \tau_T \pm \tau_M \quad (19)$$

*) Dodając moment skręcający.

Sumowanie lub odejmowanie naprężeń zależy od kierunku momentu skręcającego. Jak wynika z rysunku 3-74b, na ścianie dźwigara przedniego naprężenia te odejmują się, zaś na ścianie tylnego dźwigara sumują się.

Naprężenia styczne τ występujące w ściankach dźwigarów oraz w pokryciu nie powinny przewyższać naprężeń krytycznych.

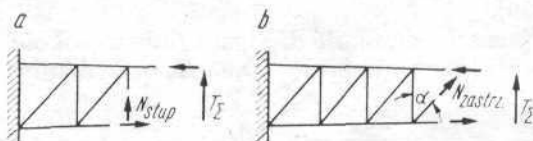
Graniczne naprężenia styczne przyjmowane dla ścianki duraluminiowej wynoszą w przybliżeniu 1500 kg/cm^2 (147 MN/m^2), a dla pokrycia duraluminiowego 1200 kg/cm^2 (118 MN/m^2), przy uwzględnieniu pracy pokrycia na naprężenia normalne.

Jeżeli weźmiemy dźwigar kratownicowy i gdy będziemy rozpatrywać go jako belkę z pasami równoległymi*), otrzymamy siły występujące w słupkach (rys. 3-75a) i zastrzałach (rys. 3-75b)

$$N_{\text{sł}} = T_{\Sigma}; \quad N_{\text{zastrz}} = \frac{T_{\Sigma}}{\cos \alpha}$$

Wytrzymałość słupków i zastrzałów powinna być sprawdzona na rozciąganie i wyboczenie podłużne, pod działaniem znalezionych sił.

Siły i naprężenia występujące w pasach dźwigara kratownicowego określa się tak samo jak dla dźwigara belkowego według wzorów (15) i (16).



Rys. 3-75. Do obliczeń dźwigara kratownicowego

Przykład określania obciążeń i obliczania przekroju skrzydła dźwigarowego

Rozpatrzmy przykład obliczania sprawdzającego przekroju dwudźwigarowego skrzydła prostego. Obliczanie przeprowadzimy dla obciążeń aerodynamicznych przypadku A_4 .

Odciążenie będące wynikiem działania sił masowych uwzględniamy w przybliżeniu, obniżając wartości obliczeniowe M_g i T^*) o 20%.

Dane wyjściowe (rys. 3-76, 3-77). Skrzydło o kształcie trapezu w rzucie poziomym. Dźwigary rozmieszczone są następująco: przedni rozmieszczony jest na 15% cięciwy, a tylny — 65% cięciwy. Wysokość dźwigarów jednakowa, wynosząca 0,54 m; $c_{2\max} = 1,4$; odpowiadający $c_M = -0,35$; odległość między żebrawi 400 mm; pokrycie duraluminiowe o grubości $\delta_{\text{pokr}} = 1,5 \text{ mm}$; $\sigma_{w.\text{dźwig}} = 120 \frac{\text{kg}}{\text{mm}^2} \left(1180 \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right)$; rozpiętość skrzydła $b = 20 \text{ m}$; cięciwy: $c_{\text{nas}} = 3,7 \text{ m}$, $c_{\text{końc}} = 1,85 \text{ m}$; pole powierzchni skrzydła $S = 55 \text{ m}^2$. Ciężar samolotu w locie $Q = 11\,000 \text{ kg}$ ($108\,000 \text{ N}$). Współczynnik przeciążenia dopuszczalnego przypadku A_1 : $n_A^{\text{dop}} = 8$; współczynnik bezpieczeństwa $v = 1,5$.

Sporządzanie wykresów. Określamy obciążenie obliczeniowe.

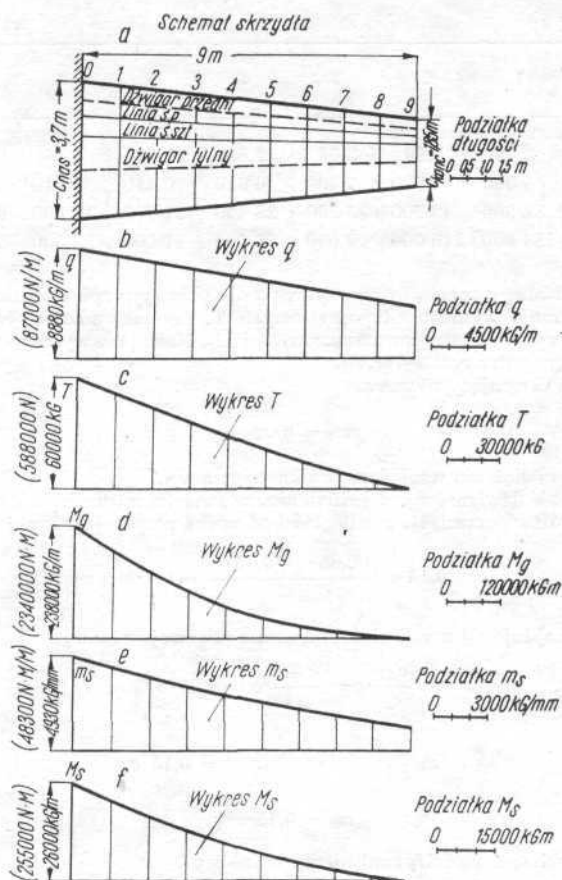
$$P_{\text{obl}} = Q \cdot n_A^{\text{dop}} \cdot v = 11\,000 \cdot 8 \cdot 1,5 = 132\,000 \text{ kg} \quad (1\,290\,000 \text{ N})$$

Bierzemy 10 przekrojów skrzydła (w odstępach 1-metrowych) i obliczamy dla każdego przekroju obciążenie bieżące q . Wartości cięciw należy wziąć z rysunku 3-76.

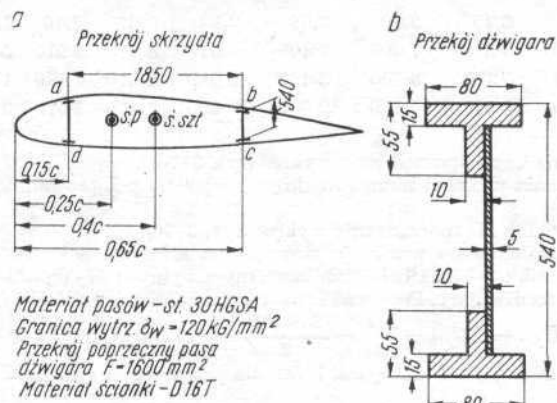
$$q = \frac{P_{\text{obl}} \cdot c}{S} = \frac{132\,000}{55} \cdot c = 2400 \cdot c \quad [\text{kg/m}]$$

Otrzymane wartości q , T i M_g dla różnych przekrojów wzdłuż rozpiętości skrzydła zapisujemy w tabelicy 3-1.

*) Wartości M_g nie obniżamy, ponieważ siły masowe mogą ją nawet zwiększyć.



Rys. 3-76. Do obliczeń przekroju skrzydła



Rys. 3-77. Przekrój skrzydła i dźwigara.
 Obliczanie obciążeń w przekroju skrzydła i dźwigara

Tablica 3-1

Nr przekroju	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
c [m]	3,7	3,49	3,29	3,08	2,88	2,67	2,46	2,26	2,05	1,85
q [kG/m]	8 800	8 380	7 900	7 400	6 910	6 410	5 910	5 430	4 920	4 440
T [kG]	60 000	51 300	43 200	35 500	28 400	21 700	15 500	9 880	4 680	0
M_g [kG·m]	238 000	184 000	140 000	99 000	67 500	41 000	22 500	9 500	2 350	0

Wybrawszy podziałkę q sporządzamy wykres q dla połowy rozpiętości skrzydła (rys. 3-76b).

W celu sporządzenia wykresu sił poprzecznych T , przeprowadzamy całkowanie graficzne wykresu q . Całkując wykres T otrzymujemy wartości M_g . Następnie wybrawszy podziałki T i M_g , sporządzamy wykresy (patrz rys. 3-76c, d).

Biezący moment skręcający równa się

$$m_s = q \cdot x_{sr\ sz}$$

gdzie $x_{sr\ sz}$ — ramię obciążenia względem środka sztywności.

Ponieważ wysokość dźwigarów jest jednakowa, w związku z tym środek sztywności znajduje się w środku między dźwigarami, tj. w odległości od noska przekroju równej

$$0,15 \cdot c + \frac{0,65 \cdot c - 0,15 \cdot c}{2} = 0,4 \cdot c$$

Środek parcia znajduje się w odległości od noska przekroju równej

$$\frac{c_M}{c_z} \cdot c = \frac{0,35}{1,4} \cdot c = 0,25 \cdot c$$

wówczas

$$x_{sr\ sz} = 0,4 \cdot c - 0,25 \cdot c = 0,15 \cdot c$$

a

$$m_s = 0,15 \cdot c \cdot q$$

Z kolei wyniki obliczeń m_s i M_s zapisujemy w tablicy 3-2.

Tablica 3-2

Nr przekroju	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
c [m]	3,7	3,49	3,29	3,08	4,88	2,67	2,46	2,26	2,05	1,85
q [kG/m]	8 880	8 380	7 900	7 400	6 910	6 410	5 910	5 430	4 920	4 440
m_s [kG·m/m]	4 930	4 390	3 900	3 420	2 980	2 570	2 180	1 840	1 520	1 230
M_s [kG·m]	26 000	21 500	17 100	13 600	10 300	7 470	5 070	3 080	1 365	0

Wybrawszy podziałkę m_s sporządzamy wykres (rys. 3-76e).

W celu sporządzenia wykresu momentu skręcającego M_s przeprowadzamy graficzne całkowanie wykresu m_s .

Wybrawszy podziałkę M_s sporządzamy wykres (rys. 3-76f).

Obliczenie przykadłubowego przekroju skrzydła na zginanie. Schemat przekroju skrzydła pokazany jest na rysunku 3-77a. Obciążenia bierzemy z wykresu M_g (rys. 3-76).

Rozkładamy M_g na dźwigary. Ponieważ środek sztywności dzieli odległość między dźwigarami na dwie połowy, to $M_{prz} = M_{tyln} = \frac{M_g}{2} = \frac{238\,000}{2} = 119\,000$ kG·m (1 170 000 N·m).

Znajdujemy siły N w pasach dźwigara, które dla przedniego i tylnego dźwigara równają się

$$N_{prz} = N_{tyln} = 0,8 \cdot \frac{M_{prz}}{0,95 H_{prz}} = 0,8 \cdot \frac{M_{tyln}}{0,95 H_{tyln}} = 0,8 \cdot \frac{119\,000}{0,95 \cdot 0,54} = 185\,000$$
 kG (1 815 000 N)

Współczynnik 0,8 uwzględnia odciążenie przez siły masowe.

Znając wartość siły działającej w pasie dźwigara, określamy naprężenie w pasie dźwigara (rys. 3-77b).

$$\sigma = \frac{N}{F} = \frac{185\,000}{1600} = 115\text{ kG/mm}^2 (1130\text{ MN/m}^2) < \sigma_w$$

Obliczenie przykładowego przekroju skrzydła na skręcanie i ścinanie. Zakładamy, że moment skręcający przejmowany jest przez obrys *abcd* (rys. 3-77a).

$$F_0 \approx 54 \cdot 185 = 10\,000\text{ cm}^2$$

$$\tau_{\text{pokr}} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{\text{pokr}}} = \frac{2\,600\,000}{2 \cdot 10\,000 \cdot 0,15} = 870\text{ kG/cm}^2 (85,2\text{ MN/m}^2) < \tau_w^{\text{pokr}}.$$

Ponieważ środek parcia znajduje się w przodzie przed środkiem sztywności (rys. 3-77a), to naprężenia występujące przy ścinaniu, które pochodzą od siły poprzecznej i skręcania sumuje się na przednim dźwigarze, a odejmuje na tylnym

$$\tau_{\text{prz}} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{\text{prz}}} + 0,8 \cdot \frac{T_{\text{prz}}}{0,95 H_{\text{prz}} \cdot \delta_{\text{prz}}} = \frac{2\,600\,000}{2 \cdot 10\,000 \cdot 0,5} + 0,8 \cdot \frac{30\,000}{0,95 \cdot 54 \cdot 0,5} =$$

$$= 1200\text{ kG/cm}^2 (118\text{ MN/m}^2) < \tau_w^{\text{ścian}}$$

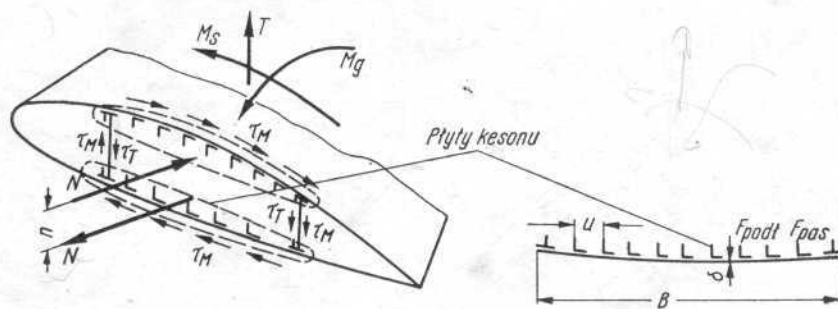
$$\tau_{\text{tyln}} = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{\text{tyln}}} - 0,8 \cdot \frac{T_{\text{tyln}}}{0,95 H_{\text{tyln}} \cdot \delta_{\text{tyln}}} = \frac{2\,600\,000}{2 \cdot 10\,000 \cdot 0,5} - 0,8 \cdot \frac{30\,000}{0,95 \cdot 54 \cdot 0,5} =$$

$$= 600\text{ kG/cm}^2 (66,5\text{ MN/m}^2) < \tau_w^{\text{ścian}}.$$

Tak więc obliczenie przypadku A_s wykazuje, że ścianka tylna dźwigara może być nieco cieńsza. Jednak wyprowadzenie to wymaga sprawdzenia również innych przypadków obliczeniowych.

Przykład obliczania przekroju skrzydła półskorupowego

Na rysunku 3-78 przedstawiono obciążenie prostego skrzydła półskorupowego. Moment zginający M_g obciąża dwie płyty kesonu siłami poosiowymi. Ścinanie pochodzące od siły poprzecznej i skręcania skrzydła półskorupowego zasadniczo nie różni się od odpowiedniego obciążenia



Rys. 3-78. Obciążenie przekroju skrzydła półskorupowego

zenia skrzydła dźwigarowego. Dlatego też obliczanie przekroju takiego skrzydła na ścinanie i skręcanie przeprowadza się tak samo jak obliczanie skrzydła dźwigarowego za pomocą wzorów (17), (18) i (19).

Poosiową siłę N obciążającą płyty oblicza się według wzoru

$$N = \pm \frac{M_g}{h}$$

gdzie h — odległość między środkami ciężkości płyt kesonu, która może być przyjęta w przybliżeniu jako 0,85 maksymalnej wysokości profilu w danym przekroju.

Naprężenie występujące w płycie rozciąganej otrzymamy, gdy rozdzielimy siłę N na pole powierzchni płyty*). Naprężenia te powinny być mniejsze od granicy wytrzymałości σ_w materiału

*) Poszczególne elementy płyty wykonane są z tego samego materiału.

plyty

$$\sigma_{roze\ pt} = \frac{N}{F_{roze}} = \frac{N}{\sum F_{pas} + n \cdot F_{podl} + B \cdot \delta} < \sigma_w \quad (20)$$

gdzie:

- $\sum F_{pas}$ — pole przekroju pasów dźwigarów lub ścianek wzdłużnych wchodzących w skład płyty rozciąganej,
- F_{podl} — pole przekroju podłużnicy,
- n — liczba podłużnic,
- B — szerokość płyty kesonu,
- δ — grubość pokrycia.

W celu określenia naprężeń w płycie ściskanej należy wprowadzić współczynnik redukcyjny ϕ pokrycia, uwzględniający utratę stateczności przez pokrycie ściskane, tj. stopień udziału pokrycia w pracy skrzydła przy zginaniu*).

Otrzymane naprężenia porównujemy z naprężeniami krytycznymi podłużnicy.

W ten sposób otrzymujemy

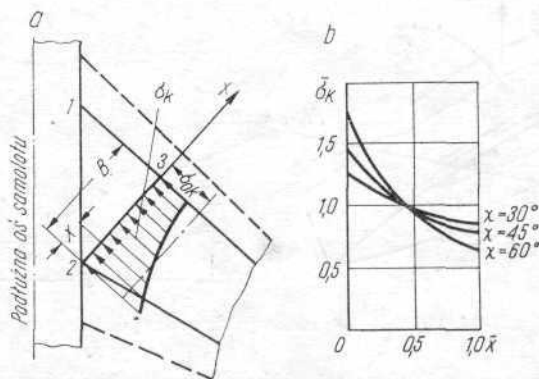
$$\sigma_{ścisk} = \frac{N}{\sum F_{pas} + n \cdot F_{podl} + \phi \cdot B \cdot \delta} < \sigma_{kr\ podl} \quad (21)$$

Wartość współczynnika redukcyjnego ϕ brana jest z danych doświadczalnych odnoszących się do płyt analogicznego typu jak rozpatrywana lub oblicza się go w przybliżeniu według wzoru

$$\phi \approx \frac{40 \cdot \delta}{u} \gtrless 1 \quad (22)$$

gdzie u — odległość między podłużnicami.

W półskorupowym skrzydle skośnym i w skrzydle delta mającym zalamanie elementów podłużnych w rzucie poziomym, jak było powiedziane wyżej, ma miejsce dociążenie tylnych elementów podłużnych i odcinków pokrycia oraz odciążenie przednich. Wykres rozkładu naprężeń normalnych σ_k w przekroju u nasady skrzydła, pochodzących od zginania płyty skrzydła skośnego pokazano na rysunku 3-79a. Na wykresie tym pokazany jest rozkład naprężeń $\sigma_{ok} = \text{const}$ bez



Rys. 3-79. Wykres rozkładu naprężeń normalnych w przekroju u nasady skrzydła

uwzględnienia skosu. Na wykresie 3-79b dane są przecinające się krzywe zależności $\bar{\sigma}_k = \frac{\sigma_k}{\sigma_{ok}}$ od względnego położenia punktu przekroju $\bar{x} = \frac{x}{B}$.

Posługując się tymi krzywymi dla dowolnej wartości x , znajdujemy $\bar{\sigma}_k$ i $\sigma_k = \bar{\sigma}_k \cdot \sigma_{ok}$. Oczywiście należy jednak wstępnie określić naprężenia σ_{ok} jak dla skrzydła prostego.

*) Zakłada się, że w rozpatrywanym skrzydle sztywność pasa dźwigara i podłużnicy jest jednakowa.

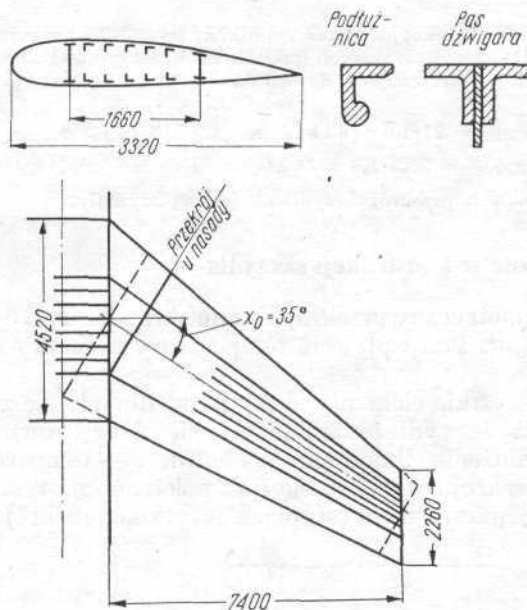
Przykład obliczenia przekroju półskorupowego skrzydła skośnego

Jako przykład, rozpatrzmy obliczanie sprawdzające przekroju u nasady półskorupowego skrzydła skośnego przedstawionego na rys. 3-80. Kąt skosu wzdłuż osi skrzydła $\chi_0 = 35^\circ$. Względna grubość profilu u nasady $\bar{g} = 15\%$.

Rozpatrzmy różne pod względem wielkości skrzydło proste (linia przerywana na rys. 3-80) o długości $\frac{b}{\cos \chi_0} = \frac{7,4}{\cos 35^\circ} = 9$ m i cięciwach: $c_{nas} = 4,52 \cdot \cos 35^\circ = 3,7$ m; $c_{końc} = 2,26 \cdot \cos 35^\circ = 1,85$ m, tj. o wymiarach przytoczonego wyżej skrzydła dwudźwigarowego (rys. 3-76). Dane wyjściowe przyjmujemy te same co dla wspomnianego skrzydła dwudźwigarowego. Dlatego wykresy T , M_g , M_s pozostają bez zmian (rys. 3-76).

Sposób obliczania na skręcanie i ścinanie nie różni się od przedstawionego wyżej, dlatego też powtarzać go nie będziemy.

Z kolei omówmy sposób obliczania przekroju skrzydła u nasady na zginanie.



Rys. 3-80. Obliczanie przekroju u nasady półskorupowego skrzydła skośnego

Najpierw obliczamy przekrój skrzydła prostego.

Dane:

$M_g = 210\,000 \text{ kG} \cdot \text{m}$ ($2\,060\,000 \text{ N} \cdot \text{m}$, rys. 3-76d),

$c_{nas} = 3,32 \text{ m}$ (rys. 3-76a),

$h = 0,85 \cdot g = 0,85 \cdot 0,15 \cdot 3,32 = 0,424 \text{ m}$.

$$N = 0,8 \cdot \frac{M_g}{h} = \frac{0,8 \cdot 210\,000}{0,424} = 396\,000 \text{ kG} \quad (388 \cdot 10^4 \text{ N})$$

Współczynnik 0,8 uwzględnia odciążenie przez siły masowe. Konstrukcja górnej (ściskanej) płyty kesonu ma następujące dane: grubość pokrycia $\delta_{pokr} = 1,5 \text{ mm}$ odległość między podłużnicami $u = 64 \text{ mm}$. Dźwigar wykonany jest z duraluminiowego wytłaczanego kształtownika PR 102-12 o polu przekroju $F_{podt} = 353 \text{ mm}^2$; $\sigma_w = 40 \text{ kG/mm}^2$ (392 MN/m^2) napężenie krytyczne $\sigma_{kr} = 28 \text{ kG/mm}^2$ (274 MN/m^2). Liczba podłużnic górnej płyty — 25. Pas dźwigara wykonany jest z dwóch duraluminiowych wytłaczanych kształtowników o polu przekroju

$$F_{dzw} = 2 \cdot 865 = 1730 \text{ mm}^2$$

Sprowadzona powierzchnia płyty ściskanej

$$F_{spr pl} = 2 \cdot F_{dzw} + 25 \cdot F_{podt} + \phi \cdot F_{pokr}$$

Współczynnik redukcyjny ϕ pokrycia w przybliżeniu określamy jako

$$\phi \approx \frac{40 \cdot 8}{u} = \frac{40 \cdot 15}{64} = 0,94$$

$$F_{sprpl} = 2 \cdot 1730 + 25 \cdot 353 + 1660 \cdot 1,5 \cdot 0,94 = 14\,650 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{ok\,ścisk} = \frac{396\,000}{14\,650} = 27 \text{ kG/mm}^2 \text{ (265 MN/m}^2\text{)}$$

Rozciągana płyta różni się od ściskanej liczbą podłużnic zmniejszoną do 14.

$$F_{rozc} = 2 \cdot 1730 + 14 \cdot 353 + 1660 \cdot 1,5 = 10\,900 \text{ mm}^2$$

$$\sigma_{ok\,rozc} = \frac{396\,000}{10\,900} = 36,3 \text{ kG/mm}^2 \text{ (356 MN/m}^2\text{)}$$

Następnie znajdujemy korekcyjne współczynniki $\bar{\sigma}_k$ (rys. 3-79b) w celu określenia naprężeń w bardziej obciążonych elementach tylnych (podłużnicach) skrzydła skośnego.

Dla $x = 0$, interpolując otrzymujemy $\bar{\sigma}_k \approx 1,6$.

Zatem

$$\sigma_{k\,ścisk} = 27 \cdot 1,6 = 43 \text{ kG/mm}^2 \text{ (421 MN/m}^2\text{)} > \sigma_{kr\,podł}$$

$$\sigma_{k\,rozc} = 36,3 \cdot 1,6 = 58 \text{ kG/mm}^2 \text{ (568 MN/m}^2\text{)} > \sigma_w$$

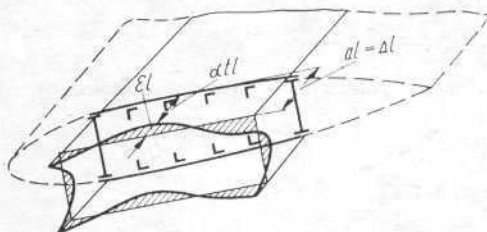
Z powyższego wynika że przekrój skrzydła nie jest wytrzymały.

Naprężenia termiczne w konstrukcji skrzydła

Rozpatrzmy symetryczny przekrój kesonu skrzydła (rys. 3-81) wykonanego z różnych materiałów. Pod wpływem temperatury elementy kesonu zmieniają swoją długość.

Załóżmy, że wszystkie elementy skrzydła wydłużyły się z powodu nagrzania do tego stopnia, że wydłużenie ich stało się różne i równe $at \cdot l$, gdzie a — współczynnik wydłużenia liniowego elementu, t — temperatura nagrzania.

Płaszczyzna przekroju wypaczy się (jak pokazano na rys. 3-81), a w przekroju naprężenia termiczne nie wystąpią. Faktycznie przekrój pozostanie nadal



Rys. 3-81. Działanie temperatury na elementy skrzydła półskorupowego

plaski, a odkształcenia wszystkich elementów będą jednakowe i równe $\Delta l = a \cdot l$.

Wówczas oczywiście naprężenia powstające w elementach będą uzależnione tylko od odkształcenia $a \cdot l - at \cdot l = \varepsilon \cdot l$ i od odkształcenia jednostkowego:

$$\varepsilon = a - at \quad (23)$$

Odpowiadające odkształceniu ε naprężenia

$$\sigma = \varepsilon \cdot E$$

Wprowadzamy współczynnik redukcyjny według modułów $\phi = \frac{E}{E_0}$ (patrz str. 53), gdzie E_0 — moduł sprężystości materiału przyjętego jako podstawowy.

Wówczas

$$\sigma = \varepsilon \cdot E_0 \cdot \varphi \quad (24)$$

Z równowagi kesonu nie poddanego obciążeniom zewnętrznym wynika, że suma rzutów wszystkich sił w przekroju na oś skrzydła równa jest zeru

$$\sum \Delta \sigma \cdot \Delta F = 0 \quad (25)$$

gdzie ΔF — pole powierzchni elementu (podłużnicy, wycinka pokrycia). Suma ta rozprzestrzenia się na cały przekrój.

Podstawiając do wzoru (25) wartości σ , ε z wzorów (24) i (23) otrzymamy

$$\sum_F (a - at) E_0 \cdot \varphi \cdot \Delta F = 0$$

$$a = \frac{\sum at \cdot E_0 \cdot \varphi \cdot \Delta F}{\sum E_0 \cdot \varphi \cdot \Delta F} \quad (26)$$

Podstawiając następnie wyrażenie (26) do wzoru (23) i otrzymany wynik do wzoru (24), otrzymamy ostatecznie

$$\sigma = \left(\frac{E_0 \cdot \sum_F \varphi \cdot at \cdot \Delta F}{\sum_F \varphi \cdot \Delta F} - E_0 \cdot at \right) \cdot \varphi \quad (27)$$

Wyznaczanie obciążeń działających na połączenia stykowe

Rozpatrzmy obciążenie węzłów łączących dwudźwigarowego skrzydła prostego (rys. 3-82).

Siły N działające na węzły stykowe w kierunku pasa dźwigara

$$N_{\text{prz}} = \frac{M_{\text{prz}}}{H'_{\text{prz}}}; \quad N_{\text{tyln}} = \frac{M_{\text{tyln}}}{H'_{\text{tyln}}} \quad (28)$$

gdzie:

M_{prz} , M_{tyln} — momenty zginające występujące w przednim i tylnym dźwigarze w miejscu styku otrzymane ze wzoru (14);

H'_{prz} , H'_{tyln} — odległość między sworzniami stykowymi dźwigarów.

Ponieważ

$$T_{M \text{ prz}} = T_{M \text{ tyln}} = \frac{M_s}{B}$$

to siła działająca na węzeł stykowy (np. przedni) będzie się równać*):

$$T_{\text{prz st}} = \frac{T_{\text{prz}} \pm T_{M \text{ prz}}}{2} = \frac{1}{2} \left(T_{\text{prz}} \pm \frac{M_s}{B} \right) \quad (29)$$

gdzie:

T_{prz} i $T_{M \text{ prz}}$ — siły poprzeczne działające na dźwigar, a pochodzące od zginania i skręcania,

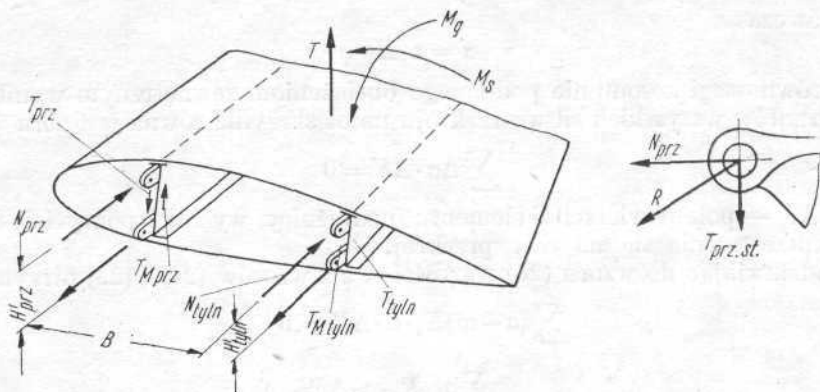
B — odległość między dźwigarami.

Znaki „+”, „-” zawarte w nawiasach zależą od kierunku momentu skręcającego. W ten sposób otrzymujemy obciążenie sworznia stykowego przez siłę (rys. 3-82):

$$R = \sqrt{N_{\text{prz}}^2 + T_{\text{prz st}}^2}$$

gdzie R — siła sumaryczna.

*) Zakładamy, że siła ta rozłożona jest jednakowo na górny i dolny węzeł.



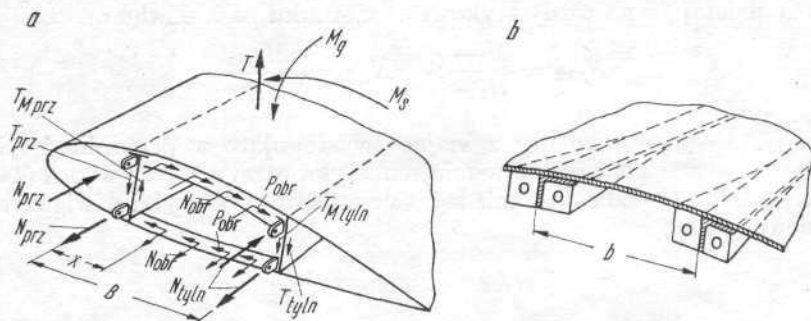
Rys. 3-82. Obciążenie węzłów łączących prostego skrzydła dwudźwigarowego

Teraz rozpatrzmy styk wzdłuż obrysu półskorupowego skrzydła prostego (rys. 3-83a).

Siły poosiowe N_{prz} , N_{tyln} działające na węzeł dźwigara i N_{obl} działające na jeden sworznie styku*) obrysowego znajdziemy, jeżeli założymy, że siła obciążająca płytę

$$N = \pm \frac{M_g}{h} \quad (30)$$

rozłożona jest na sworznie styku płyty proporcjonalnie do ich powierzchni rozerwania **) (lub do kwadratu średnic).



Rys. 3-83. Obciążenie połączenia stykowego skrzydła półskorupowego

Wówczas

$$\left. \begin{aligned} N_{prz} &= N \frac{f_{prz}}{\sum f_i} \\ N_{tyln} &= N \frac{f_{tyln}}{\sum f_i} \\ N_{obr} &= N \frac{f_{obr}}{\sum f_i} \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

*) W strefie ściskania sworznie styku nie pracują na siły poosiowe. Siły te przenoszone są bezpośrednio z jednej części skrzydła na drugą poprzez bezpośredni kontakt kątowników stykowych.

**) Jeżeli sworznie pracują na ścinanie, to bierzemy powierzchnię ścinania.

gdzie f — powierzchnia przekroju sworznia; suma rozprzestrzenia się na wszystkie sworznie płyty (górnej lub dolnej).

Pionowa siła poprzeczna działająca na jeden węzeł, na przykład na przedni węzeł dźwigara

$$T_{\text{prz st}} = \frac{T_{\text{prz}} \pm T_{M \text{ prz}}}{2} = \frac{1}{2} \left(T_{\text{prz}} \pm \frac{0,5 M_s}{B} \right) \quad (32)$$

Wzór ten podobny jest do wzoru (29) z tą tylko różnicą, że w przypadku skrzydła półskorupowego $T_{M \text{ prz}} = T_{M \text{ tyln}} = \frac{0,5 M_s}{B}$, tj. przyjmujemy, że reakcje pionowe występujące w postaci pary sił w dźwigarach wywoływane są jedynie przez połowę momentu skręcającego M_s . Druga połowa M_s przenoszona jest przez styk obrysowy w postaci sił P_{obr} . W skrzydle dźwigarowym cały moment skręcający daje na dźwigarach reakcje pionowe.

Siłę poziomą P_{obr} działającą na jeden sworznień styku obrysowego określa się ze wzoru

$$P_{\text{obr}} = \frac{0,5 M_s}{h} \cdot \frac{f_{\text{obr}}}{\sum f_i} \quad (33)$$

gdzie:

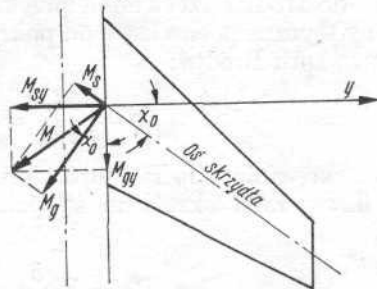
h — odległość między środkami ciężkości płyt (patrz rys. 3-78),

f_{obr} — powierzchnia ścinania sworznia obrysowego, w którym wyznacza się siłę.

Suma rozprzestrzenia się na wszystkie sworznie płyty pracującej na ścinanie pod wpływem P_{obr}^* .

W skrzydłach skośnych (delta) obciążenia w połączeniach stykowych określa się w przybliżeniu w sposób następujący. Najpierw należy wstępnie przejść od momentów M_g i M_s wziętych wzdłuż i względem osi skrzydła (rys. 3-67) do momentów M_{sy} i M_{gy} , działających w płaszczyźnie styku i prostopadłych do niej (rys. 3-84). W tym celu posługujemy się rysunkiem momentów w postaci wektorów skierowanych według reguły korkociągu.

Rys. 3-84. Rozkład momentu wypadkowego M na M_{gy} i M_{sy}



Następnie sposobem wykreślnym znajdujemy moment wypadkowy M i rozkładamy go na M_{gy} i M_{sy} (rys. 3-84). Analitycznie może to być wykonane w ten sposób, że:

$$\left. \begin{aligned} M_{gy} &= M_g \cdot \cos \chi_0 - M_s \cdot \sin \chi_0 \\ M_{sy} &= M_g \cdot \sin \chi_0 + M_s \cdot \cos \chi_0 \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

Znalezione wartości M_{gy} i M_{sy} podstawiamy do wzorów (14), (28)–(33) w miejsce M_g i M_s .

Położenie środka sztywności skrzydła skośnego (delta) niezbędne do rozłożenia M_g na dźwigary określa się według wzoru (9).

*) Zgodnie z rysunkiem 3-83, sworznie węzłów stykowych dźwigarów do sumy nie wchodzi, ponieważ nie pracują na ścinanie pod wpływem P_{obr} .

Dalsze określenie obciążeń nie różni się od przytoczonego wyżej sposobu dotyczącego skrzydła prostego.

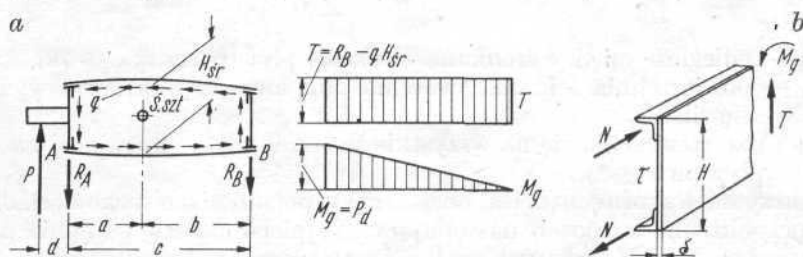
Znalezione przy pomocy wzoru (31) wartości N_{prz} , N_{tyln} , N_{obr} półskorupowego skrzydła skośnego należy pomnożyć przez współczynnik $\bar{\sigma}_{obr}$ wzięty z wykresu na rysunku 3-79b, zależny od względnej współrzędnej $\frac{x}{B}$ rozpatrywanego sworznia (rys. 3-83a).

$$N_{obr\chi} = \bar{\sigma}_{obr} \cdot N_{obr}$$

Obliczanie żeber

Wymiary konstrukcyjne i odpowiednie przekroje żeber zwykłych poddawane obciążeniom aerodynamicznym w zasadzie zapewniają im należytą wytrzymałość.

Rozpatrzmy sposób wyznaczania momentów zginających i sił poprzecznych oraz naprężeń występujących w przekroju żebra wzmocnionego, które przejmują obciążenia skupione. Żebro to łączy dźwigary w miejscu zamocowania goleni podwozia (rys. 3-85a). Żebro przenosi na skrzydło moment skręcający



Rys. 3-85. Obciążenie żebra wzmocnionego

$P(a+d)$, gdzie P — siła działająca, która pochodzi od goleni podwozia, $a+d$ — ramię siły do środka sztywności przekroju skrzydła. Na żebro będą działały bieżące siły styczne pochodzące od pokrycia i ścianek dźwigarów, które określa się według wzoru Bredta:

$$q = \frac{M_s}{2F_0} = \frac{P \cdot (a+d)}{2F_0} \quad (35)$$

Oprócz skręcania, siła P wywołuje także ścinanie żebra. Reakcje występujące na dźwigarach określane są położeniem środka sztywności względem dźwigara

$$R_A = P \cdot \frac{b}{c}; \quad R_B = P \cdot \frac{a}{c} \quad (36)$$

Z kolei na odcinku od podpory B do podpory A sporządzamy wykres sił poprzecznych T (rys. 3-85a). Na odcinku BA , tj. na całej długości rozpatrywanej środkowej części żebra.

$$T \approx \text{const} = R_B - q \cdot H_{sr}$$

gdzie H_{sr} — środkowa wysokość żebra (wysokość prostokąta, którym zostało umownie zamienione żebro).

Moment zginający M_g (wykres na rys. 3-85a) w punkcie B równa się 0, na odcinku od B do A zmienia się liniowo, a w punkcie A równa się

$$M_{gA} = P \cdot d$$

Do wyznaczania naprężeń w przekroju żebra wzory obliczeniowe nie różnią się od przytoczonych wyżej wzorów dla dźwigara, ponieważ konstrukcja żebra i dźwigara jest analogiczna (rys. 3-85b).

$$N = \frac{M_g}{0,95 H} \quad (37)$$

$$\sigma_{rozc} = \frac{N}{F_{rozc}} \leq \sigma_w; \quad \sigma_{ścisk} = \frac{N}{F_{ścisk}} \leq \sigma_{kr} \quad (38)$$

$$\tau = \frac{T}{0,95 H \cdot \delta} \leq \tau_w \quad (39)$$

gdzie:

F_{rozc} , $F_{ścisk}$ — powierzchnie przekroju rozciąganego i ściskanego pasa żebra,
 τ_w — dla duraluminium przyjmuje się 1500 kG/cm² (14 700 N/cm²).

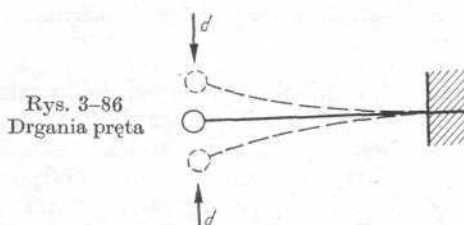
Flutter skrzydła

Pojęcia ogólne

Flutterem nazywamy samowzbudne drgania skrzydła lub usterzenia o szybko narastającej amplitudzie powstające podczas lotu samolotu.

Pod działaniem jednorazowego zewnętrznego zaburzenia (np. podmuchu wiatru) skrzydło w określonych warunkach lotu samolotu zaczyna drgać. Odchylenia skrzydła od jego początkowego położenia wzrastają tak gwałtownie w krótkim okresie czasu (1 ÷ 5 s), że konstrukcja może ulec uszkodzeniu. Źródłem drgań przy tym są siły wymuszające wywoływane przez samo skrzydło. Flutter przejawia się w postaci silnych drgań układu sterowania i całego samolotu oraz gwałtownie wzrastających drgań skrzydeł lub usterzenia. Zjawiska te są na tyle niebezpieczne, że podjęcie odpowiednich kroków nie dopuszczających do ich powstawania lub ograniczających je jest jednym z ważniejszych zadań w procesie budowy samolotu.

Przypomnimy niektóre określenia związane ze zjawiskiem flutteru. Wyprowadźmy pręt (rys. 3-86) ze stanu równowagi i pozostawmy go samemu sobie. Pręt będzie wykonywał drgania względem położenia równowagi ze zmniejszającymi się w czasie odchyleniami. Są to drgania zanikające. Liczba drgań pręta w jednostce czasu (sekundzie) nazywana jest często tkliwością drgań własnych.



Największe wychylenie ciała z położenia równowagi nazywane jest amplitudą. Powodem zmniejszania się amplitudy, tj. zanikania drgań, są siły tarcia w osadzeniu, tarcie cząsteczek materiału*) i siły oporu powietrza. Siły te na-

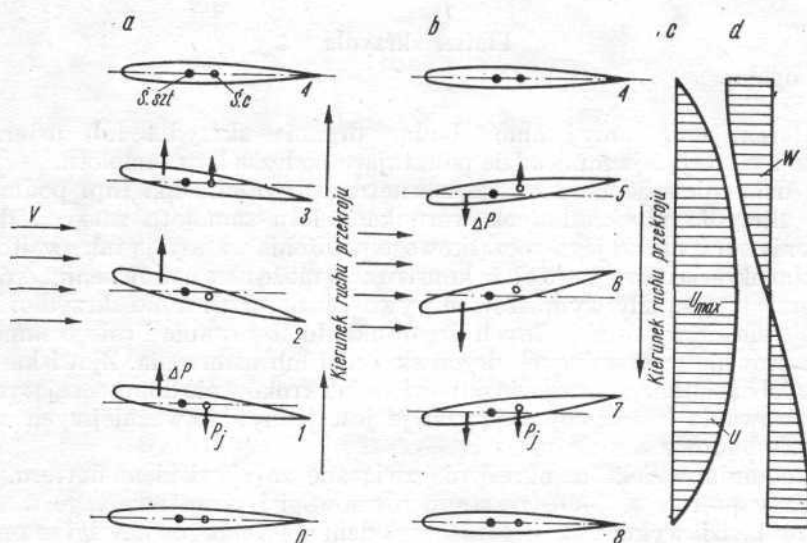
*) Podczas odkształcania się ciał poszczególne cząsteczki materiału przemieszczają się względem siebie, wywołując tarcie.

zywane są siłami tłumiącymi. Jeżeli w chwili największego wychylenia pręta przyłożymy do niego siłę skierowaną w kierunku ruchu pręta, siła ta będzie dążyła do zwiększenia amplitudy drgań pręta i jej systematycznego wzrostu. Siła taka nazywana jest siłą wymuszającą. Warunkiem wzrastania drgań jest przewaga energii (pracy) sił wymuszających nad pracą sił tłumiących. Częstotliwość zmian siły wymuszającej nazywana jest częstotliwością drgań wymuszonych układu.

Rozróżniamy dwa rodzaje flatteru: giętno-skrętny i giętno-lotkowy.

Flutter giętno-skrętny

Załóżmy, że skrzydło znajdujące się pod działaniem strumienia powietrza zostało wychylone (ugięte) nieco do dołu i pozostaje w takim położeniu (położenie 0 na rys. 3-87a). Lotka przy tym jest sztywno zamocowana.



Rys. 3-87. Giętno-skrętne drgania skrzydła

Ułatwiając sobie rozpatrywanie danego zagadnienia zakładamy, że samolot jest unieruchomiony, a strumień powietrza napływa z prędkością V . Na rysunku 3-87a pokazano środek sztywności i środek ciężkości przekroju, które w zwykłych konstrukcjach skrzydeł rozmieszczone są odpowiednio w odległości $38 \div 40\%$ i $42 \div 45\%$ cięciwy. Linia przerywaną oznaczone jest początkowe położenie cięciwy skrzydła. Pod wpływem sił sprężystości przekrój skrzydła przemieszcza się od położenia dolnego do położenia początkowego. Prędkość u pionowego przemieszczenia się skrzydła narasta począwszy od zera aż do maksimum w położeniu początkowym.

Następnie dzięki nagromadzeniu energii kinetycznej przekrój unosi się do góry ze zmniejszającą się prędkością, aż do zatrzymania się, po czym siły sprężystości zmuszają przekrój do przemieszczenia się w dół itd.

Wykres prędkości pionowej u ruchu przekroju skrzydła przytoczony jest na rysunku 3-87c, a wykres pionowego przyspieszenia W przekroju skrzydła — na rysunku 3-87d.

W położeniu środkowym 2 prędkość jest maksymalna, a przyspieszenie równa się zeru.

Przy ruchu przyspieszonym występują siły bezwładności poruszającej się masy skrzydła skierowane przeciwnie do przyspieszenia i przyłożone w środku ciężkości przekroju.

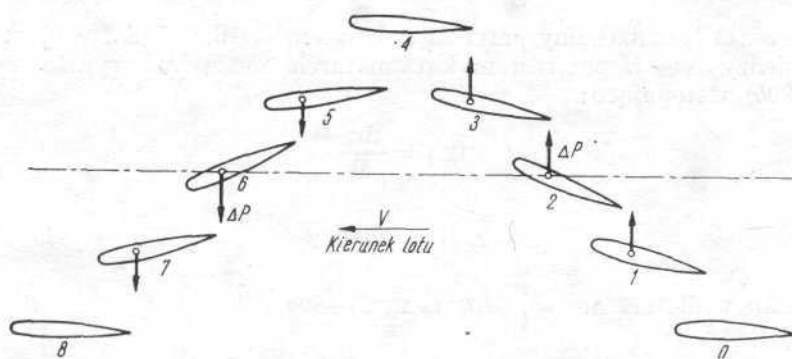
W czasie ruchu przekroju skrzydła, począwszy od położenia 0 do położenia 2 (rys. 3-87a), siła bezwładności skierowana jest w dół (przyspieszenie w górę). Powoduje ona skręcanie skrzydła względem środka sztywności, które zwiększa kąt natarcia przekroju. Środek ciężkości zaś odchodzi jak gdyby od środka sztywności. Podczas poruszania się od położenia 2 do położenia 4 przyspieszenie i siła bezwładności zmieniają znak, przekrój „rozkręca” się, kąt natarcia zmniejsza się i w położeniu 4 powraca do stanu początkowego. Środek ciężkości w tym czasie jak gdyby dąży do dopędzenia środka sztywności.

W ten sposób drganiom giętnym towarzyszą drgania skrętne.

Związek między położeniem skrzydła i kątem skręcania jest dość skomplikowany, ponieważ wartości sił sprężystości i bezwładności zmieniają się. Jednak widoczne jest, że we wszystkich położeniach pośrednich 1, 2, 3 przekroju zwiększa się kąt natarcia w porównaniu do położenia początkowego i w konsekwencji powstaje dodatkowa siła aerodynamiczna ΔP , która skierowana jest do góry, tj. w stronę ruchu skrzydła. Siła ΔP jest siłą wymuszającą. Wartość jej nie jest stała.

Rozpatrzmy teraz odwrotny ruch przekroju skrzydła (położenie 4-8, rys. 3-87b). Rozważając zagadnienie podobnie jak poprzednio zauważamy, że w czasie ruchu skrzydła do dołu od położenia 4 do położenia 8 kąty natarcia będą mniejsze niż przy położeniu początkowym, co równoznaczne jest dodaniu siły nośnej ΔP skierowanej do dołu, tj. siły wymuszającej.

W wyniku naszych rozważań nad drganiami skrzydła dochodzimy do wniosku, że na całej rozpiętości drgań na przekrój skrzydła działają siły wymuszające. Kolejne fazy ruchu przekroju skrzydła w czasie lotu przy flatterze giętno-skrętnym przedstawione są na rysunku 3-88. Na rysunku tym pokazany jest również kierunek sił wymuszających ΔP .



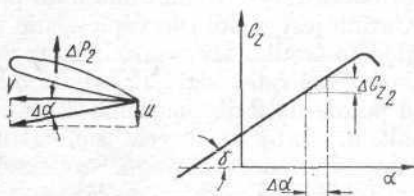
Rys. 3-88. Zmiany położenia przekroju w czasie lotu przy flatterze giętno-skrętnym

Omawiając wymienione wyżej zjawiska należy zaznaczyć, że oprócz siły wymuszającej ΔP występują także siły tłumiące, do których należą: siły tarcia w połączeniach i wewnętrzne siły tarcia ΔP_1 w materiale oraz siły aerodynamiczne ΔP_2 występujące przy drganiach giętnych.

Podczas ruchu przekroju skrzydła, na przykład w dół, do prędkości ruchu postępowego V dodaje się prędkość pionową u (rys. 3-89a), co powoduje

zwiększenie kąta natarcia o $\Delta\alpha$ i wystąpienie dodatkowej siły nośnej ΔP_2 skierowanej przeciw ruchowi, tj. nie dopuszczającej do powstawania drgań.

Jeżeli praca sił wymuszających większa jest od pracy sił tłumiących, wówczas energia układu wzrasta, wywołując „kolysanie” się układu, tj. flutter giętno-skrętny. Zjawisko to występuje na dużych prędkościach.



Rys. 3-89. Zależność między Δc_{z2} a przyrostem kąta natarcia

Jeżeli praca siły wymuszającej ΔP mniejsza jest od pracy sił tłumiących ΔP_1 i ΔP_2 (występuje to w czasie lotu z małą prędkością), to flutter nie występuje.

Wyjaśnijmy więc, od czego zależą siły ΔP , ΔP_1 , ΔP_2 .

Przy danej sztywności skrzydła aerodynamiczna siła wymuszająca ΔP — jak wiadomo z aeromechaniki — zależy od kwadratu prędkości samolotu

$$\Delta P = \Delta c_z \cdot \rho \cdot \frac{S \cdot V^2}{2} = k \cdot V^2 \quad (40)$$

gdzie k — współczynnik proporcjonalności.

Siła tarcia ΔP_1 nie zależy od prędkości lotu.

Aerodynamiczna siła tłumiąca ΔP_2 jest proporcjonalna względem pierwszego stopnia prędkości lotu, tj. $\Delta P_2 = k_1 \cdot V$, gdzie k_1 — współczynnik, który niezależny jest od prędkości. Rozpatrzmy to posługując się wzorami.

Aerodynamiczna siła tłumiąca

$$\Delta P_2 = \Delta c_{z2} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

gdzie przez Δc_{z2} oznaczamy przyrost c_z kosztem prędkości pionowej u . Zależność między Δc_{z2} a przyrostem kąta natarcia może być wyrażona (patrz rys. 3-89b) następująco:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\Delta c_{z2}}{\Delta \alpha}$$

skąd

$$\Delta c_{z2} = \Delta \alpha \cdot \operatorname{tg} \gamma$$

Jednak ponieważ $\Delta \alpha \approx \frac{u}{V}$ (patrz rys. 3-89a),

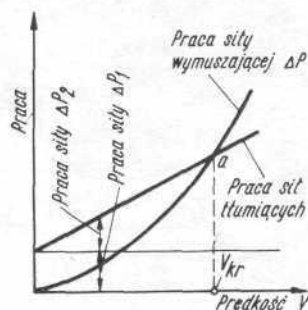
to

$$\Delta P_2 = \frac{u}{V} \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = k_1 \cdot V \quad (41)$$

Tak więc wpływ siły wymuszającej na dużych prędkościach jest znacznie większy niż wpływ sił tłumiących.

W takiej samej zależności od prędkości lotu znajduje się również praca tych sił. Zależność tę ilustruje rysunek 3-90, gdzie oznaczona jest sumaryczna praca sił tłumiących ΔP_1 i ΔP_2 oraz praca siły wymuszającej ΔP .

Punkt *a* — przecięcia się krzywych pracy sił wymuszających i tłumiących — wykazuje prędkość, przy której występuje flutter giętno-skrętny, jest to krytyczna prędkość flutteru giętno-skrętnego. Rozpoczynające się od tej prędkości drgania, powstające na skutek działania siły przypadkowej, będą się nasilały bez względu na impulsy zewnętrzne.

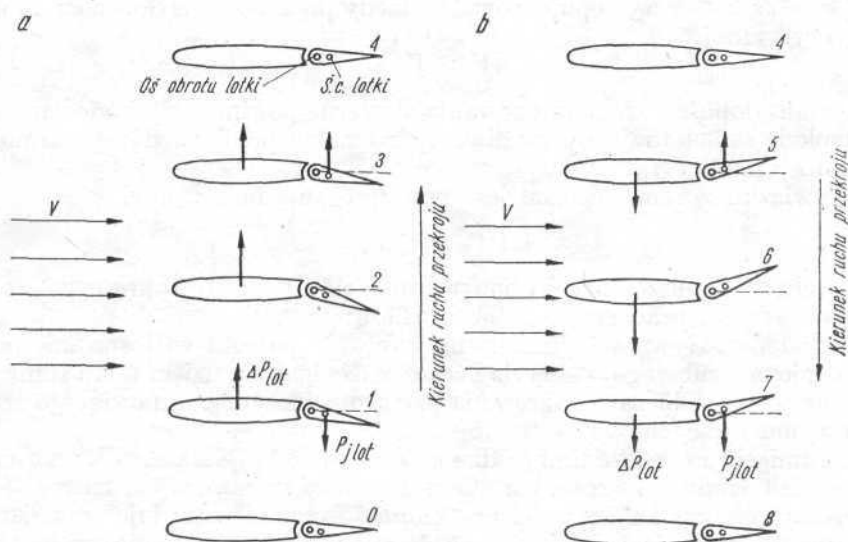


Rys. 3-90. Praca sił tłumiących ΔP_2 i ΔP_1 oraz praca siły wymuszającej ΔP

Flutter giętno-lotkowy

Rozpatrzmy z kolei drgania giętne skrzydła odznaczającego się dużą wytrzymałością na skręcanie, tj. takiego, które praktycznie nie ulega skręcaniu. Zakładamy przy tym, że przy istnieniu luzów w układzie sterowania i braku jego sztywności, lotka może się wychylić i że środek ciężkości przekroju lotki znajduje się poza osią jej obrotu.

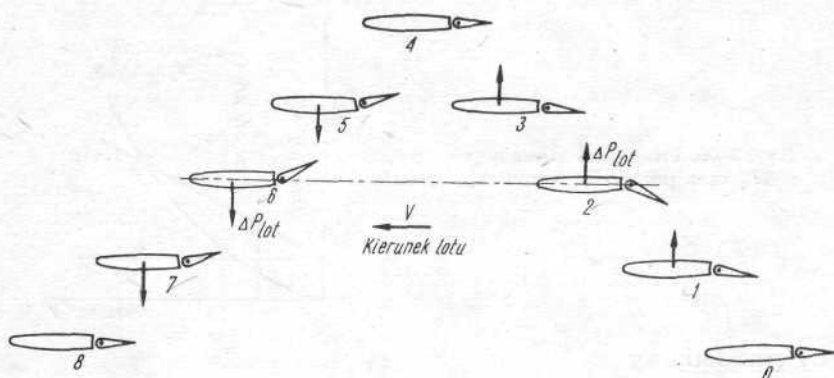
Zgodnie z poprzednimi rozważaniami odnotowujemy, że podczas ruchu przekroju skrzydła z dołu do góry, do położenia wyjściowego 2 (rys. 3-91a), siła bezwładności lotki $P_{j\text{lot}}$ przyłożona do jego środka ciężkości wywołuje wychylenie lotki do dołu i lotka jak gdyby odstaje od skrzydła. Pojawia się przy tym dodatkowa siła nośna ΔP_{lot} skierowana do góry. W położeniach 2-4 kierunek siły bezwładności zmienia się, lotka wraca do położenia wyjściowego, a siła ΔP_{lot} zmniejsza się. W ten sposób we wszystkich położeniach ruchu



Rys. 3-91. Giętno-lotkowe (sterowe) drgania skrzydła

skrzydła w górę występuje dodatkowa siła nośna skierowana do góry, która jest siłą wymuszającą. Takie zjawisko obserwuje się również w czasie ruchu przekroju skrzydła do dołu (rys. 3-91b).

Kolejne położenia przekroju skrzydła w czasie lotu przy flutterze giętno-lotkowym przedstawione są na rysunku 3-92.



Rys. 3-92. Kolejne położenia przekroju skrzydła w czasie lotu przy flutterze giętno-lotkowym

Oprócz rozpatrzonej siły wymuszającej ΔP_{lot} mają miejsce również jak i poprzednio siły tłumiące, tj. siły tarcia ΔP_1 i siła aerodynamiczna powstająca przy giętnych drganiach skrzydła ΔP_2 .

Przy działaniu siły wymuszającej przewyższającej pracę sił tłumiących występuje flutter giętno-lotkowy. Prędkość, przy której następuje to zjawisko, nazywana jest prędkością krytyczną flutteru giętno-lotkowego.

Sposoby zapobiegania flutterowi

Ponieważ flutter występuje wówczas, kiedy prędkość lotu dochodzi do wielkości krytycznej

$$V \geq V_{krl}$$

to aby nie dopuścić do występowania flutteru, powinno się budować takie konstrukcje samolotów, aby możliwa maksymalna prędkość danego samolotu była mniejsza od V_{krl} .

W związku z tym zalecane jest przestrzeganie nierówności

$$1,1 V_{max} \leq V_{krl} \quad (42)$$

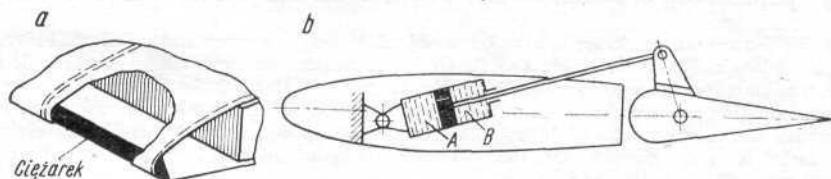
W celu niedopuszczenia do powstawania flutteru giętno-skrętnego stosuje się pewne środki zaradcze, do których należą:

- zwiększenie sztywności skrzydła na skęcanie poprzez zastosowanie odpowiedniego (grubszego) pokrycia i ścianek dźwigarów; dzięki temu zmniejsza się prawdopodobieństwo skęcania przekroju skrzydła, stanowiącego źródło sił wymuszających;
- przesunięcie do przodu linii środka ciężkości przekrojów skrzydła; normalne położenie środka ciężkości i środka sztywności pokazane jest na rys. 3-87; przesunięcie środka ciężkości przekroju do przodu powoduje zmniejszenie momentu siły bezwładności P_j na skutek skrócenia ramienia tej siły oraz zmniejszenie możliwości skęcania skrzydła.

Przesunięcie środka ciężkości osiąga się poprzez zwiększenie pokrycia krawędzi natarcia*) i racjonalne rozmieszczenie zespołów w skrzydle i na skrzydle (na przykład umieszczenie silnika na skrzydle zwiększa V_{krfl}).

Niekiedy w celu zwiększenia V_{krfl} konieczne jest odpowiednie obciążenie krawędzi natarcia skrzydła. Dokonuje się tego jednak w końcowej jego części, która ma największy wpływ na przebieg flatteru (rys. 3-22), a nie na całej długości.

Zasadniczym środkiem zaradczym przeciwko flatterowi giętno-lotkowemu jest stosowanie tzw. kompensacji ciężarowej lotki, która polega na przesunięciu środka ciężkości lotki możliwie jak najbliżej osi obrotu, aż do połączenia się ich. W celu zwiększenia efektu tłumienia drgań stosuje się również tzw. przekompensowanie ciężarowe polegające na przesunięciu środka ciężkości lotki przed jej oś obrotu. W drugim przypadku lotka pod działaniem sił P_{jlot} wychyla się w kierunku odwrotnym do przedstawionego na rysunku 3-91. Dodatkowa siła nośna przekształca się tutaj z siły wymuszającej w siłę tłumiącą. Kompensację ciężarową (przekompensowanie) przeprowadza się przez umieszczenie w nosku lotki specjalnych ciężarków (rys. 3-93a). Jednak stosowanie ciężarków zwiększa ciężar konstrukcji skrzydła.



Rys. 3-93. Środki zapobiegające flatterowi

Zwiększenie V_{krfl} może być osiągnięte za pomocą tłumików (rys. 3-93b), które w czasie wychylania lotek wytwarzają dodatkowe siły tłumiące. Następuje to w ten sposób, że podczas wychylenia lotki, związany z nią tłok A przemieszcza się w cylindrze B napełnionym odpowiednią cieczą (np. mieszaną spirytusu i gliceryny). Tłok ma nieduże otwory, przez które przepływa ciecz w czasie wychylania się lotki, stwarzając pewien opór. W czasie powolnego wychylania lotki występuje niewielka siła oporu cieczy. Natomiast podczas szybszego wychylania lotki, siła oporu cieczy wzrasta, ponieważ siła ta proporcjonalna jest do kwadratu prędkości ruchu cieczy.

Zmniejszenie luzów w układzie sterowania, umożliwiających swobodę wychylania lotek pod wpływem sił bezwładności, również zwiększa V_{krfl} .

Wpływ niektórych parametrów na V_{krfl}

Z odpowiednim kształtem skrzydła w rzucie poziomym związany jest rozkład masy skrzydła wzdłuż jego rozpiętości. Odporność skrzydła na skręcanie również zależy od jego kształtu w rzucie poziomym.

Przeprowadzone w CAGI obliczenia porównawcze wykazały, że najmniejszą krytyczną prędkością flatteru odznacza się skrzydło prostokątne, a największą — trójkątne.

*) Przedsięwzięcie to korzystnie wpływa również na zwiększenie odporności skrzydła na skręcanie, na polepszenie własności aerodynamicznych skrzydła oraz na zmniejszanie nagrzewania aerodynamicznego.

Wydłużenie skrzydła i jego skos wpływają na V_{krfl} przez intensywność narastania c_z do α , która charakteryzuje się wartością $\frac{dc_z}{d\alpha} = \operatorname{tg} \gamma$ (rys. 3-89) i uzależnia wzrost sił wymuszających.

W skrzydle o małym wydłużeniu i dużym skosie wartość $\operatorname{tg} \gamma$ jest stosunkowo mała, a V_{krfl} wzrasta.

Liczba Ma lotu również wpływa na kąt nachylenia krzywej c_z do α (na $\operatorname{tg} \gamma$). Przy prędkościach poddźwiękowych wraz ze wzrostem Ma zwiększa się $\operatorname{tg} \gamma$, a V_{krfl} obniża się. Przy prędkościach naddźwiękowych wraz ze wzrostem Ma zmniejsza się $\operatorname{tg} \gamma$, a V_{krfl} wzrasta.

Wraz ze zwiększeniem się wysokości lotu, V_{krfl} rośnie, ponieważ zmniejszenie gęstości powietrza ρ hamuje wzrost sił wymuszających.

Mechanizacja skrzydła

Mechanizacja skrzydła służy do zwiększenia jego siły nośnej, a w wielu przypadkach również do zwiększenia oporu. Niektóre typy mechanizacji poprawiają poprzeczną stateczność i sterowność na dużych kątach natarcia.

Możliwość otrzymania skrzydła o zwiększonej sile nośnej pierwszy uzasadnił w 1910 r. S.A. Czapygin, członek Akademii Nauk ZSRR. On to zaproponował wykonanie w skrzydle kilku szczelin, rozcinających go wzdłuż rozpiętości. Na dużych kątach natarcia poprzez szczeliny przechodzą strumienie powietrza, które zdmuchują warstwę przysięnną z górnej powierzchni skrzydła. Pierwsze samoloty ze skrzydłami zmechanizowanymi zbudowano w końcu lat dwudziestych i na początku lat trzydziestych. Od 1935—1937 r. skrzydła zmechanizowane zaczęto stosować prawie we wszystkich samolotach.

Mechanizację skrzydła wykorzystuje się przede wszystkim w czasie startu i lądowania samolotu. Na przykład zastosowanie mechanizacji skrzydła w czasie lądowania pozwala na zmniejszenie powierzchni skrzydła bez zwiększania prędkości lądowania. Wiadomo bowiem, że prędkość lądowania oblicza się według wzoru:

$$V_{lad} = \mu \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{c_{z \max} \cdot \rho_0 \cdot S}} \quad (43)$$

gdzie μ — współczynnik uwzględniający wpływ ziemi.

Jeżeli prędkość lądowania V_{lad} jest ograniczona, powierzchnia skrzydła może być tym mniejsza, im jest większy $c_{z \max}$. Zmniejszenie powierzchni skrzydła pozwala na zmniejszenie również innych wymiarów samolotu. W ten sposób możliwe jest obniżenie ogólnego oporu czołowego samolotu, co przyczynia się do zwiększenia prędkości maksymalnej samolotu.

Ponadto zastosowanie mechanizacji skrzydła zwiększa c_z na kątach natarcia mniejszych od krytycznych, odpowiadających odpowiednim warunkom rozbiegu i startu. Pozwala to na skrócenie długości rozbiegu podczas startu oraz długości dobiegu podczas lądowania samolotu.

Zastosowanie mechanizacji skrzydła podczas lądowania pozwala również wskutek zwiększenia oporu czołowego na zmniejszenie długości dobiegu samolotu po wyładowaniu.

Właściwości niektórych rodzajów mechanizacji skrzydeł polegają na tym, że wraz ze wzrostem c_z ma miejsce gwałtowne zwiększenie oporu skrzydła, to znaczy, że obniżenie się doskonałości samolotu wykorzystuje się do zwiększenia kąta szybowania.

Z aerodynamiki samolotu wiadomo, że kąt szybowania θ jest tym większy,

im mniejsza jest $D = \frac{c_z}{c_x}$, ponieważ $\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{D}$. Zwiększenie kąta szybowania θ ważne jest do obliczeń szybowania przed lądowaniem, zwłaszcza przy niedużych rozmiarach wycinka terenu przeznaczonego do lądowania i zasłoniętych podejściach do niego.

Oprócz tego mechanizacja skrzydła może być stosowana do „hamowania” samolotu w czasie lotu w celu zwiększenia jego manewrowości (np. zmniejszenia promienia zakrętu myśliwca) lub ograniczenia jego prędkości. W tych przypadkach mechanizacja skrzydła znacznie zwiększa $c_{x\text{sam}}$.

Mechanizacja skrzydła powinna spełniać następujące zasadnicze wymagania:

- możliwe duże zwiększenie $c_{z\text{max}}$,
- nieznaczne zwiększenie krytycznego kąta natarcia (przy którym c_z będzie maksymalny), ponieważ w przeciwnym przypadku w celu zapewnienia prawidłowego lądowania w warunkach $c_{z\text{max}}$ potrzebny byłby duży kąt natarcia i bardzo wysokie podwozie,
- małe przesunięcie środka parcia skrzydła wzdłuż cięciwy, w przeciwnym razie zastosowanie mechanizacji wywołuje znaczne momenty podłużne naruszające równowagę samolotu,
- minimalne pogorszenie aerodynamicznych własności samolotu przy niewykorzystaniu mechanizacji, tj. podczas lotu normalnego,
- maksymalna wartość stosunku $\frac{c_z}{c_x}$ przy częściowo wykorzystywanej mechanizacji przy starcie samolotu.

Mechanizacja skrzydła powinna odpowiadać także ogólnym wymaganiom dotyczącym uproszczenia konstrukcji samolotu, zwiększenia niezawodności jej działania i osiągnięcia małego ciężaru.

Rodzaje mechanizacji. Klasyfikacja

We współczesnych samolotach stosuje się dwa zasadnicze rodzaje mechanizacji (rys. 3–94), do których zalicza się:

- 1) mechanizacja zwiększająca siłę nośną samolotu,
- 2) mechanizacja zwiększająca tylko opór czołowy samolotu.

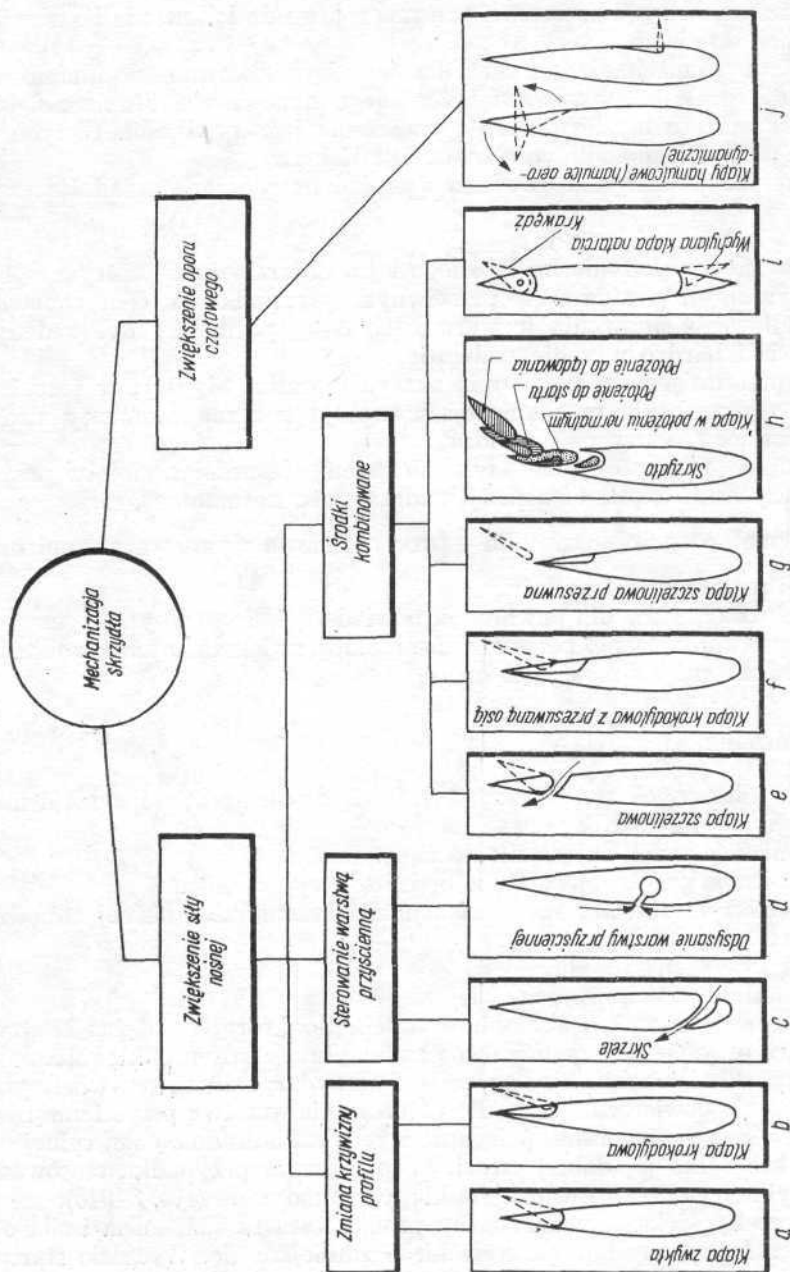
W pierwszym rodzaju mechanizacji zwiększenie siły nośnej zapewniane jest przez:

- zmianę krzywizny profilu,
- sterowanie warstwą przyścienną,
- zastosowanie sposobów kombinowanych, do których należą: sterowanie warstwą przyścienną z jednoczesną zmianą krzywizny profilu; zmiana krzywizny profilu i zwiększenie powierzchni skrzydła; zmiana krzywizny profilu, zwiększenie powierzchni skrzydła i sterowanie warstwą przyścienną.

Zmiana krzywizny profilu polega na wychylaniu do dołu całej tylnej części skrzydła lub tylko jej dolnej części. W pierwszym przypadku stosowane są klapy zwykłe (rys. 3–94a), w drugim klapy krokodylowe (rys. 3–94b).

Na skutek zwiększenia krzywizny profilu wzrasta siła nośna i siła oporu skrzydła, a krytyczny kąt natarcia nieco mniejsza się. W czasie startu samolotu kłapa wychyla się o niewielki kąt $15 \div 20^\circ$, a przy lądowaniu o kąt $40 \div 50^\circ$.

Sterowanie warstwą przyścienną polega na zdmuchiwanie jej, lub odsysaniu. W celu umożliwienia zdmuchiwania warstwy przyściennej przednią część skrzydła na odcinku jego rozpiętości wykonuje się w postaci oddzielnego



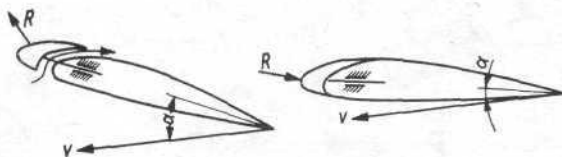
Rys. 3-94. Klasyfikacja zasadniczych rodzajów mechanizacji

mechanizmu nazywanego slotami (skrzelami), które gdy nie są wychylone, szczelnie przylegają do skrzydła, a gdy są wychylone — tworzą wraz ze skrzydłem szczelinę profilowaną (rys. 3-94c). Strumień powietrza przechodzący przez szczelinę podczas opływu skrzydła na dużych kątach natarcia odznacza się dużą prędkością i dużą energią kinetyczną. Strumień ten skierowany na górną powierzchnię skrzydła powoduje przesunięcie do tyłu punktu oderwania warstwy przyściennej, to jest w kierunku krawędzi spływu. Dzięki temu uzyskuje się wzrost $c_{z\max}$ i α_{kr} .

Zwiększenie kąta krytycznego α_{kr} utrudnia stosowanie slotów podczas lądowania samolotu, ponieważ wymaga to znacznego zwiększenia długości goleni podwozia. Sloty wykorzystuje się czasami do zwiększenia α_{kr} w czasie lotu (polepsza to przeciwkorkociągowe charakterystyki skrzydła) oraz do polepszenia pracy lotek przy dużych kątach natarcia. W tym przypadku sloty ustawia się naprzeciw lotek.

Wyróżnia się następujące rodzaje slot: sloty stałe — sztywno związane ze skrzydłem i sloty automatyczne. Wysunięcie się automatycznych slotów następuje pod wpływem sił aerodynamicznych — automatycznie. Dokonuje się to w ten sposób, że przy małych kątach natarcia skrzydła siły aerodynamiczne przyciskają sloty do skrzydła, a na dużych kątach natarcia — wysuwają je do przodu (rys. 3-95).

Odsysanie warstwy przyściennej — jako samodzielny rodzaj mechanizacji, stosuje się dość rzadko ze względu na znaczną złożoność konstrukcyjną tego rodzaju mechanizacji. Sposób ten polega na rozrzedzeniu powietrza na górnej



Rys. 3-95. Siły działające na sloty przy różnych kątach natarcia

powierzchni skrzydła poprzez odsysanie warstwy przyściennej przez szczeliny znajdujące się w pokryciu za pomocą specjalnych wentylatorów (rys. 3-94d).

Kombinowane rodzaje mechanizacji stanowią połączenie w jednym zespole wymienionych wyżej rodzajów mechanizacji.

Kłapa szczelinowa (rys. 3-94e) powoduje przyrost siły nośnej przez zwiększenie krzywizny profilu oraz przez odsysanie warstwy przyściennej dzięki istnieniu szczeliny profilowej między skrzydłem i kłapą. Wychodzący ze szczeliny z dużą prędkością strumień powietrza wywołuje rozrzedzenie powietrza w tylnej części profilu i odsysając warstwę przyścienną powoduje przesunięcie do krawędzi spływu punktu oderwania strumienia od skrzydła.

Kłapa krokodylowa przesuwna (rys. 3-94f) zmienia krzywiznę profilu oraz powiększa powierzchnię skrzydła.

Kłapa szczelinowa przesuwna*) (rys. 3-94g) stanowi profilowaną kłapę zamocowaną w tylnej dolnej części skrzydła. Kłapa ta zapewnia zmianę krzywizny profilu, zwiększenie powierzchni skrzydła oraz „efekt szczelinowy”, tj. przesunięcie punktu oderwania warstwy przyściennej w kierunku tylnej krawędzi skrzydła. Kłapy przesuwne są obecnie najbardziej rozpowszechnione. W celu dalszego podniesienia skuteczności kłap przesuwnych, zastosowano na nich

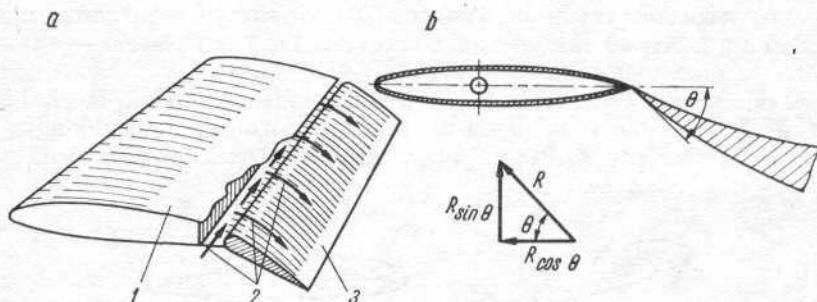
*) Kłapa Fowlera

deflektory (sloty, rys. 3-94*h*). Taki rodzaj mechanizacji otrzymał nazwę dwuszczelinowych klap przesuwnych.

W samolotach o prędkościach naddźwiękowych o cienkich profilach skrzydeł i ostrej krawędzi natarcia stosowane są wychylające się krawędzie natarcia (rys. 3-94*i*). W położeniu normalnym (nie wychylonym) ostra krawędź doprowadzałaby do odrywania się strumienia powietrza na dużych kątach natarcia. Podczas wychylania do dołu krawędź natarcia ustawia się wzdłuż strumienia, co opóźnia jego oderwanie i doprowadza do zwiększenia $c_{z \max}$.

Ponieważ wychylająca się krawędź natarcia jednocześnie zwiększa α_{kr} , celowe jest stosowanie jej łącznie z klapą przesuwaną.

Dalsze podwyższanie efektu mechanizacji osiąga się przez zastosowanie klap ze zdmuchiwaną warstwą przyściennej (rys. 3-96*a*) i klap strumieniowych (rys. 3-96*b*), które znajdują się obecnie w fazie doświadczeń. W tych przypadkach wykorzystuje się do tego celu powietrze ze sprężarek silników turboodrzutowych lub turbośmigłowych albo gazy spalinowe. Doświadczenia wykazują, że przy zdmuchiwaniu warstwy przyściennej z opuszczonej do dołu



Rys. 3-96. Środki podwyższające skuteczność mechanizacji skrzydła
1 — skrzydło, 2 — gazy spalinowe, 3 — klapa

klapy możliwe jest zwiększenie $c_{z \max}$ skrzydła o 2,5÷3,0 razy. Jeszcze większe zwiększenie siły nośnej skrzydła można osiągnąć za pomocą klapy strumieniowej, przepuszczając silny strumień gazu przez wąską szczelinę umieszczoną wzdłuż rozpiętości skrzydła w pobliżu krawędzi spływu, do dołu, pod pewnym kątem względem napływającego strumienia powietrza (rys. 3-96*b*). Jednak do tego celu wymagana jest bardzo duża ilość gazu.

Siła reakcji R wypływającego strumienia gazu zwiększa siłę nośną o $R \sin \Theta$ i ciąg o $R \cos \Theta$, gdzie Θ — kąt odchylenia do dołu strumienia gazu.

W celu zwiększenia efektywności mechanizacji, niekiedy łączy się w jednym samolocie dwa rodzaje mechanizacji, tj. sloty i klapy lub wychylającą się krawędź natarcia i klapę przesuwaną.

Efektywność każdego z wymienionych rodzajów mechanizacji może być oceniona stosunkiem przyrostu Δc_z na skutek mechanizacji do $c_{z \max w}$ profilu wyjściowego, tj. wartością $\frac{\Delta c_z}{c_{z \max w}}$.

Wyraziwszy ten stosunek w procentach otrzymamy dane efektywności mechanizacji, przy rozmieszczeniu mechanizacji na całej długości skrzydła (tabl. 3-3).

Efektywność urządzeń mechanizacyjnych zależy od części rozpiętości skrzydła, która zajęta jest przez urządzenia mechanizacyjne b_{mech}/b , miejsca umieszczenia ich i względnej cięciwy elementów mechanizacji c_{mech}/c .

Efektywność mechanizacji skrzydeł

Urządzenia mechanizacji skrzydła (rys. 3-94)	$\frac{\Delta c_z}{c_{z \max w}} 100\%$
Sloty <i>c</i>	55 ÷ 65
Wychyłana krawędź natarcia <i>i</i>	50 ÷ 60
Kłapa zwykła <i>a</i>	65 ÷ 75
Kłapa krokodylowa <i>b</i>	75 ÷ 85
Kłapa szczelinowa <i>e</i>	85 ÷ 95
Kłapa krokodylowa przesuwna <i>f</i>	85 ÷ 95
Kłapa szczelinowa przesuwna Fowlera <i>g</i>	110 ÷ 130
Dwuszczelinowa kłapa przesuwna <i>h</i>	130 ÷ 150

Urządzenia mechanizacyjne umieszczone w tylnej części skrzydła zajmują 60 ÷ 70% długości skrzydła*) między lotkami i kadłubem.

Względna cięciwa takiej mechanizacji wynosi 20 ÷ 30% cięciwy skrzydła. Sloty umieszczone są przede wszystkim przed lotkami. Zajmują one 30 ÷ 45% rozpiętości skrzydła.

Względna cięciwa urządzeń mechanizacyjnych umieszczonych w przedniej części skrzydła wynosi 10 ÷ 15% cięciwy skrzydła.

Należy zaznaczyć, że wraz ze zwiększeniem skosu skrzydła efektywność mechanizacji nieco się obniża. Szczególnie uwydatnia się to w skrzydłach delta, w których w celu osiągnięcia możliwej do przyjęcia prędkości lądowania, przyjmuje się małe obciążenie jednostkowe na skrzydło.

Do drugiej grupy środków mechanizacji zwiększających tylko opór czołowy samolotu zalicza się klapy hamujące (rys. 3-94j). Przeznaczone one są do szybkiego zmniejszania prędkości samolotu w czasie lotu poziomego i długości jego dobiegu po wylądowaniu.

Konstrukcja podstawowych rodzajów mechanizacji

Większość rodzajów mechanizacji z punktu widzenia statyki lotniczej ma postać cienkościennej belki opartej w kilku węzłach mocujących ją do skrzydła, obciążonej siłami aerodynamicznymi, powodującymi jej zginanie, ścinanie i skręcanie.

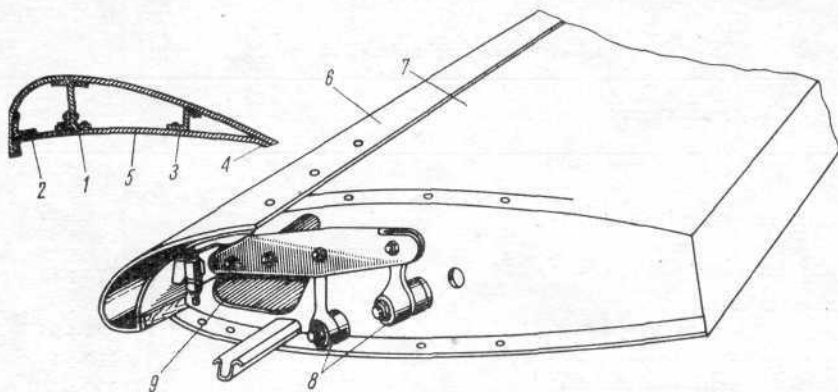
W celu umożliwienia przejmowania zginania i ścinania, w konstrukcji przewiduje się 1 ÷ 2 dźwigary, na których ustawia się węzły zawieszenia i sterowania. Czasami węzły zawieszenia umieszczane są na wzmocnionych noskach żeber.

Do przejmowania skręcania służy zamknięty obrys pokrycia lub dźwigar rurowy albo dźwigar tworzący wraz z pokryciem obrys zamknięty.

Rozpatrzmy budowę niektórych rodzajów urządzeń mechanizacyjnych.

Slot przedstawiony na rysunku 3-97 składa się z dźwigara 1, podłużnicy przedniej 2 i podłużnicy tylnej 3, żeber 4 i pokrycia 5. Wszystkie elementy konstrukcji slotu wykonane są z cienkościennych kształtowników i arkuszy blachy. Sloty wychylają się za pomocą przegubowego czteroczłonowego łańcucha kinematycznego ustawionego w płaszczyźnie pionowej, bez możliwości przesuwania się wzdłuż skrzydła.

*) Włączając do tego również przykadłubową część skrzydła.

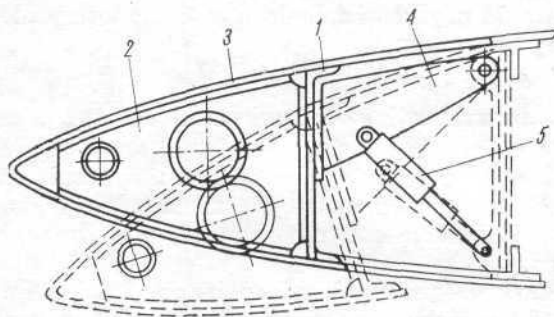


Rys. 3-97. Sloty

1—dźwigar, 2—podłużnica przednia, 3—podłużnica tylna, 4—zebro, 5—pokrycie, 6—slot, 7—skrzydło, 8—wahacze, 9—trawersa

Na rysunku 3-98 pokazana jest wychylana krawędź natarcia, która składa się ze ścianki 1, żeber 2, pokrycia 3, węzła zawieszenia 4 oraz cylindra napędu sterowania 5. Linia przerywaną oznaczone jest wychylone położenie krawędzi natarcia.

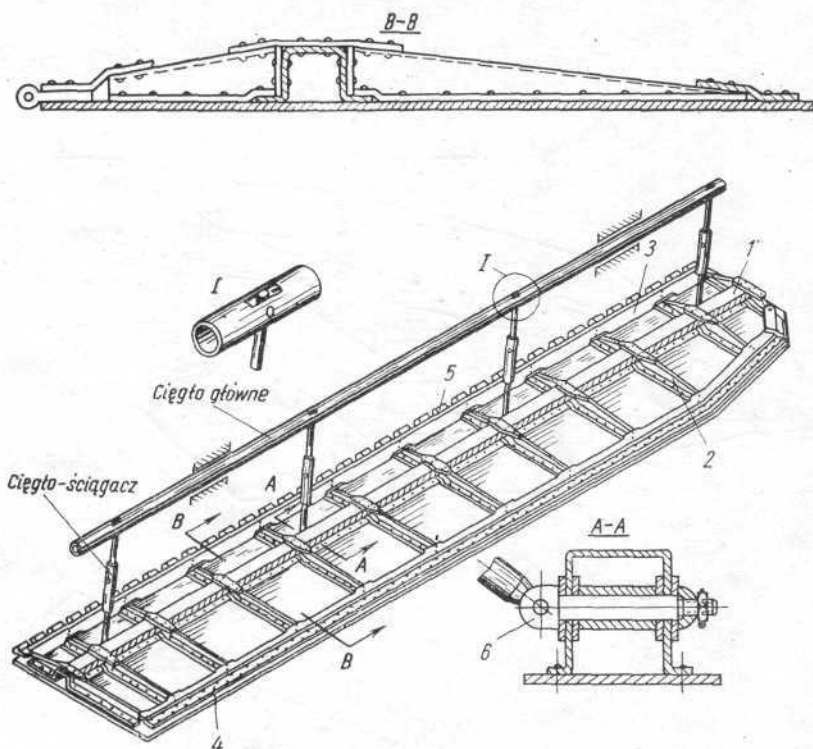
Na rysunku 3-99 przedstawiona jest konstrukcja kłapy krokodylowej. Składa się ona z dźwigara 1, żeber rozciętych 2, podłużnicy przedniej 3 i podłużnicy tylnej 4. Kłapę tę osłania z zewnętrznej strony pokrycie. Dźwigar stanowi zasadniczy element podłużny, do którego przymocowane są przeguby 6 popychaczy wychylających kłapę. Kłapa zawieszona jest na skrzydle za pomocą zawiasów 5 przynitowanych do krawędzi przedniej.



Rys. 3-98. Wychylana krawędź natarcia

1—ścianka, 2—zebro, 3—pokrycie, 4—węzły zawieszenia, 5—cylinder napędu

Na rysunku 3-100 pokazano kłapę szczelinową przesuwą. Kłapa wysuwa się i chowa za pomocą przymocowanego do niej urządzenia poruszającego się w prowadnicach. Każda prowadnica przymocowana jest do dźwigara tylnego za pośrednictwem dwóch zastrzałów. Kłapa przesuwa się w prowadnicach za pośrednictwem śrub pociągowych i specjalnych nakrętek połączonych zawiasowo z dźwigarami kłapy przesuwnej. W czasie ruchu obrotowego śrub pociągowych nakrętki przemieszczają się przesuując kłapę w odpowiednie położenie. Śruby pociągowe wprawia się w ruch silnikiem elektrycznym zmieniającym kierunek obrotu, który połączony jest ze śrubą pociagową wałem rurowym ze stożkowym kołem zębatym.



Rys. 3-99. Kłapa krokodylowa

1 — dźwigar, 2 — żebro, 3 — podłużnica przednia, 4 — podłużnica tylna, 5 — zawiasy, 6 — przegub

Konstrukcja kłapy szczelinowej przesuwnej podobna jest do konstrukcji skrzydła. Składa się ona z dwóch dźwigarów, żeber wytłaczanych i pokrycia duraluminiowego (patrz przekroje A-A i B-B, rys. 3-100).

W czasie startu samolotu kłapa szczelinowa przesuwana wychyla się w przybliżeniu o $15 \div 20^\circ$ tworząc szczelinę między skrzydłem. W tym przypadku zwiększa się c_z przy niewielkim przyroście c_x .

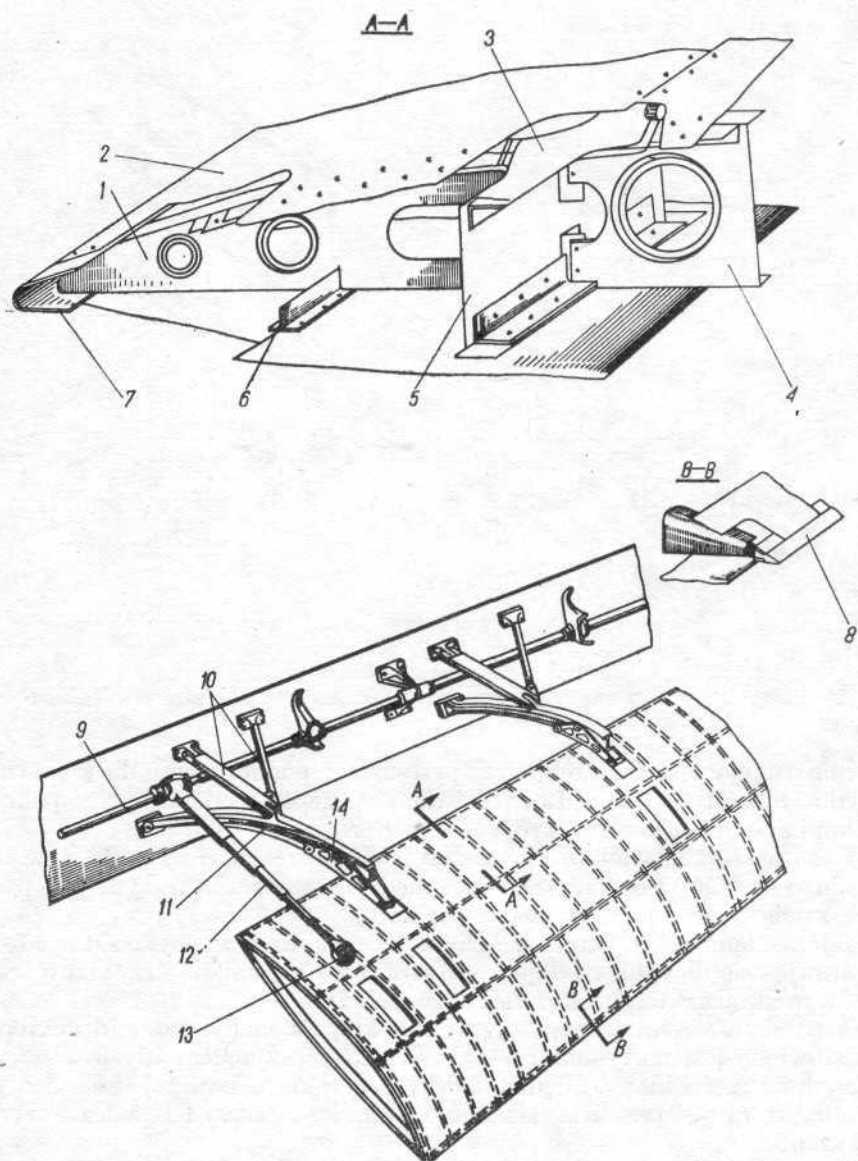
Podczas lądowania kłapa szczelinowa przesuwana wychyla się o $40 \div 60^\circ$ przesuwając się do tyłu, co daje możliwość wraz ze zmianą krzywizny profilu znacznego zwiększenia powierzchni nośnej skrzydła.

Kłapa dwuszcelinowa przesuwana lub kłapa z odchylaczem (deflektorem) przedstawiona jest na rysunku 3-101. Deflektor przymocowany jest sztywno do przedniej części kłapy. Między deflektorem a kłapą powstaje szczelina profilowana, która polepsza własności aerodynamiczne skrzydła podczas wychylenia kłapy.

Na rysunku 3-102 pokazane jest urządzenie do zdmuchiwania warstwy przyściennej z powierzchni kłapy.

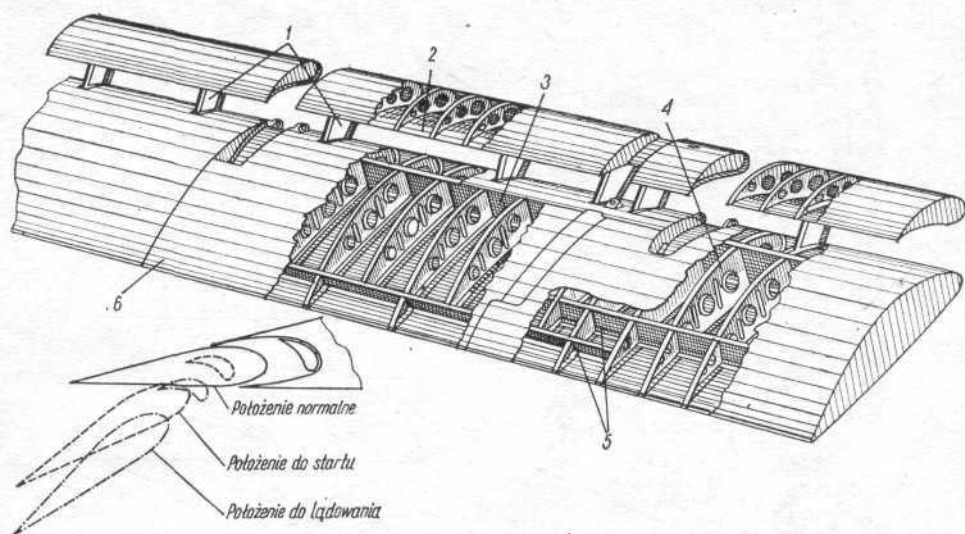
Na rysunku 3-103 przedstawiono ogólny widok hamulca aerodynamicznego (kłapy hamującej) umieszczonego na skrzydle samolotu.

Dążenie do wykorzystania tylnej części skrzydła na zainstalowanie urządzeń mechanizacyjnych zwiększających c_z doprowadziło do tego, że konstruktorzy rozpoczęli umieszczać kłapy hamujące w tylnej części kadłuba po jego obu stronach, a niekiedy również na skrzydłach przed kłapami.



Rys. 3-100. Kłapa szczelinowa przesuwna

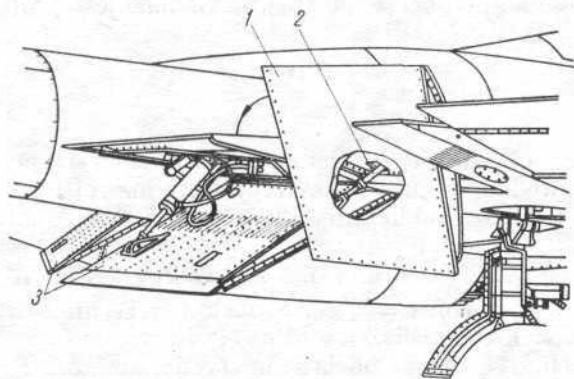
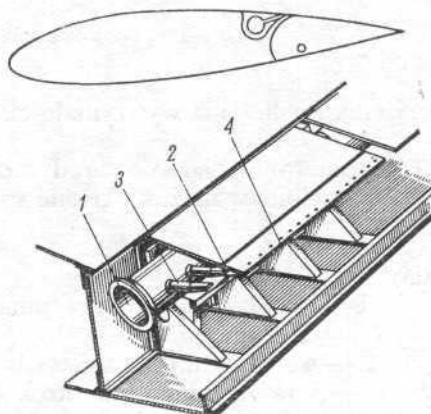
1 — nosek żebra, 2 — pokrycie, 3 — pas, 4 — środkowa część żebra, 5 — dźwigar, 6 — podłużnica, 7 — kształtownik krawędzi natarcia (noska), 8 — kształtownik, 9 — wał, 10 — zastrzały, 11 — prowadnica, 12 — dźwignik, 13 — węzeł kłapy, 14 — przesuwna część mechanizmu w prowadnicach



Rys. 3-101. Kłapa dwuszelinowa przesuwna

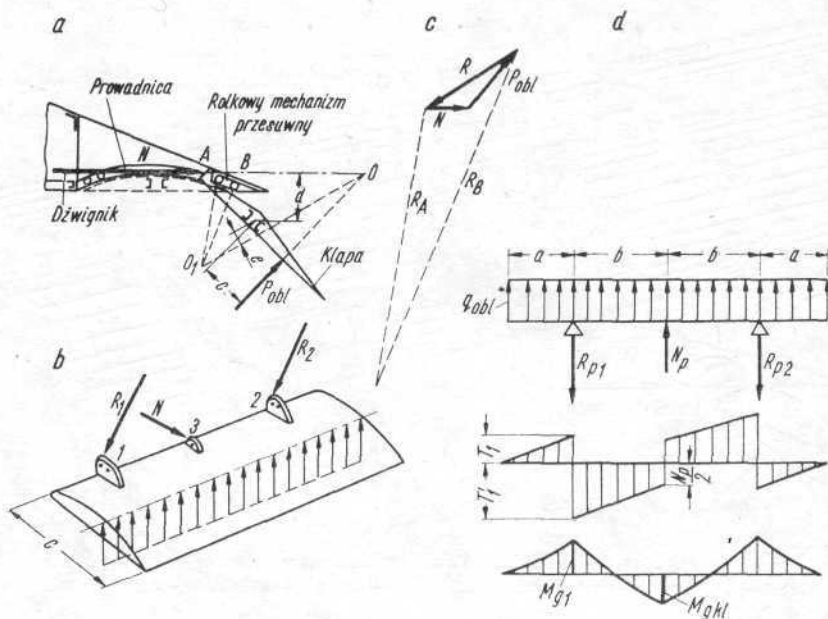
1 — diafragmy, 2 — odchylacz, 3 — dźwigar, 4 — żebro, 5 — ścianki, 6 — pokrycie

Rys. 3-102. Schemat zdmuchiwania warstwy przyściennej z powierzchni kłapy
1 — rozdzielczy przewód powietrza, 2 — komora składana, 3 — nasadka, 4 — szczelina wydmuchu powietrza



Rys. 3-103. Hamulec aerodynamiczny umieszczony na skrzydle

1 — hamulec aerodynamiczny, 2 — napęd hamulca aerodynamicznego, 3 — kłapy



Rys. 3-104. Do obliczania obciążenia kłapy szczelinowej

Obciążenia i obliczenia wytrzymałościowe urządzeń mechanizacji skrzydeł

Obliczeniowe obciążenie aerodynamiczne działające na kłapę krokodylową i kłapę szczelinową można określić według równania

$$P_{obl} = k \cdot v \cdot S_{mech} \cdot q_{mech} \quad (44)$$

gdzie:

k — współczynnik proporcjonalności zgodnej z normami wytrzymałościowymi,

v — współczynnik bezpieczeństwa,

S_{mech} — powierzchnia kłapy krokodylowej i szczelinowej,

q_{mech} — obliczeniowe ciśnienie prędkości (dynamiczne).

Na całej długości kłapy obciążenie P_{obl} rozkładane jest proporcjonalnie do cięciw:

$$q_{obl} = \frac{P_{obl}}{S_{mech}} \cdot c_{mech} \quad (45)$$

Wzdłuż cięciwy obciążenie rozkładane jest według trapezu (dla kłapy krokodylowej) lub według trójkąta (dla kłapy szczelinowej).

Rozpatrzmy kolejność obliczania kłapy przesuwnej opartej na dwóch prowadnicach.

Znajdujemy P_{obl} według wzoru (44), a q_{obl} według wzoru (45). Można przy tym przyjąć, że $c_{mech} \approx \text{const} = c_{mech}^{sr}$. Środek parcia umieszczony zaś jest w środku ciężkości wykresu obciążeń wzdłuż cięciwy.

Na kłapę szczelinową działa obciążenie aerodynamiczne P_{obl} siły reakcji (oddziaływania) ze strony prowadnic R_1 i R_2 (zamieniamy je na jedną siłę R), a także siła N ze strony dźwignika (rys. 3-104a, b).

Reakcje występujące na rolkach A , B , które uważamy jako prostopadłe do powierzchni prowadnic, dają siłę wypadkową R przechodzącą przez punkt O_1 .

Reakcja N skierowana wzdłuż dźwignika przecina się z siłą P_{obl} w punkcie O . Ponieważ siły N , P_{obl} i R znajdują się w równowadze, przecinają się one w jednym punkcie — w punkcie O . Stąd kierunek reakcji R przechodzi przez punkt O_1 i O . Zatem sporządzamy zamknięty trójkąt sił, na podstawie którego znajdujemy wartości N i R (rys. 3-104b). Następnie określamy składowe N_p , R_p prostopadłe do cięciwy kłapy i w rezultacie przechodzimy do graficznego przedstawienia układu (rys. 3-104c).

$$T_1 = q_{obl} \cdot a \quad T'_1 = q_{obl} \cdot a - R_{p1}$$

$$M_{g1} = q_{obl} \cdot \frac{a^2}{2}; \quad M_{gk1} = q_{obl} \cdot \frac{(a+b)^2}{2} - R_{p1} \cdot c$$

$$R_{g1} = R_{p2} = q_{obl}(a+b) + \frac{N_p}{2} = \frac{P_{obl} + N_p}{2}$$

Wartość momentu skręcającego w środku odcinka obliczamy, określwszy położenie środka sztywności, tak jak dla przekroju skrzydła

$$M_{sk1} = \frac{P_{obl}}{2} \cdot c - R_{p1} \cdot e$$

gdzie:

c — cięciwa profilu kłapy,

c , e — ramiona sił P_{obl} i R_{p1} względem środka sztywności (rys. 30-104a).

Sposób wyznaczania naprężeń w przekroju za pomocą znalezionych wartości T , M_g , M_s zasadniczo nie różni się od sposobu wyznaczania naprężeń w przekroju skrzydła.

Rozdział 14

BUDOWA I OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE USTERZENIA

Przeznaczenie, kształt i rozmieszczenie usterzenia

Przeznaczenie usterzenia

Usterzenie samolotu składa się z lotek oraz usterzenia wysokości (poziome) i usterzenia kierunku (pionowe). Usterzenie wysokości i kierunku dzieli się z kolei na część stałą i ruchomą. Do części stałych (nieruchomych) zalicza się statecznik poziomy i pionowy, a do części ruchomych — ster wysokości i ster kierunku.

W samolotach naddźwiękowych usterzenie wysokości wykonywane jest z reguły jako płytowe (bez steru wysokości).

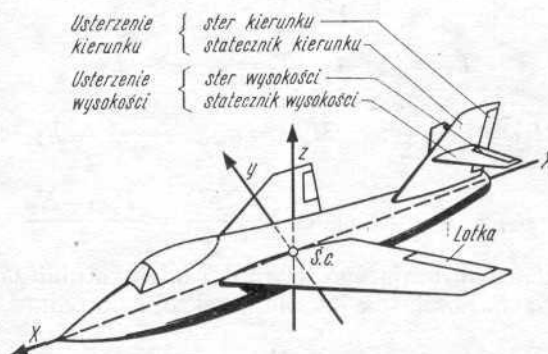
Usterzenie samolotu przeznaczone jest do zapewnienia samolotowi stateczności i sterowności względem trzech osi współrzędnych.

Statecznością nazywamy zdolność samolotu do zachowania przez niego odpowiednich warunków lotu ustanowionych przez pilota i do samoczynnego

powrotu do stanu równowagi bez jego interwencji w razie wytrącenia samolotu z równowagi przez działanie czynników zewnętrznych.

Sterownością nazywamy zespół właściwości, charakteryzujący powiązanie między działaniem pilota na układ sterowania a reakcją samolotu na to działanie.

Rozróżnia się trzy rodzaje stateczności i sterowności: podłużną — względem osi y , kierunkową — względem osi z , oraz poprzeczną — względem osi x (rys. 3-105).



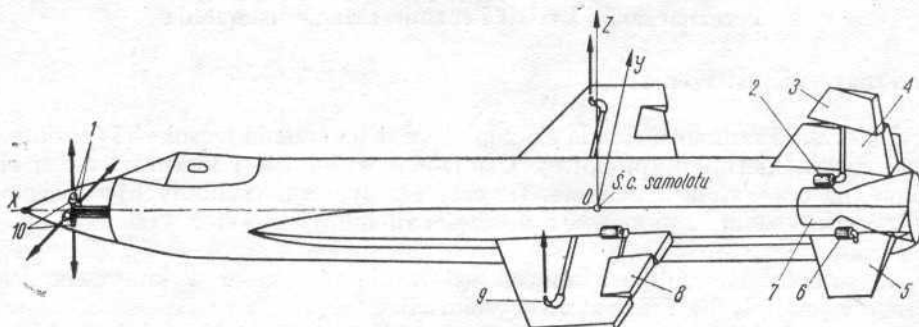
Rys. 3-105. Usterzenie samolotu

Stateczność podłużną samolotu zapewnia usterzenie wysokości, a sterowność podłużną — ster wysokości. Ponieważ stateczność sterów wysokości zmniejsza się przy prędkościach naddźwiękowych samolotu, w celu zwiększenia sterowności podłużnej samolotu stosuje się płytowe (niedzielone) usterzenie wysokości.

Stateczność kierunkową samolotu zapewnia usterzenie kierunku, a sterowność kierunkową ster kierunku.

Stateczność poprzeczną samolotu zapewnia się przez nadanie skrzydłu poprzecznego kształtu V (patrz rys. 1-3), a sterowność poprzeczną — przez wychylenie lotek w przeciwnych kierunkach.

Podczas lotu samolotów na dużych wysokościach w warunkach niedużej gęstości powietrza korzystanie z urządzeń aerodynamicznych (sterów wysokości, sterów kierunku i lotek) jest niemożliwe. W takich przypadkach do sterowania samolotem wykorzystuje się tzw. stery strumieniowe (rys. 3-106),



Rys. 3-106. Sterowanie samolotem naddźwiękowym X-15 w granicach atmosfery i poza nią
1 — dysze sterowania względem osi $o-z$, 2 — napęd steru kierunku, 3 — ster kierunku, 4 — usterzenie kierunku, 5 — płytowe (nie dzielone) usterzenie wysokości, 6 — napęd usterzenia wysokości, 7 — silnik rakietowy na paliwo płynne, 8 — lotka, 9 — dysza sterowania przechyłem poza atmosferą, 10 — dysze sterowania względem osi $o-y$

które umieszcza się na dużej odległości od środka sztywności samolotu. Zasada działania tych sterów polega na tym, że z dysz wypuszcza się odpowiedni strumień gazu o dużej prędkości, który wywołuje niezbędną siłę odrzutu potrzebną do sterowania samolotem.

Do ogólnych wymagań stawianych usterzeniu samolotu zalicza się:

- skuteczność przy wszystkich prędkościach lotu i kątach natarcia,
- mały opór czołowy,
- łatwość sterowania,
- niepojawianie się drgań,
- dostateczna wytrzymałość i sztywność przy małym ciężarze,
- w czasie przechyleń dowolne momenty, tzw. myszkowania*), powinny być minimalne,
- prostota produkcji.

Wymiary usterzenia dobiera się za pomocą współczynników statystycznych oraz przez przeprowadzenie odpowiednich obliczeń stateczności i sterowności samolotu.

(Wartości powierzchni względnych $\frac{S_H}{S}$ i $\frac{S_V}{S}$, a także wartości powierzchni względnych sterów i lotek — patrz część 2, str. 120).

Duże wartości $\frac{S_V}{S}$ i mniejsze wartości $\frac{S_H}{S}$ przyjmuje się w skrzydłach skośnych i typu delta.

Cięciwa sterów wynosi $0,35 \div 0,45$ ciężkości usterzenia. Rozpiętość lotek określa się z $\frac{b_{lot}}{b} \approx 0,3 \div 0,4$. Ciężciwa lotki wynosi około $0,25$ ciężkości skrzydła.

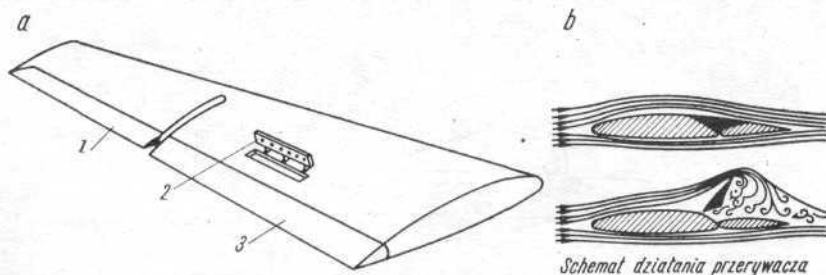
Grubośći względne: $\bar{g}_H \approx \bar{g}_V \approx 3 \div 8\%$.

Wydłużenie: $\lambda_H \approx 3 \div 4,5$ i $\lambda_V \approx 0,8 \div 1,2$.

Zbieżność: $\eta_H \approx \eta_V \approx 2,0 \div 3,0$.

W samolotach bezogonowych i samolotach typu „latające skrzydło” stosowane są tzw. elewony, tj. urządzenia spełniające jednocześnie rolę lotki i steru wysokości.

Do sterowania poprzecznego stosuje się niekiedy tzw. przerywacze (interceptory), stanowiące płytki lub klapki rozmieszczane na górnej powierzchni skrzydła. Podczas wysunięcia lub wychylenia przerywacza względem po-



Rys. 3-107. Przerywacz (interceptor) umieszczony na skrzydle

1 — lotka, 2 — przerywacz, 3 — klapa

wierzchni (rys. 3-107) następuje nagle oderwanie się strumienia powietrza, obniżenie siły nośnej i wystąpienie momentu poprzecznego potrzebnego do sterowania samolotem.

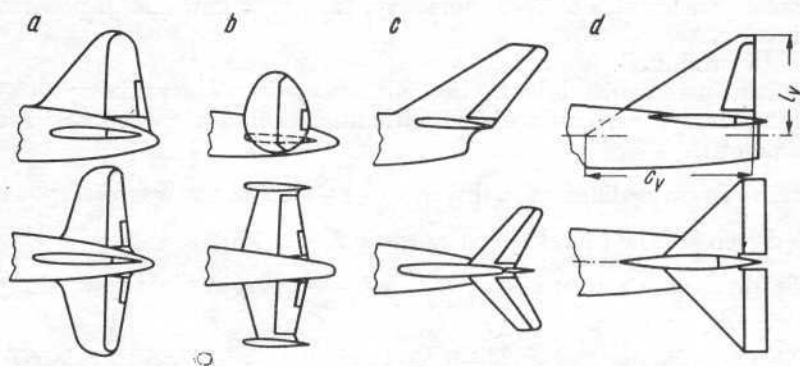
*) Względem osi z.

Kształt i rozmieszczenie usterzenia

Usterzenie wysokości i kierunku kształtem swym przypomina skrzydło samolotu (rys. 3-108).

Omówione już zalety i wady różnych kształtów skrzydeł w równej mierze odnoszą się także do kształtów usterzenia.

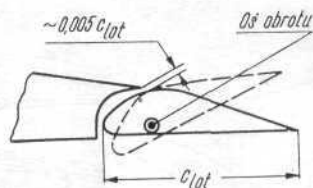
Podwójnym statecznikom pionowym nadaje się często kształty owalne i elipsy. W samolotach o prędkościach naddźwiękowych stosuje się cienkie i symetryczne profile usterzenia z zaokrąglonymi krawędziami natarcia. W celu



Rys. 3-108. Kształty usterzenia
a, b — proste, c — skośne, d — trójkątne

polepszenia charakterystyk usterzeń na dużych prędkościach nadaje się im kształt skośny oraz trójkątny. Profile sterów są częścią profilu usterzenia ogonowego, które wykonuje się również symetrycznie. Profile lotek nie są symetryczne. Zalecany przez CAGI kształt profilu lotki pokazany jest na rysunku 3-109.

Wychylenia obu lotek są zawsze wzajemnie przeciwne. Na przykład, aby samolot mógł wykonać przechył w lewo, należy prawą lotkę opuścić w dół, a lewą podnieść do góry (rys. 3-110). Wówczas na jednej połowie skrzydła



Rys. 3-109
Profil lotki

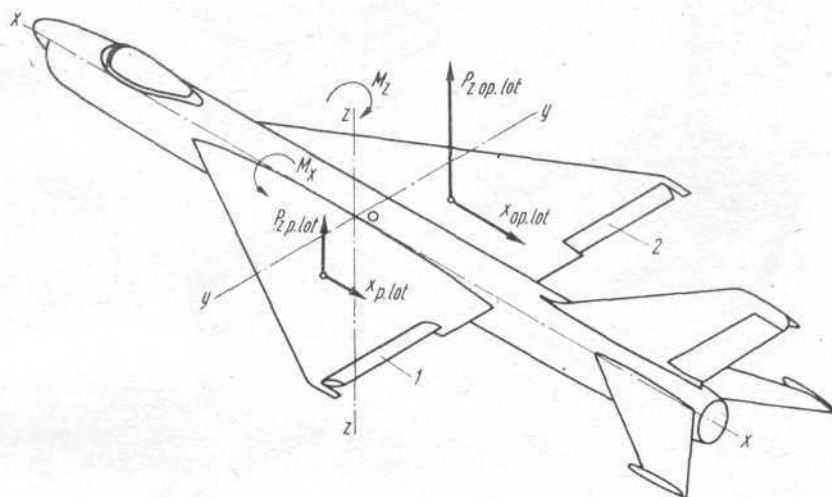
z opuszczoną lotką zwiększa się siła nośna $P_{z\text{op lot}}$, a na drugiej z podniesioną lotką siła nośna — $P_{z\text{podn lot}}$ zmniejszy się. Różnica momentów sił nośnych wywołuje moment przechylający M_x względem osi $o-x$, pod działaniem którego samolot zacznie przechylać się w stronę podniesionej lotki.

Podczas przechylania samolotu na dużym kącie natarcia zmienia się również opór czołowy płatów skrzydła. Opór czołowy jednej połowy skrzydła z opuszczoną lotką $P_{x\text{op lot}}$ stanie się większy niż opór czołowy drugiej połowy skrzydła $P_{x\text{podn lot}}$ z podniesioną lotką. Na skutek różnicy momentów oporów

czołowych jednej i drugiej połowy skrzydła powstaje moment zakręcający M_z , który obraca samolot w stronę tej połowy skrzydła, która ma opuszczoną lotkę do dołu (rys. 3-110). W celu zmniejszenia tego momentu stosowane są lotki o kształcie przedstawionym na rysunku 3-109. Podczas wychylenia takiej lotki do góry następuje wysunięcie się noska, który zwiększa opór tej połowy skrzydła.

W czasie wychylenia lotki do dołu szczelina powstająca między lotką a skrzydłem polepsza opływ lotki i nieco obniża opór skrzydła. Dzięki temu różnica oporów jednej i drugiej połowy skrzydła zmniejsza się, a zatem zmniejsza się również moment zakręcający.

W celu zmniejszenia się momentu szkodliwego, który występuje podczas wychylania lotek, stosuje się także tzw. różnicowy napęd lotek, który polega na tym, że kąt wychylenia lotki do dołu staje się mniejszy o $10 \div 15^\circ$ niż kąt



Rys. 3-110. Sterowanie lotkami
1 — lotka lewa, 2 — lotka prawa

wychylenia lotki do góry wynoszący $15 \div 20^\circ$. Dzięki temu zmniejsza się opór skrzydła przy opuszczonej lotce, tj. zmniejsza się różnica oporu czołowego prawej i lewej połowy skrzydła. Różnica sił nośnych przy tym właściwie pozostaje bez zmian.

Rozmieszczenie usterzenia powinno zapewnić stateczność jego pracy we wszystkich możliwych warunkach lotu samolotu. Zapewnia się to przez odpowiednie rozmieszczenie usterzenia wysokości wzdłuż długości i wysokości kadłuba oraz poprzez odpowiednie wzajemne rozmieszczenie usterzenia wysokości i kierunku.

Rozmieszczenie usterzenia wzdłuż długości kadłuba powinno zapewnić ramie L_H , L_V sił aerodynamicznych, działających na usterzenie względem środka ciężkości samolotu.

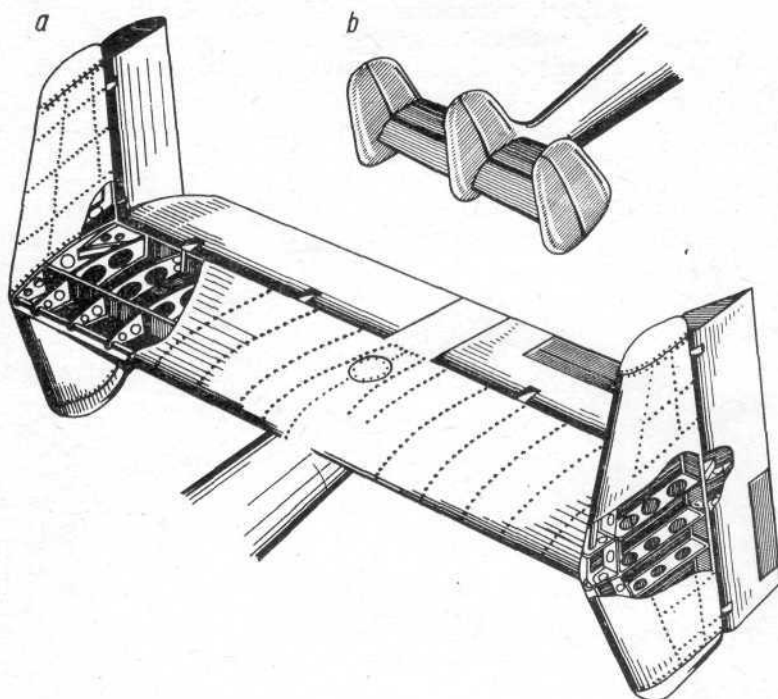
W celu uniknięcia szkodliwego wpływu strefy zaburzeń występującej za skrzydłem przy dużych kątach natarcia, celowe jest wyniesienie usterzenia wysokości do góry lub do dołu poza strefę zaburzeń (rys. 2-61).

Rozmieszczając usterzenie wysokości u góry na usterzeniu kierunku zmniejsza się sztywność usterzenia wysokości, tj. zwiększa się możliwość jego odkształceń z powodu dodatkowego obciążenia, komplikuje się konstrukcja węzłów

mocujących (ze względu na małą podstawę mocowania) i zwiększa się ich ciężar. Jednak takie rozmieszczenie usterzenia wysokości wydatnie zwiększa skuteczność usterzenia kierunku.

Usunięcie zacinienia jednego rodzaju usterzenia przez drugie (np. usterzenia kierunku przez usterzenie wysokości) osiąga się przez przesunięcie jednego usterzenia względem drugiego wzdłuż osi samolotu. Polepsza to własności samolotu związane z możliwością wyprowadzania go z korkociągu.

W niektórych przypadkach stosuje się rozstawione (podwójne lub potrójne) usterzenie kierunku (rys. 3-108*b*, 3-111).



Rys. 3-111. Rozstawione usterzenia kierunku (podwójne i potrójne)

Podwójne usterzenie kierunku, w porównaniu z pojedynczym ma pewne zalety, do których należą:

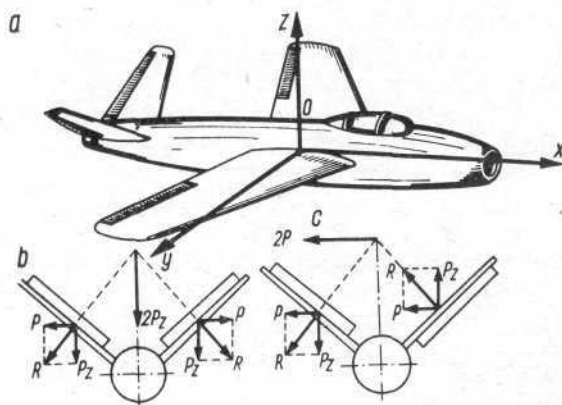
- polepszenie pracy usterzenia wysokości na skutek obniżenia jego oporu indukowanego,
- mniejsza wysokość podwójnego usterzenia kierunku w porównaniu z pojedynczym zmniejsza ramię siły działającej na usterzenie kierunku względem osi kadłuba i moment skrecający kadłub.

Do zasadniczych wad podwójnego (potrójnego) usterzenia wysokości w układzie kadłubowym samolotu zalicza się:

- zwiększenie ciężaru usterzenia wysokości,
- niesprzyjające zmiany charakterystyk wibracyjnych usterzenia wysokości — usterzenie kierunku ustawione na końcach statecznika poziomego zmniejsza częstotliwość jego drgań własnych.

Podwójne usterzenie kierunku stosuje się na samolotach dwukadłubowych oraz na samolotach tłokowych o układzie zwykłym.

Spotykane są samoloty, które mają usterzenie wysokości w kształcie litery V, tzw. usterzenie motylkowe (rys. 3-112). W tym przypadku odpada konieczność stosowania usterzenia kierunku. Pierwszy w ZSRR*) zastosował tego typu usterzenie w latach trzydziestych konstruktor D.P. Grigorowicz na samolocie R-5.



Rys. 3-112. Usterzenie o kształcie V — motylkowe

Usterzenie takie stanowi dwie powierzchnie nośne rozmieszczone ukośnie po bokach tylnej części kadłuba. Powierzchnie te składają się ze stałych (nieruchomych) części ustateczniających oraz części ruchomych — sterów. Podczas wychylania sterów w jedną stronę (tylko do góry lub tylko do dołu) działają one podobnie jak stery wysokości (rys. 3-112b). Powstające przy tym dodatkowe siły aerodynamiczne R dają pionową składową P_z i poziomą P . Poziome składowe siły wzajemnie się zrównoważają, a pionowe skierowane są w jedną stronę, wytwarzając moment podłużny samolotu względem osi $O-y$.

Stery wychylone w różne strony działają podobnie jak stery kierunku (rys. 3-112b). W tym przypadku poziome składowe P skierowane są w jedną stronę wytwarzając moment względem osi $O-z$. Pionowe składowe P_z skierowane są w różne strony, dając parę sił przechylającą samolot, która musi być równoważona przez lotki. Jednak ze względu na występowanie znacznych momentów skręcających samolot, skomplikowaną kinematykę sterowania i konstrukcję węzłów łączących je z kadłubem, usterzenia tego typu stosowane są dość rzadko.

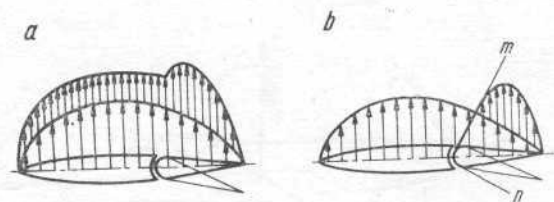
Wymaganą efektywność usterzenia wysokości na samolotach o prędkości naddźwiękowej osiąga się poprzez zamianę steru wysokości na płytowe (niedzielone) usterzenie wysokości. Na niektórych samolotach o prędkości naddźwiękowej stosuje się również płytowe usterzenie kierunku.

Przy prędkościach poddźwiękowych wychylenie steru wysokości zmienia rozkład ciśnienia na całej powierzchni usterzenia wysokości (rys. 3-113a).

Obniżenie efektywności steru wysokości przy $Ma > 1$ tłumaczy się tym, że zaburzenia (zmiana ciśnienia) powstające w czasie jego wychylania nie wychodzą poza obszar fali uderzeniowej (rys. 3-113b) i w ten sposób nie sięgają statecznika poziomego. Następstwem tego jest to, że wychylenie steru nie wpływa na rozkład ciśnienia na stateczniku poziomym, ani na zwiększenie jego siły aerodynamicznej.

*) W Polsce — Rudlicki (przyp. tłum.).

Lotki rozmieszcza się w tylnej końcowej części skrzydła, wskutek czego zwiększa się ich ramie do osi $x-x$ samolotu (rys. 3-105). Nie dochodzą one do końców skrzydeł, przez co zapobiega się odrywaniu się strumieni powietrza z końców skrzydeł podczas ich wychylania.



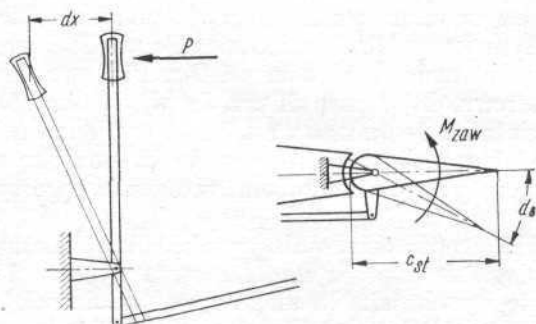
Rys. 3-113. Zmiana rozkładu ciśnienia na powierzchni usterzenia wysokości

Przy dłuższych lotkach zginanie skrzydła może doprowadzić do tego, że osie przegubów zawieszenia lotki nie będą leżały na jednej prostej, co może doprowadzić do jej zakleszczenia. W celu usunięcia tego zjawiska lotkę dzieli się na kilka niezależnych, oddzielnie zawieszanych, synchronicznie pracujących części.

Środki zmniejszające nacisk na drążek sterowy (pedały)

Kompensacja aerodynamiczna

W czasie sterowania samolotem pilot musi przykładać do drążka (koła sterowego, pedałów) pewną siłę, która wzrasta w miarę wychylania się sterów. Siłę tę można określić z warunku równości prac: praca pilota równa $P \cdot dx$, gdzie P — siła przyłożona przez pilota do drążka (pedału), dx — przemieszczenie elementarne*) drążka (pedału) w kierunku działania siły P .



Rys. 3-114. Wychylenie (przemieszczenie) katowe steru

Praca sił aerodynamicznych pokonywanych przez pilota podczas wychylenia steru równa się $M_{zaw} \cdot d\beta$, gdzie M_{zaw} — moment zawiasowy (przegubowy) — moment sił aerodynamicznych względem osi zawiasów, $d\beta$ — początkowe przemieszczenie katowe steru (rys. 3-114).

$$P \cdot dx = M_{zaw} \cdot d\beta \quad (46)$$

*) Przy skończonym przemieszczeniu x , wartość P nie jest stała, dlatego też rozpatrujemy przemieszczenie dx .

oraz

$$P = M_{\text{zaw}} \cdot \frac{d\beta}{dx} \quad (47)$$

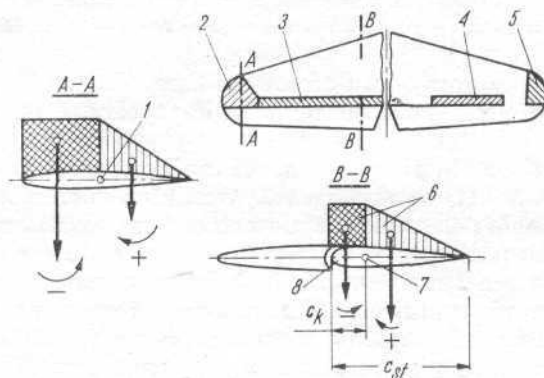
Wartość $\frac{d\beta}{dx}$ nazywa się przełożeniem sterowania.

Ze wzrastaniem prędkości lotu i zwiększaniem wymiarów samolotu momenty zawiasowe, a wraz z nimi również siły działające na drążek sterowy, koło sterowe i pedały intensywnie wzrastają, na skutek czego sterowanie samolotem staje się niemożliwe.

Siłę P można zmniejszyć przez zastosowanie kompensacji aerodynamicznej sterów. Jej działanie oparto na tym, że względem zawiasów sterów stwarzany jest moment o znaku odwrotnym.

Kompensacja skupiona stanowi część powierzchni sterów, wyniesioną przed oś obrotu i umieszczoną na końcach sterów (rys. 3-115). Obciążenie działające na kompensację daje względem osi obrotu moment, którego znak jest przeciwny znakowi momentu obciążenia działającego na zasadniczą część steru.

Wadą kompensacji skupionej jest położenie jej na końcu steru, co ze względu na tworzącą się przy wychyleniu steru szczelinę wywołuje znaczne zawirowanie i zwiększenie oporu czołowego. Tym niemniej ze względu na prostotę konstrukcji kompensacje skupione niekiedy stosowane są na samolotach.



Rys. 3-115. Kompensacja aerodynamiczna skupiona i osiowa

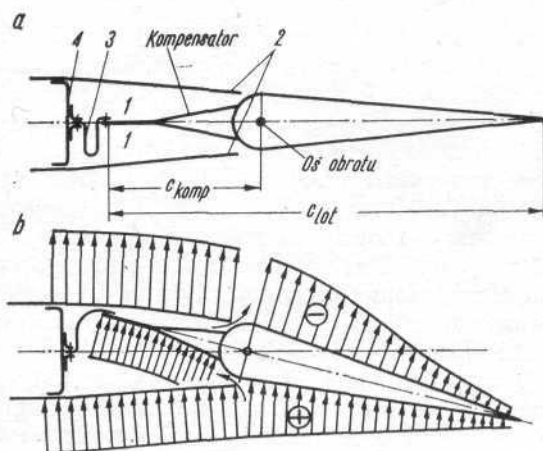
1 — oś obrotu, 2 — kompensacja aerodynamiczna skupiona, 3, 4 — kompensacja aerodynamiczna osiowa, 5, 7 — osie obrotu, 6 — rozkład obciążenia, 8 — kompensator

Kompensacja osiowa jest to część powierzchni sterów, która położona jest przed osią obrotu na całej długości steru lub na pewnej jego części (rys. 3-115).

Powierzchnia kompensacji osiowej wynosi 10÷25% powierzchni steru. Dalsze zwiększenie powierzchni kompensatorów bardzo szybko prowadzi do 100% kompensacji (równość momentów steru i kompensacji), a nawet do „przekompensowania”, co jest niedopuszczalne, ponieważ utrudniałoby sterowanie samolotem.

Kompensacja wewnętrzna. Ten rodzaj kompensacji stosowany jest zasadniczo w lotkach. Przypomina ona kompensację osiową o znacznej wielkości względnej, umieszczoną w komorze skrzydła 1 (rys. 3-116a). Komora 1 przedzielona jest szczelną giętką przegrodą 3, przymocowaną z jednej strony do noska lotki, a z drugiej do ścianki komory 4 (ścianki wzdłużnej lub ścianki dźwigara). Nosek lotki nie jest w tym przypadku opływany przez strumień

powietrza tak jak przy kompensacji osiowej, lecz znajduje się pod działaniem różnych ciśnień statycznych, które ustala się w danych warunkach lotu w obu częściach komory (rys. 3-116b). W celu uzyskania potrzebnego stopnia kompensacji, powierzchnia kompensacyjna powinna wynosić do 40% powierzchni lotki, co zmniejsza zakres jej kątów wychylenia. Zaletą tego rodzaju kompen-



Rys. 3-116. Kompensacja wewnętrzna lotki

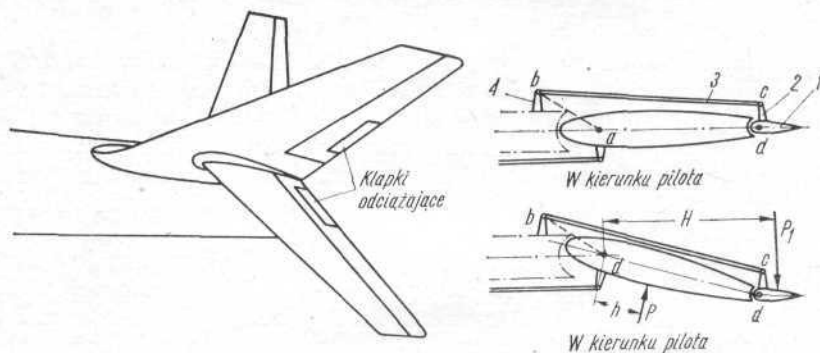
1 — komory, 2 — szczeliny, 3 — przegroda z tkaniny nagumowanej, 4 — ścianka dźwigara skrzydła

sacji jest znikomy przyrost oporu czołowego skrzydła, ponieważ przy wychyleniu lotki powierzchnia kompensacyjna nie wychodzi poza obrys profilu skrzydła.

Klapka odciążająca (Flettnera) stanowi część powierzchni steru na tylnej jego krawędzi (rys. 3-117) wychylająca się w zależności od stopnia wychylenia steru za pomocą cięgła połączonego z nieruchomą częścią usterzenia (statecznikiem pionowym lub poziomym).

Klapka odciążająca 1 ma dźwignię 2, która za pomocą cięgła 3 połączona jest z nieruchomym wspornikiem 4. Przegubowy czterocłonowy łańcuch kinematyczny *abcd* w czasie wychylania steru zmienia swój kształt i klapka odciążająca wychyla się w stronę przeciwną do wychylenia steru. Na sterze powstaje moment $P \cdot h$, a na klapce odciążającej moment $P_1 \cdot H$ o znaku przeciwnym.

Powierzchnia klapki odciążającej wynosi $6 \div 8\%$ powierzchni steru.



Rys. 3-117. Klapki odciążające (Flettnera)

1 — klapka odciążająca, 2 — dźwignia klapki odciążającej, 3 — cięgło, 4 — wspornik

Klapka odciażająca ma jednak wady, do których zalicza się:

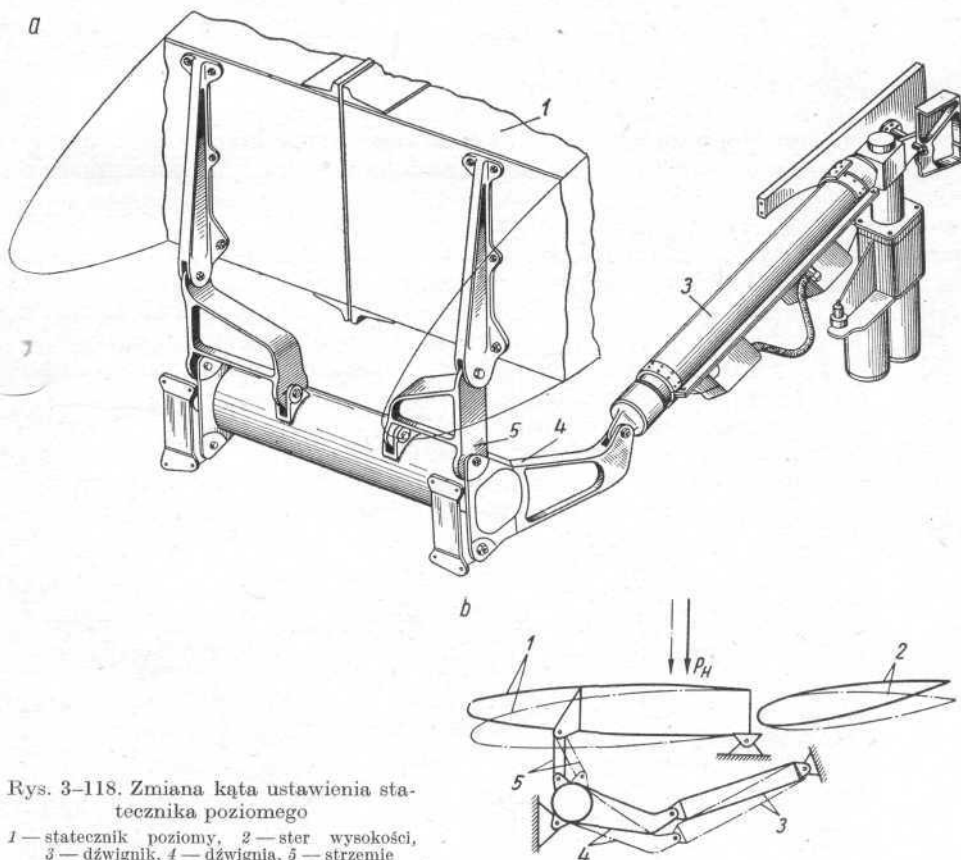
- zmniejszenie efektywności steru, ponieważ siła powstająca na kompensatorze przeciwna jest sile działającej na ster zasadniczy,
- klapka odciażająca może powodować drgania.

Ze względu na wymienione wady, klapki odciażające stosowane są z reguły w połączeniu z kompensacją osiową.

Urządzenia wyważające

Niezależnie od istniejącej kompensacji aerodynamicznej, która automatycznie bez pomocy pilota zmniejsza siły przykładane do drążka sterowego, w samolocie stosowane są również urządzenia, za pomocą których pilot według własnego uznania może „odejmować” siłę od drążka (pedałów). Urządzenia te nazywane są wyważającymi. Korzystanie z nich staje się konieczne podczas długotrwałego lotu w jednakowych warunkach. Do urządzeń tych zalicza się urządzenie zmieniające kąt ustawienia statecznika poziomego i tryмеры (klapki wyważające).

Urządzenie zmieniające kąt ustawienia statecznika poziomego służy tylko do podłużnego wyważenia samolotu (względem osi y). Jedno z zamocowań statecznika poziomego (tylne na rys. 3-118) wykonane jest w postaci przegubu, a drugie połączone jest z mechanizmem przemieszczającym go w pionie, co zapewnia zmianę ustawienia statecznika w żądanym kierunku.

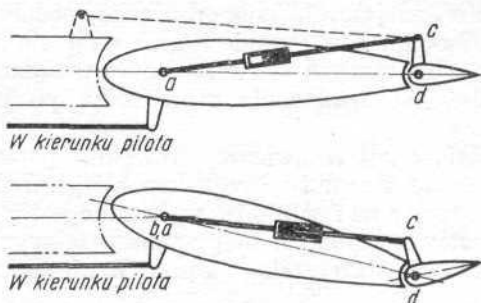


Rys. 3-118. Zmiana kąta ustawienia statecznika poziomego

1 — statecznik poziomy, 2 — ster wysokości, 3 — dźwignik, 4 — dźwignia, 5 — strzemie

Załóżmy na przykład, że konieczne jest zmniejszenie siły na drążku sterowym przy wychylonym do góry sterze wysokości 2, który wywołuje na usterzeniu ujemną siłę — P_H (linie ciągłe na rys. 3-118b). Wówczas za pomocą dźwignika 3 obracającego dźwignię 4 i strzemię 5, statecznikowi 1 nadaje się mniejszy kąt ustawienia (linia przerywana na rys. 118b). Niezbędna przy tym do wyważenia siła P_H powstaje na skutek zmniejszenia kąta natarcia statecznika poziomego, a ster wysokości zajmie położenie odpowiadające sile zerowej na drążku sterowym.

Klapka wyważająca (trymer, rys. 3-119) różni się tym od omówionych wyżej kłapek odciażających (rys. 3-117), że ma samodzielne urządzenie sterownicze, a podczas wychylenia sterów zachowuje położenie stałe (nieruchome)



Rys. 3-119. Klapka wyważająca (trymer)

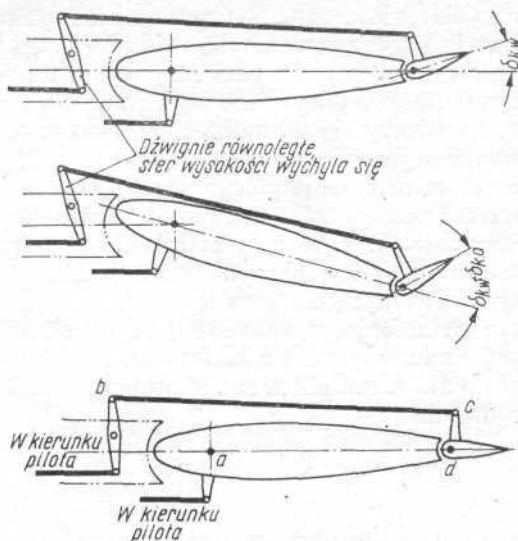
względem sterów. Wychylenie klapki wyważającej wywołuje moment zawiasowy odwrotny względem momentu zawiasowego steru, który w ten sposób utrzymuje ster w położeniu wychylonym, zastępując jak gdyby działanie ręki pilota.

Klapkę wyważającą umieszcza się na sterze wysokości, na sterze kierunku i na lotce. Pole powierzchni klapki wyważającej wynosi 4÷8% powierzchni steru lub lotki. Klapka wyważająca wykorzystywana jest również do innych celów. Na przykład w samolotach o dwóch lub kilku silnikach za pomocą klapki wyważającej wychyla się ster kierunku w celu tłumienia momentu pojawiającego się w razie przerwy w pracy jednego z silników. Ponadto za pomocą klapki wyważającej tłumią się moment oporowy (reakcyjny) śmigła.

Wiadomo, że podczas ruchu obrotowego śmigła występuje reakcja odrzucanych mas powietrza przez śmigło, powodując odchylenie boczne samolotu, przeciwne do kierunku obrotu śmigła. Przy odpowiednim wychyleniu klapki wyważającej lotki, na skrzydle wzrasta siła nośna, która zapobiega przechyłowi samolotu.

Należy nadmienić, że moment oporowy występujący w samolocie jednosilnikowym dogodnie jest tłumić również za pomocą śmigieł współosiowych (dwóch śmigieł obracanych specjalnym reduktorem w przeciwnych kierunkach), w samolotach wielosilnikowych — przez zastosowanie silników o różnych kierunkach ruchu śmigieł.

Funkcje klapki wyważającej jako środka wyważającego i klapki odciażającej (Flettnera) jako środka kompensacji aerodynamicznej, mogą być połączone w jednym zespole — trymero-flettnerze (rys. 3-120). Układ taki powstaje ze zwykłego układu klapki odciażającej (rys. 3-117), w którym przegub b wykonuje się jako ruchomy wzdłuż cięciwy i jako sterowany. Przy zamocowanym w odpowiednim położeniu przegubie b i wychylonym sterze trymero-flatt-



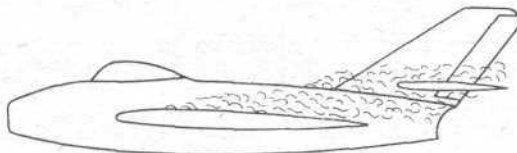
Rys. 3-120. Trymer — flettner

ner pracuje podobnie jak klapka odciążająca, a przy przemieszczaniu się przegubu *b* i nieruchomym sterze pracuje on podobnie jak klapka wyważająca. Przy jednoczesnym przemieszczaniu się przegubu *b* i steru trymero-flattner znacznie się wychyla, w rezultacie czego obniża się jego skuteczność.

Drgania usterzenia. Rewers lotek

Drgania (buffeting) usterzenia

Drgania typu „buffeting” są to wahania usterzenia wywołane przez zawirowanie strumienia powietrza odrywającego się od skrzydła, osłony kabiny, obudowy (gondol) silników i innych części samolotu opływanych przez strumień powietrza. Zjawisko to powstaje przede wszystkim na dużych kątach natarcia, tj. przy małych prędkościach lotu samolotu. Jest to tzw. „buffeting” powolny. Wiry odrywające się od skrzydła periodycznie, w krótkich odstępach czasu, wywołują strumień pulsujący, który trafiając na usterzenie wywołuje uderzenia powietrza (rys. 3-121). Drgania takie szkodliwe są szczególnie



Rys. 3-121. Drgania typu buffeting

w przypadku zbieżności częstotliwości uderzeń powietrza z częstotliwością drgań własnych usterzenia. W tym przypadku ma miejsce zjawisko rezonansu, to znaczy, że wahania będą się powtarzały ze wzrastającymi amplitudami. Nawet przy braku rezonansu mogą występować zbyt silne uderzenia.

Na dużych prędkościach lotu samolotu przy niekorzystnym rozmieszczeniu usterzenia możliwe jest występowanie drgań, które mogą być wywoływane przez naruszenie płynnego opływu skrzydła ze względu na pojawienie się fali uderzeniowej (tak zwane falowe odrywanie się strumienia). W rezultacie tego w tylnej części skrzydła tworzy się strumień zawirowany. Napotkawszy usterzenie, wiry wywołują silne jego drgania.

Zapobieganie drganiom usterzenia polega na:

- wyniesieniu usterzenia poza granicę strumienia zawirowanego powstającego w tylnej części skrzydła. W tym celu usterzenie wysokości powinno być wysunięte odpowiednio do góry lub opuszczone w dół,
- usunięciu przyczyn wywołujących strumień.

Na odrywanie się strumienia w nasadowej części skrzydła bardzo silnie wpływa charakter połączenia skrzydła z kadłubem. Dlatego też należy wykonać połączenie skrzydła z kadłubem ma istotne znaczenie w niedopuszczeniu do powstawania drgań.

Flutter usterzenia

Flutter usterzenia stanowi niegasnące drgania sprężyste usterzenia wysokości i kierunku samolotu, powstające podczas osiągania określonej prędkości lotu zależnej od charakterystyk konstrukcji usterzenia.

Flutter usterzenia występuje zasadniczo z tych samych przyczyn oraz podlega tym samym prawom co i flutter skrzydła. Dlatego też zasadniczymi środkami zapobiegającymi jego powstawaniu są te same środki, co i przy flutterze skrzydła.

Odróżnia się dwa rodzaje flutteru usterzenia, a mianowicie: giętno-sterowy (zginanie się kadłuba wraz z wychylaniem sterów) oraz skrętno-sterowy (skręcanie się kadłuba wraz z wychylaniem się sterów).

Przyczyna powstawania wymienionych rodzajów flutteru polega na tym, że ciężar własny steru wywołując moment względem przegubu zawieszenia podczas rozpoczynających się drgań daje siłę bezwładności oraz moment wychylający ster. Ponieważ zawieszenie steru i układ sterowania nie stanowią konstrukcji całkowicie sztywnej, dlatego też ster wychyla się wywołując siłę aerodynamiczną działającą na skutek już powstałych drgań. W ten sposób powstaje siła okresowa wywołująca flutter usterzenia.

W celu niedopuszczenia do powstawania flutteru usterzenia, który jest analogiczny do flutteru skrzydła omówionego w rozdz. 13, stosuje się wyważenie ciężarowe (kompensację) sterów (patrz rys. 3-93).

Rewers lotek

Rewersem lotek nazywane jest zjawisko utraty przez nie skuteczności działania lub odwrotne ich działanie po osiągnięciu przez samolot prędkości krytycznej V_{kr} rewersu.

Rozpatrzmy skrzydło proste. Podczas wychylania lotki, np. w dół (rys. 3-122a), odpowiednia połowa skrzydła otrzyma przyrost siły nośnej o wartości $\Delta P_{z \text{ lot}}$. Siła $\Delta P_{z \text{ lot}}$ istniejąca w skrzydle z opuszczoną do dołu lotką będzie przyłożona poza środkiem sztywności przekroju skrzydła (rys. 3-122a). Przy takim rozmieszczeniu siła działająca na ramieniu d od lotki do środka sztywności da pewien moment, który będzie go skręcać, tj. w danym przypadku będzie zmniejszać kąt natarcia. Sytuacja ta spowoduje zmniejszenie siły nośnej skrzydła.

Tak więc wychylenie lotki w dół nie tylko zwiększa siłę nośną, ale i jednocześnie ją zmniejsza.

Przyrost siły nośnej skrzydła spowodowany wychyleniem lotki zależy od kąta wychylenia lotki β_{lot} i kwadratu prędkości lotu

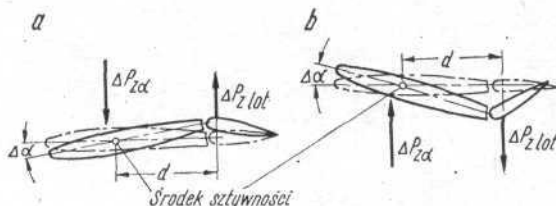
$$P_{zlot} = k_{lot} \cdot \beta_{lot} \cdot V^2$$

Zmniejszenie siły nośnej skrzydła na skutek jego skręcania równa się:

$$\Delta P_{za} = k_{skrz} \cdot \Delta \alpha \cdot V^2$$

gdzie:

$\Delta \alpha$ — zmiana kąta natarcia,
 k_{lot} , k_{skrz} — współczynniki proporcjonalności.

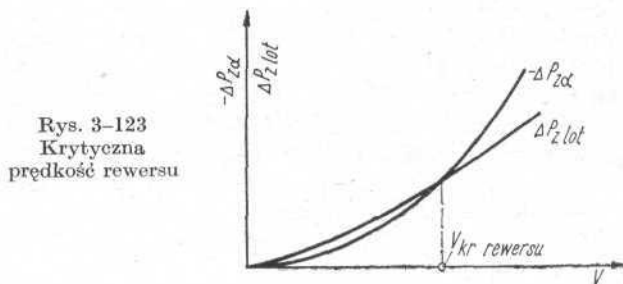


Rys. 3-122. Schemat rewersu lotki

Ponieważ przy danej sztywności wartość $\Delta \alpha$ zależy od ΔP_{zlot} , tj. od kwadratu prędkości, to ΔP_{za} zależy od prędkości do potęgi czwartej. Z tego wynika, że zmniejszanie się ΔP_{za} wraz ze wzrostem prędkości wyprzedza wzrost ΔP_{zlot} . Pokazuje to wykres (rys. 3-123). W rezultacie tego wraz ze wzrostem prędkości lotu zmniejsza się ogólny przyrost siły nośnej powstający przez wychylenie lotki, tj. skuteczność lotki obniża się.

Przy dostatecznie dużej prędkości lotu i niedostatecznej wytrzymałości (sztywności) skrzydła na skręcanie, cały przyrost siły nośnej powstający przez wychylenie lotki równoważony jest przez zmniejszenie siły nośnej z powodu skręcania się skrzydła, tj. $-\Delta P_{za} = \Delta P_{zlot}$.

W związku z tym skuteczność lotki będzie zerowa, a prędkość lotu osiągnie wartość krytycznej prędkości rewersu (odwrotnego działania lotek, rys. 3-123).



Rys. 3-123
 Krytyczna
 prędkość rewersu

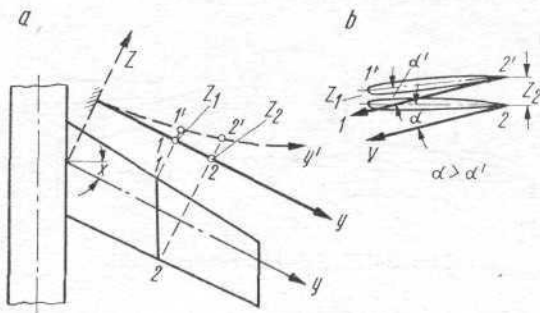
Przy dalszym wzrastaniu prędkości siła nośna skrzydła z opuszczoną lotką będzie się zmniejszała, co spowoduje przechylenie samolotu w stronę opuszczonej lotki. Przy wychyleniu lotki do góry zjawisko to podobne jest do zjawiska rozpatrywanego wyżej (rys. 3-122b).

Środkiem zapobiegającym powstawaniu rewersu lotek skrzydła o innym kształcie niż skośne jest zwiększenie wytrzymałości (sztywności) konstrukcji skrzydła na skręcanie.

Skrzydła skośne odznaczają się mniejszą krytyczną prędkością odwrotnego działania lotek w porównaniu do skrzydeł prostych. Zjawisko to tłumaczy się tym, że zmiana kątów natarcia skrzydeł skośnych odbywa się nie tylko na skutek skręcania się skrzydła, lecz również na skutek jego zginania się.

Z kolei rozpatrzmy odkształcenie skrzydła skośnego w czasie jego zginania (rys. 2-124). Linia środków sztywności (oś y) w stanie odkształconym pokazana jest na rys. 3-124 linią przerywaną.

Wykonajmy rzuty na tę oś punktów 1 i 2 cięciwy faktycznego opływu, według której określa się kąt natarcia. Z powyższego widać, że punkty 1' i 2' przedstawiające odkształcone położenie punktów 1 i 2, przemieszczają się od



Rys. 3-124. Odkształcenie skrzydła skośnego podczas jego zginania

położenia początkowego o różne wielkości. Ponieważ $z_2 > z_1$, to cięciwa 1-2 obraca się względem napływającego strumienia o pewien kąt $\Delta\alpha_1$ w stronę zmniejszenia się kąta natarcia (przy ugięciu skrzydła ku górze, rys. 3-124b). W ten sposób w skrzydłach skośnych zwiększenie $\Delta P_{z\text{lot}}$ wywołuje zmniejszenie ΔP_z nie tylko od skręcania, lecz i od zginania.

Zmiana kąta natarcia w czasie zginania będzie tym większa, im większy będzie skos i wydłużenie skrzydła i im mniejsza będzie względna grubość profilu (w ostatnim przypadku zmniejsza się moment bezwładności przekroju skrzydła).

Tak więc środkiem nie dopuszczającym do rewersu lotek (zwiększenia V_{kr} odwrotnego działania lotek) skrzydła skośnego jest zwiększenie jego sztywności na skręcanie i zginanie.

Należy zaznaczyć, że przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych skuteczność lotek obniża się również na skutek wpływu ściśliwości powietrza (pojawienia się fali uderzeniowej). Dlatego też w wielu samolotach stosuje się dodatkowe urządzenia przy lotkach, tzw. przerywacze aerodynamiczne (interceptory) w postaci płytek chowanych w skrzydło.

Budowa usterzenia

Z punktu widzenia statyki lotniczej usterzenie samolotu można zaliczyć do belek opartych lub przymocowanych do kadłuba, które obciążone są siłami aerodynamicznymi wywołującymi ich zginanie i skręcanie. Zbieżność zewnętrznych kształtów usterzenia i skrzydła, a także zbieżność obciążenia doprowadza do tego, że układy wytrzymałościowe i przeznaczenie elementów usterzenia i skrzydła są zbieżne. Stąd konstrukcja elementów usterzenia jest zbliżona do

konstrukcji elementów skrzydła. Klasyfikując układy konstrukcyjne usterzenia i jego elementów można posługiwać się klasyfikacją i terminologią odnoszącą się do skrzydła i jego elementów. W związku z tym elementy konstrukcyjne usterzenia nie będą tutaj omawiane. Dokładniej natomiast rozpatrzone zostaną wyróżniające się właściwości konstrukcji elementów usterzenia.

Stateczniki poziome i pionowe

Układy wytrzymałościowe stateczników poziomych i pionowych składają się z zestawu elementów podłużnych (dźwigarów i podłużnic), zestawu elementów poprzecznych (zeber zwykłych i wzmocnionych) oraz pokrycia. Zginanie przejmowane jest przez pasy dźwigarów, podłużnice i częściowo przez pokrycie. Siła poprzeczna przejmowana jest przez ścianki dźwigarów. Skręcanie przejmowane jest przez obrys zamknięty: pokrycie — ścianki dźwigarów.

Konstrukcje stateczników poziomych i pionowych bywają dwudźwigarowe i kesonowe.

Przy małych obciążeniach usterzenia (w samolotach niedużych — przy małym wydłużeniu usterzenia), kiedy grube i wzmocnione pokrycie może się okazać niedociążone, celowe jest stosowanie układów dźwigarowych. W samolotach dużych stateczniki poziome i pionowe wykonuje się przede wszystkim kesonowe. Zastosowanie tylnego dźwigara w tych układach pozwala na stosunkowo proste zawieszenie (zamocowanie) sterów. W miejscach rozmieszczenia węzłów zawieszenia sterów montuje się żebra wzmocnione.

Stateczniki poziome samolotów małych wykonuje się często jako niedzielone wzdłuż ich rozpiętości. W tym przypadku przymocowuje się je do kadłuba za pomocą czterech węzłów (okuć) — po dwa węzły na każdy z dwóch dźwigarów. Stateczniki pionowe wykonuje się niekiedy jako jedną całość z kadłubem. Dość często bywają one również odejmowane.

Konstrukcje stateczników poziomych i pionowych niedzielonych, w porównaniu do stateczników dzielonych, są bardziej proste i mają mniejszy ciężar. Miejsca podziału statecznika poziomego wzdłuż jego rozpiętości znajdują się w płaszczyźnie symetrii i przy ścianie kadłuba.

Sposoby styku stateczników poziomych w miejscu podziału podobne są do sposobów styku skrzydeł. Zależą one od układu konstrukcyjnego. Stateczniki poziome dźwigarowe łączy się wzdłuż podziału odpowiednimi węzłami. Stateczniki poziome kesonowe łączy się wzdłuż obrysu.

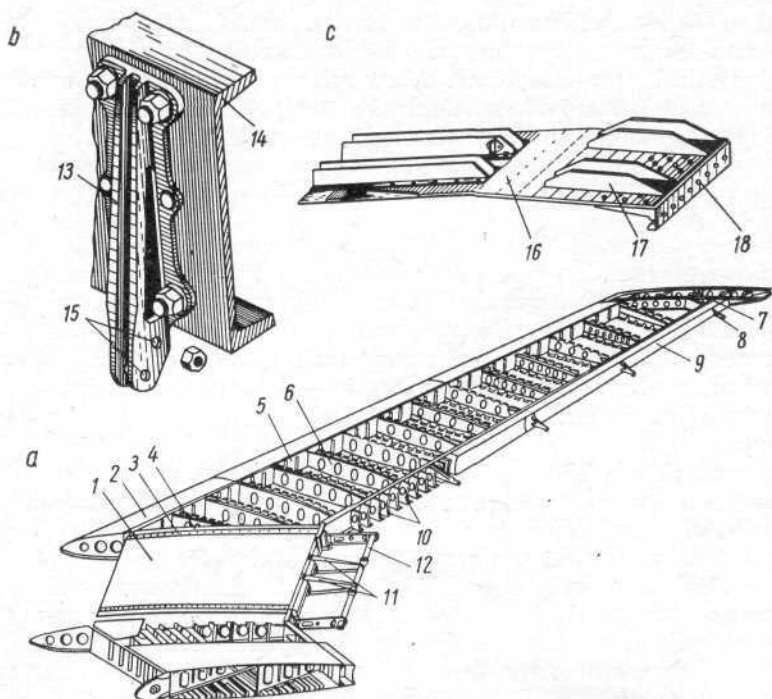
Na rysunku 3-125 przedstawiona jest konstrukcja skośnego kesonowego statecznika poziomego samolotu Tu-104 z podziałem wzdłuż ściany bocznej kadłuba.

Odejmowane części statecznika poziomego łączy się za pomocą kątowników 3 oraz łączników znajdujących się na dźwigarach ze środkową częścią 1 wmontowaną w kadłub. W miejscu „załamania” dźwigarów w rzucie poziomym wstawione jest silne żebro przykadłubowe 4.

Statecznik poziomy z kadłubem łączy się za pomocą dwóch przednich i dwóch tylnych węzłów (wsporników) umieszczonych na odejmowanych częściach statecznika (rys. 3-125).

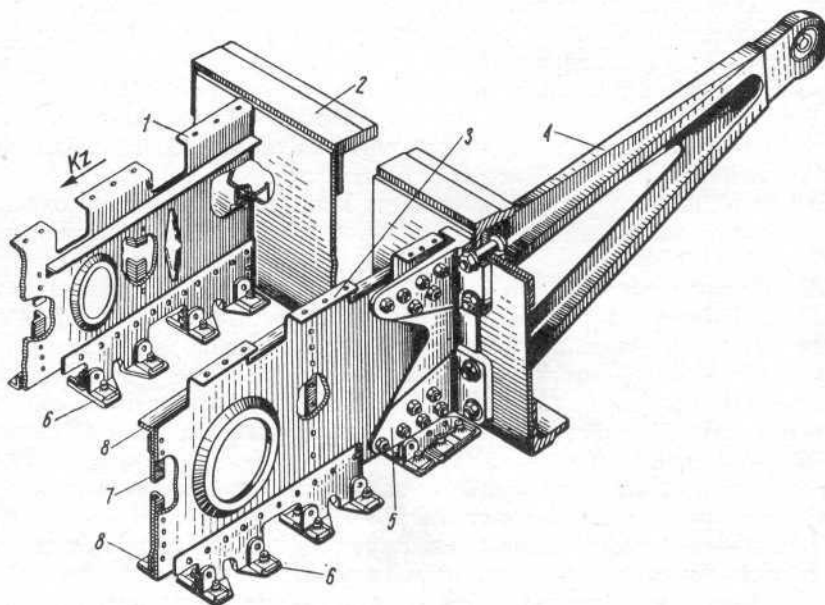
Sposób zamocowania wsporników zawieszenia sterów i połączenia zeber z dźwigarami przedstawiono na rysunku 3-126.

Na samolocie Tu-104, tak jak i na innych samolotach, przewidziano możliwość regulacji kąta ustawienia statecznika poziomego na ziemi, która może się okazać konieczna np. przy różnych wariantach obciążenia samolotu. Jeżeli np. przy jednym wariantcie obciążenia samolot wyważony jest na pewnym kącie natarcia, to przy drugim wariantcie może wyniknąć potrzeba wychylenia sterów



Rys. 3-125. Konstrukcja skośnego statecznika kesonowego

1 — środkowa część statecznika, 2 — zdejmowana krawędź natarcia, 3 — kątowniki łączące, 4 — żebro podporowe, 5 — dźwigar przedni, 6 — żebro, 7 — końcówka statecznika, 8 — wspornik zawieszenia steru wysokości, 9 — część tylna, 10 — przysłony, 11 — wspornik wału przegubowego, 12 — wał przegubowy, 13 — wspornik, 14 — dźwigar, 15 — otwory do połączenia statecznika z kadłubem zmiany kąta ustawienia statecznika, 16 — nakładka, 17 — kształtownik, 18 — kątownik stykowy



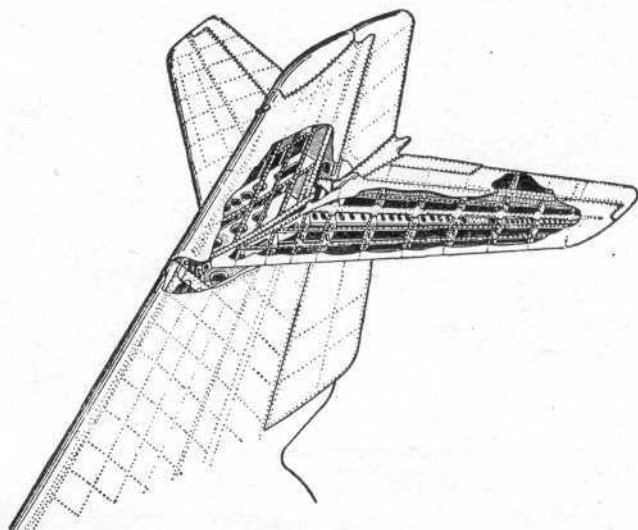
Rys. 3-126. Węzeł łączący żebro z dźwigarem

1 — żebro, 2 — dźwigar tylny, 3 — żebro wzmocnione, 4 — wspornik zawieszenia steru wysokości, 5 — łącznik, 6 — kompensator, 7 — podpórka żebra, 8 — pasy żebra

i przyłożenia znacznej siły do drążka, czego można uniknąć drogą zmiany kąta ustawienia statecznika poziomego.

Kąt ustawienia statecznika poziomego reguluje się na ziemi co każde $0,5^\circ$ za pomocą różnego zestawienia otworów znajdujących się w przednich węzłach łączących statecznik poziomy z kadłubem (rys. 3-125b). Statecznik poziomy przy tym obraca się względem punktów zamocowania na tylnym dźwigarze.

Istnieją również dźwigarowe konstrukcje poziomych stateczników skośnych o zastrzałach wewnętrznych, które podobne są do konstrukcji skrzydeł omówionych w rozdz. 13 (rys. 3-22). Niekiedy chcąc zaspokoić wymagania aerodynamiczne, usterzenie wysokości rozmieszcza się na stateczniku pionowym (rys. 3-127).

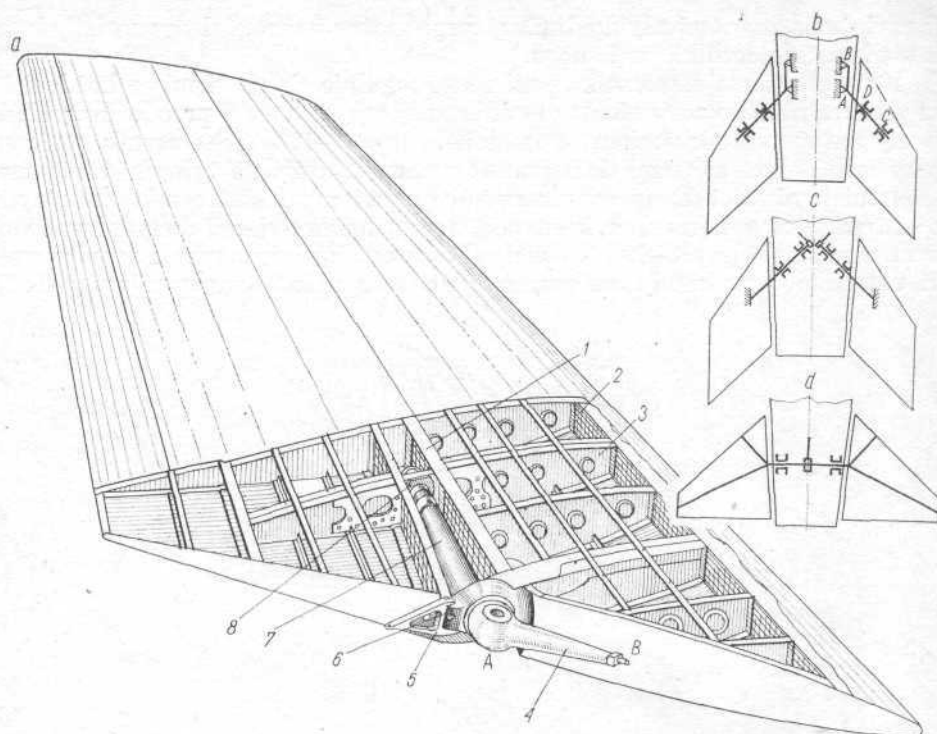


Rys. 3-127. Widok ogólny usterzenia skośnego

Statecznik poziomy w tym przypadku łączy się wzdłuż płaszczyzny przylegania do statecznika pionowego.

Brak steru wysokości upraszcza konstrukcję płytowego usterzenia wysokości. Jednak konstrukcję komplikuje konieczność zamocowania osi, względem której obraca się usterzenie. Obrót każdej połowy usterzenia odbywa się na osi sztywno umocowanej w kadłubie (rys. 3-128a, b) lub na osi sztywno umocowanej w usterzeniu (rys. 3-128c, d).

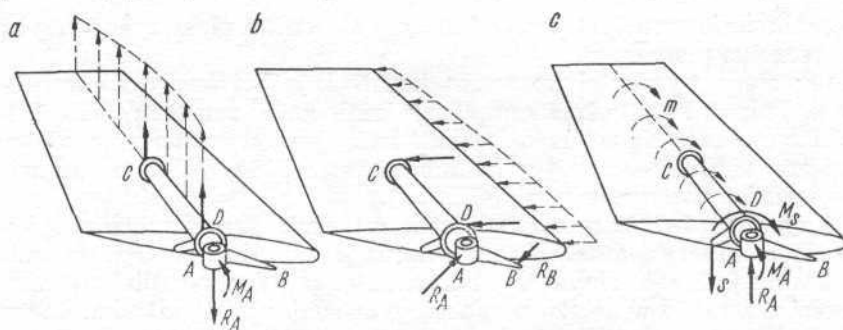
Na rysunku 3-128a pokazana jest konstrukcja jednodźwigarowego płytowego usterzenia wysokości. Oś zamocowana jest tutaj za pomocą czopu, który umocowany jest w kadłubie w punktach *A* i *B*. W przykadłubowym żebrze usterzenia, a także w żebrze wzmocnionym znajdują się łożyska. Usterzenie wychyla się za pomocą dźwigni przymocowanej do żebra przykadłubowego. W celu zmniejszenia sił potrzebnych do sterowania, oś umieszczona jest w pobliżu linii środków parcia odpowiadających warunkom eksploatacyjnym samolotu (tj. przykładowo o $0,5 c_{SCAH}$ dla prędkości naddźwiękowych). Schemat obciążenia usterzenia pokazany jest na rysunku 3-129. Moment zginający pochodzący od obciążeń pionowych (siły nośnej i sił masowych) przejmowany jest przez dźwigar i częściowo przez zestaw elementów podłużnych z pokryciem. Usterzenie przy tym pracuje podobnie jak belka oparta na osi w łożyskach *C*,



Rys. 3-128. Konstrukcja jednodźwigarowego usterzenia wysokości
1 — dźwigar, 2 — ścianka wzdlużna, 3 — żebro wzmacnione, 4 — sworzeń, 5 — dźwignia, 6 — łożysko *d*, 7 — oś, 8 — łożysko *c*

D. Obciążenia przenoszone na oś zginają ją w płaszczyźnie pionowej podobni jak belkę wspornikową zamocowaną w węźle *A* (rys. 3-129a).

Moment zginający pochodzący od obciążeń czołowych (od siły oporu) przejmowany jest przez dźwigar i ściankę przednią. Poprzez łożyska *C* i *D*



Rys. 3-129. Schemat obciążenia usterzenia

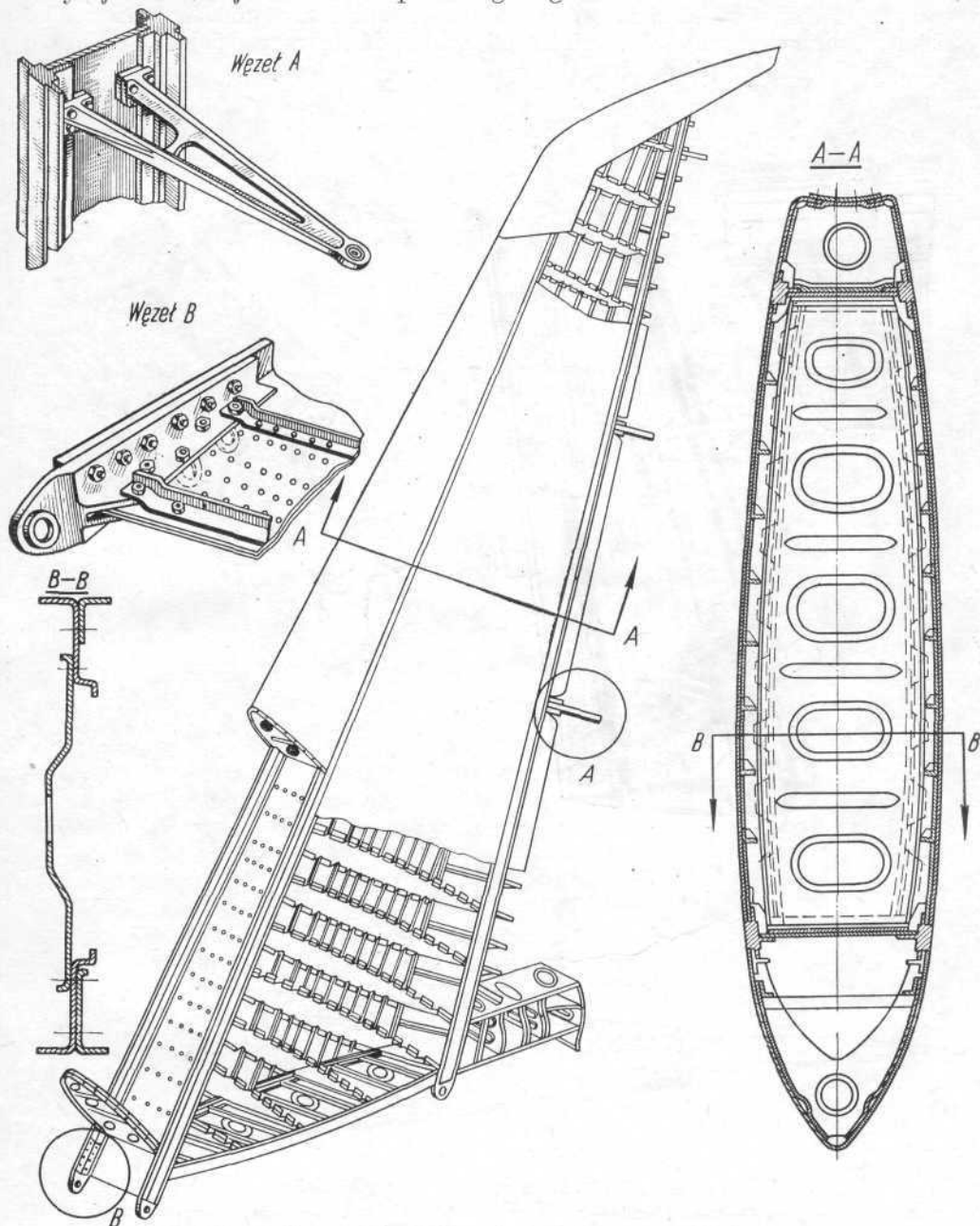
obciążenia te przenoszone są na oś, wyginając ją w płaszczyźnie poziomej podobnie jak belkę opartą w punktach *A**) i *B* (rys. 3-129b). Przy tym jednocześnie czop także ulega zginaniu.

Moment skręcający obciąża obrys zamknięty, utworzony przez pokrycie,

*) Przegub pionowy w punkcie *A* nie stanowi zamocowania.

dźwigar i ściankę. Przenoszony on jest na żebro przykadłubowe, gdzie równoważony jest przez siłę przyłożoną do dźwigni, która obciąża oś przez zginanie w płaszczyźnie pionowej na odcinku DA . W przypadku tym węzeł A jest węzłem mocującym (rys. 3-129c).

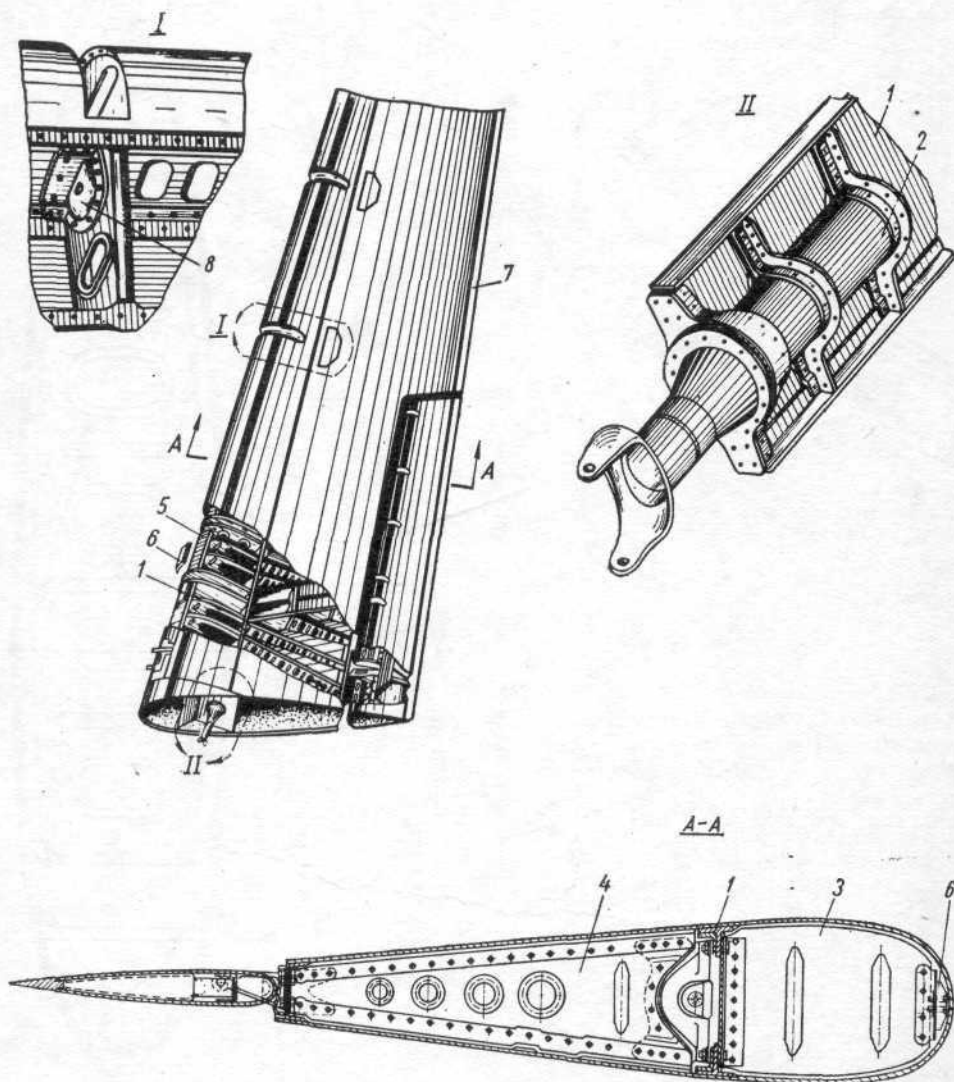
Rysunek 3-130 przedstawia kesonową konstrukcję skośnego statecznika pionowego pionowego samolotu Tu-104. Jego konstrukcja podobna jest do omówionej wyżej konstrukcji statecznika poziomego tego samolotu.



Rys. 3-130. Konstrukcja skośnego kesonowego statecznika pionowego

Stery. Lotki. Klapki wyważające (trymery)

Z punktu widzenia statyki lotniczej, stery i lotki (zwykle są one jednego typu) można zaliczyć do belek opartych na węzłach zawieszenia, które obciążone są siłami aerodynamicznymi. Moment sił aerodynamicznych występujący względem osi obrotu (moment zawiasowy M_{zaw}) równoważony jest momentem wytwarzanym przez siłę występującą w ciągu układu sterowania. W ten sposób stery i lotki również podlegają zginaniu, ścinaniu i skręcaniu. Zasadniczymi elementami wytrzymałościowymi steru i lotki są dźwigar (rzadziej dwa), żebra, pokrycie i niekiedy podłużnice.



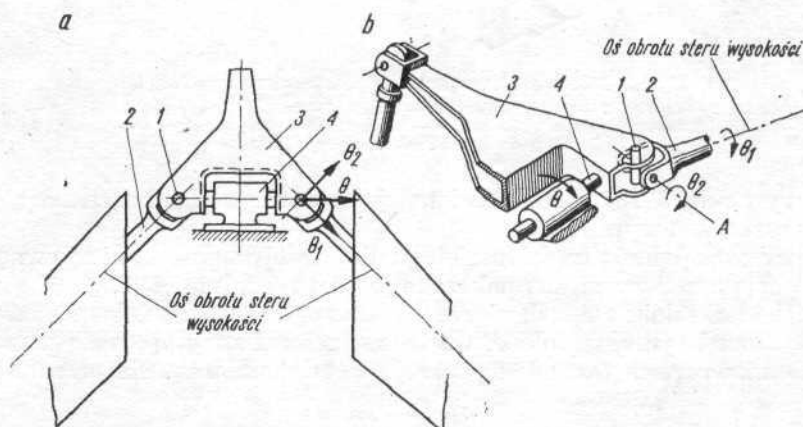
Rys. 3-131. Konstrukcja steru wysokości

1 — dźwigar, 2 — rura, 3 — nosek żebra, 4 — zakończenie żebra, 5 — beleczka, 6 — ciężarek, 7 — zakończenie steru, 8 — węzeł zawieszenia steru

✓ Dźwigar steru lub lotki jest to cienkościenna belka o przekroju ceownika lub dwuteownika, która przejmuje zginanie i siłę poprzeczną. W celu umożliwienia przejmowania skręcania, do konstrukcji dźwigara wprowadza się dość sztywne pokrycie noska, które tworzy wraz z dźwigarem obrys zamknięty*).

Konstrukcja steru wysokości usterzenia skośnego samolotu ciężkiego przedstawiona jest na rysunku 3-131. Dźwigar 1 o przekroju dwuteowym u podstawy steru łączy się z rurą 2 zakończoną przegubem widlastym, za pomocą którego łączy się połowę steru z wałem przegubowym. Zestaw żeber wytłaczanych składa się z nosków 3 i końcówek 4. Każda połowa steru jest zawieszona na odpowiednich węzłach 8 przynitowanych do dźwigara i żebra. Ster wysokości ma ciężarek wyważający, aerodynamiczną kompensację osiową i kłapkę wyważającą.

Zawieszenie i mechanizmy sterowania skośnymi sterami wysokości różnią się od siebie pewnymi właściwościami (rys. 3-132). Dość często sterowanie sterami wysokości, których osie obrotowe znajdują się pod pewnym kątem,



Rys. 3-132. Schemat zawieszenia skośnego steru wysokości
1 — przeguby Cardana, 2 — dźwigary, 3 — dźwignia, 4 — oś

odbywa się za pomocą dźwigni wychylającej się w płaszczyźnie symetrii samolotu, co wymaga zastosowania wzajemnie prostopadłych przegubów Cardana 1 w miejscu połączenia dźwigarów sterów 2 z dźwignią 3 (rys. 3-132a).

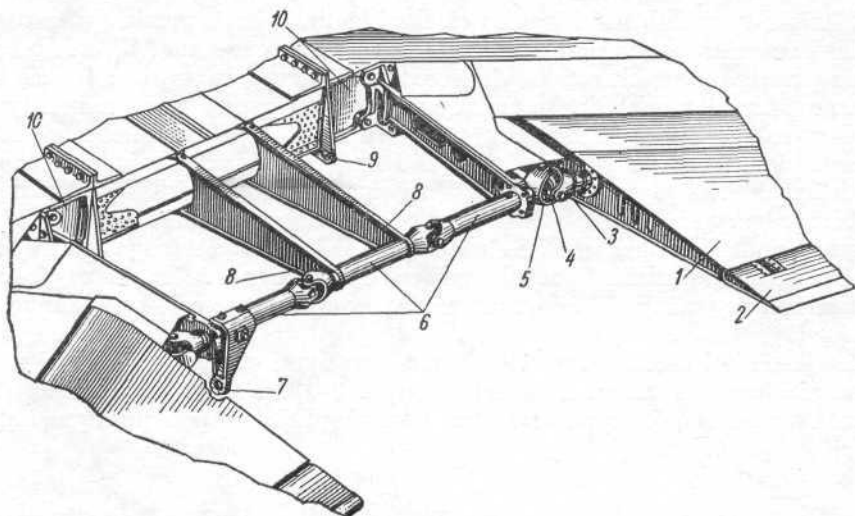
Obrót dźwigni pod pewnym kątem względem osi 4 może być, jak wiadomo z mechaniki, przedstawiony w postaci wektora θ . Dzieli się on na dwa obroty: względem osi obrotu połowy steru (wyrażony wektorem θ_1) i względem osi przegubu Cardana A (wyrażony wektorem θ_2 , rys. 3-132b).

Druga połowa steru wysokości ma analogiczny podział obrotu, w rezultacie czego obie połowy steru obracają się względem przecinających się osi.

Na rysunku 3-133 pokazana jest konstrukcja węzła łączącego, który łączy dwie połowy skośnego steru wysokości w przypadku, kiedy usterzenie wysokości umieszczone jest na kadłubie.

Konieczność stosowania małych względnych grubości profilu usterzenia wymaga używania specjalnych wypełniaczy przy wykonywaniu konstrukcji sterów.

*) Dawniej stosowane były dźwigary rurowe przejmujące zginanie, skręcanie i siłę poprzeczną.



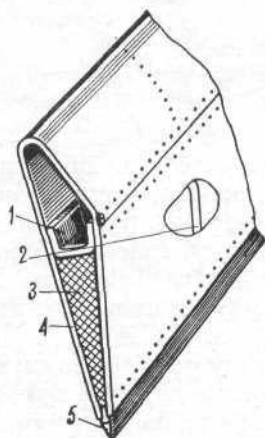
Rys. 3-133. Wzrost łączący dwie połowy steru wysokości

1 — ster wysokości, 2 — trymer, 3 — widelki króćca, 4 — jarzmo, 5 — widelki wału przegubowego, 6 — wały przegubowe, 7 — dźwignia sterowania sterem wysokości, 8 — wsporniki wału przegubowego, 9 — węzeł łączący statecznik poziomy z kadłubem, 10 — dźwignia

Na rysunku 3-134 przedstawiono jednodźwigarową konstrukcję lotki z wykorzystaniem wypełniacza.

Konstrukcja jednej z części rozciętej wzdłuż całej długości lotki z wewnętrzną kompensacją aerodynamiczną pokazana jest na rysunku 3-135.

Szkielet lotki składa się z dźwigara dwuteowego 1, nosków żeber 2, końcówek żeber 3, żeber i tylnej ścianki 4. Część noska lotki znajdująca się przed osią obrotu stanowi wewnętrzną kompensację aerodynamiczną. Na przedniej kra-



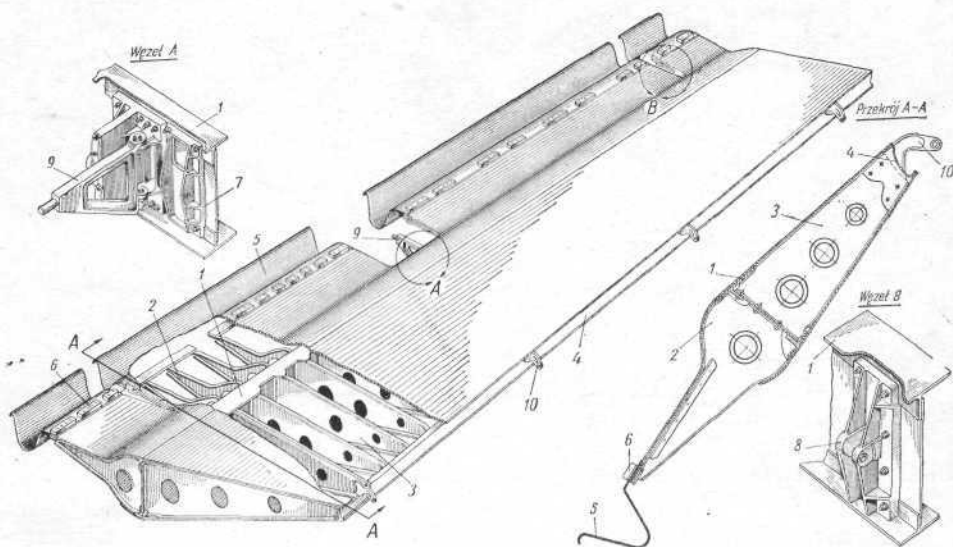
Rys. 3-134. Lotka z wypełniaczem

1 — dźwigar, 2 — żebro, 3 — wypełniacz, 4 — pokrycie, 5 — zakończenie

wędzi umieszczono nagumowaną tkaninę 5, którą przymocowano do tylnej ścianki skrzydła. W ten sposób tworzy się wewnątrz tylnej części skrzydła dwie szczelne przegrody.

Na przedniej krawędzi lotki rozmieszczone są ciężarki wyważające 6. Lotka zawieszona jest na skrzydle za pomocą węzłów 7 i 8. Napędzana ona jest dźwignią 9, która przy wychyleniu się lotki nie wychodzi poza obrys skrzydła.

W części przedniej sterów wykonane są wycięcia w celu umieszczenia wsporników zawieszenia, przez co zmniejsza się w danym przekroju wytrzymałość steru na skręcanie. W przekrojach tych konieczne jest wzmacnianie konstrukcji, podobnie jak to przedstawiono na rysunku 3-136.

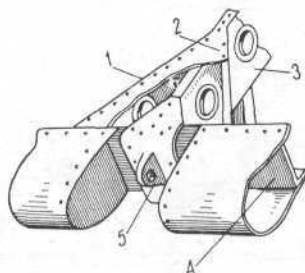


Rys. 3-135. Konstrukcja lotki

1 — dźwigar, 2 — nosek żebra, 3 — końcówka żebra, 4 — ścianka tylna, 5 — tkanina, 6 — ciężarek, 7, 8 — węzły zawieszenia lotki, 9 — dźwignia sterowania, 10 — węzeł zawieszenia klapki wyważającej

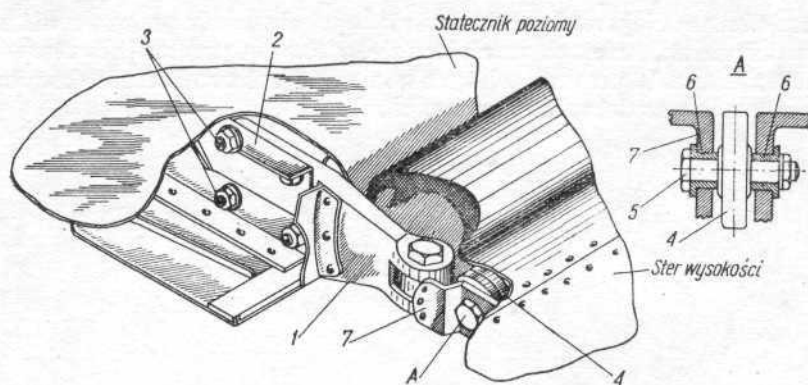
Ster lub lotki zawieszane są za pomocą łożysk kulkowych umieszczonych w kilku miejscach na całej jej długości. Liczbę zawias (przegubów) określa się według długości steru lub lotki.

Rys. 3-136
Kompensacja wycięcia w nosku steru
1 — żebro ukośne, 2 — węzłówka, 3 — żebro, 4 — dźwigar, 5 — ucho zawieszenia



W celu zapewnienia wzajemnej zamiany sterów i lotek, zawieszenie przegubów wykonuje się na samonastawnych wzdłuż rozpiętości wspornikach (rys. 3-137). W celu niedopuszczenia do przesunięć steru lub lotki wzdłuż osi obrotu, jeden z przegubów przymocowuje się do odpowiedniego wspornika. Takie zawieszenie upraszcza montaż i demontaż sterów i lotek.

Konstrukcja klapki wyważającej przedstawiona jest na rysunku 3-138.



Rys. 3-137. Węzeł zawieszenia steru wysokości

1 — wspornik, 2 — żebro, 3 — śruby mocujące wspornik, 4 — ucho zawieszenia steru, 5 — śruba przegubu, 6 — tulejka, 7 — węzeł

Obliczenia wytrzymałościowe usterzenia

Obciążenia zewnętrzne. Schematy obliczeniowe

Podczas wykonywania lotu przez samolot na usterzenie działają siły aerodynamiczne. Ich wielkość i charakter działania zależą od warunków lotu. Wartość tych sił określana jest na podstawie istniejących norm wytrzymałościowych, przewidujących odpowiednie przypadki obliczeniowe (najbardziej charakterystyczne i najtrudniejsze).

W większości przypadków obliczeniowych obciążenia dopuszczalne usterzenia oblicza się za pomocą wzorów otrzymanych w rezultacie przeprowadzonych badań teoretycznych i praktycznych, które zawarte są w normach wytrzymałościowych samolotów. Na przykład w ustalonym locie krzywoliniowym obciążenie usterzenia wysokości (nazywane obciążeniem równoważącym) ustala się z warunku równości momentów sił względem środka ciężkości samolotu, działających na usterzenie wysokości i na samolot bez usterzenia wysokości

$$M_H = M$$

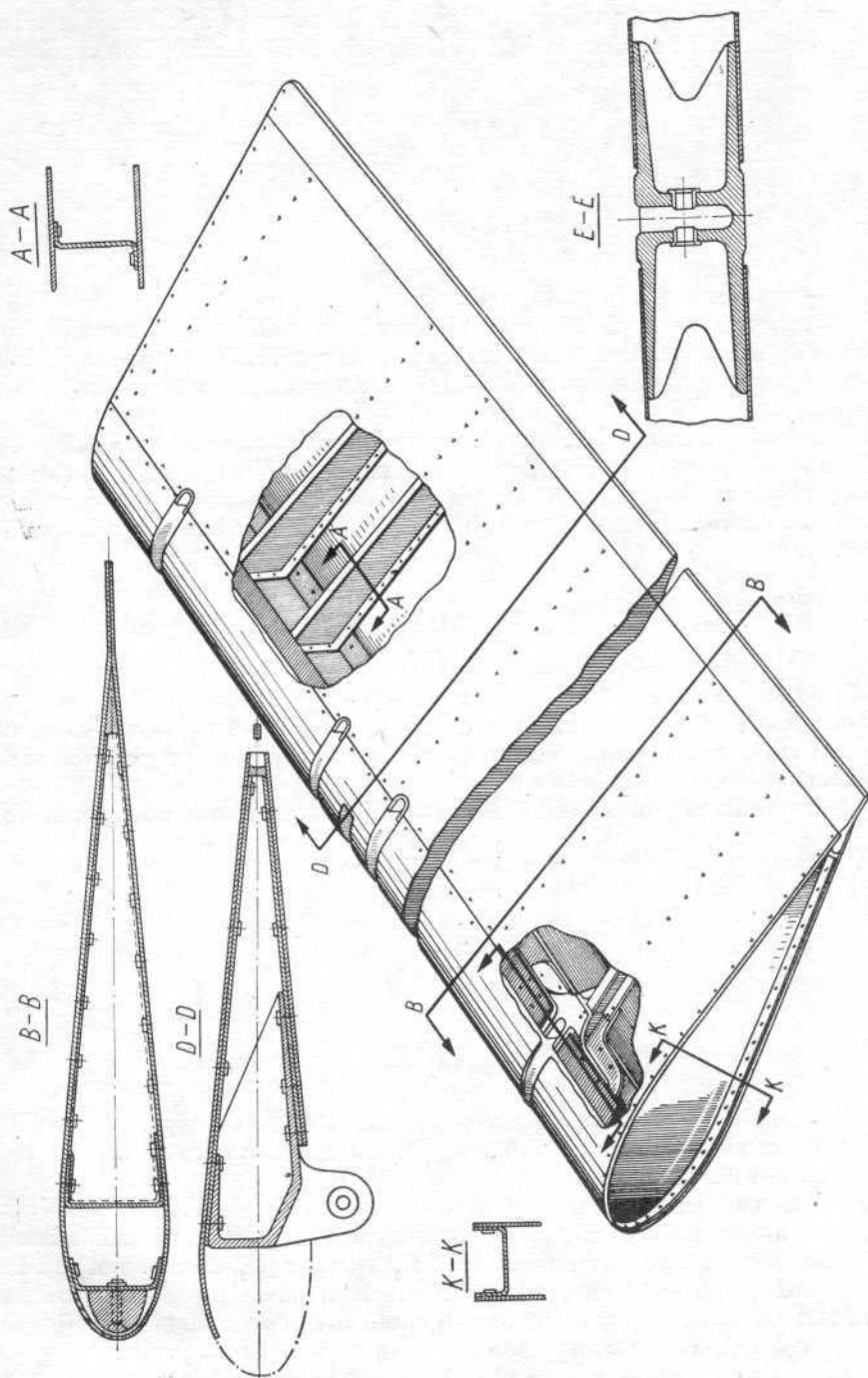
wówczas

$$P_H^{\text{dep}} = c_M \cdot q \cdot S \cdot \frac{c_{SCA}}{L_H} \quad (48)$$

gdzie:

- c_M — współczynnik momentu samolotu względem jego środka ciężkości obliczany dla danego przypadku obliczeniowego na podstawie dmuchań modelu samolotu, bez usterzenia wysokości, przy najbardziej niesprzyjającym wyważeniu *) pod względem obciążeń,
- L_H — odległość od środka ciężkości samolotu do środka parcia usterzenia wysokości.

*) Współczynnik c_M można obliczyć również teoretycznie bez dmuchań (patrz aerodynamika samolotu).



Rys. 3-138. Klapka wyważająca (trymer)

Jeżeli pilot chce zmienić warunki lotu, może przez wychylenie sterów spowodować dodatkowe obciążenie usterzenia. Obciążenie to, nazywane manewrowym, jest niezrównoważone i proporcjonalne do wartości ciśnienia dynamicznego q i powierzchni usterzenia S_{ust} (wysokości lub kierunku). Ponieważ

$$q = \frac{n_{dop} \cdot Q}{c_z \cdot S}$$

to

$$P_{ust}^{dop} = k \cdot n_{dop} \cdot \frac{Q}{S} \cdot S_{ust} \quad (49)$$

gdzie k — współczynnik proporcjonalności.

Normy wytrzymałościowe jako obliczeniowe zakładają przypadki lotu w burzliwej atmosferze, w razie przerwy pracy silników po jednej stronie płaszczyzny symetrii samolotu (dla obciążenia usterzenia kierunku) i inne przypadki.

W normach wytrzymałościowych uwzględniane są również wartości współczynników bezpieczeństwa v . Wówczas otrzymujemy $P_{obl} = P_{dop} \cdot v$. Rozkład obciążeń między statecznikiem poziomym i sterem wysokości (statecznikiem pionowym i sterem kierunku) przyjmuje się proporcjonalnie względem ich powierzchni, tj.

$$\frac{P_{ster}}{P_{obl}} = \frac{S_{ster}}{S_{H(V)}} \quad \text{oraz} \quad \frac{P_{st \text{ poz (st pion)}}}{P_{obl}} = \frac{S_{st \text{ poz (st pion)}}}{S_{H(V)}} \quad (50)$$

Stąd można znaleźć P_{ster} i $P_{st \text{ poz}}$ lub $P_{st \text{ pion}}$.

Obciążenie bieżące (na jednostkę długości) sterów oraz statecznika poziomego lub statecznika pionowego znajdujemy z warunku proporcjonalności tego obciążenia do cięciwy $q = k \cdot c$.

Współczynnik proporcjonalności k równy jest stosunkowi obciążenia obliczeniowego do danej powierzchni, tj. $k = \frac{P_{obl}}{S}$.

Zatem

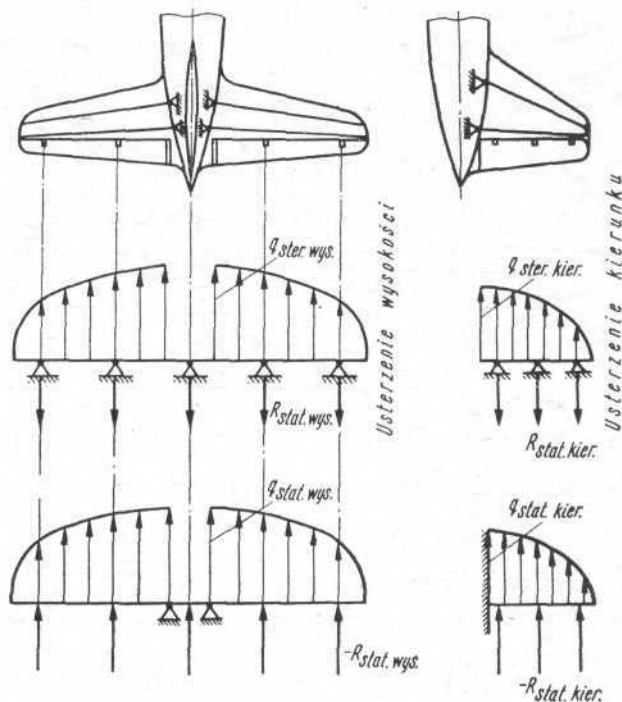
$$\left. \begin{aligned} q_{ster} &= \frac{P_{ster}}{S_{ster}} \cdot c_{ster} \\ q_{st \text{ poz (st pion)}} &= \frac{P_{st \text{ poz (st pion)}}}{S_{st \text{ poz (st pion)}}} \cdot c_{st \text{ poz (st pion)}} \end{aligned} \right\} \quad (51)$$

Po obliczeniu q dla kilku przekrojów, można wykonać wykresy q wzdłuż rozpiętości steru i statecznika poziomego (pionowego), tak jak to przedstawiono na rysunku 3-139.

Schematem obliczeniowym dla sterów (wysokości i kierunku) jest belka oparta na stateczniku poziomym lub pionowym w węzłach zawieszenia, która obciążona jest siłami aerodynamicznymi. Schematem obliczeniowym dla statecznika poziomego jest belka oparta na węzłach mocujących statecznik do kadłuba. Obciążona ona jest siłami aerodynamicznymi oraz siłami działającymi na ster wysokości. Te ostatnie przenoszone są na statecznik poziomy poprzez węzły zawieszenia steru na stateczniku, które równe są reakcjom podpór steru, skierowanym przeciwnie. Statecznik pionowy pojedynczego usterzenia kierunku jest to belka zamocowana w kadłubie, która obciążona jest siłami

aerodynamicznymi oraz siłami pochodzącymi od steru kierunku, które są równe, lecz przeciwległe względem reakcji podpór.

Lotka może być obciążona siłami aerodynamicznymi w położeniu stałym (nie wychylonym), jako część skrzydła. Jednak najczęściej obciążeniami obliczeniowymi dla lotki są te obciążenia, które występują podczas jej wychylenia przy maksymalnej prędkości samolotu.



Rys. 3-139. Obciążenie usterezenia

Przyjmujemy, że intensywność obciążenia aerodynamicznego jest stała wzdłuż rozpiętości lotki (patrz rys. 3-140) i równa się na krawędzi przedniej

$$P_{lot} = 0,64 \cdot q_{max} [kG/m^2, N/m^2]$$

gdzie $q_{max} = \frac{\rho \cdot V_{max}^2}{2}$ — ciśnienie prędkości (dynamiczne).

Rozkład obciążenia wzdłuż cięciwy lotki przyjmowany jest według trapezu.

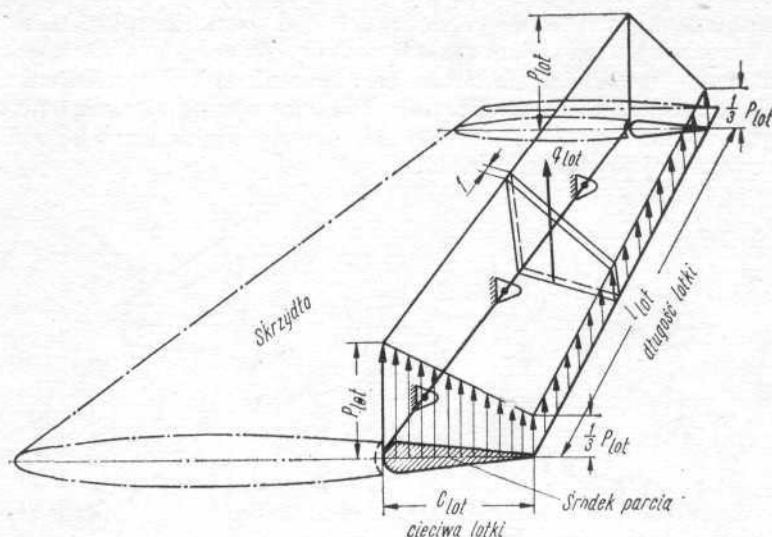
Obciążenia bieżące działające wzdłuż rozpiętości lotki q_{lot} oblicza się za pomocą wzoru

$$q_{lot} = \frac{P_{lot} + \frac{1}{3} \cdot P_{lot}}{2} \cdot c_{lot} = \frac{2}{3} \cdot P_{lot} \cdot c_{lot} [kG/m, N/m]$$

a obliczeniowe obciążenie bieżące (na jednostkę długości lotki)

$$q = \frac{2}{3} \cdot P_{lot} \cdot c_{lot} \cdot v \quad (52)$$

gdzie v — współczynnik bezpieczeństwa.



Rys. 3-140. Obciążenie lotki

Po obliczeniu wartości q dla kilku przekrojów możemy wykonać wykres q wzdłuż rozpiętości lotki.

Schemat obliczeniowy lotki nie różni się od schematu obliczeniowego sterów.

Wykresy sił poprzecznych i momentów zginających

Stery lub lotki przeważnie zawieszają się na trzech lub na większej liczbie węzłów. Z punktu widzenia statyki lotniczej można je traktować jako belki statycznie niewyznaczalne. Przy rozpatrywaniu ich (określaniu reakcji podpór) posługujemy się odpowiednim przybliżonym sposobem, który wyjaśnimy na przykładzie trójpodporowego steru lub lotki.

Podzielmy odcinek między podporami równomiernie (rys. 3-141a). Załóżmy, że każda z podpór przejmuje obciążenie dwóch przyległych do niej półodcinków belki. Ponieważ obciążenie na odcinku długości belki wyrażane jest jako $\int q \cdot dl$ i równe jest powierzchni wykresu q na tym odcinku, to reakcje podpór (równe i przeciwległe obciążeniu podpór) będą się równały

$$R_1 = \text{pow. } abf$$

$$R_2 = \text{pow. } bcf$$

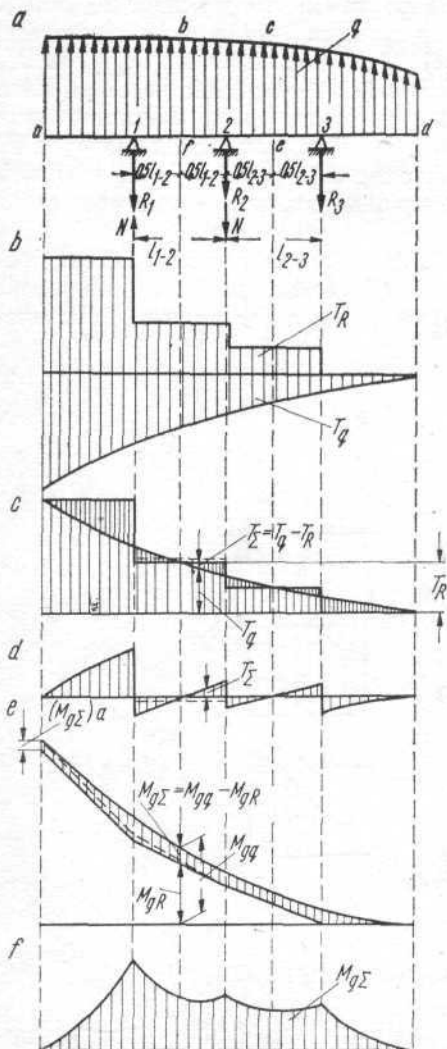
$$R_3 = \text{pow. } cde$$

Oczywiście, należy przy tym wziąć pod uwagę skalę wykresu q . Następnie wykonujemy oddzielnie wykresy sił poprzecznych T_q i T_R , które pochodzą od obciążenia bieżącego q i od reakcji R (rys. 3-141b), biorąc pod uwagę ich różne znaki, odkładając je jednak na jednej osi. Suma algebraiczna wykresów daje sumaryczny wykres sił poprzecznych T_Σ . Jednak zamiast odejmowania odcinków, dogodniej jest wykonać tzw. „odbicie zwierciadlane” wykresu T_q , tj. odłożyć go ze znakiem przeciwnym. Wartość T_Σ pokazana została za pomocą gęstego zakreskowania na rysunku 3-141c.

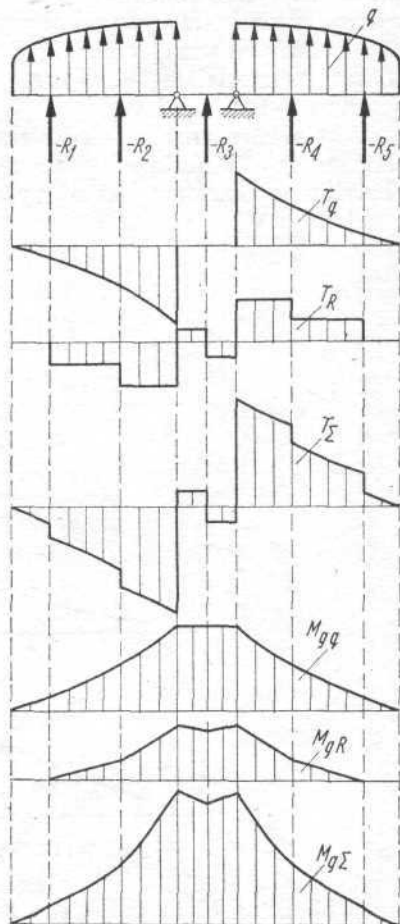
Wykres T_Σ odłożony na osi odciętych przedstawiony jest na rysunku 3-141d.

Podobnie jak poprzednio wykonując wykresy momentów zginających M_{gq} pochodzących od sił aerodynamicznych (całkując wykres T_q , rys. 3-141e) i odkładając na tej osi „odbicie zwierciadlane” wykresu M_{gR} pochodzącego od reakcji podpór, otrzymamy wykres sumaryczny momentów zginających $M_{g\Sigma}$. Odłożony na osi odciętych (w dużej skali) wykres ten będzie miał postać pokazaną na rysunku 3-141f. Należy przy tym uważać, aby w przekrojach, gdzie $T_\Sigma = 0$, wykres $M_{g\Sigma}$ miał maksimum lub minimum*).

Ponieważ określenie reakcji podpór było niezbyt dokładne, możliwe jest, że $M_{g\Sigma}$ w punkcie a (lewy koniec belki) nie jest równy zero. Otrzymywana przy



Rys. 3-141. Wykresy sił poprzecznych i momentów zginających steru trójporowego (lotki)



Rys. 3-142. Wykresy q , P_x , M_g statecznika poziomego

tym wartość $(M_{g\Sigma})_a$ nie jest duża i występującej tutaj niedokładności można nie brać pod uwagę. Jednak można ją również usunąć przyłożywszy na przy-

*) Wynika to z twierdzenia Żurawskiego, że $T = \frac{dM_g}{dx}$. Przy pochodnej równej zero funkcja ma maksimum lub minimum.

kład do podpór 1 i 2 parę sił N (rys. 3-141a), których wartość oblicza się ze wzoru

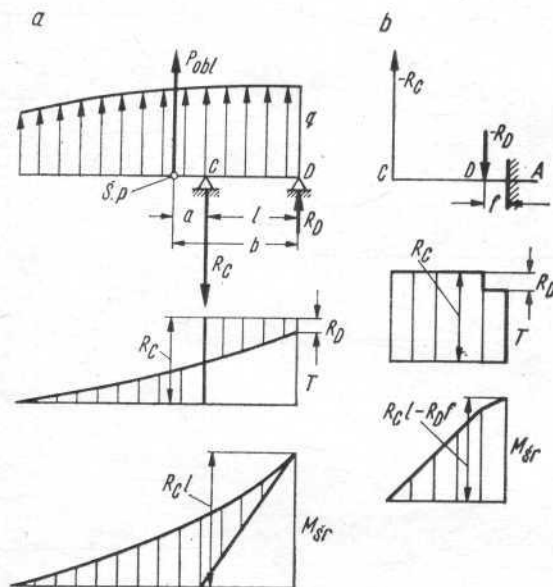
$$(M_{g\Sigma})_a + N \cdot b_{1-2} = 0$$

$$N = \frac{(M_{g\Sigma})_a}{b_{1-2}}$$

Należy przy tym wnieść odpowiednie poprawki do wykresu T_Σ i $M_{g\Sigma}$. Poprawki oznaczone są linią przerywaną na rysunku 3-141c, d, e.

Wykonanie wykresów sił poprzecznych T i momentów zginających M_g dla statecznika poziomego lub statecznika pionowego zgodnie ze schematem obliczeniowym pokazanym na rysunku 3-139 sprowadza się do zsumowania wykresów pochodzących od obciążeń bieżących q i wykresów pochodzących od sił odwrotnych względem reakcji steru. Wykresy takie wykonuje się w sposób podany w rozdziale 13. Wykresy dla statecznika poziomego pokazane są na rysunku 3-142.

Z kolei zatrzymajmy się krótko na sposobie wykonania wykresu T i M_g pochodzącego od obciążeń pionowych usterzenia płytowego, którego schemat obciążenia pokazany jest na rysunku 3-129a. Posiadając wykres obliczenio-



Rys. 3-143. Wykresy reakcji podpór R_C i R_D

wych obciążeń bieżących q i rozpatrując usterzenie jako belkę opartą w punktach C i D na osi (rys. 3-143), znajdujemy reakcje podpór R_C i R_D ze wzoru:

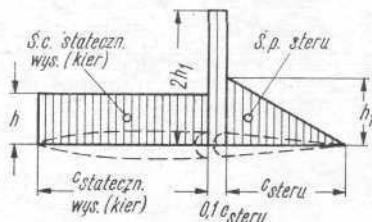
$$R_C = P_{obl} \cdot \frac{b}{l}; \quad R_D = P_{obl} \cdot \frac{a}{l}$$

i otrzymujemy wykresy T , M_g przez nałożenie odpowiednich wykresów pochodzących od obciążenia aerodynamicznego i od reakcji podpór (rys. 3-143a). Oś rozpatrujemy jako belkę zamocowaną w węźle A i obciążoną siłami równymi i przeciwnymi reakcjom R_C , R_D (rys. 3-143b).

Wykresy momentów skręcających

Poprzednio rozpatrywaliśmy sposób wykonywania wykresu obciążeń bieżących steru lotki. Punkt przyłożenia obciążenia bieżącego q wzdłuż cięciwy (środek parcia) określa się według norm wytrzymałościowych, gdzie dane są wykresy rozkładu obciążeń wzdłuż cięciwy, które są różne dla różnych przypadków (np. rys. 3-140 i 3-144). Środek parcia lotki lub steru, statecznika

Rys. 3-144. Wykres obciążeń wzdłuż cięciwy usterzenia przy wykonywaniu manewru



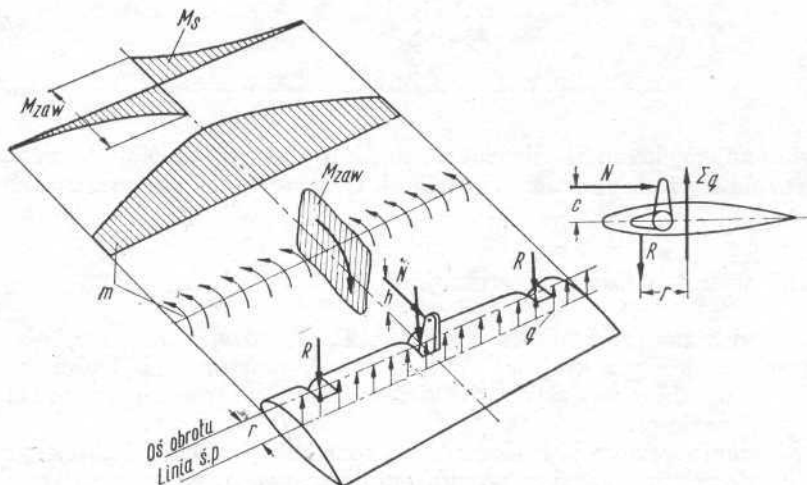
poziomego lub pionowego znajduje się w środku ciężkości pola wykresu obciążeń wzdłuż cięciwy, który określa się stosunkowo łatwo.

Bieżące momenty skręcające (momenty sił bieżących) powstające względem osi obrotu steru lub lotki oblicza się w przybliżeniu według wzoru

$$m_s = q \cdot r \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{m}}, \quad \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{m}} \right] \quad (53)$$

gdzie r — odległość między osią obrotu a linią środka parcia w danym przekroju.

Wykresy m_s i M_s steru lub lotki i schemat przyłożenia sił pokazane są na rysunku 3-145.



Rys. 3-145. Skręcanie steru lub lotki

Suma bieżących momentów skręcających równa polu wykresu m_s (przy uwzględnieniu skali) jest momentem zawiasowym M_{zaw} .

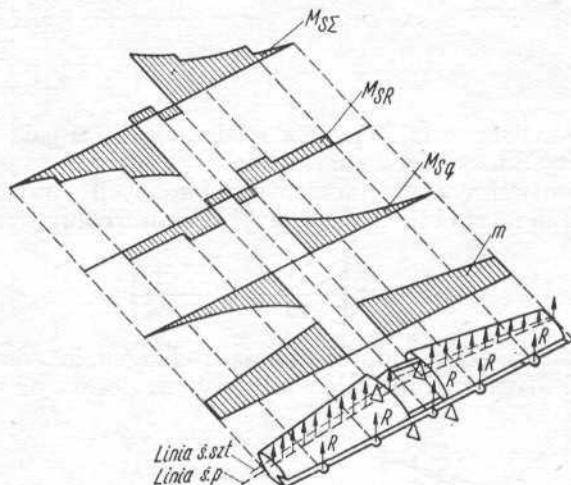
Ponieważ moment sił aerodynamicznych względem osi obrotu równoważony jest przez moment $N \cdot h$ siły N w cięgle sterowniczej, to

$$M_{zaw} = N \cdot h$$

Całkując wykres m_s , na przykład z prawa na lewo, i uwzględniając moment zawiasowy M_{zaw} w miejscu przyłożenia siły N , otrzymamy wykres momentów skręcających M_s steru lub lotki.

Określenie momentów skręcających statecznika poziomego i pionowego, pochodzących od obciążenia aerodynamicznego, jak również określenie środków sztywności przekrojów nie różni się od analogicznych dla skrzydła omówionego w rozdz. 13.

Do wykresu M_s pochodzącego od obciążenia aerodynamicznego należy dołączyć wykres M_s pochodzący od sił równych i przeciwnych reakcjom steru. Otrzymany w ten sposób sumaryczny wykres $M_{s\Sigma}$ i wykresy M_{sq} , M_{sR} dla statecznika poziomego pokazane są na rysunku 3-146.



Rys. 3-146. Wykresy M_s dla statecznika poziomego

Wykonanie wykresu M_s dla usterzenia płytowego (nie dzielonego, rys. 3-129) nie wyróżnia się żadnymi właściwościami. Oś usterzenia nie pracuje na skręcanie.

Obliczanie wytrzymałościowe przekrojów

Za pomocą znalezionych wartości M_q , T , M_s przeprowadzamy obliczanie wytrzymałościowe przekrojów. Aby uniknąć powtórzenia treści zawartej w rozdz. 13, ograniczymy się do krótkich wskazówek i przytoczymy zasadnicze wzory obliczeniowe.

Sprawdzenia przekrojów elementów konstrukcji sterów i lotek przy ich zginaniu i skręcaniu można w przybliżeniu dokonać za pomocą następujących wzorów:

$$\sigma = \frac{M_q}{0,1(D^3 - d^3)} \leq \sigma_e \quad (54)$$

$$\tau_T = 2 \frac{T}{\frac{\pi}{4} (D^2 - d^2)} \quad (55)$$

$$\tau_M = \frac{M_s}{0,2(D^3 - d^3)} \quad (56)$$

$$\tau_\Sigma = \tau_T + \tau_M \leq \tau_w \quad (57)$$

Dla dźwigara o profilu otwartym, który przejmuję zginanie i pracuje na skręcanie wraz z pokryciem noska (rys. 3-147b).

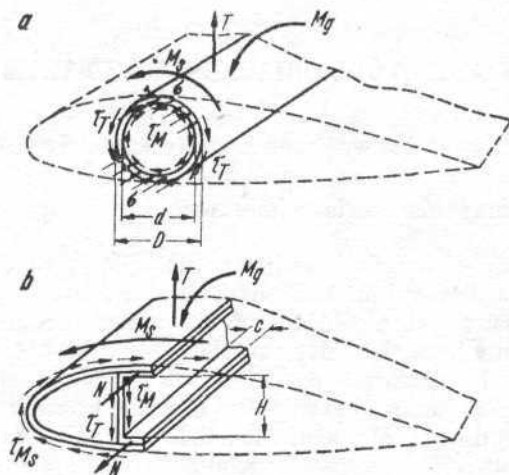
$$N = \frac{M_g}{0,9H} \quad (58)$$

$$\left. \begin{aligned} \sigma &\approx \frac{N}{F_{dzw} + b_{pn} \cdot \delta_{pokr}} \leq \sigma_w \text{ — dla strefy rozciąganej} \\ \sigma &\approx \frac{N}{F_{dzw} + b_{pn} \cdot \delta_{pokr}} \leq \sigma_{kr} \text{ — dla strefy ściskanej} \end{aligned} \right\} \quad (59)$$

gdzie:

F_{dzw} — pole powierzchni pasa dźwigara*),

b_{pn} — szerokość pokrycia noska, połączonego z dźwigarem, które bierze udział w jego pracy na zginanie; $b_{pn} \approx 40 \cdot \delta_{pokr}$.



Rys. 3-147. Naprężenia występujące w przekrojach steru lub lotki

Dla dźwigara, który wytłaczany jest z blachy

$$\sigma_{kr} = \frac{3,6E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (60)$$

gdzie b — szerokość pasa dźwigara.

*) Do ścianki dźwigara o przekroju ceowym można odnieść część dźwigara o wysokości $0,9H$ po obu stronach od jego środka, a pozostałą część — odnieść do pasów.

Dla dźwigara z pasami z prasowanych, walcowanych kształtowników σ_{kr} określa się tak samo jak dla pasów dźwigara skrzydła.

Napężenie występujące w ścianie

$$\tau_T \approx \frac{T}{0,9H \cdot \delta_{ścian}} \quad (61)$$

$$\tau_M = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta_{ścian}} \quad (62)$$

$$\tau_\Sigma = \tau_T + \tau_M \leq \tau_w \quad (63)$$

gdzie F_0 — pole powierzchni ograniczone obrysem, pracującym na skręcanie.

Sposób obliczenia wytrzymałościowego przekrojów prostego, skośnego i trójkątnego statecznika poziomego (pionowego) przy pomocy wiadomych wartości T , M_g , M_s nie różni się od sposobu obliczania wytrzymałościowego przekrojów skrzydła mających odpowiedni kształt w rzucie poziomym.

Rozdział 15

KADŁUBY SAMOLOTÓW. OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

Typy i zewnętrzne kształty kadłubów

Przeznaczenie i wymagania stawiane kadłubom

Kadłub samolotu służy do pomieszczenia załogi, pasażerów, ładunków i wyposażenia. Konstrukcyjnie kadłub można traktować jako podstawowy element, który łączy w jedną całość skrzydła, usterzenie, niekiedy zespół (zespoły) napędowy oraz inne elementy samolotu.

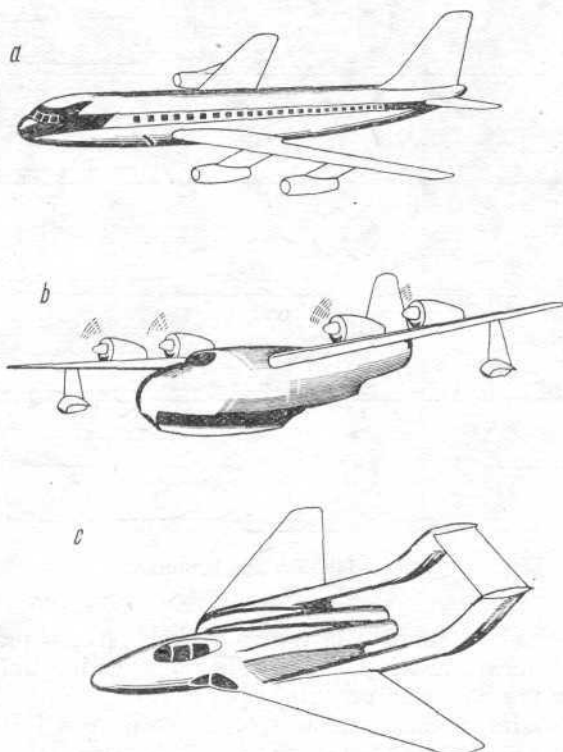
Ogólne wymagania stawiane samolotom i ich zespołom omówiono w części 2. W niniejszym rozdziale omówione są tylko niektóre charakterystyczne wymagania odnoszące się do kadłuba samolotu. Zatem kadłub samolotu powinien:

- płynnie łączyć wszystkie elementy samolotu stykające się z nim, w celu osłabienia interferencji oraz zmniejszenia oporu czołowego,
- być wytrzymały na zginanie i skręcanie i zapewniać dostateczną skuteczność działania usterzenia wysokości i kierunku we wszystkich warunkach lotu, ponieważ różne ugięcia i skręcanie wpływają na zmianę kątów natarcia usterzenia,
- zapewniać załodze i pasażerom maksimum wygody oraz należyte rozmieszczenie wyposażenia i ładunku; ponadto kadłub powinien umożliwiać dogodne załadowanie do samolotu i wyładowanie z samolotu ładunku,
- odznaczać się należyłą dźwiękoszczelnością,
- stwarzać należyte warunki podróżowania dla załogi i pasażerów, zwłaszcza na dużych wysokościach w niskiej temperaturze, oraz chronić pasażerów przed hałasem z zewnątrz,
- zapewniać wygodne wchodzenie i szybkie opuszczanie samolotu przez załogę — szczególnie podczas awarii,

- zapewniać pilotowi należyta widoczność (przede wszystkim podczas lądowania samolotu),
- zapewniać maksymalne wykorzystanie wnętrza samolotu.

Współczesnym kadłubom samolotów nadaje się kształt wagonu, łodzi i gondoli. Na kadłubie o kształcie wagonu rozmieszczone jest usterzenie kierunku i wysokości (rys. 3-148a). Kadłuby takie są budowane w samolotach lądowych.

Kształt łodzi nadaje się kadłubom samolotów wodnych zwanych hydroplanami (wodnosamoloty), które służą do startu i wodowania na wodzie (rys. 3-148b). Kadłuby samolotów wodnych różnią się od kadłubów samolotów



Rys. 3-148. Kadłuby samolotów

lądowych kształtami zewnętrznymi. Na kadłubach tego typu montowane jest usterzenie.

Kadłuby o kształcie gondoli budowane są bez usterzenia (rys. 3-148c); usterzenie ustawiane jest na dwóch belkach mocowanych do skrzydeł. Są to tzw. samoloty dwubelkowe (wielokadłubowe).

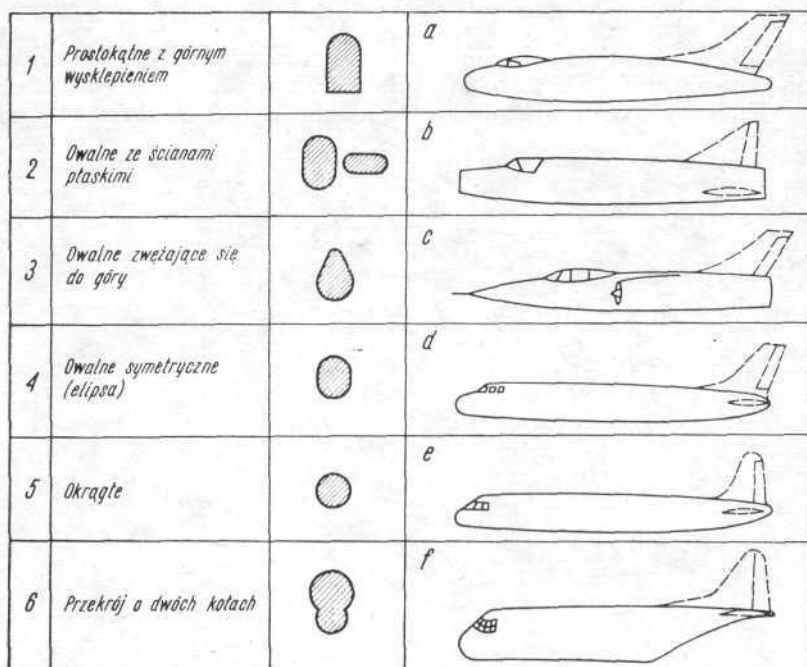
Ponieważ w książce niniejszej rozpatrywane są konstrukcje samolotów lądowych, rozdział ten poświęcony jest omówieniu kadłubów tego rodzaju samolotów.

Zewnętrzne kształty kadłubów

Wybierając kształt i wymiary poprzecznego przekroju kadłuba samolotu należy przede wszystkim wychodzić z wymagań aerodynamiki (opływowość i przekrój poprzeczny), eksploatacji (wygoda rozmieszczenia załogi, pasażerów

i ładunków) oraz statyki lotniczej (właściwe rozmieszczenie elementów wytrzymałościowych konstrukcji).

Przekrój 1 i 2 kadłuba (rys. 3-149) stosowany jest obecnie w wojskowych samolotach transportowych, ponieważ taki kształt przekroju zwiększa po-



Rys. 3-149. Kształty kadłubów

wierzchnię ładunkową i umożliwia lepsze wykorzystanie przestrzeni kabiny ładunkowej. Kabina o przekroju 3 pozwala na wygodne umieszczenie pilota przy zachowaniu minimalnego przekroju poprzecznego.

Mając na uwadze pomieszczenie załogi, pasażerów i ładunku, okrągły przekrój kadłuba nie jest korzystny, ponieważ nie pozwala na należyte wykorzystanie powierzchni bocznej i dolnej oraz prowadzi do zwiększenia przekroju poprzecznego i powierzchni kadłuba. Jednak w kadłubach mających szczelne przegrody, które poddawane są różnicy ciśnienia wewnętrznego i zewnętrznego, najkorzystniejszym przekrojem jest przekrój okrągły*). W dużych samolotach zaś najkorzystniejszym przekrojem jest przekrój, który powstaje z dwóch okręgów kół o różnych średnicach. Taki kształt przekroju pozwala na zmniejszenie przekroju poprzecznego w porównaniu z przekrojem okrągłym i jest znacznie lepszy w porównaniu z przekrojem owalnym.

Kształty kadłubów w rzucie bocznym zależą od przeznaczenia samolotów, usytuowania silników i chwytów powietrza (urządzeń chwytających powietrze) oraz od charakteru obrysu oszklonej części kabiny.

Kształty kadłubów przedstawionych na rysunku 3-149a, d, e typowe są dla dużych samolotów z kilkoma silnikami umieszczonymi w skrzydłach. Kształt b

*) Pod działaniem ciśnienia wewnętrznego w konstrukcji cienkościennej o przekroju okrągłym powstają tylko naprężenia rozciągające.

typowy jest dla samolotów myśliwskich z chwytem powietrza usytuowanym z przodu. Kształt c stosowany jest w samolotach naddźwiękowych. W tym przypadku w przedniej części kadłuba powstaje skośna fala uderzeniowa, na skutek czego obniża się opór falowy w porównaniu z prostopadłą falą uderzeniową. Kształt f stosowany jest w samolotach transportowych, ponieważ zapewnia właściwe usytuowanie tylnego otworu załadowczego.

W celu zmniejszenia oporu czołowego, w niektórych dużych samolotach wiatrochrony (osłony) kabin załogi wbudowuje się obecnie w obrys kadłuba (rys. 3-149e, f).

Względne wymiary kadłuba charakteryzuje wydłużenie kadłuba

$$\lambda_{\text{kadł}} = \frac{l_{\text{kadł}}}{d_{\text{kadł}}}$$

gdzie:

$l_{\text{kadł}}$ — pełna długość kadłuba, która równa się $0,8 \div 1,2$ rozpiętości skrzydła samolotu o prostych i skośnych skrzydłach $\lambda \geq 4 \div 5$; przy $\lambda = 2 \div 3$ $l_{\text{kadł}} = (1,5 \div 2,0)l$;

$d_{\text{kadł}}$ — średnica koła równoznaczna środkowemu przekrojowi poprzecznemu kadłuba.

W samolotach myśliwskich $d_{\text{kadł}} = 1,2 \div 1,5$ m, w samolotach bombowych dalekiego zasięgu $d_{\text{kadł}} = 2,3 \div 2,8$ m, a w samolotach pasażerskich dalekiego zasięgu $d_{\text{kadł}} = 3 \div 3,8$ m.

Wpływ wydłużenia kadłuba na jego opór bywa różny przy różnych prędkościach lotu samolotu. Przy $Ma \ll 1$ zwiększenie $\lambda_{\text{kadł}}$ do pewnej granicy zmniejsza opór danego kształtu kadłuba, jednak zwiększa opór tarcia (powierzchniowego). W samolotach takich wartości użytkowe wynoszą $\lambda_{\text{kadł}} = 7 \div 10$. Przy prędkościach przydźwiękowych przeważającą rolę w oporze odgrywa opór falowy, który wraz ze zwiększeniem $\lambda_{\text{kadł}}$ (do $\lambda_{\text{kadł}} = 18 \div 20$) zmniejsza się. Takie samoloty mają $\lambda_{\text{kadł}} = 9 \div 12$. Samoloty naddźwiękowe z tego powodu mają $\lambda_{\text{kadł}} = 9 \div 15$.

Należy się jednak zastrzec, że względy konstrukcyjne mogą prowadzić do pewnych odchyleń w przyjętych wartościach $\lambda_{\text{kadł}}$.

Układy konstrukcyjne i budowa kadłubów

Siły działające na kadłub

Siły działające na kadłub samolotu w czasie jego lotu lub lądowania można podzielić na następujące grupy:

- 1) siły masowe konstrukcji kadłuba,
- 2) siły masowe zespołów, ładunków i wyposażenia wewnętrznego kadłuba,
- 3) siły przenoszone na kadłub od innych części samolotu przymocowanych do niego,
- 4) siły aerodynamiczne działające bezpośrednio na kadłub,
- 5) siły ciśnienia wewnętrznego; dotyczy to kadłubów szczelnych.

Siły wyszczególnione w pkt 4) są stosunkowo nieduże, dlatego też podczas obliczeń nie bierze się ich pod uwagę.

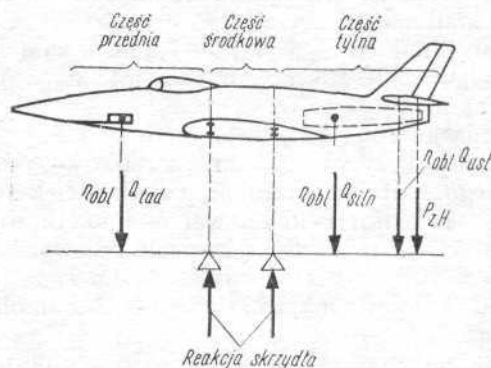
Siły przyłożone do kadłuba rozpatruje się w dwóch płaszczyznach, tj. w równoległej i prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu. Jako przykład obciążenia kadłuba siłami równoległymi do płaszczyzny symetrii samolotu może służyć moment wyjścia samolotu z lotu nurkowego lub lądowanie samo-

lotu. Natomiast przykładem obciążenia kadłuba siłami prostopadłymi do płaszczyzny symetrii samolotu może być lot samolotu z wychylonymi sterami kierunku.

Pod działaniem obciążeń konstrukcja kadłuba ulega odkształceniom. Na przykład na skutek działania sił równoległych względem płaszczyzny symetrii samolotu kadłub zgina się w płaszczyźnie pionowej.

Pod wpływem działania sił przyłożonych do kadłuba w płaszczyźnie poziomej (prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu) kadłub ulega zginaniu w płaszczyźnie poziomej. Oprócz tego przy obciążeniu usterzenia kierunku kadłub ulega skręcaniu. Tak więc konstrukcja kadłuba ogólnie rzecz biorąc pracuje na zginanie i ścinanie pionowe, na zginanie i ścinanie poziome oraz na skręcanie.

W celu wykonania wykresów sił poprzecznych T , momentów zginających M_g i momentów skręcających M_s konieczne jest ustalenie, według jakiego układu wytrzymałościowego pracuje kadłub przy danym obciążeniu. W przypadkach lotnych kadłub stanowi belkę, która oparta jest na dźwigarach (ściankach) skrzydła. Zatem przy zginaniu pionowym kadłub należy rozpatrywać jako belkę o dwóch podporach z dwoma wspornikami (rys. 3-150). Jeżeli siły



Rys. 3-150. Obciążenie kadłuba

działają tylko na przednią lub tylną część, to przy obliczeniach tej części kadłuba rozpatruje się ją jako wspornik osadzony w dźwigarach skrzydła.

Przy obliczaniu wytrzymałościowym kadłuba z reguły dzieli się go umownie na trzy części: przednią, środkową i tylną (rys. 3-150).

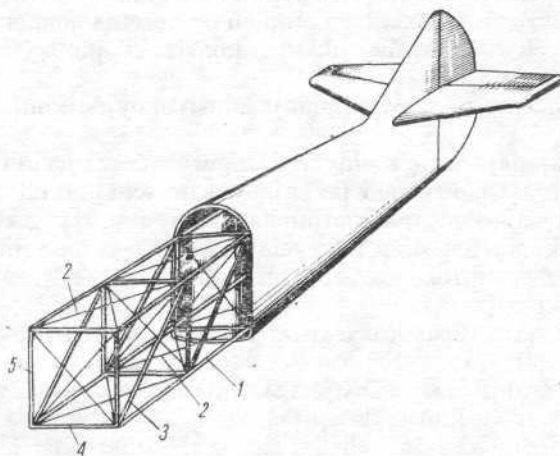
Występujące na kadłubie obciążenia pochodzące od usterzenia, podwozia i innych zespołów oblicza się dla danego przypadku obliczeniowego zgodnie z normami wytrzymałościowymi. Mówiąc ogólnie, kadłub powinien być obliczany według wszystkich możliwych przypadków ustalonych dla skrzydeł, usterzenia, zespołu napędowego i podwozia, tj. dla części mocowanych do kadłuba przenoszących na niego obciążenia. Odpowiednie normy przewidują różne przypadki obliczeniowe, które są specyficzne dla kadłuba.

Układy konstrukcyjne kadłubów

Konstrukcja kadłuba składa się z układu wytrzymałościowego (szkielet, powłoka), który przejmuje obciążenia zewnętrzne, oraz z elementów pomocniczych. Układ wytrzymałościowy konstrukcji współczesnego kadłuba (w całości lub częściowo) stanowi cienkościenną belkę. Kadłuby takie nazywane są belkowymi.

Dawniej szkielety kadłubów samolotów lekkich wykonywane były w postaci kratownicy przestrzennych. Obecnie takie układy konstrukcyjne nie są szeroko stosowane na skutek dużego ciężaru i złożoności technologicznej. Zachowały się one jednak w niektórych samolotach, np. Po-2, Jak-18 i innych.

W kadłubach kratownicowych (rys. 3-151) opływowy kształt osiąga się za pomocą dodatkowych nadbudówek wykonywanych w części wytrzymałościowej,



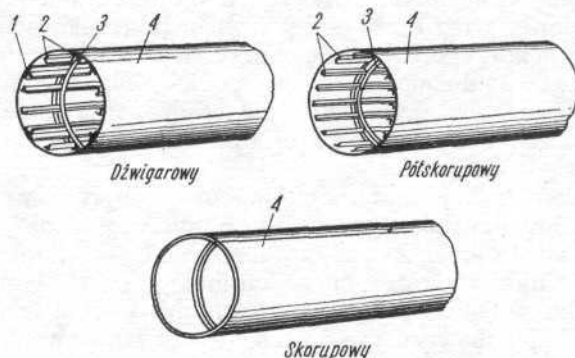
Rys. 3-151. Kadłub kratownicowy

1 — dźwigar-pas, 2 — ścięgno nośne, 3 — ukośnica, 4 — rozpórka, 5 — słupek

wej, co powiększa ciężar konstrukcji. W charakterze pokrycia stosuje się płótno, sklejkę lotniczą lub cienką blachę duraluminiową. Taka konstrukcja jednak nie odpowiada wymaganiom stawianym jej przez aerodynamikę na dużych prędkościach lotu samolotu.

Niekiedy kadłuby wykonywane są według różnych układów konstrukcyjnych na całej ich długości. Na przykład przednia część kadłuba wykonywana jest jako kratownicowa, a tylna jako belkowa. Takie kadłuby zaliczane są do mieszanego układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego.

Kadłub belkowy (rys. 3-152) składa się z takich zasadniczych elementów, jak: zestawu podłużnego — dźwigary i podłużnice, i zestawu poprzecznego — wręgi oraz pokrycia.



Rys. 3-152. Kadłuby belkowe

1 — dźwigary, 2 — podłużnice, 3 — wręgi, 4 — pokrycie

Do elementów pomocniczych kadłuba odnoszą się części, za pomocą których przeprowadza się miejscowe wzmacnianie konstrukcji podstawowej. Są to części służące do instalowania różnych ładunków, uzbrojenia i wyposażenia, oraz części spełniające specjalne zadania, które jednocześnie stanowią część konstrukcji kadłuba (np. podłoga w kabinach, przegrody przeciwpożarowe itd.).

W kadłubie belkowym momenty zginające przejmowane są przez dźwigary, podłużnice i pokrycie, natomiast siły poprzeczne i moment skręcający przejmowane są przez pokrycie. Charakter i stopień obciążenia elementów konstrukcji zależą od różnych wariantów układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego kadłuba.

Obecnie stosowane są trzy odmiany konstrukcyjne kadłubów belkowych (rys. 3-152):

- 1) konstrukcja składająca się z silnych dźwigarów oraz niezbyt silnego zestawu podłużnic i wręg z pokryciem pracującym na ścinanie od sił poprzecznych i momentu skręcającego; taki kadłub nazywany jest dźwigarowym;
- 2) konstrukcja składająca się z pokrycia pracującego na zginanie i skręcanie kadłuba oraz z gęsto rozmieszczonych podłużnic i wręg; taki kadłub nazywany jest półskorupowym;
- 3) konstrukcja mająca stosunkowo grube lub wielowarstwowe pokrycie wzmocnione tylko wręgami; w tej konstrukcji wszystkie obciążenia przejmuje pokrycie; taki kadłub nazywany jest skorupowym (powłokowym).

W pracy elementów konstrukcyjnych kadłuba i skrzydła występują pewne podobieństwa i różnice. Jeżeli chodzi np. o przeznaczenie i pracę podłużnic oraz pokrycia kadłuba i skrzydła są one analogiczne. Należy zaznaczyć, że pokrycie kadłuba ma większą krzywiznę w porównaniu do pokrycia skrzydła i jest ono wytrzymalsze przy pracy na ściskanie i ścinanie. Ponadto pokrycie kadłuba niezbyt mocno poddawane jest obciążeniu aerodynamicznemu. Dźwigary kadłuba pracują podobnie jak pasy dźwigarów skrzydła*). Wręgi kadłuba, jeżeli chodzi o ich przeznaczenie, analogiczne są do żeber skrzydła z wyjątkiem tego, że nie przenoszą one obciążenia aerodynamicznego. Wyszczególnione wyżej podobieństwa warunkują podobieństwo kształtów oraz przekrojów elementów wytrzymałościowych kadłuba i skrzydła.

Budowa kadłubów

Szkielety nowoczesnych kadłubów belkowych wykonywane są z reguły z duraluminiowych kształtowników, a pokrycie z blachy duraluminiowej.

Odległość między wręgami może być zmienna w granicach od 350 do 800 mm, zależnie od wymiarów wręg i grubości pokrycia. Podziałka podłużnic zależnie od typu kadłuba belkowego równa się w przybliżeniu $100 \div 250$ mm. W tylnej części kadłuba część podłużnic jest ucięta, ponieważ byłyby one rozmieszczone zbyt gęsto. Końce obciętych podłużnic osadzone są w różnych wręgach w celu niedopuszczenia do zbyt dużego osłabienia przekroju kadłuba. Grubość pokrycia równa się $0,8 \div 8$ mm.

Dźwigarowe konstrukcje kadłubów opracowane były właściwie dla samolotów z jednym silnikiem tłokowym umieszczanym w przedniej części kadłuba. Okazało się jednak, że mogą być stosowane również w samolotach mających turboodrzutowe silniki umieszczone w kadłubie (np. w tylnej jego części). W tym przypadku istnienie dźwigarów w górnym i dolnym sklepieniu kadłuba daje możliwość racjonalnego usytuowania zespołu napędowego. Węzły, które

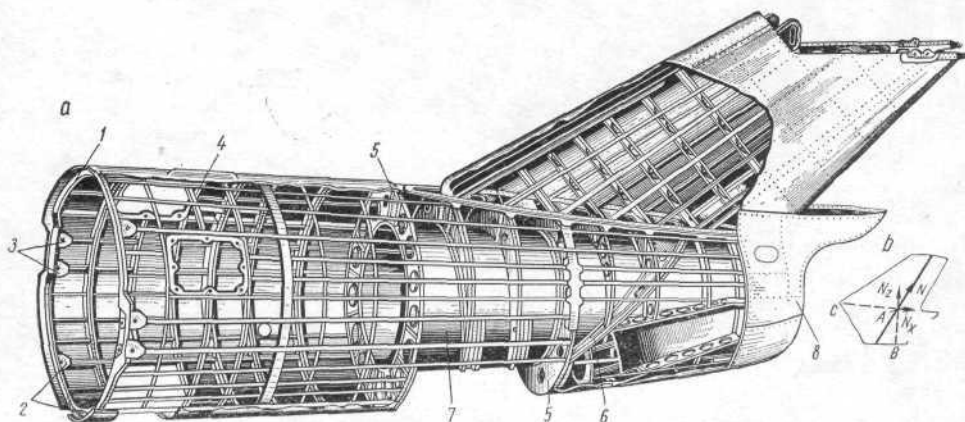
*) Rolę ścianki dźwigarów skrzydła spełnia pokrycie kadłuba.

mocują silnik, rozmieszczone są na wrędze wzmocnionej, a siły występujące w nich przenoszone są na dźwigary przedniej części kadłuba.

Na rysunku 3-153a pokazana jest dźwigarowa tylna część kadłuba.

Jej szkielet składa się z ośmiu dźwigarów, do których przymocowane są węzły łączące 1, 2, 3 słabych podłużnic oraz zwykłych 4 i wzmocnionych wręg 5.

W miejscu zamocowania dźwigara statecznika pionowego umieszczona jest charakterystyczna dla wielu konstrukcji pochyla wzmocniona wręga 6, leżąca w płaszczyźnie dźwigara statecznika pionowego. Pozwala to na bezpośrednie przenoszenie siły z pasów dźwigara na wręgę pochylą, a z niej na pokrycie.



Rys. 3-153. Tylna część kadłuba

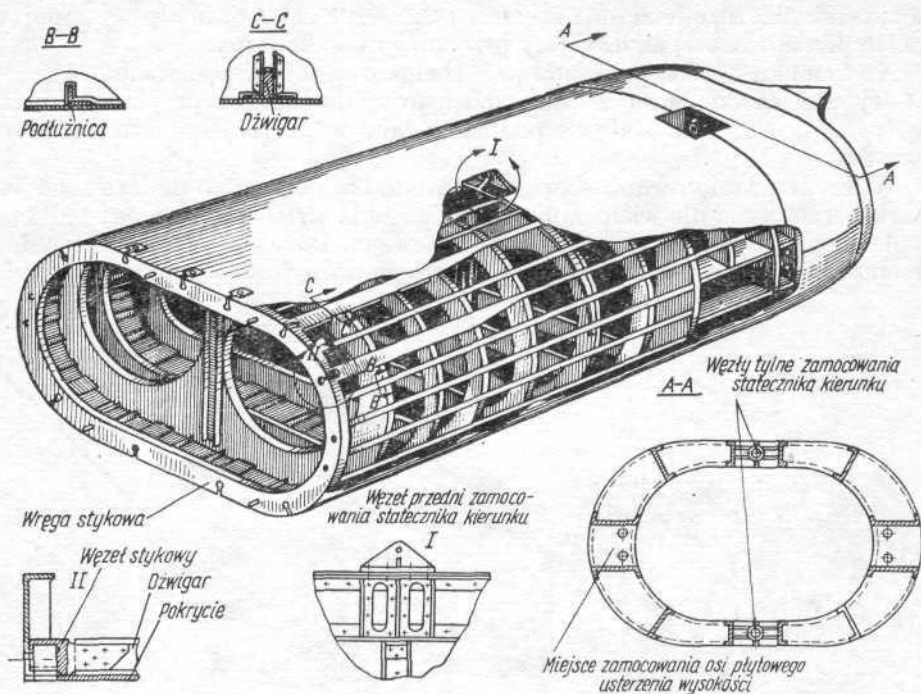
1, 2, 3 — dźwigarowe węzły łączące, 4 — wręgi, 5 — wręgi wzmocnione, 6 — wręga pochyla, 7 — osłona rury wylotowej (wydechowej), 8 — oprofilowanie końcowe

W razie braku takiej wręgi konieczne byłoby stosowanie wręgi pionowej AB i silnej belki poziomej AC (rys. 3-153b — linia przerywana), które przejmowałyby składowe N_z , N_x siły N .

Na rysunku 3-154 pokazana jest tylna część kadłuba samolotu, w którym umieszczone są dwa silniki turboodrzutowe. Dźwigary zakończone są odpowiednimi węzłami łączącymi (łącznikami). Dźwigary te na znacznej odległości od miejsca połączenia przechodzą w podłużnice.

Półskorupowe konstrukcje kadłubów są najczęściej stosowane w samolotach nowoczesnych. Rysunek 3-155 przedstawia kadłub nowoczesnego samolotu pasażerskiego o konstrukcji półskorupowej. Kadłub o takiej konstrukcji jest uszczelniany z wyjątkiem jego tylnej części. Wręgi zwykle tłoczone są z blachy o przekroju $\square$. Wręgi wzmocnione przeznaczone są do zamocowania na nich skrzydła, usterzenia i przedniej goleni podwozia. Każda wręga ma poprzeczną belkę poziomą, która służy za podporę podłogi kabiny. Środkowa część skrzydła przymocowana jest swoimi dźwigarami do wręg wzmocnionych (rys. 3-155, połączenie środkowej części skrzydła z kadłubem). Konstrukcja kadłuba opracowana jest z uwzględnieniem możliwości montażu płytowego i nitowania przy zastosowaniu prasy do nitowania.

Płyty składają się z pokrycia i zestawu gęsto rozmieszczonych podłużnic i elementów poprzecznych, które połączone są między sobą za pomocą miejsc podziału technologicznego konstrukcji. W miejscach podziału technologicznego płyt ustawia się podłużnice wzmocnione (rys. 3-156), wykorzystując do tego celu kształtowniki tłoczone o przekroju teowym.



Rys. 3-154. Tylna część kadłuba samolotu dwusilnikowego

W niektórych kadłubach samolotów (np. bombowych) trzeba wykonać odpowiednie wycięcia (luki) na umieszczenie bomb. W związku z tym konieczne jest stosowanie silnych belek podłużnych (pokładników, rys. 3-157).

Konstrukcje skorupowe kadłubów, składające się z grubego pokrycia i wręg, dotychczas jeszcze nie znalazły szerokiego zastosowania.

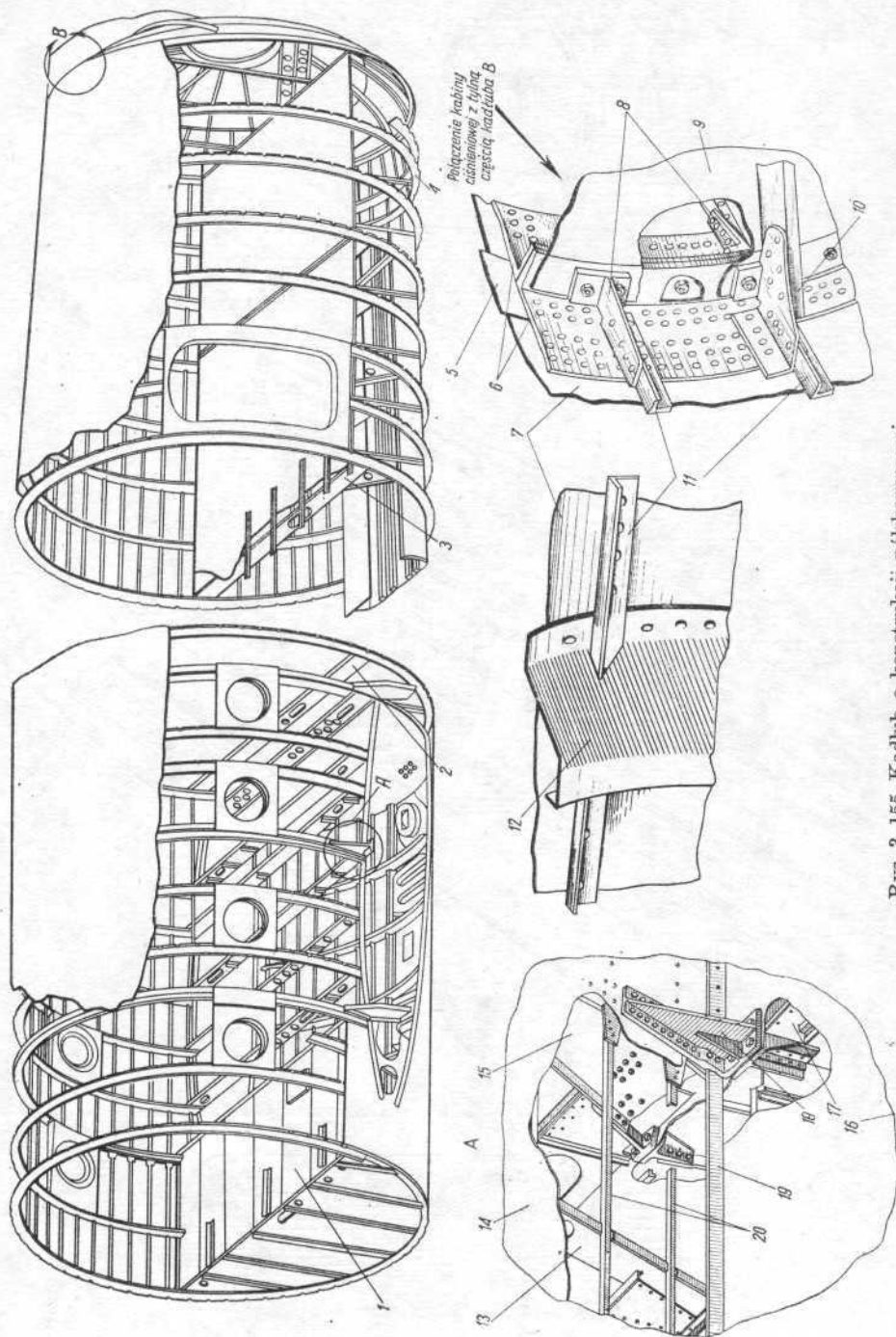
W konstrukcjach tych pokrycie przejmuje wszelkiego rodzaju obciążenia działające na kadłub. W celu podniesienia stateczności pokrycia i uodpornienia go na ściskanie i ścinanie, zachodzi potrzeba zwiększania jego grubości, co doprowadza do zwiększenia ciężaru konstrukcji. W związku z tym stosuje się pokrycie kadłuba z wypełniaczem (rys. 3-158), które znacznie podnosi jego stateczność (naprężenia krytyczne). W tym przypadku kadłuby o pokryciu z wypełniaczem są kadłubami najłżejszymi.

Budowa elementów kadłubów

Podstawowymi elementami konstrukcji kadłubów belkowych są dźwigary*), pokładniki, wręgi, pokrycie i węzły łączące (okucia).

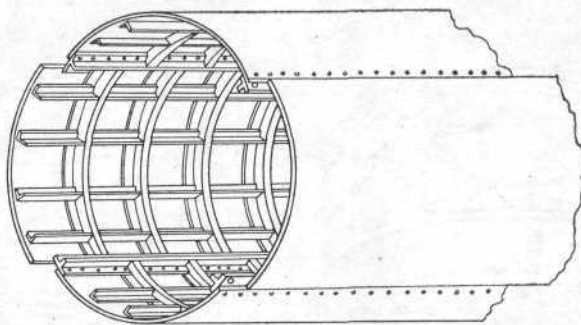
Dźwigary i podłużnice kadłubów wykonuje się z tłoczonych (rzadziej giętych) stalowych i duraluminiowych kształtowników. Przekroje dźwigarów i podłużnic mogą być wykonywane o jednakowym kształcie. Mogą się one różnić tylko wymiarami, tj. pola przekrojów dźwigarów mogą być znacznie większe.

*) Przy dużej liczbie elementów podłużnych o różnych przekrojach, do dźwigarów zalicza się te elementy, które służą do przejmowania podstawowej części obciążenia w czasie zginania. Elementy podłużne nie odpowiadające temu warunkowi nazywane są podłużnicami wzmocnionymi.

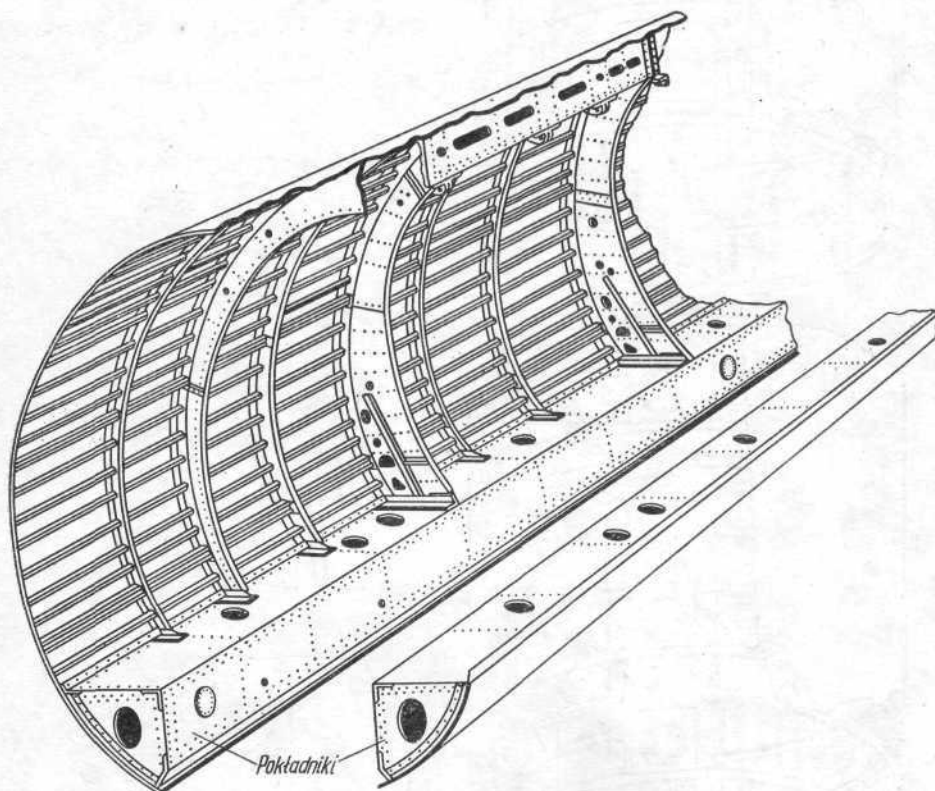


Rys. 3-155. Kadłub o konstrukcji półskorupowej
współczesnego samolotu pasażerskiego

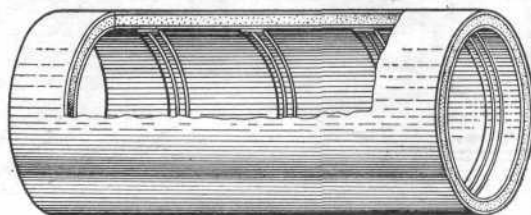
1 — płyta podłogi, 2 — poprzeczna belka podłogi, 3 — wzdłużna belka podłogi, 4 — wręga, 5 — pas stykowy, 6 — wręga, 7 — pas stykowy, 8 — łączniki mocujące, 9 — dolna część kabiny ciśnieniowej, 10 — kształtownik usztywniający spód kabiny, 11 — podłużnice, 12, 13 — wręgi, 14 — wręga, 15 — wręga wzmocniona, 16 — pokrycie środkowej części skrzydła, 17 — dźwign środkowej części skrzydła, 18 — węzeł stykowy wręgi, 19 — kątownik, 20 — podłużnice



Rys. 3-156. Schemat połączenia płyt



Rys. 3-157. Przedziały kadłuba półskorupowego z wycięciem



Rys. 3-158. Część kadłuba z pokryciem wielowarstwowym

Dźwigary i podłużnice stosuje się dość często do miejscowego wzmacniania kadłuba. Umieszcza się je przeważnie na odcinkach, gdzie wykonuje się wycięcia w kadłubie przeznaczone na kabinę załogi, skrzydło i podwozie. Do tego celu służą pokładniki (rys. 3-157), które wokół wycięcia przejmują siły poosiowe powstające przy zginaniu.

Wręgi dzielą się na zwykłe, służące do nadania kształtu kadłubowi i wzmacniania pokrycia oraz wzmocnione, które ponadto przejmują obciążenia miejscowe.

Na rysunku 3-159 pokazane są wręgi zwykłe samolotów pasażerskich. Wręgi zwykle wykonuje się z tłoczonych lub giętych kształtowników duraluminiowych, które wygina się zgodnie z kształtem przekroju kadłuba. Wręga taka składa się z kilku części.

Wręgi wzmocnione przeznaczone są do przenoszenia sił skupionych i momentów działających na pokrycie w ich płaszczyźnie. Takie wręgi ustawia się w miejscach podziału kadłuba oraz w miejscach zamocowania do kadłuba skrzydeł, usterzenia i innych zespołów.

Wręgi z reguły obejmują cały obwód przekroju kadłuba. Natomiast w miejscach wycięć zajmują one tylko część obwodu kadłuba.

Na rysunku 3-160a pokazana jest wręga wzmocniona z wmontowaną w nią belką, która stanowi przedłużenie dźwigara skrzydła. Na wrędze tej znajdują się węzły mocujące silnik i węzły łączące tylną część kadłuba. Na rysunku 3-160b pokazana jest integralna nachylona pod pewnym kątem wręga kadłuba, znajdująca się w miejscu styku ze statecznikiem pionowym. Na czołowym miejscu widoczna jest wręga, która podobna jest do przedstawionej na rys. 3-160a.

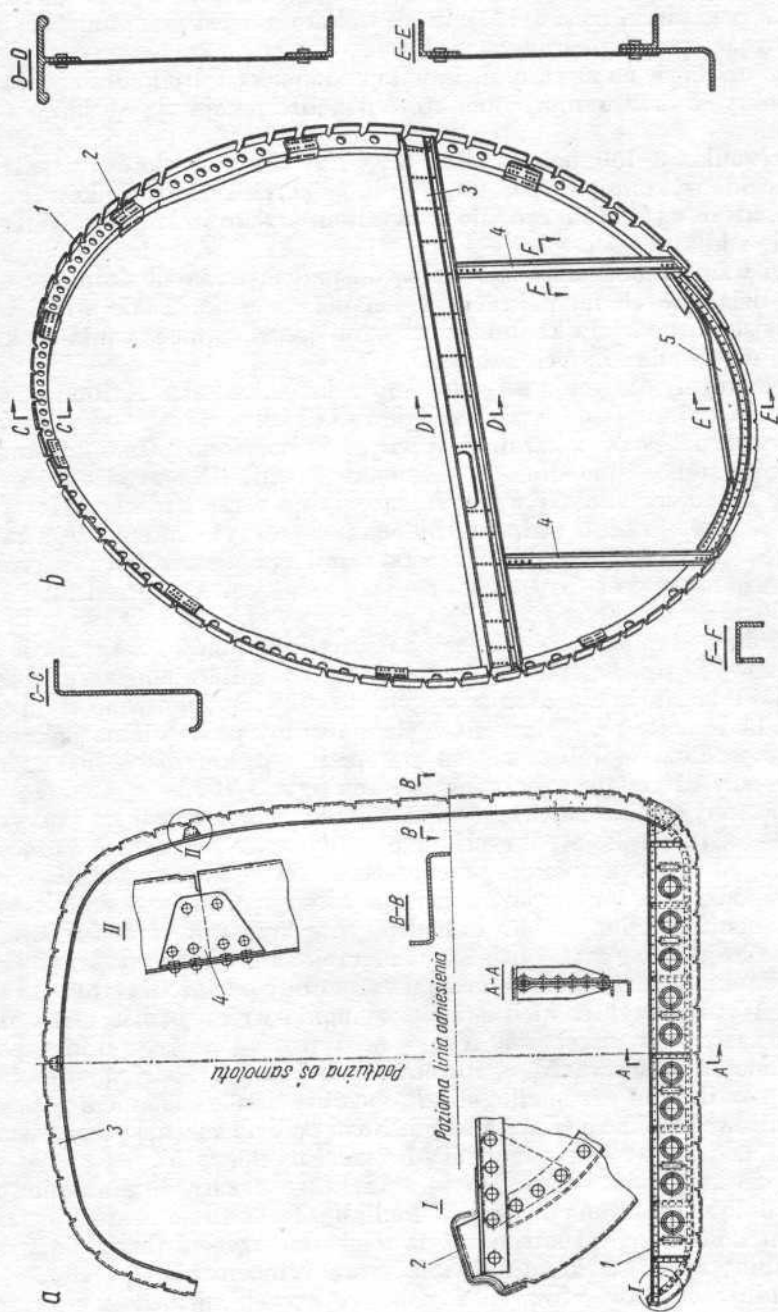
Obciążenia skupione pochodzące od różnych ładunków i zespołów w kadłubach belkowych przenoszone są na szkielet przez odpowiednie węzły. Z kolei ze szkieletu kadłuba obciążenia te powinny być przenoszone na pokrycie kadłuba. Podłużnice przy tym i dźwigary powinny przenosić na pokrycie siły działające wzdłuż kadłuba (w tym przypadku wyklucza się ich zginanie), a wręgi — siły działające w poprzek kadłuba (rys. 3-161).

Rozpatrzmy obciążenia wręgi wzmocnionej, przenoszącej na pokrycie siłę P (rys. 3-162a). Reakcje pokrycia przedstawione są w postaci bieżących sił stycznych q . Jednak przy takim przenoszeniu sił wręga będzie ulegała zginaniu, co jeżeli chodzi o ciężar nie jest korzystne ze względu na powstawanie znacznych momentów zginających. Ponadto przy zginaniu materiał środkowej części przekroju byłby mało obciążony i nieracjonalnie wykorzystany.

Na rysunku 3-162b, c pokazane są dwa sposoby odciążenia wręgi na skutek zginania. W pierwszym z nich zamiast zginania wręgi, będzie miało miejsce ściskanie zastrzałów przez siłę N_{zastrz} oraz rozciąganie rozpórki przez siłę N_{rozp} (pionowa składowa N_{pion} równoważona jest przez siły występujące na pokryciu). W drugim przypadku siła P obciąża ściankę ścinaniem poprzez połączenie nitowe słupka ze ścianką wręgi. Następnie obciążenie przenoszone jest ze ścianki na pasy wręgi poprzez nity i z kolei na pokrycie.

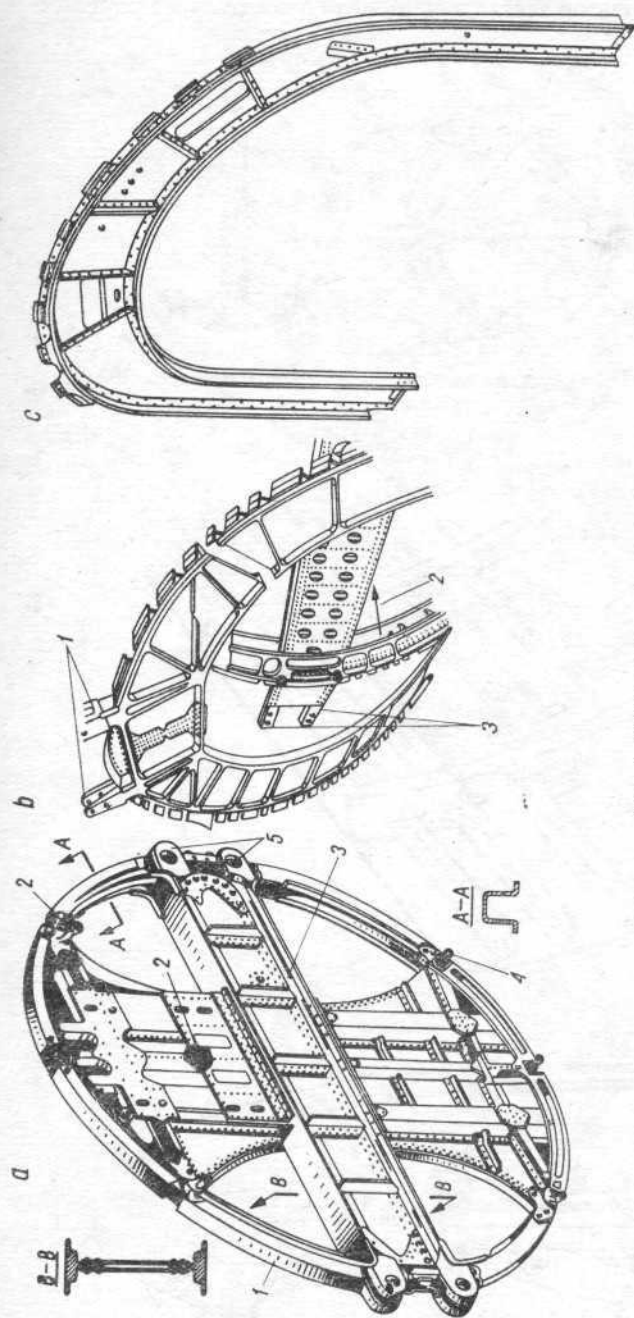
Pokrycie kadłubów belkowych są to arkusze blachy duraluminiowej tłoczone zgodnie z kształtem powierzchni kadłuba. Jest ono elementem wytrzymałościowym konstrukcji. Dlatego też w miejscach wycięć (luki, okna, drzwi, osłona kabiny załogi) wykonuje się miejscowe wzmocnienia.

W kadłubach dźwigarowych i półskorupowych nieduże wycięcia mało osłabiają ich przekroje. Dlatego też w celu ich wzmocnienia wystarcza w zasadzie odpowiednio obramowanie danego wycięcia (rys. 3-163a). W samolotach mających duże wycięcia, np. na osłonę kabiny (rys. 3-163b), drzwi wejściowe lub otwór ładowniczy, przekrój kadłuba jest znacznie osłabiony. Dlatego



Rys. 3-159. Typowe wręgi zwykłe

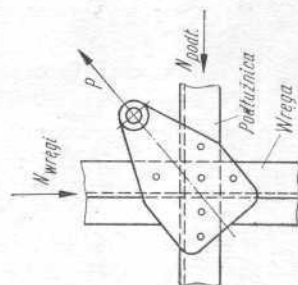
a) 1 — dolna część wręgi, 2 — próg drzwi, 3 — sekcja łącząca, 4 — nakładka łącząca, 5 — belka podporowa posadydła podłogi, 4 — słupek, 5 — belka podłogi hałażnika



Rys. 3-160. Wrgi wzmocone

a — wrga wzmocona w miejscu polczenia ze skrzydem
1 — kształtownik, *2* — węzel zamocowania silnika, *3* — belka skrzydła,
4 — węzel stykowy kadłuba, *5* — węzel stykowy skrzydła

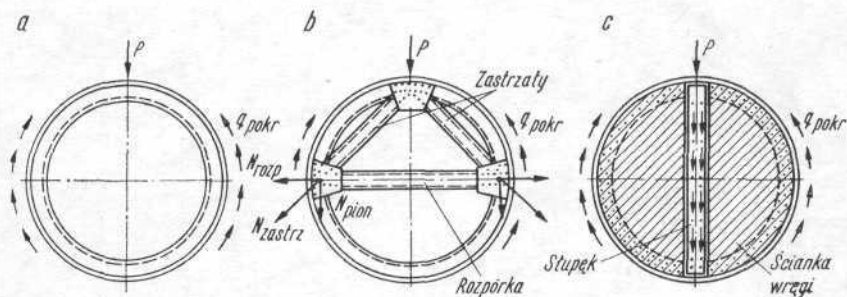
b — wrgi wzmocone w miejscu polczenia ze statecznikiem pionowym i silnikiem
1 — węzły łączące dźwigar ze statecznikiem pionowym, *2* — kierunek lotu, *3* — węzły mocujące belki zawieszenia silnika
c — wrga wzmocona w miejscu rozmieszczenia pokładnika



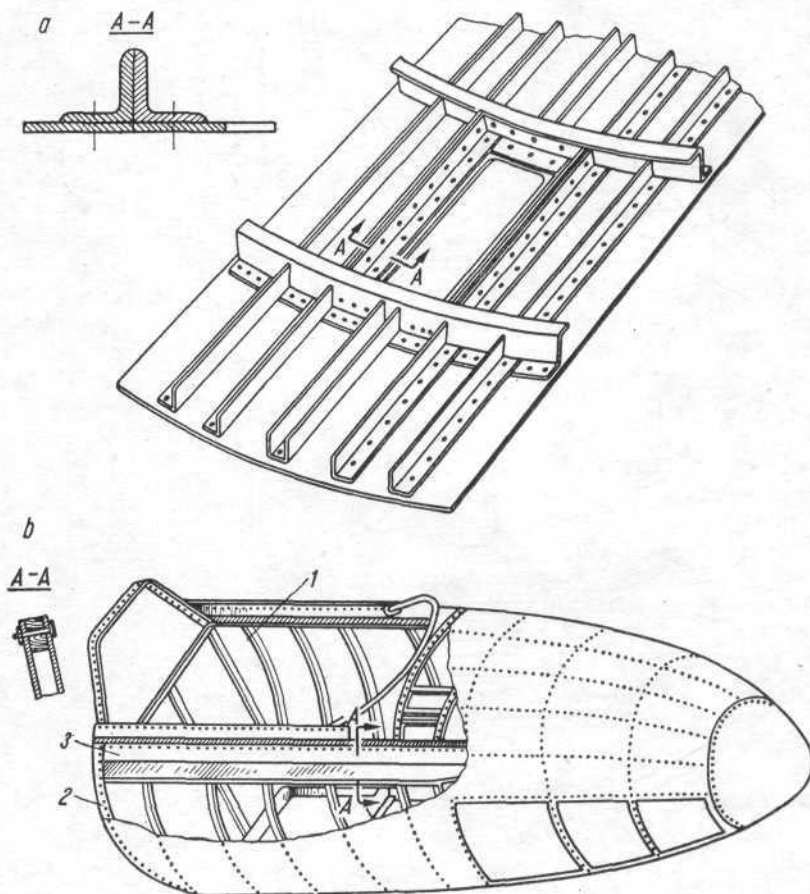
Rys. 3-161. Węzel polczenia wrgi z podłuznicą

konieczne jest wzmocnienie ich za pomocą podłużnie wzmocnionych, krótkich dźwigarów, pokładników i wręg wzmocnionych.

Sposób mocowania pokrycia do zestawu elementów podłużnych i poprzecz-



Rys. 3-162. Obciążenie wręgi wzmocnionej przenoszącej na pokrycie siłę P oraz sposoby odciążenia wręgi przy zginaniu



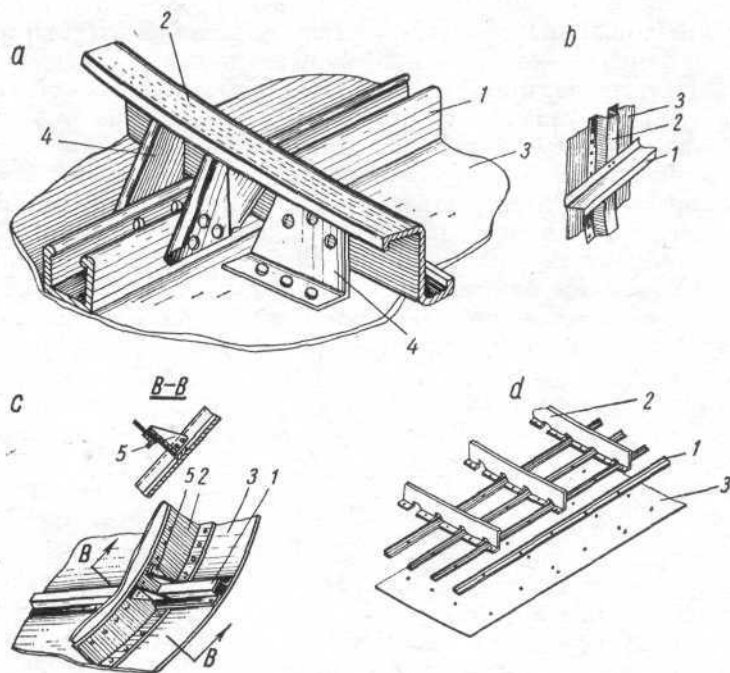
Rys. 3-163. Wzmocnienie wycięć

1 — wycięcie na kabinę pilota, 2 — wręga wzmocniona, 3 — element podłużny (dźwigar) wzmocnienia wycięcia

nych kadłuba zależy od sposobu rozmieszczenia podłużnic (dźwigarów) względem wręg. Istnieją następujące sposoby mocowania pokrycia:

- 1) podłużnice przechodzą na zewnątrz wręg, a pokrycie przymocowuje się tylko do podłużnic (rys. 3-164a); takie połączenie stosuje się dość często w miejscu rozmieszczenia wręg zwykłych; dzięki temu zmniejsza się przy tym liczba nitów, a podłużnice należycie wzmacniają pokrycie; ten sposób może być korzystny w samolotach odznaczających się dużymi prędkościami, ze względu na ich nagrzewanie się;
- 2) podłużnice przechodzą wewnątrz wręg, a pokrycie mocowane jest tylko do wręg (rys. 3-164b); sposób ten stosowany jest dość rzadko, ponieważ niezbyt wzmacnia pokrycie;
- 3) podłużnice wcięte są we wręgi na równi z ich płaszczyzną, a pokrycie przymocowuje się do wręg i podłużnic (rys. 3-164c, d); ten rodzaj mocowania pokrycia znalazł najszersze zastosowanie.

Jeżeli pokrycie przymocowuje się do szkieletu kadłuba, w miejscach przecinania się podłużnic i wręg powinno być zastosowane (ze względów technologicznych) wiązanie między nimi (rys. 164c, kątownik 5). Gdy konstrukcja kadłuba składa się z płyt, wiązanie takie jest zbędne (rys. 3-164d). Warunek ten upraszcza technologię produkcji konstrukcji płytowej.



Rys. 3-164. Przymocowanie pokrycia do podłużnic i wręg

a — pokrycie przymocowane tylko do podłużnicy, b — pokrycie przymocowane tylko do wręg, c, d — pokrycia przymocowane do podłużnicy i wręg
1 — podłużnica, 2 — wręga, 3 — pokrycie, 4 — kompensator, 5 — kątownik

Podobnie jak przy mocowaniu żeber do pokrycia skrzydła — w mocowaniu wręg do pokrycia kadłuba stosowane są często kompensatory (rys. 3-164a, 4). Taki sposób mocowania daje istotną technologiczną wyższość nad innymi sposobami mocowania (rozdz. 13), bowiem obniża ono wymagania co do dokładności wykonywania wręg.

Łączenie kadłubów

W niedużych samolotach z silnikami turbodrzutowymi umieszczanymi w tylnej części kadłuba kadłub dzielony jest na dwie — trzy części (rys. 3-165a). Takie połączenie rozłączne niezbędne jest w eksploatacji do zamontowywania i zdejmowania silnika z samolotu. W samolotach dużych kadłuby dzielone są na kilka części, które łączy się za pomocą połączeń rozłącznych (rys. 3-165b).

Sposób łączenia części kadłuba zależy od jego układu konstrukcyjnego. W kadłubach dźwigarowych części kadłuba łączy się za pomocą specjalnych węzłów łączących znajdujących się na dźwigarach (rys. 3-166), a w kadłubach półskorupowych — wzdłuż obrysu za pomocą kątowników lub łączników (rys. 3-155, węzeł B).

Takie sposoby łączenia odpowiadają charakterowi pracy rozpatrywanych układów kadłubów, bowiem siły skupione działające wzdłuż dźwigarów przenoszone są z jednej części kadłuba na drugą za pośrednictwem węzłów łączących, zaś siły rozłożone działające wzdłuż podłużnicy i w pokryciu — za pomocą połączenia wzdłuż obrysu.

Łączenie skrzydła z kadłubem przeprowadza się według trzech istniejących sposobów pokazanych na rysunku 3-167. Na rysunkach 3-167a i b skrzydło w miejscu połączenia nie ma miejsca podziału, dlatego dźwigary skrzydła przepuszczane są razem z wręgą wzmocnioną lub między górną i dolną jego częścią. W układzie dolnopłata dźwigary skrzydeł przechodzą pod wręgami wzmocnionymi, a w górnopłacie — nad wręgami wzmocnionymi.

Dźwigary przymocowuje się do wręg nitami lub śrubami oraz kątownikami lub specjalnymi węzłami (okuciami). W przypadku łączenia według sposobu pokazanego na rys. 3-167a i b następuje zrównoważenie momentów zginających dwóch połówek skrzydła na jego środkowej części. Węzły łączące obciążone są tylko siłą poprzeczną, którą przenoszą z dźwigarów na wręgi kadłuba. Jeżeli chodzi o trzeci sposób łączenia (rys. 3-167c), skrzydło ma podział w miejscu połączenia, środkowa część dźwigarów skrzydła wchodzi do konstrukcji wręg wzmocnionych, a rozłączne części łączy się z nią za pomocą węzłów łączących, które znajdują się na tych wręgach. Tutaj moment zginający przenoszony jest przez węzły łączące na wręgę i zrównowadza się na pasach 1 dźwigara środkowej części skrzydła.

Odpowiadające sposobom a, b i c (rys. 3-167) łączenia skrzydła z kadłubem pokazano na rysunku 3-168a, b i 3-160a.

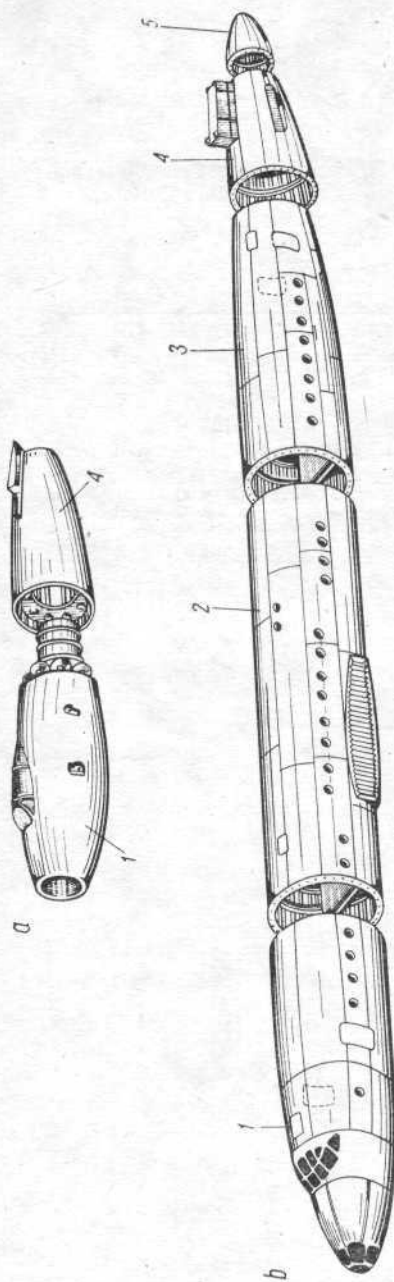
Ocena porównawcza różnych układów kadłubów

Z przeprowadzonej analizy poszczególnych typów konstrukcji kadłubów belkowych wynika, że możliwa jest ich ocena porównawcza z punktu widzenia aerodynamiki, wytrzymałości i sztywności, trwałości i wykorzystania wnętrza.

Okazuje się, że kadłuby belkowe skorupowe w najwyższym stopniu odpowiadają obecnym wymaganiom pod względem aerodynamicznym. Grube pokrycie bowiem i mała liczba nitów zapewnia takim kadłubom gładką (równą) nieodkształcającą się powierzchnię w czasie lotu samolotu. Jednak konieczność zapewnienia stateczności słabo wzmocnionemu pokryciu doprowadza do zwiększenia jego grubości i ciężaru konstrukcji.

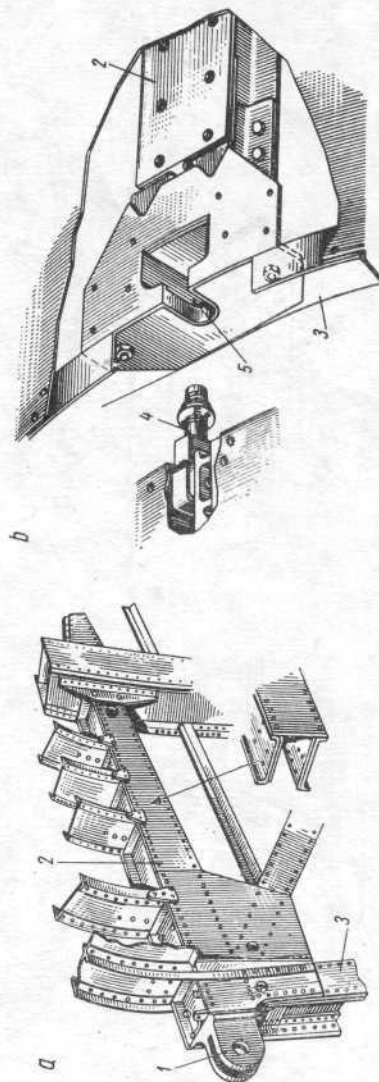
Dostateczną wytrzymałość i sztywność kadłubów belkowych skorupowych przy małym ciężarze zapewnia się przez stosowanie pokrycia z wypełnieniem. W przeciwnym przypadku najłżejsza okazuje się konstrukcja półskorupowa.

Jeżeli chodzi o trwałość konstrukcji kadłubów, to największą trwałością odznaczają się kadłuby belkowe skorupowe oraz kadłuby półskorupowe, po-



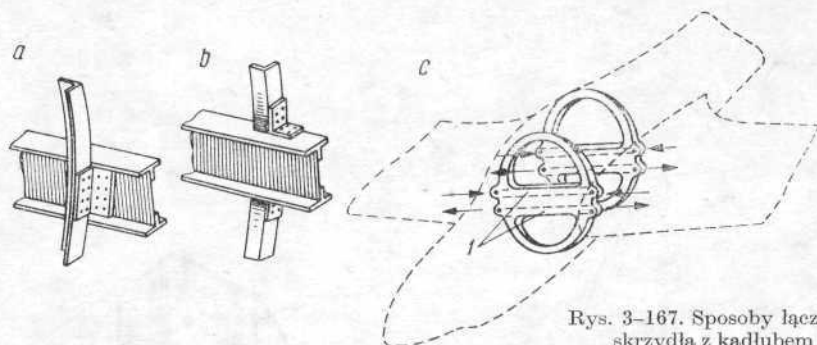
Rys. 3-165. Połączenia rozłączne kadłubów

1 — przednia część kadłuba, 2 — pierwsza środkowa część kadłuba, 3 — druga środkowa część kadłuba, 4 — tylna część kadłuba, 5 — zakończenie kadłuba

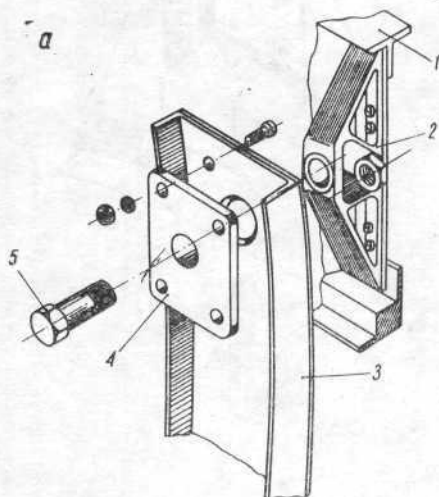


Rys. 3-166. Wzły łączące belkowego kadłuba dźwigarowego

1 — węzeł widlasty, 2 — dźwigar, 3 — wręga wzmocniona, 4 — śruba nasadowa, 5 — wycięcie węzła

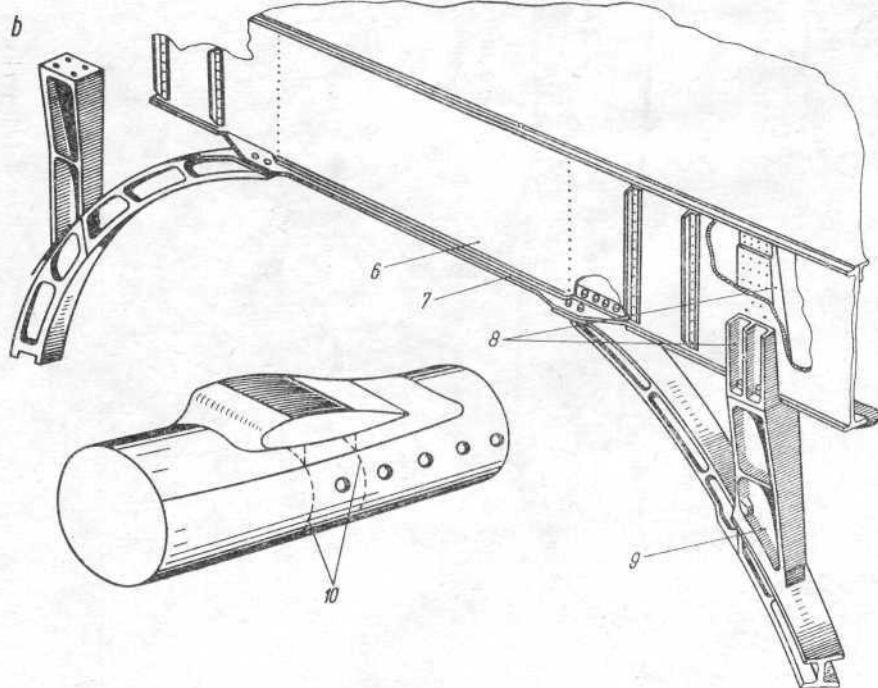


Rys. 3-167. Sposoby łączenia skrzydła z kadłubem



Rys. 3-168
Połączenie kadłuba ze skrzydłem

1 — dźwigar środkowej części skrzydła, 2 — węzeł, 3 — wrga wzmocniona, 4 — nakładka, 5 — śruba stykowa, 6 — ścianka dźwigara środkowej części skrzydła, 7 — ściągacz, 8 — węzeł stykowy środkowej części skrzydła, 9 — ścianka boczna wrgi, 10 — wrgi wzmocnione



nieważ ich elementy wytrzymałościowe rozśrodkowane są na całym obrysie przekroju.

Wreszcie jeżeli chodzi o najefektywniejsze wykorzystanie wnętrza kadłubów — najlepsze rezultaty pod tym względem uzyskuje się w kadłubach dźwigarowych, ponieważ duże wycięcia (otwory) w pokryciu w niewielkim stopniu obniżają wytrzymałość tej konstrukcji. Oprócz tego na kadłubie dźwigarowym prościej i łatwiej jest montaż węzłów łączących usterzenia, podwozia itp.

Obecnie dość często stosowane są kadłuby belkowe o konstrukcji mieszanej. W skład takiego kadłuba wchodzi układ dźwigarowy w tej części kadłuba, w której znajdują się duże wycięcia w pokryciu i układ półskorupowy w pozostałej części kadłubów.

Kabiny

Przeznaczenie. Wymagania stawiane kabinom

Kabiny samolotów przeznaczone są do umieszczenia załogi, pasażerów i ładunku. Zgodnie ze swym przeznaczeniem, kabiny dzielą się na kabiny załogi (pilota, nawigatora, radiotelegrafisty i innych członków załogi), pasażerskie i ładownie. Z kolei kabiny dzielą się na kabiny ciśnieniowe i zwykłe.

Kabiny załogi powinny spełniać podstawowe wymagania wyszczególnione na początku niniejszego rozdziału.

Jeżeli chodzi o kabiny pasażerskie, stawia im się ponadto wymagania specyficzne. Kabiny pasażerskie powinny mieć:

- odpowiednią objętość (nie mniej niż $1,0 \text{ m}^3$ na jednego pasażera), wygodę podróży, należyte oświetlenie, estetykę wnętrza, indywidualną wentylację itp.,
- możliwość tłumienia hałasów pochodzących od pracujących silników oraz drgań poszczególnych części samolotu,
- dostateczną liczbę drzwi wejściowych oraz odpowiednią liczbę wyjść zapasowych i środków awaryjnych,
- odpowiednie wyposażenie wnętrza.

Wymagania stawiane kabinom ładunkowym (ładowniom) samolotów transportowych zależą od charakteru ładunków, które mają być przewożone. W związku z tym kabiny ładunkowe powinny:

- mieć odpowiednie wymiary,
- zapewniać łatwość załadunku i wyładunku,
- mieć specjalne urządzenia do mocowania ładunku.

Kabiny ciśnieniowe (hermetyczne)

Stwierdzono, że warunki lotu samolotu na wysokości $10\,000 \div 12\,000 \text{ m}$ są najkorzystniejsze. Na tej wysokości bowiem obserwuje się nieznaczne zachmurzenie, stosunkowo stały kierunek i siłę wiatru oraz mniejszą możliwość oblodzenia samolotu. Wymienione warunki podwyższają bezpieczeństwo i regularność lotów. Ponadto lot samolotu na dużej wysokości staje się ekonomiczniejszy, a zasięg lotu wzrasta.

Wiadomo, że zasięg lotu samolotu zależy od długotrwałości lotu i jego prędkości

$$L = t \cdot V$$

gdzie:

- t — długotrwałość lotu,
- V — prędkość lotu.

Na dużych wysokościach moc silnika tłokowego i turbośmigłowego oraz siła ciągu silnika turbodrzutowego spadają, w rezultacie czego na wysokości 11 000 ÷ 12 000 m mają one wartość równą w przybliżeniu 25 ÷ 30% mocy (ciągu) przy ziemi. W związku z tym znacznie zmniejsza się zużycie paliwa przez silnik, a to z kolei powoduje zwiększenie długotrwałości lotu przy posiadanym zapasie paliwa. Wreszcie jeśli chodzi o prędkość lotu samolotu — na dużych wysokościach zmniejsza się ona niezbyt gwałtownie w porównaniu do prędkości przy ziemi, w rezultacie czego zasięg lotu wydatnie wzrasta.

Tak więc na wysokości 11 000 m zasięg samolotów z silnikami odrzutowymi przewyższa zasięg przy ziemi o około 1,5 raza.

Już poczynszy od wysokości 4500 ÷ 5000 m obniżanie się ciśnienia atmosferycznego i co za tym idzie zmniejszanie się ciężarowej zawartości tlenu w jednostce objętości powietrza powoduje pogorszenie się samopoczucia człowieka. Ponadto wraz z obniżaniem się ciśnienia w atmosferze obniża się także ciśnienie znajdującego się w niej tlenu — tak zwane cząstkowe ciśnienie tlenu. Zjawisko to również pogarsza przebieg czynności fizjologicznych w organizmie ludzkim.

Na skutek niedoboru tlenu i zmniejszania się jego ciśnienia oraz ogólnego zmniejszania się ciśnienia otaczającej atmosfery, na dużych wysokościach pojawiają się oznaki tzw. „choroby wysokościowej” w postaci bólów w stawach, osłabienia sprawności wzroku i słuchu, senności itd.

W celu umożliwienia człowiekowi przebywania przez dłuższy okres czasu na dużych wysokościach, stosuje się obecnie specjalne urządzenia tlenowe, które automatycznie uzupełniają potrzebną ilość tlenu. Jednak mimo stosowania tego rodzaju urządzeń utrzymuje się nadal niskie ciśnienie atmosferyczne. Ponadto nowoczesna aparatura tlenowa nie jest w stanie zapewnić wymaganych warunków zasilania tlenowego na wysokości powyżej 12 000 m.

Jak wykazuje praktyka, najskuteczniejszym środkiem zapewniającym bezpieczeństwo i możliwość przebywania człowieka na dużych wysokościach lotu jest kabina ciśnieniowa, w której możliwe jest utrzymanie założonego ciśnienia barometrycznego znajdującego się w niej powietrza, jego składu chemicznego oraz cząstkowego ciśnienia tlenu. Jeżeli ponadto kabina wyposażona jest w urządzenia podtrzymujące odpowiednią temperaturę i wilgotność powietrza, to taki układ nazywany jest układem klimatyzacyjnym.

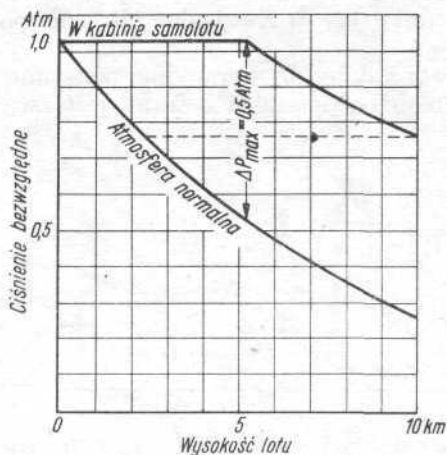
Obecnie stosuje się dwa typy kabin ciśnieniowych, wentylacyjny i regeneracyjny.

W kabinie ciśnieniowej wentylacyjnej wymiana powietrza i niezbędne ciśnienie podtrzymywane są drogą doładowywania kabiny powietrzem atmosferycznym za pomocą sprężarki (kompresora) silnika lub specjalnej instalacji.

Utrzymanie odpowiednich warunków (regulacja) w kabinach polega na tym, że normalne ciśnienie może być podtrzymywane do określonej wysokości lotu (5000 ÷ 7000 m). Powyżej tej wysokości może być zabezpieczona tylko nadwyżka ciśnienia (0,4 ÷ 0,5 atm) nad ciśnieniem otaczającej atmosfery (rys. 3-169). Dlatego też na wysokościach powyżej 11 000 m niezbędne są inhalatory tlenowe.

W kabinie ciśnieniowej regeneracyjnej właściwe ciśnienie i wymiana powietrza podtrzymywane są przez urządzenia regeneracyjne (nie związane z otaczającą atmosferą). Tlen dostarczany jest do kabiny z odpowiednich butli ze sprężonym tlenem lub z urządzeń zawierających tlen skroplony. W celu usunięcia produktów wydychania, powietrze znajdujące się w kabinie przepuszcza się przez urządzenie regeneracyjne pochłaniające dwutlenek węgla (CO_2) i parę wodną. Powstający przy tym spadek ciśnienia kompensowany jest przez dostarczanie tlenu do kabiny.

Zaletą kabiny regeneracyjnej jest jej niezależność od ciśnienia otaczającej atmosfery. Zawiera ona znaczną procentową zawartość tlenu i dzięki temu umożliwia przebywanie na dużych wysokościach. Jednak tego rodzaju kabina ma także pewne wady, do których zalicza się: zwiększone niebezpieczeństwo pożaru (na skutek dużej zawartości tlenu), ograniczony zapas tlenu w butlach pokładowych i stosunkowo skomplikowana instalacja.

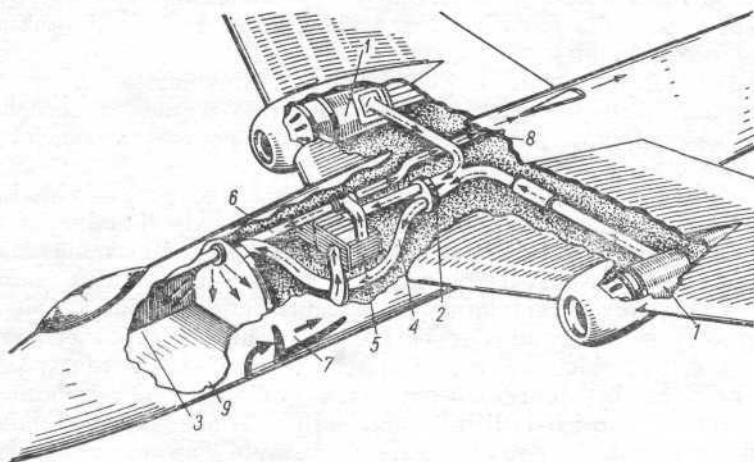


Rys. 3-169
Przykładowy wykres zmiany ciśnienia w kabine samolotu

Oprócz wymienionych dwóch typów kabin ciśnieniowych, niekiedy stosowane są kabiny ciśnieniowe typu mieszanego, tzw. wentylacyjno-regeneracyjne jako połączenie dwóch pierwszych. W kabinach tych ciśnienie i wymiana powietrza podtrzymywane są metodą wentylacji i regeneracji.

Kabiny wentylacyjne stosowane są najczęściej w samolotach przeznaczonych do lotów na wysokościach do $25\,000 \div 30\,000$ m. Na wysokościach powyżej $30\,000$ m oraz w kosmosie stosowane są tylko kabiny regeneracyjne.

Na rysunku 3-170 przedstawiono ideowy schemat kabiny wentylacyjnej. Powietrze sprężone i nagrzane przepływa ze sprężarek (kompresorów) silni-

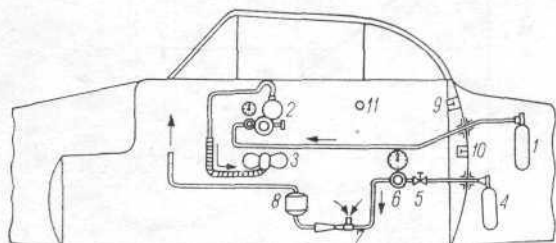


Rys. 3-170. Schemat kabiny wentylacyjnej

1 — silnik, 2 — zawór kontrolny, 3 — kabina załogi, 4, 6 — przewody rurowe, 5 — chłodnica powietrzna, 7 — chwyt powietrza, 8 — rura, 9 — regulator ciśnienia

ków odrzutowych 1 w kierunku zaworu kontrolnego 2, który automatycznie reguluje temperaturę powietrza w kabiny załogi 3. W temperaturze 20°C (293°K) powietrze przepływa bezpośrednio do kabiny przewodem rurowym 4. W wyższej temperaturze strumień powietrza kierowany jest przez zawór kontrolny do chłodnicy powietrznej 5, skąd ochłodzone przepływa przewodem rurowym 6 do kabiny. Chłodnica jest chłodzona powietrzem pobieranym z atmosfery, które doprowadzane jest do chłodnicy przez chwyt powietrza 7 i odpowiednią rurę 8. Niezbędne ciśnienie potrzebne w kabiny reguluje regulator 9.

Schemat kabiny regeneracyjnej pokazano na rysunku 3-171. Do oczyszczania zużytego powietrza stosowana jest zwężka 7 o kształcie rurki Venturi.



Rys. 3-171. Schemat kabiny regeneracyjnej

1 — butla z tlenem, 2 — inhalator tlenowy, 3 — maska tlenowa, 4 — butla z powietrzem, 5 — zawór zamykający, 6 — zbiornik, 7 — zwężka, 8 — pochłaniacz wydychanego powietrza, 9 — zawór nadciśnienia, 10 — zawór zwrotny, 11 — zawór ręczny

Tworzące się w węższym przekroju rurki rozrzedzenie zasysa powietrze nasycone dwutlenkiem węgla, które idzie do pochłaniacza wydychanego powietrza 8, gdzie oczyszcza się, a następnie do kabiny.

Na rysunku 3-172 pokazano tak zwany półmontażowy schemat*) układu klimatyzacyjnego powietrza kabiny wentylacyjnej samolotu pasażerskiego. Układ doładowywania kabiny stanowi odpowiedni zestaw, zapewniający doładowanie, ogrzewanie, wentylację i potrzebną wilgotność powietrza.

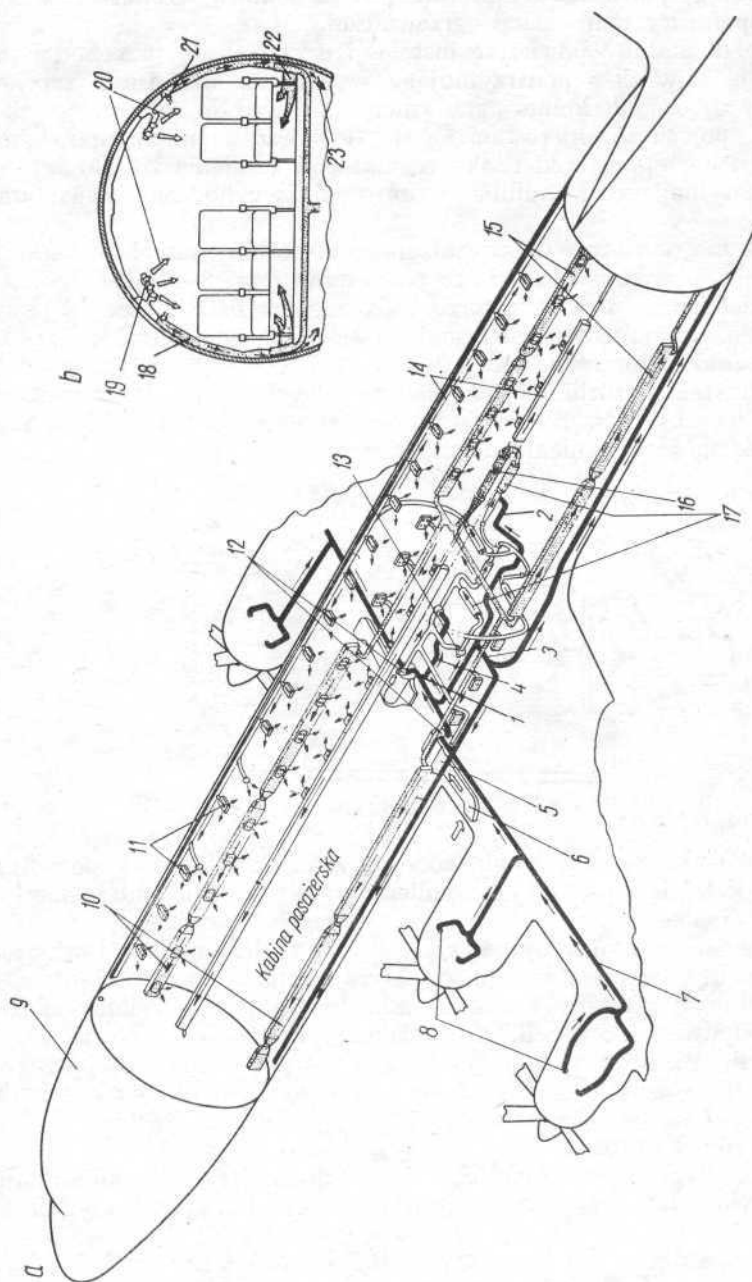
Po wyjściu ze sprężarek silników gorące powietrze doprowadzane jest do układu klimatyzacyjnego kilkoma kanałami (tworząc tzw. „magistralę gorącego powietrza”), tj. przewodem rurowym 1 do chłodnicy powietrznej, przewodem rurowym 2 do układu ogrzewania samolotu, przewodem rurowym 3 do układu odmuchu osłony kabiny załogi (w celu ochrony szyb od pocienia się oraz w celu ogrzewania toalet), a przewodem rurowym 4 w kierunku układu wentylacji indywidualnej.

W przewodach rurowych idących od silnika ustawione są zawory zwrotne (w celu niedopuszczenia do uchodzenia powietrza w razie unieruchomienia któregośkolwiek silnika), przepustnice regulujące podawanie powietrza oraz ogranicznik ciśnienia powietrza.

Powietrze ochłodzone w chłodnicy tworzy tzw. „magistralę chłodnego powietrza”. Kierowane ono jest do układu wentylacji indywidualnej, skąd przechodzi przez chłodnicę turbinową (w celu dodatkowego chłodzenia) albo omija ją w zależności od temperatury powietrza. Regulacja temperatury odbywa się automatycznie poprzez zamykanie się przepustnic znajdujących się w przewodach rurowych doprowadzających gorące i ochłodzone powietrze. Czujnik podaje sygnał na mechanizm elektryczny, przestawiając w ten sposób przepustnice, które kierują dopływem powietrza. Ponieważ pracy chłodnicy turbinowej towarzyszy duża hałaśliwość, przy jej ujściu ustawia się tłumik.

Następnie ochłodzone powietrze idąc z przewodu głównego znajdującego się za chłodnicą turbinową, przechodzi do komory wentylacji indywidualnej

*) Odzwierciedlający wzajemne rozmieszczenie zespołów układu w samolocie.



Rys. 3-172. Półmontażowy schemat układu klimatyzacyjnego powietrza samolotu pasażerskiego

1, 2, 3, 4 — przewody rurowe, 5 — chłodnica, 6 — chwyt powietrza, 7 — magistrala gorącego powietrza, 8 — pobieranie powietrza ze sprężarek silników, 9 — kabina załogi, 10 — komora ogrzewcza, 11 — wentylacja indywidualna, 12 — ogranicznik ciśnienia, 13 — chłodnica, turbiniowa, 14 — komora wentylacji indywidualnej, 15 — komora ogrzewcza, 16 — na-

wilżacz, 17 — tłumik, 18 — wnęką doprowadzająca ciepłe powietrze do przestrzeni pod podłogą, 19 — końcówki, 20 — wentylacja indywidualna, 21 — powietrze zużyte, 22 — powietrze ciepłe, 23 — wyjście powietrza do przestrzeni pod podłogą

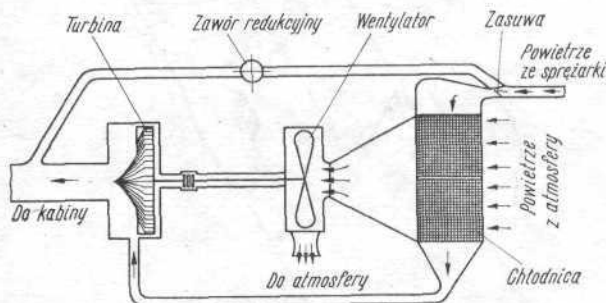
b — krążenie powietrza w kablu pasażerskiej

i poprzez końcówki do kabiny. Ochłodzone powietrze podawane jest również do instalacji ogrzewniczej, gdzie miesza się z gorącym powietrzem doprowadzanym przewodem rurowym 2. W ostatnim przypadku doprowadzanie ochłodzonego i gorącego powietrza regulowane jest za pomocą przepustnic w zależności od temperatury w instalacji ogrzewniczej.

W drodze do kabiny powietrze instalacji ogrzewniczej przechodzi przez tłumik hałasu, nawilżacz podtrzymujący wymaganą wilgotność powietrza w kabinie, kierując się do komór ogrzewniczych, a stąd do kabiny.

„Zużyte” powietrze kierowane jest do przestrzeni podpowłokowej (rys. 3-177b) i następnie w kierunku regulatorów ciśnienia znajdujących się w przedniej i tylnej części kadłuba, które regulują uchodzenie powietrza do atmosfery.

Do chłodzenia powietrza doprowadzanego do kabiny samolotu naddźwiękowego stosuje się również chłodnice powietrzne (rys. 3-170). Jednak temperatura ochładzanego powietrza przechodzącego przez chłodnicę z powodu hamowania go przy prędkościach naddźwiękowych może być za wysoka. W tym przypadku*) konieczne jest ponowne ochładzanie powietrza w turbinie powietrznej (instalacji turbinowego chłodzenia, rys. 3-173), doprowadzanego do kabin. W wyniku rozszerzania się powietrza, na łopatkach turbiny następuje obniżenie się jego ciśnienia i temperatury.



Rys. 3-173. Schemat instalacji chłodzenia turbinowego

Niekiedy również powietrze chłodzone uprzednio w chłodnicy powietrznej dodatkowo chłodzi się w parującym wymienniku ciepła, gdzie oddaje ono swoje ciepło parującej cieczy.

Kabina ciśnieniowa może być wykonana jako oddzielny zespół o kształcie zbiornika szczelnego umieszczonego wewnątrz kadłuba. Takie kabiny ciśnieniowe nazywane są z reguły wstawianymi. Przejmują one tylko obciążenia pochodzące od wewnętrznego lub zewnętrznego nadciśnienia powietrza.

Obecnie kabiny ciśnieniowe wykonuje się w postaci hermetycznej przegrody kadłuba. W ten sposób osiąga się mniejszy jej ciężar, ponieważ konstrukcja takiej kabiny przejmuje wszystkie obciążenia (oprócz nadciśnienia) działające na daną przegrodę kadłuba.

Z punktu widzenia wytrzymałości, najodpowiedniejszym kształtem kabiny poddawanej ciśnieniu wewnętrznemu jest kształt kuli lub cylindra o dnie kulistym (rys. 3-155).

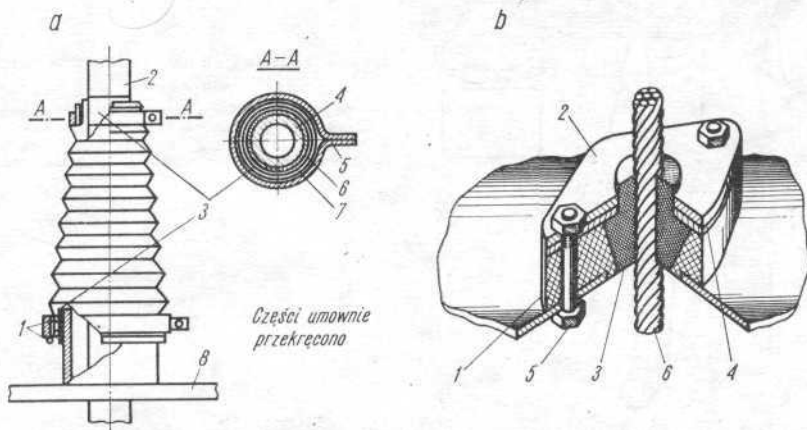
W celu zapewnienia należytej szczelności miejsc zamocowań i połączeń pokrycia -- pod szwy nitowe podkłada się taśmy uszczelniające (tiokol -- namiastka kauczuku), a główki nitów pokrywa się zaprawą tiokolową lub innymi

*) Również w razie konieczności dodatkowego ochładzania powietrza w samolocie o prędkości poddźwiękowej.

uszczelniającymi. Okna zaś, drzwi i luki uszczelnia się gumowymi przekładkami i rurkami (dokładniej o tym poniżej).

Pokrywy luków oraz drzwi powinny się otwierać do wewnątrz samolotu, ponieważ dzięki istnjącemu wewnętrznemu nadciśnieniu możliwe jest dociśnięcie pokrywy lub drzwi do ramy i co za tym idzie uszczelnienie zamknięcia. Wyprowadzenia ciągł i linek układu sterowego z kabiny również podlegają uszczelnieniu.

W miejscach, przez które przechodzą ciągła działające na zasadzie ruchu postępowego, stosowane są z powodzeniem odpowiednie wyprowadzenia w postaci falistego przewodu rurowego (rys. 3-174a). Natomiast w otworach, przez które przechodzą linki, stosuje się uszczelniacze gumowe (rys. 3-174b).

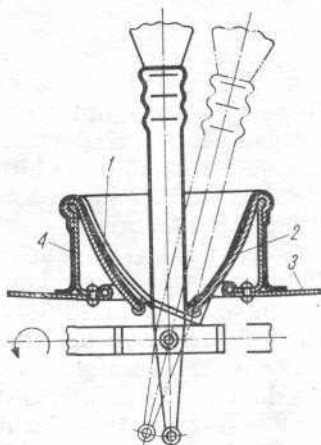


Rys. 3-174. Uszczelnienie wyprowadzenia

- a — ciągł
1 — plecionki tiokolowe, 2, 4 — ciągła, 3 — taśma tiokolowa, 5 — jarzmo, 6 — plecionka tiokolowa, 7 — rurka gumowa, 8 — kołnierz
b — linek
1 — obudowa tekstolitowa, 2 — nakładka, 3 — rdzeń gumowy, 4 — podkładka, 5 — śruba, 6 — linka

Rys. 3-175. Uszczelnienie wyprowadzenia drążka sterowego

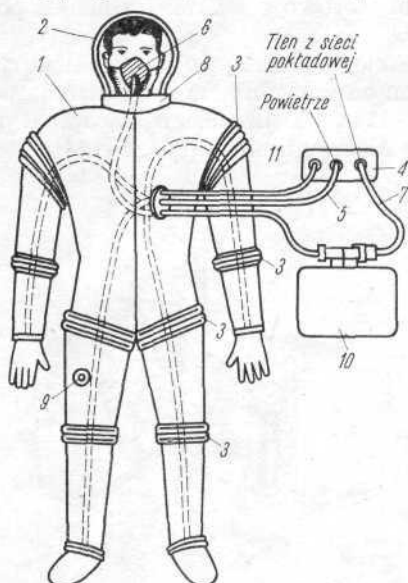
- 1 — gumowa gazoszczelna warstwa, 2 — warstwa wytrzymałościowa z tkaniny bawełnianej, 3 — ścianka kabiny, 4 — obudowa wyprowadzenia



Wreszcie w otworach, przez które przechodzą różnego rodzaju wały i walki obracające się wokół swojej osi, stosuje się uszczelniacze typu dławnicowego.

Wyprowadzenie drążka sterowego może być uszczelnione za pomocą stożka wykonanego z tkaniny bawełnianej oklejonej gumą (rys. 3-175).

Stopień szczelności kabiny ocenia się wielkością strat powietrza, którą zakłada się zależnie od przeznaczenia samolotu, sprawdzanych podczas odpowiednich prób. W przypadku szybkiej utraty nadciśnienia przezabinę, korzysta się z zapasowego agregatu do dodatkowego doładowywania oraz z awaryjnego urządzenia zasilającego tlenem. Do najbardziej skutecznych



Rys. 3-176. Skafander do lotów wysokościowych

1 — powłoka, 2 — hełm, 3 — przegub, 4 — tablica rozdzielcza, 5, 7 — przewody, 6 — maska tlenowa, 8 — zamek, 9 — zawór, 10 — tlenowy przyrząd spadochronowy, 11 — przewód łączności radiowej

środków ratunkowych załogi w samolotach wojskowych (w razie uszkodzenia kabiny na dużych wysokościach) zalicza się specjalny wysokościowy ubiór kompensacyjny (skafander).

Skafander do lotów wysokościowych jest to odpowiedni kombinezon (rys. 3-176) wyposażony w aparaturę specjalną, która do znacznej wysokości lotu utrzymuje w nim niezbędne ciśnienie powietrza i poziom tlenu.

Kabiny załogi

Kabiny załogi samolotu przeznaczone są do pomieszczenia pilota, nawigatora, radiotelegrafisty i innych niezbędnych członków personelu latającego oraz odpowiednich przyrządów, zespołów i urządzeń zapewniających sterowanie samolotem i stałą kontrolę lotu. W samolotach dużych z wieloosobową załogą każdy z członków załogi ma swoje miejsce pracy wyposażone w odpowiednie przyrządy i urządzenia.

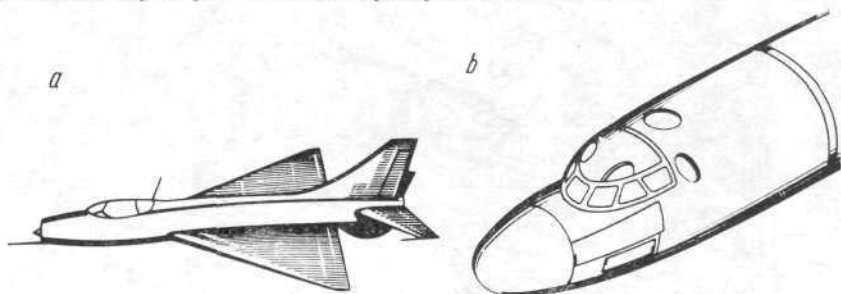
Oslona kabiny załogi (oszlona górna część) w celu zapewnienia należytego pola widzenia (obserwacji), wykonywana jest w postaci nadbudówki (kopułki), wystającej nieco poza zasadniczy obrys kadłuba (rys. 3-177). Taka osłona jednak znacznie zwiększa opór czołowy samolotu.

W celu zwiększenia widoczności w czasie lądowania, niektóre samoloty mają wychylaną do dołu przednią część kadłuba (rys. 3-178).

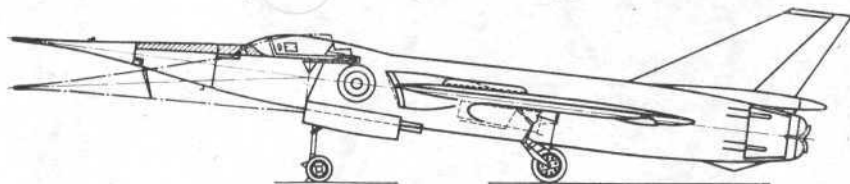
Oslony kabin samolotu o niezbyt dużych prędkościach lotu wykonuje się ze szkła organicznego, natomiast w osłonach kabin samolotów o dużych prędkościach ($Ma = 1,5$) stosuje się szkło krzemianowe, ponieważ szkło organiczne traci swoje własności wytrzymałościowe na skutek silnego nagrzewania się.

Przednie, a niekiedy i tylne części osłon kabin załóg samolotów myśliwskich wykonuje się przeważnie ze szkła pancernego o grubości 50÷70 mm.

Konieczność stosowania szczelnych kabin ciśnieniowych dla załogi w dużym stopniu utrudnia konstrukcję ich osłon. Szkielet osłony składa się z reguły z oddzielnych sekcji wytłaczanych lub odlewanych. Osłona oszklona jest podwójnymi szybami. W przypadku uszkodzenia lub stłuczenia szyby wewnętrznej pozostała szyba jest w stanie wytrzymać nadeiśnienie.



Rys. 3-177. Kształty osłon kabiny pilota



Rys. 3-178. Wychylana przednia część kadłuba

Na rysunku 3-179 pokazano osłonę kabiny samolotu myśliwskiego o charakterystycznych przekrojach. W danym przypadku szczególną złożoność przedstawia zamocowanie szyb, a także zabezpieczenie przed przenikaniem powietrza do kabiny w miejscu odsuwanej lub odchylanej części osłony. Szczelność oszklenia osłony zapewnia się za pomocą przekładek, plecionek, zaprawy i gumy.

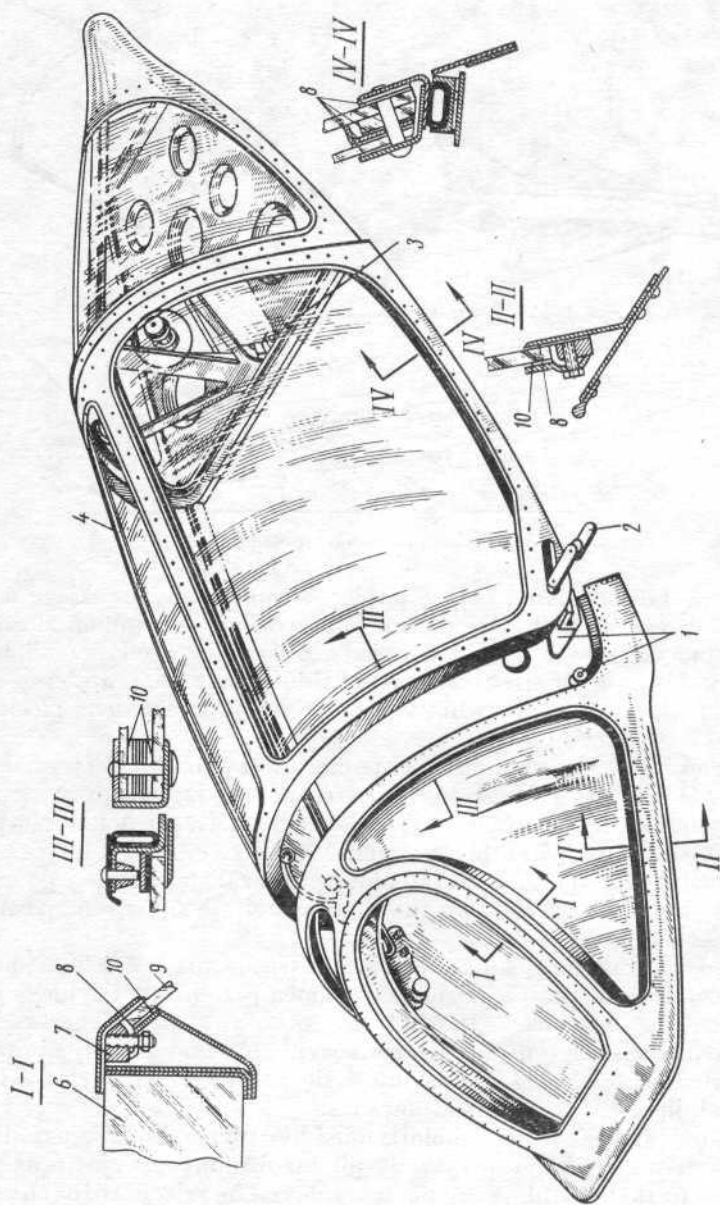
Odsuwana część osłony uszczelnia się za pomocą węży gumowych (rys. 3-179, przekroje *III-III* i *IV-IV*). Węże te, umieszczone między odsuwaną (ruchomą) i stałą częścią osłony, z chwilą wypełnienia powietrzem dokładnie przylegają do obu części, zabezpieczając szczelność kabiny.

W celu umożliwienia opuszczenia samolotu przez załogę w razie jego uszkodzenia — osłonę kabiny samolotu wojkowego wykonuje się w ten sposób, że można ją zrzucić.

Osłona przedstawiona na rysunku 3-179 skonstruowana jest w taki sposób, że można ją przesuwac w prowadnicach za pomocą przedniego i tylnego urządzenia przesuwneęo. Rysunek 3-180 ilustruje obrotową część 3 prowadnicy tylnej w położeniu zasuniętym (*a*) i odsuniętym (*b*). Podczas jej obrotu za pomocą odpowiedniego haka 4 osłona unosi się nad kadłubem (rys. 3-180b) i zostaje zdmuchnięta przez strumień powietrza.

Kabina pilota współczesnego samolotu musi być wyposażona w urządzenia sterujące samolotem i silnikiem, przyrządy pilotażowo-nawigacyjne oraz przyrządy przeznaczone do kontroli pracy poszczególnych instalacji, różnych zespołów samolotu i silnika, a także wyposażenia radiotechnicznego.

Na rysunku 3-181 przedstawiono wariant rozmieszczenia przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych w kabinie samolotu myśliwskiego, a na rysunku 3-182 — pozycję pilota w kabinie samolotu myśliwskiego oraz rozmieszczenie urządzeń sterowniczych.

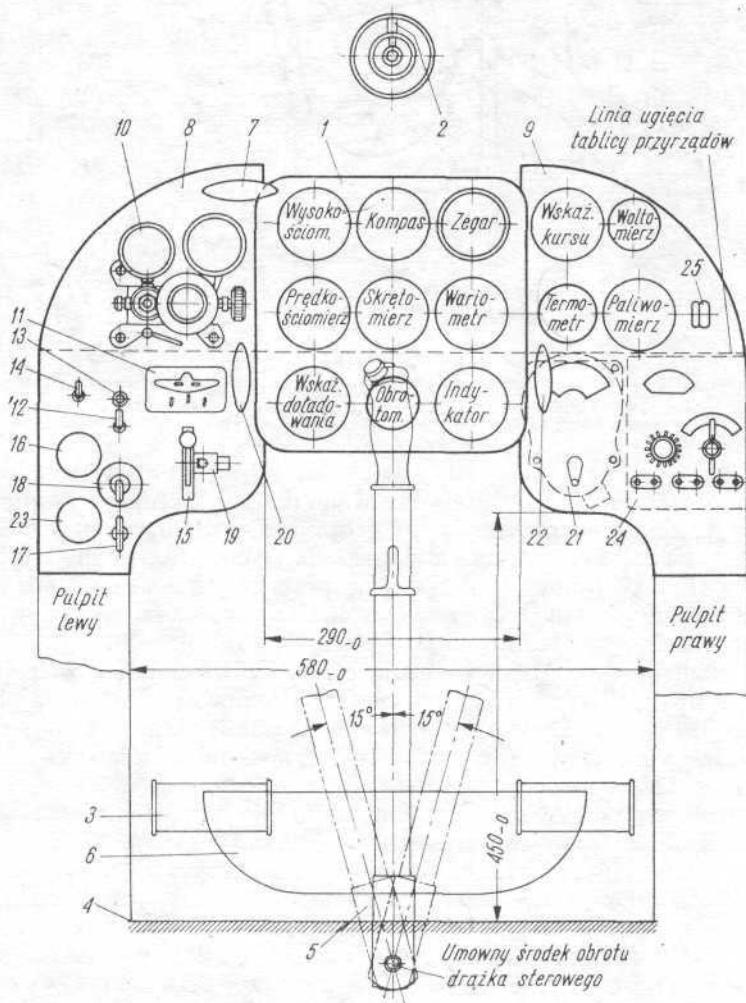
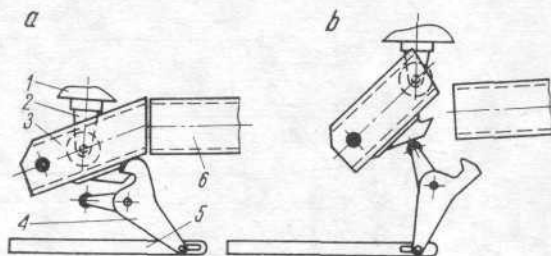


Rys. 3-179. Osłona kabiny pilota samolotu myśliwskiego

1 — zamek przedni, 2 — uchwyt ryglujący, 3 — rolki, 4 — ruchoma część osłony, 5 — uchwyt wyłączania zatrzymu, 6 — szyba przednia, 7 — oprawa, 8 — warstwa uszczelniająca, 9 — szyba boczna, 10 — przekładka

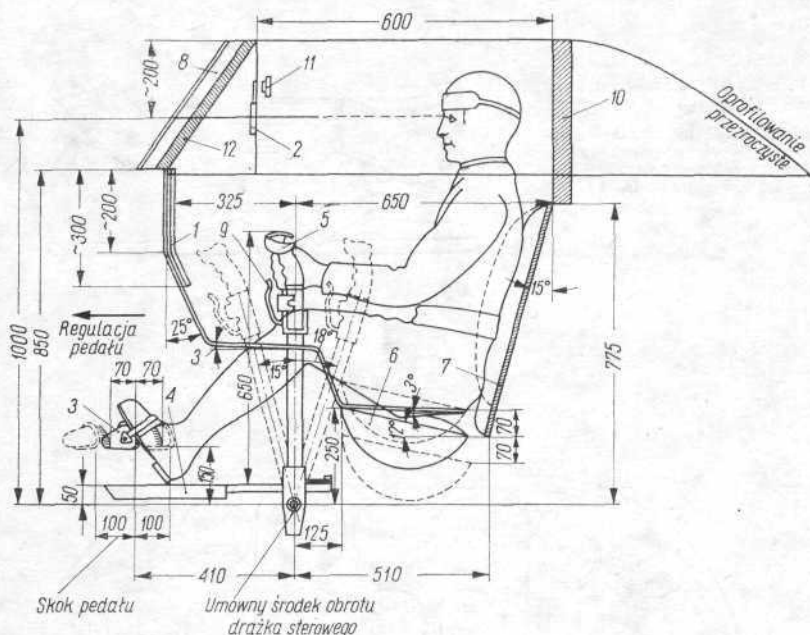
Rys. 3-180. Tylny zamek osłony pilota

1 — przesuwna część osłony, 2 — urządzenie poruszające się w prowadnicach, 3 — obrotowa część prowadnicy, 4 — hak, 5 — cięgło, 6 — prowadnica



Rys. 3-181. Rozmieszczenie przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i innych urządzeń w kabinie samolotu myśliwskiego

1 — tablica przyrządów, 2 — celownik, 3 — pedały, 4 — podłoga kabiny, 5 — drążek sterowy, 6 — fotel, 7 — uchwyt zrzutnika bomb, 8 — tablica przyrządów — lewa część, 9 — tablica przyrządów — prawa część, 10 — inhalator tlenowy, 11 — wskaźnik położenia podwozia, 12 — wyłącznik reflektora, 13 — przycisk kontrolny, 14 — wyłącznik sygnalizacji podwozia, 15 — dźwignia sterowania podwoziem, 16 — manometr sieci sprężonego powietrza, 17 — przycisk włączający, 18 — przełącznik, 19 — zabezpieczenie dźwigni podwozia, 20, 22 — uchwyty przeładowywania, 21 — strojenie radiopółkompasu, 23 — manometr, 24 — tablica radiopółkompasu, 25 — przełącznik paliwomierza (uwaga: dolną część tablicy przyrządów umownie usytuowano na rysunku w położeniu pionowym)



Rys. 3-182

Pozycja pilota i rozmieszczenie organów sterowania w kabinie pilota samolotu myśliwskiego
 1 — tablica przyrządów, 2 — celownik, 3 — pedały, 4 — podłoga kabiny, 5 — drążek sterowy, 6 — fotel, 7 — plecowa płyta pancerna, 8 — szyba osłony kabiny, 9 — rękojeść hamulców, 10 — tylna szyba pancerna, 11 — lustro, 12 — szyba pancerna osłony kabiny

W celu umożliwienia należytej obserwacji danych wypracowywanych przez przyrządy pokładowe, przyrządy te grupuje się według ich przeznaczenia i umieszcza na tablicy przyrządów pokładowych w określonym porządku. Z reguły po środku tablicy umieszcza się przyrządy pilotażowo-nawigacyjne. Natomiast przyrządy kontrolujące pracę silnika umieszcza się z prawej strony tablicy przyrządów pokładowych.

Jeżeli chodzi o mechanizmy sterujące różnymi zespołami, rozmieszcza się je według grup zgodnie z ich przeznaczeniem. Ponieważ pilot ma zajęta prawą rękę ze względu na konieczność sterowania samolotem, na prawej ścianie kabiny umieszcza się przyrządy sterowania zespołami i urządzeniami rzadko używanymi w czasie lotu.

Z prawej strony najczęściej rozmieszcza się urządzenia uruchamiające silnik, urządzenia radiotechniczne, instalację awaryjną itp.

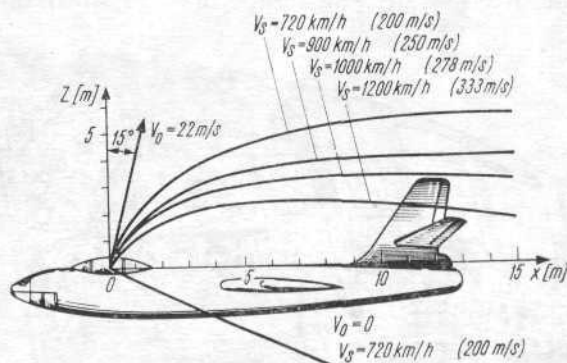
Wreszcie z lewej strony pilota rozmieszcza się przyrządy sterowania zespołami i mechanizmami, które często używane są w czasie lotu, jak na przykład urządzenia sterownicze zespołu napędowego i inne.

Wszystkie mechanizmy sterujące umieszcza się tak, aby pilot mógł się nimi posługiwać bez większych trudności. Z reguły przyrządy pokładowe zaopatruje się w napisy, a niektóre dźwignie maluje się na określone kolory.

Należy podkreślić, że duża ilość niezbędnych przyrządów i urządzeń znajdujących się w kabinie utrudnia pracę pilota i dość szybko męczy go w czasie ich obserwowania. Dlatego też konstruktorzy samolotów dążą do przeniesienia funkcji kontroli różnych zespołów z pilota na przyrządy-automaty.

Kabina pilotów (załogi) samolotu dużego znacznie różni się od kabiny przedstawionej wyżej. Kabina takiego samolotu ma znacznie więcej przyrządów

tym przeciążenia, zapewnienie właściwego toru wyrzutu oraz niedopuszczenie do zderzenia się członków załogi z usterzeniem samolotu. Na rysunku 3-184 pokazane są tory katapultowania pilota przy różnych prędkościach V_s samolotu i przy początkowej prędkości V_0 wyrzucanego fotela. Z rysunku wynika, że wraz ze wzrostem prędkości lotu samolotu, tor lotu fotela staje się coraz bardziej płaski na skutek wpływu zwiększającego się oporu czołowego.



Rys. 3-184. Tory katapultowania pilota przy różnych prędkościach lotu samolotu

W celu podniesienia toru lotu fotela do góry konieczne jest zwiększenie początkowej prędkości V_0 lotu fotela i zmniejszenie jego oporu czołowego. Ponieważ droga rozpędu fotela ograniczona jest wysokością kabiny, do wyrzucenia załogi do góry potrzebne jest zastosowanie dużych, krótkotrwałych przeciążeń w kierunku głowa-miednica, dochodzących do około 15÷20. Dlatego zwiększenie prędkości początkowej V_0 dopuszczalne jest tylko wówczas, gdy nie spowoduje to zbyt dużych przeciążeń organizmu. Zmniejszenie oporu czołowego fotela pilota wpływa korzystnie na zmniejszenie przeciążeń w kierunku plecy-piers.

Znaczne obniżenie przeciążenia w kierunku głowa-miednica może być osiągnięte poprzez katapultowanie załogi w dół przez specjalne luki. W tym przypadku wymagana jest mniejsza prędkość początkowa fotela w czasie oddzielania się go od samolotu. Ten sposób opuszczania samolotu pozwala na obniżenie przeciążenia.

Przedstawiony na rysunku 3-185 fotel katapultowy składa się z korpusu z czaszą 1, plecowej płyty pancernej 7, zagłówka 2 i pasów 5. Oparcie fotela i zagłówki są miękkie. Do czaszy fotela przymocowane są podnóżki 4, na których członek załogi opiera nogi w czasie katapultowania.

Do ochrony twarzy przed działaniem strumienia powietrza fotel ma zasłonę (storę). Przy dużych prędkościach lotu stosowane są zasobniki chroniące całe ciała członków załogi od uderzeń powietrza.

Fotel pilota ustawia się na prowadnicach, po których przemieszcza się on na rollkach znajdujących się z tyłu oparcia fotela. Do górnej części fotela przymocowany jest mechanizm wyrzucający (odpalający).

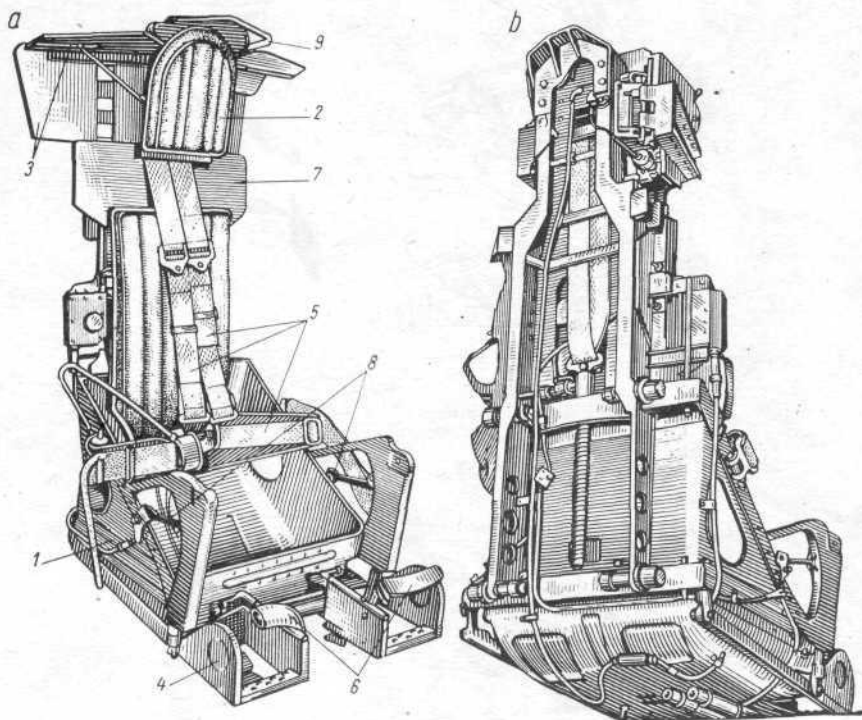
Fotel katapultowy zespolony jest ze zrzucaną osłoną i w razie potrzeby zapalnik ładunku do odpalenia fotela odbezpiecza się za pomocą dźwigni zrzucającej osłonę.

Aby fotel przy wyjściu z kabiny nie koziolkował beładnie, zaopatruje się go w dodatkowe klapy stabilizujące 3, które utrzymują fotel w położeniu pionowym.

Najbardziej bezpiecznym urządzeniem do opuszczania kabiny samolotu

mającym dużą perspektywę rozwojową przy dużych prędkościach lotu samolotu na dużych wysokościach jest kabina oddzielająca się od samolotu, z której z kolei może się katapultować członek załogi.

W kabinie oddzielającej się od samolotu stosunkowo prosto rozwiązane jest zagadnienie dotyczące zabezpieczenia odpowiednich warunków potrzebnych



Rys. 3-185. Fotel katapultowy

1 — korpus fotela z czaszą, 2 — zagłówek, 3 — klapy stabilizujące, 4 — podnózek, 5 — pasy, 6 — chwyt, 7 — plecowa płyta pancerna, 8 — uchwyt mechanizmu wyrzucającego, 9 — kabłąk zasłony (story)

do życia załogi podczas opuszczania samolotu na dużych wysokościach (rys. 3-186b).

Na rysunku 3-186a pokazane są kolejne pozycje, przyjmowane przez pilota przed oddzieleniem się kabiny od samolotu (1, 2, 3).

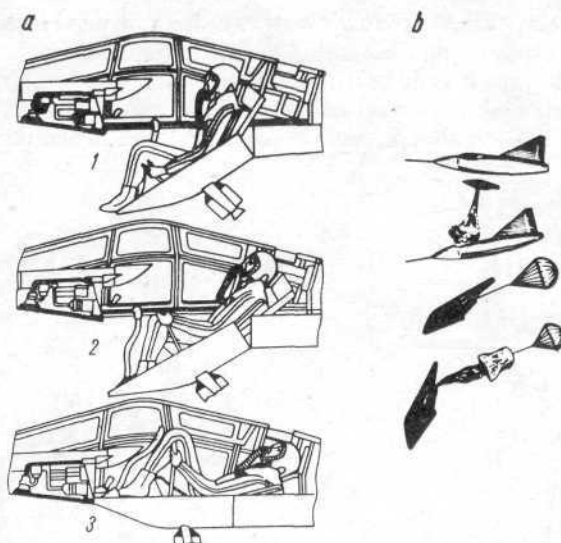
Kabiny pasażerskie

Kabiny pasażerskie służą do pomieszczenia pasażerów. W samolotach obsługujących miejscowe linie powietrzne kabiny pasażerskie obliczane są na umieszczenie $3 \div 9$ pasażerów. Kabiny te w zasadzie stanowią przedłużenie kabiny pilota (rys. 3-187).

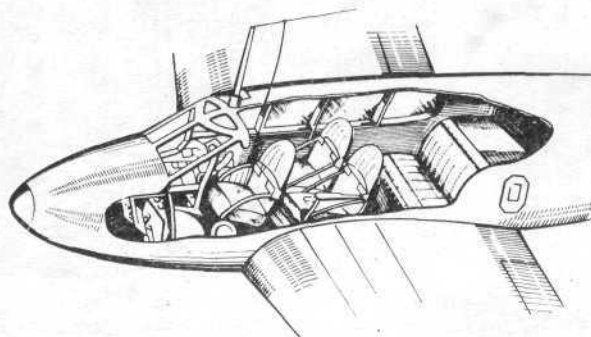
W dużych samolotach współczesnych kabiny pasażerskie stanowią oddzielne pomieszczenia (rys. 2-62). Wymiary ich określone są przestrzenią przypadającą na jednego pasażera, która waha się w granicach 1, 2 do 2,0 m³.

Kabiny pasażerskie samolotów międzykontynentalnych i kontynentalnych dzielone są obecnie na klasy, zależnie od komfortu podróży.

Sposób rozmieszczenia foteli w kabinie pasażerskiej, jej orientacyjne wymiary oraz usytuowanie pomieszczeń pomocniczych w samolocie pasażerskim



Rys. 3-186. Etapy katapultowania pilota z samolotu naddźwiękowego



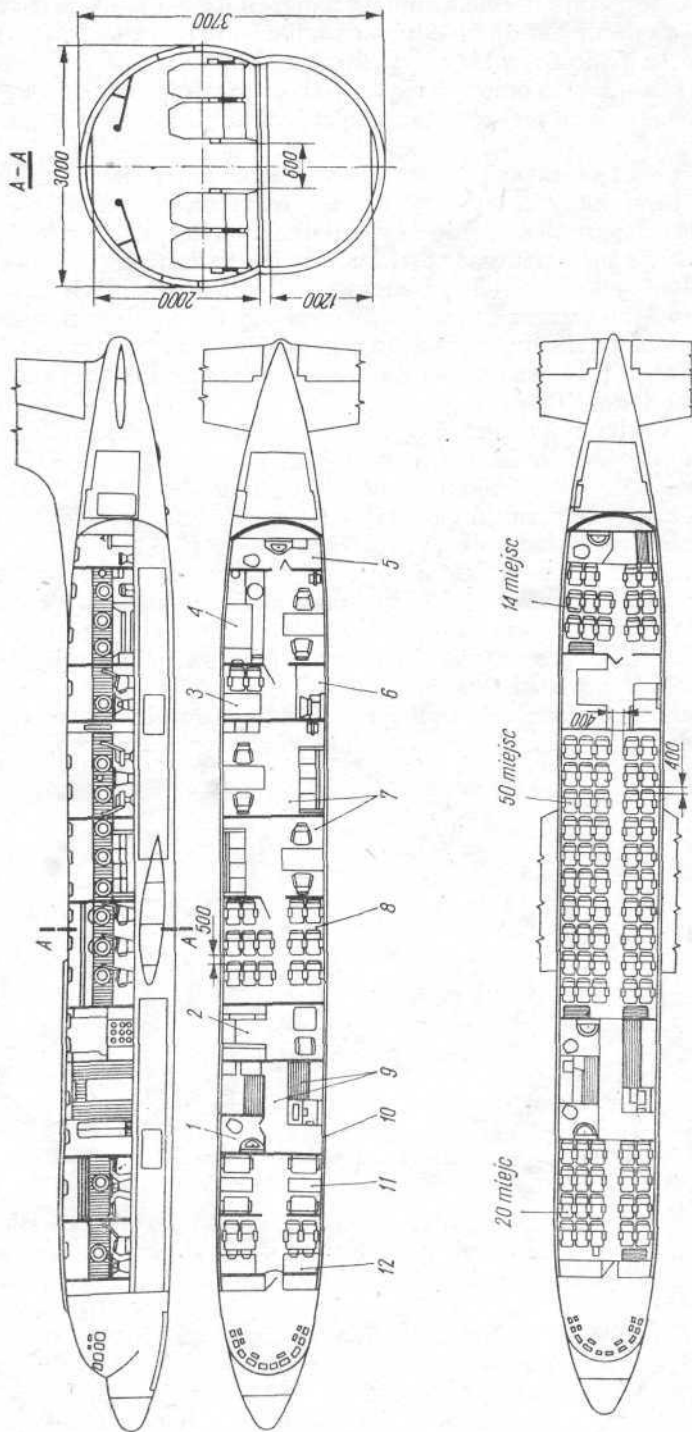
Rys. 3-187. Kabina pasażerska samolotu pasażerskiego bliskiego zasięgu

przedstawiono na rysunku 3-188. Dane te dotyczą dwóch klas kabin pasażerskich.

Jeżeli chodzi o wymagania techniczne samolotów pasażerskich, to oprócz pomieszczenia przeznaczonego dla pasażerów, przewiduje się również pomieszczenia do przewozu określonej ilości ładunku, który powinien być łatwo załadowywany i wyładowywany, bez straty dodatkowego czasu. W tym celu przewiduje się osobne przedziały bagażowe o objętości 1 do 20 m³ zależnie od wielkości samolotu.

Szkielet podłogi kabiny pasażerskiej pokazano na rysunku 3-155. Składa się on z poprzecznych (podporowych) belek ustawionych w dolnej części wręg i belek podłużnych. Rolę tych ostatnich wykonują również prowadnice foteli, które mają przekrój kształtowy (profilowy). Na prowadnicach ustawia się fotele. Ponadto prowadnice stanowią podporę dla płyt podłogi, które z reguły mają konstrukcję warstwową. Zewnętrzne warstwy wykonywane są ze sklejki lotniczej, a jako wypełniacz wykorzystuje się piankowe tworzywo sztuczne, drewno, balse i płyty o konstrukcji ulowej (komórkowej).

Jednym z ważniejszych wymagań stawianych kabinom pasażerskim jest



Rys. 3-188 Rozwiązanie konstrukcyjne kabin pasażerskich

1, 5 — toalety, 2 — bufet z kuchnią, 3 — kabina tylna, 4 — sypialnia, 6, 10 — drzwi, 7 — salon, 8 — środkowa kabina pasażerska, 9 — szatnia, 11 — kabina załogi zapasowej, 12 — przednia kabina pasażerska

komfort podróży w nich. Na komfort składa się estetyczne wykończenie wnętrza kabiny, wygodne fotele, klimatyzacja, indywidualna wentylacja, indywidualne oświetlenie, możliwość obserwacji ziemi podczas lotu itp. Do wymagań komfortu podróży zalicza się również skuteczną izolację tłumiącą hałas pracujących silników, ponieważ zbyt duży hałas wywołuje szybkie zmęczenie załogi i pasażerów, czasowe przytępienie słuchu i utrudnia pracę załogi, a zwłaszcza radiotelegrafisty.

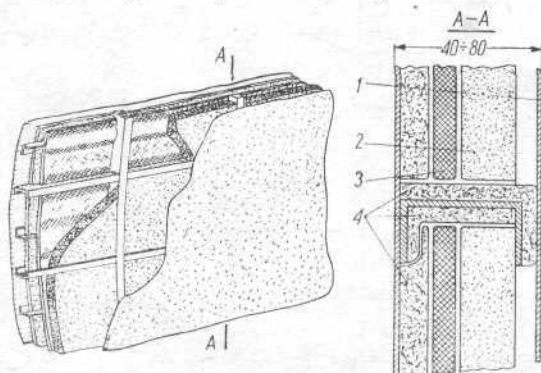
Natężenie dźwięku wyrażane jest w decybelach. Jeden decybel stanowi taką zmianę siły dźwięku, jaki możliwy jest do uchwycenia przez ludzki słuch. Rozmowa szeptem daje np. natężenie dźwięku około 30 decybeli, szelest wydawany przez kartki papieru podczas przekładania ich w książce — 45 decybeli, rozmowa normalna — 65 decybeli, a rozmowa głośna 70÷80 decybeli.

Natężenie dźwięku (szumu) przedostającego się do kabiny pasażerskiej współczesnego samolotu dalekiego zasięgu nie powinno przekraczać 90÷100 decybeli. W kabinach przeznaczonych do lotów krótszych dopuszczalny hałas może wynosić 110 decybeli.

Zasadniczymi źródłami hałasu występującego w samolocie są silniki, śmigła i części samolotu oraz jego instalacja, w której występują drgania. Hałas przenoszony jest do kabiny przez niektóre elementy konstrukcji samolotu oraz przenika on przez szczeliny znajdujące się w osłonach kabiny załogi, oknach i drzwiach, a także przez przewody wentylacyjne.

W celu zmniejszenia hałasu dostającego się do wnętrza kabin stosuje się elastyczne mocowanie silników i takie rozmieszczenie śmigieł, aby końce ich łopat były oddalone od pokrycia kadłuba o 400÷500 mm. Wreszcie dla uniknięcia brzęczenia i niedopuszczenia do powstawania szczelin, szyby i drzwi osadza się w gumowych przekładkach.

W samolotach współczesnych walkę z hałasem prowadzi się również za pomocą izolacji dźwiękowej, która jednocześnie powinna mieć własności izolacji



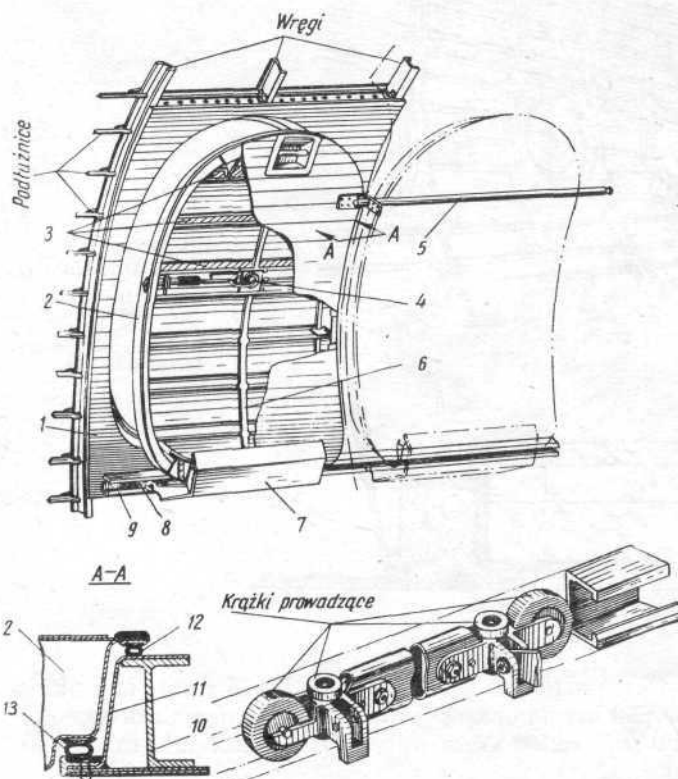
Rys. 3-189. Schemat izolacji cieplnej i dźwiękowej kabiny samolotu pasażerskiego

1 — pokrycie ozdobne, 2 — wata szklana, 3 — uszczelniająca wata szklana, 4 — wata nylonowa

cieplnej. Materiał stosowany do izolacji cieplnej i dźwiękowej powinien się odznaczać wysoką dźwiękochłonnością, złą przewodnością cieplną, małym ciężarem i ognioodpornością. Ponadto materiał taki powinien być łatwy w użyciu i nie pochłaniać wilgoci.

Jako materiały dźwiękochłonne stosuje się watę z włókna sztucznego (włókno poliamidowe) o ciężarze właściwym $\gamma = 50 \text{ kG/m}^3$ (490 N/m^3) i włókno szklane o ciężarze właściwym $\gamma = 25 \text{ kG/m}^3$ (245 N/m^3). Izolację cieplną i dźwiękową wykonuje się we współczesnych samolotach przeważnie według schematu przedstawionego na rysunku 3-189.

Drzwi wejściowe powinny się znajdować na lewej stronie kadłuba, przy czym jedne drzwi, o wymiarach 1700×800 mm, powinny przypadać na $30 \div 40$ pasażerów. Drzwi samolotów pasażerskich mających kabiny ciśnieniowe powinny się otwierać do wewnątrz kadłuba. Rysunek 3-190 przedstawia konstrukcję drzwi samolotu Il-18. Drzwi te otwierają się do wewnątrz kabiny



Rys. 3-190. Drzwi wejściowe

1 — obudowa, 2 — korpus drzwi, 3 — belki korpusu drzwi, 4 — zamek, 5 — rurka prowadząca, 6 — taśma, 7 — płycina zawiasowa, 8 — urządzenie przesuwne, 9 — szyna prowadząca, 10 — wręga wzmocniona, 11 — obramowanie wycięcia, 12 — kształtownik gumowy

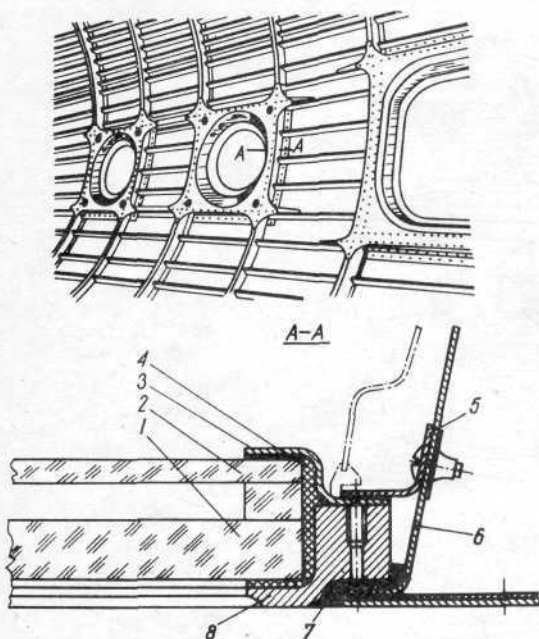
(w tym celu przekręca się płycinę zawiasową 7) i z kolei przemieszczają się do przodu lub tyłu na odpowiednich prowadnicach. Mają one podwójne uszczelnienie, wewnętrzne i zewnętrzne (rys. 3-190, przekrój A-A), wykonane w dwóch gumowych uszczelkach o przekroju pierścieniowym (rurowym), do których przylegają drzwi na skutek istniejącego wewnątrz kabiny nadeśnienia.

Do opuszczania samolotu w wypadkach awaryjnych przewidziane są w kabinach samolotów pasażerskich włazy zapasowe (luki). Usytuowane są zasadniczo w ścianach w środkowej części kadłuba oraz niekiedy w górnej jego części. Kształt wycięć na włazy zapasowe bywa owalny o wymiarach wzdłuż osi 450×750 mm.

Okna kabin pasażerskich mają różne kształty. Najczęściej jednak spotykane są kształty okrągłe lub prostokątne z zaokrągleniami.

W pokryciu kadłuba wykonuje się wycięcia na okna między wręgami (rys. 3-191), wykorzystując te ostatnie jako dodatkowe wzmocnienie obramowania otworów.

Okna kabin z reguły składają się z podwójnego oszklenia wykonanego ze szkła organicznego (rys. 3-191, przekrój A-A). Jedna z szyb bywa zwykle grubsza. Taka szyba pracuje przy niedużych naprężeniach oraz odznacza się wysoką wytrzymałością na zmęczenie. Pomiędzy szybami znajduje się warstwa



Rys. 3-191. Konstrukcja okna

1 — szyba zewnętrzna, 2 — szyba wewnętrzna, 3 — zacisk pierścieniowy, 4 — kształtownik gumowy, 5 — zaciski półpierścieniowe, 6 — czasza wytłaczana, 7 — kit uszczelniający, 8 — obramowanie

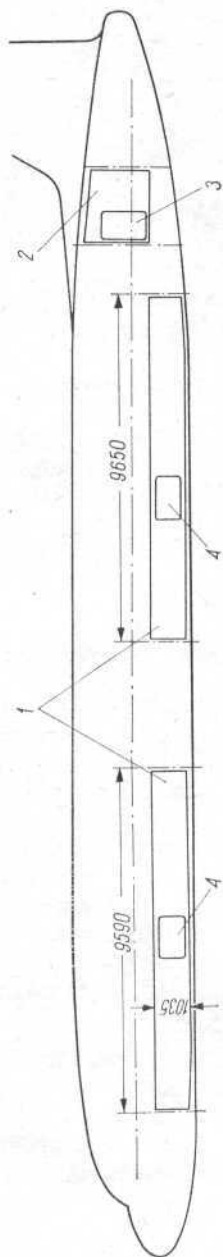
powietrza, które połączone jest z rurką odpowiednim ładunkiem pochłaniającą wilgoć (żel krzemionkowy) i niedopuszczającym do pocenia się szyb.

Krawędzie szyb okien uszczelnia się przekładkami gumowymi i odpowiednimi zaciskami.

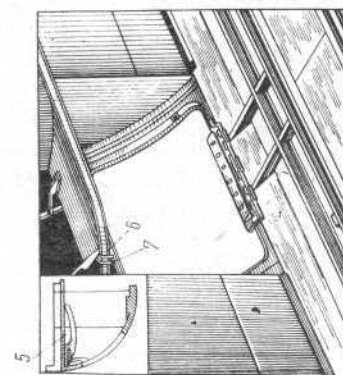
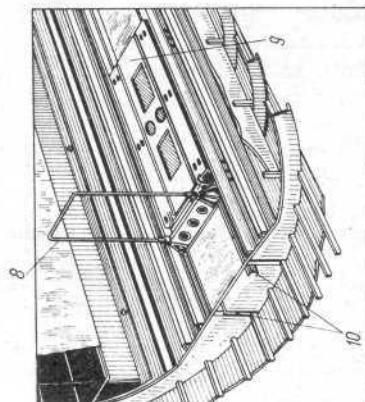
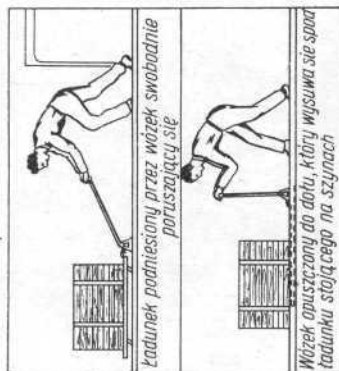
Pomieszczenia bagażowe i ładownie

Do przewożenia bagażu i ładunków handlowych w samolotach pasażerskich przeznacza się specjalne pomieszczenia. W międzykontynentalnych i kontynentalnych samolotach pasażerskich dalekiego zasięgu pomieszczenia bagażowe znajdują się zazwyczaj pod podłogą kabin pasażerskich oraz w innych częściach kadłubów (rys. 3-192), a w samolotach miejscowych linii powietrznych — w kadłubach. Każde pomieszczenie bagażowo-ładunkowe powinno mieć otwory (luki) załadunkowe rozmieszczone w miejscach dostępnych oraz urządzenia do przymocowywania ładunków. Rysunek 3-192 przedstawia usytuowanie pomieszczeń bagażowych w samolocie Il-18. W dolnych pomieszczeniach, ładunki przemieszcza się na specjalnych wózkach poruszających się na szynach.

W samolotach transportowych o dużym udźwigu na pomieszczenia ładunkowe (ładownie) przeznacza się dużą część wnętrza kadłubów, których wymiary zwykle z góry dostosowuje się do rodzaju przewożonych ładunków (rys. 2-20). W samolotach tego typu bardzo istotną rolę odgrywa dogodne podejście (dojazd) do otworu załadunkowego oraz łatwość załadunku i wyładunku. W związ-



Schemat przemieszczania ładunku

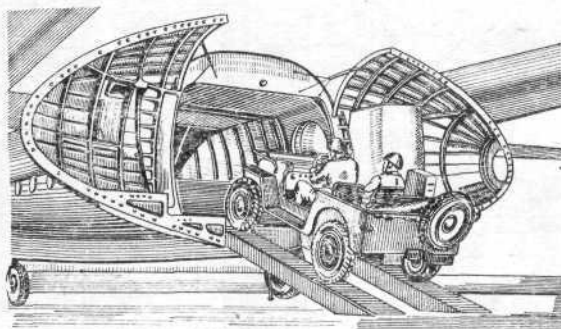


Rys. 3-192. Pomieszczenie bagażowo-ładunkowe

1 — uszczelniony przedział bagażowo-ładunkowy, 2 — nieuszczelniony przedział bagażowy, 3, 4 — luk ładunkowe, 5 — luk otwarty — pokrywa podniesiona, 6 — zacisk, 7 — zatrzask, 8 — uchwyt wózka, 9 — podnosząca się platforma wózka, 10 — prowadnice

ku z tym stosuje się niejednokrotnie specjalne rozwiązania konstrukcyjne otworów (luków, rys. 3–193).

Podłoga ładowni tego rodzaju samolotu powinna się znajdować na wysokości skrzyni ładunkowej samochodu ciężarowego.



Rys. 3–193. Luk załadowczo-wyladowczy samolotu transportowego

Konstrukcje ładowni samolotów transportowych charakteryzują podłogi wzmocnione zestawem elementów podłużnych i poprzecznych, różnego rodzaju węzłami kotwicznymi, trapami oraz urządzeniami dźwigowo-transportowymi ułatwiającymi załadunek i wyladunek.

Obliczenia wytrzymałościowe kadłuba

Obciążenia działające na kadłub. Przypadki obliczeniowe

Jak już powiedziano, w czasie lotu oraz podczas lądowania samolotu następuje obciążenie kadłuba przez siły pochodzące od zespołów połączonych z nim, siły masowe ładunków znajdujących się w kadłubie oraz siły masowe samej konstrukcji kadłuba (te ostatnie są nieznaczne i można ich nie brać pod uwagę).

Tak więc przypadkami obliczeniowymi kadłuba są przypadki obciążenia przez wszystkie zespoły, które przenoszą obciążenia na kadłub. Na przykład przypadek obciążenia kadłuba podczas lądowania na trzy punkty oznacza się przez E_k , a obciążenie kadłuba w locie krzywoliniowym oznacza się przez A_k , B_k itd.

Przewiduje się niesymetryczne przypadki obciążeń kadłuba, a mianowicie: H_k^{tyln} — obciążenie tylnej części kadłuba przez siłę boczną działającą na ustalenie kierunku, oraz H_k^{prz} — obciążenie boczne kadłuba przez siły bezwładności występujące w przedniej części kadłuba (podczas manewru). Przewiduje się także przypadki awaryjne (lądowanie bez opuszczonego podwozia itd.). Współczynnik przeciążenia dopuszczalnego n_{dop} odpowiada przypadkom obliczeniowym E , A itd. przewidywanym w normach wytrzymałościowych. Współczynnik bezpieczeństwa w kadłuba równa się 1,8.

Wielkość obciążeń masowych oblicza się ze wzoru

$$P_{lad} = Q_{lad} \cdot n_{dop} \cdot v = Q_{lad} \cdot n_{obl} *)$$

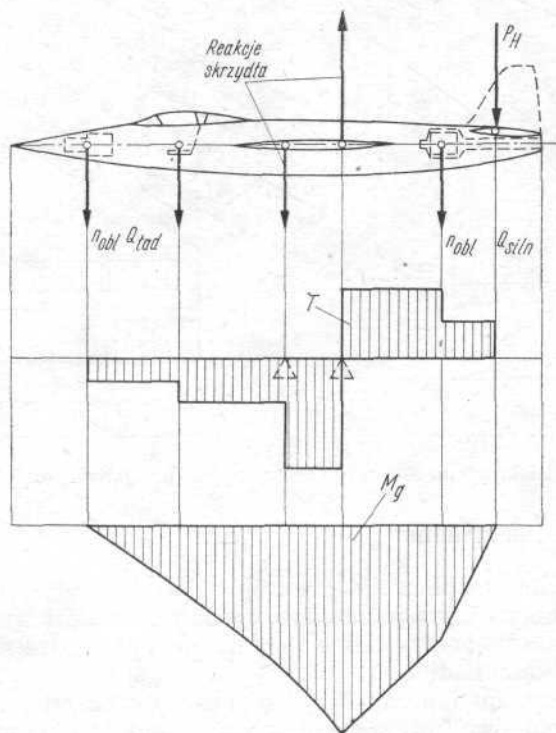
gdzie Q_{lad} — ciężar ładunku.

*) Jeżeli nie brać pod uwagę siły nośnej skrzydła w przypadkach lądowania samolotu.

Siła P_{lad} przyłożona jest do środka ciężkości ładunku.

Znając obciążenia zewnętrzne, można sporządzić wykresy sił poprzecznych T i momentów zginających M_g (rys. 3-194).

Skręcanie kadłuba może występować w takim przypadku, kiedy siły nie przechodzą przez oś sztywności kadłuba, która tak samo jak w skrzydle określa-
na jest jako linia przechodząca przez środek sztywności przekrojów. Środkiem

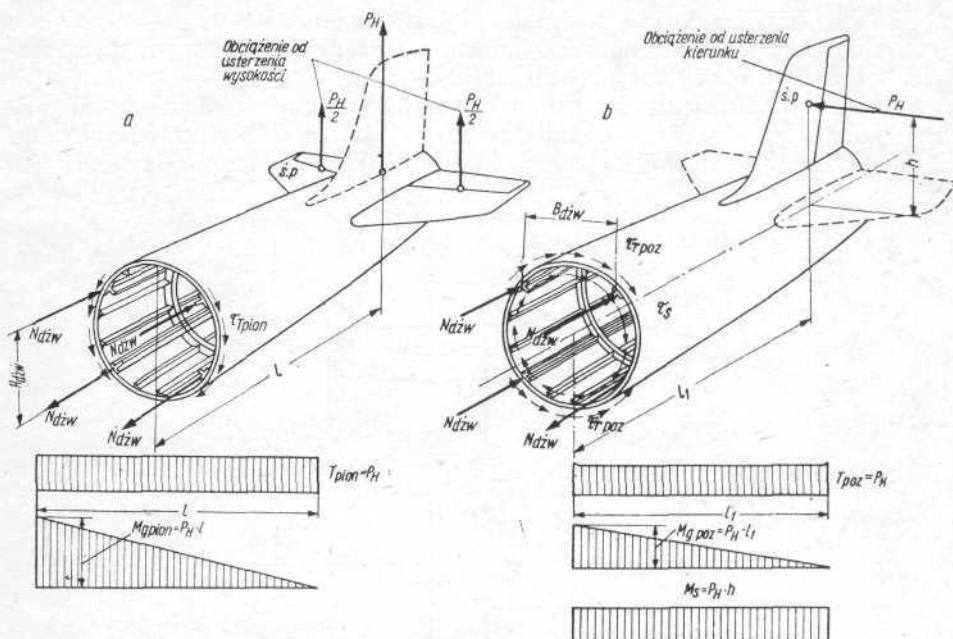


Rys. 3-194. Obciążenia działające na kadłub

sztywności będziemy nadal nazywali punkt w przekroju, w którym przyłożenie siły nie wywołuje skręcania. Możemy w przybliżeniu uważać, że środek sztywności leży na osi symetrii przekroju pośrodku jego wysokości.

Znając punkty przyłożenia sił zewnętrznych i ich odległość od osi sztywności, można wykonać wykresy momentów skręcających M_s . Posługując się wykresami T , M_g , M_s możemy określić wielkość naprężeń występujących w przekrojach. Niektóre przypadki są przypadkami obliczeniowymi dla dowolnej jednej części kadłuba (np. przypadek H_k^{prz} , tylko dla przedniej części kadłuba). Oczywiście, że w tych przypadkach nie ma potrzeby budowania wykresu dla całego kadłuba, a przednią i tylną część kadłuba można rozpatrywać jako belki wspornikowe zamocowane na dźwigarach skrzydła.

Zakładając na przykład, że w tylnej części kadłuba nie ma ładunków i przyjmując, że osią sztywności jest oś kadłuba, otrzymamy wykresy sił poprzecznych T , momentów zginających M_g i momentów skręcających M_s tylnej części kadłuba obciążonej siłami P_H i P_V , które przedstawiono na rysunku 3-195. Jednak do omówienia powyższego nie jest potrzebne sporządzanie tych wykresów.



Rys. 3-195
Obciążenia działające na elementy konstrukcyjne dźwigarowej części kadłuba

Obliczanie kadłuba na zginanie

Ponieważ zasadniczo obliczanie przekrojów dowolnej części, na które kadłub dzieli się wzdłuż długości, jest jednakowe, zgodnie ze znalezionymi wartościami T , M_g , M_s , to dalsze przedstawianie zagadnienia sprowadza się właściwie do obliczenia tylnej części kadłuba.

Rozpatrzmy sposób obliczania tej części kadłuba na zginanie wywoływane przez obciążenie pionowe (np. przez obciążenie działające na usterzenie wysokości — P_H) i obciążenie poziome (działające na usterzenie kierunku — P_V).

Praca elementów przekroju kadłuba podobna jest do pracy elementów przekroju skrzydła. Zatem sposób obliczania wytrzymałościowego przekroju kadłuba zasadniczo nie różni się od sposobu obliczania przekroju skrzydła.

Można przyjąć, że w kadłubie dźwigarowym momenty zginające przejmowane są tylko przez dźwigary, które obciążone są siłami poosiowymi N_{dzw} .

Wartości sił poosiowych działających na dźwigary podczas zginania w płaszczyźnie pionowej równają się

$$N_{dzw} = \frac{M_{g \text{ pion}}}{2 \cdot H_{dzw}} \quad (64)$$

oraz analogicznie przy zginaniu w płaszczyźnie poziomej

$$N_{dzw} = \frac{M_{g \text{ poz}}}{2 \cdot B_{dzw}} \quad (64')$$

Napężenia występujące w dźwigarach kadłuba znajdujemy z wzorów:

$$\sigma_{rozcz} = \frac{N_{dzw}}{F_{rozcz}}; \quad \sigma_{ścisk} = \frac{N_{dzw}}{F_{ścisk}} \quad (65)$$

gdzie F_{rozc} i $F_{\text{ścisk}}$ — powierzchnie przekrojów dźwigara rozciąganego i ściskanego.

Otrzymane naprężenia porównujemy z granicą wytrzymałości materiału dźwigara, a naprężenie ściskające — z naprężeniem krytycznym dźwigara ściskanego.

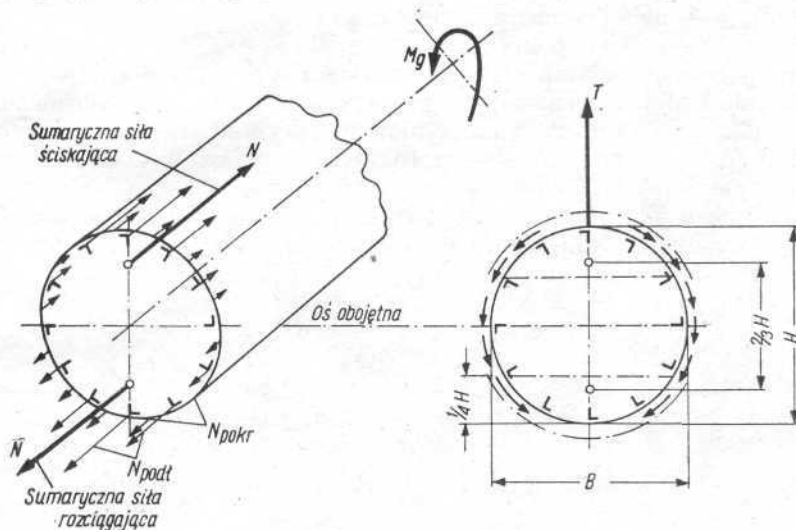
Naprężenie krytyczne dźwigara wyznacza się według krzywych $\sigma_{\text{kr}} = v(\lambda)$. Smukłość $\lambda = l/i$ wyznacza się według długości l , która równa się odległości od wręg (i — promień bezwładności przekroju dźwigara).

W ten sposób otrzymujemy warunki wytrzymałości:

$$\sigma_{\text{rozc}} \leq \sigma_w; \quad \sigma_{\text{ścisk}} \leq \sigma_{\text{kr dżw}}$$

W kadłubie o konstrukcji półskorupowej moment zginający przejmowany jest przez podłużnice i pokrycie, wywołując w nich rozciąganie i ściskanie (rys. 3–196). Rozpatrzmy na przykład działanie pionowego momentu zginającego.

Podłużnice i pokrycie znajdujące się w pobliżu osi obojętnej (przy zginaniu) pracują przy małych naprężeniach. Nie biorąc ich pod uwagę, można przyjąć



Rys. 3–196. Obciążenia działające na elementy konstrukcyjne półskorupowej części kadłuba

w przybliżeniu, że para sił N o ramieniu $\frac{2}{3}H$ obciąża górną i dolną część konstrukcji kadłuba składającej się z podłużnic i pokrycia (patrz rys. 3–196, elementy te oznaczone są linią przerywaną), gdzie $\frac{2}{3}H$ — odległość między środkami ciężkości elementów przejmujących obciążenie od zginania. Wysość elementów o przekroju eliptycznym i okrągłym można przyjąć równą $0,25H$

$$N = \frac{3 \cdot M_g}{2 \cdot H} \quad (66)$$

Zatem naprężenie rozciąganego elementu wyznacza się w sposób następujący:

$$\sigma_{\text{rozc}} = \frac{N}{F_{\text{el}}} = \frac{N}{n \cdot F_{\text{podt}} + F_{\text{pokr}}} \leq \sigma_w \quad (67)$$

gdzie:

- F_{el} — pole przekroju elementu przejmującego obciążenia od zginania,
 $F_{podł}$ — pole przekroju jednej podłużnicy,
 F_{pokr} — pole przekroju pokrycia,
 n — liczba podłużnic w elemencie.

Natomiast naprężenie elementu ściskanego wyznacza się z wzoru:

$$\sigma_{podł} = \sigma_{max\ pokr} = \frac{N}{F_{spr\ el}} = \frac{N}{n \cdot F_{podł} + \varphi \cdot F_{pokr}} \leq \sigma_{kr\ podł} \quad (68)$$

gdzie:

- $\sigma_{podł}$ — naprężenie w podłużnicy,
 $\sigma_{max\ pokr}$ — naprężenia w pokryciu,
 $F_{spr\ el}$ — sprowadzone (zredukowane) pole przekroju elementu,
 φ — współczynnik redukcji pokrycia, równy w przybliżeniu $\frac{40 \cdot \delta}{u}$ uwzględniający utratę stateczności przez pokrycie,
 F_{pokr} — pole przekroju pokrycia,
 δ — grubość pokrycia,
 $\sigma_{kr\ podł}$ — naprężenia krytyczne podłużnicy.

Obliczanie kadłuba półskorupowego na zginanie poziome przeprowadza się podobnie, jak i obliczanie na zginanie pionowe. Wymiar H — wysokość kadłuba, zastępuje się wymiarem B — szerokością. Zamiast wysokości elementu $0,25 H$ otrzymujemy $0,25 B$.

W kadłubach skorupowych rozpatrujemy również obciążenie dwóch elementów o wysokości $0,25 H$ lub $0,25 B$. Naprężenia normalne powstające w pokryciu

$$\sigma_{roze} = \frac{N}{F_{ścisk\ el}} \leq \sigma_w \quad (69)$$

$$\sigma_{ścisk} = \frac{N}{F_{ścisk\ el}} \leq \sigma_{kr\ pokr} \quad (70)$$

gdzie $\sigma_{kr\ pokr}$ — naprężenia krytyczne pokrycia.

Obliczanie kadłuba na ścinanie i skręcanie

We wszystkich odmianach kadłubów (dźwigarowych, półskorupowych i skorupowych) ścinanie i skręcanie przejmuje pokrycie wzmocnione dźwigarami, podłużnicami i wręgami.

Rozpatrując obciążenie kadłuba odpowiadające rys. 3-195a i 3-196 i zakładając w przybliżeniu, że wysokość bocznych płyt przejmujących ścinanie równa jest dla kadłubów dźwigarowych $H_{dżw}$, a dla półskorupowych i skorupowych $\frac{2}{3} H$, otrzymamy naprężenia styczne $\tau_{T\ pion}$

$$\left. \begin{aligned} \tau_{T\ pion} &= \frac{T_{pion}}{F_{pl}} \approx \frac{T_{pion}}{2H_{dżw} \cdot \delta} \text{ — dla kadłubów dźwigarowych} \\ \tau_{T\ pion} &= \frac{T_{pion}}{F_{pl}} \approx \frac{T_{pion}}{2 \cdot \frac{2}{3} H \cdot \delta} = \frac{3T_{pion}}{4H \cdot \delta} \text{ — dla kadłubów półskorupowych i skorupowych} \end{aligned} \right\} \quad (71)$$

Otrzymane naprężenia porównuje się z niszcącym naprężeniem stycznym τ_w równym dla duraluminium $15 \div 18 \text{ kG/mm}^2$ ($14,7 \div 17,7 \text{ MN/m}^2$).

$$\tau_{T_{\text{pion}}} \leq \tau_w$$

Przy ścinaniu poziomym (rys. 3-195b) naprężenia występujące w górnych i dolnych płytach pokrycia oblicza się podobnie, tylko że H i H_{dzw} zamienia się odpowiednio na B i B_{dzw} , tak jak przy obliczaniu na zginanie. Jednak otrzymane tutaj naprężenia styczne $\tau_{T_{\text{poz}}} = \frac{T_{\text{poz}}}{F_{\text{pl}}}$ nie są ostateczne. Skręcanie, które towarzyszy ścinaniu poziomemu (wywołane momentem siły P_H) również wywołuje w pokryciu naprężenia styczne.

$$\tau_s = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta} \quad (72)$$

gdzie F_0 — powierzchnia ograniczona środkową (lub zewnętrzną) linią obrysu przekroju.

W rezultacie tego, w jednej z płyt τ_s dodaje się do $\tau_{T_{\text{poz}}}$, a w drugiej — odejmuje się (rys. 3-195b).

Dla bardziej naprężonej płyty (górnej, rys. 3-195b)

$$\tau_\Sigma = \tau_{T_{\text{poz}}} + \tau_s \leq \tau_w \quad (73)$$

Wytrzymałość kadłubów na zmęczenie

Konstrukcje kadłubów z kabinami ciśnieniowymi pracują w warunkach często zmieniających się obciążeń pochodzących od usterzenia, skrzydła (obciążenia manewrowe), burzliwości atmosfery prowadzącej do zmian nadciśnienia w kabinie w porównaniu do otaczającej atmosfery, a także od pulsujących ciśnień wywołanych przez strumień gazów wylotowych. Często zmieniające się obciążenia doprowadzają z kolei do powstawania zjawiska zmęczenia konstrukcji.

Problem wytrzymałości konstrukcji współczesnych samolotów pasażerskich na zmęczenie ma ogromne znaczenie, ponieważ w samolotach tych prawie cały kadłub zajmują kabiny ciśnieniowe. Dlatego też zagadnieniu temu udziela się bardzo dużo uwagi. Obecnie wraz ze statycznymi próbami prowadzi się różne doświadczenia w zakresie wytrzymałości konstrukcji samolotów na zmęczenie. Przede wszystkim dokładnie sprawdza się pod względem wytrzymałości na zmęczenie konstrukcje kadłubów z kabinami ciśnieniowymi, ze szczególnym uwzględnieniem obciążeń pochodzących od ciśnienia wewnętrznego.

Dzięki wielu doświadczeniom zostały ustalone środki wpływające na podwyższenie wytrzymałości konstrukcji pod względem zmęczeniowym. Do środków tych należą:

- obniżenie naprężeń obliczeniowych w elementach wytrzymałościowych konstrukcji cienkościennych,
- zapewnienie równomiernego obciążenia elementów konstrukcji kadłubów hermetycznych (szczególnie pokrycia) obciążeniami skupionymi w miejscu połączenia (zamocowania) kadłuba ze skrzydłem, silnikami, podwoziem itd.,
- niedopuszczenie do koncentracji naprężeń dochodzących do niebezpiecznych wartości w miejscach wycięć na okna, drzwi i luki przez odpowiednie ich wykonanie,
- stosowanie, jeśli to jest możliwe, połączeń klejowych i klejowo-spawanych, ponieważ doświadczenia wykazują, że połączenia te są wytrzymałe na zmęczenie.

Zwiększenie trwałości konstrukcji może być osiągane przez dublowanie niektórych elementów konstrukcyjnych oraz niedopuszczanie do intensywnego rozszerzania się pęknięć zmęzeniowych. Zmniejszenie intensywności pojawiania się pęknięć zmęzeniowych osiąga się poprzez właściwy dobór materiałów konstrukcyjnych i zastosowanie ograniczników pęknięć, do których należą nakładki oraz otwory wiercone w miejscach, gdzie możliwe jest pojawienie się pęknięć.

Rozdział 16

ZESPOŁY NAPĘDOWE

Przeznaczenie i wymagania stawiane zespołom napędowym, sposoby rozmieszczania ich w samolocie

Przeznaczenie i wymagania stawiane zespołom napędowym

Zespół napędowy samolotu składa się z silnika, jego podzespołów, układów i urządzeń zapewniających niezawodność jego pracy w różnych warunkach lotu.

W skład zespołu napędowego wchodzi:

- 1) silnik (łukowy, turbołukowy, turboodrzutowy, strumieniowy, rakietowy i inne) wraz z podzespołami i układami zapłonowymi,
- 2) łuk (w zespołach napędowych z silnikami łukowymi i turbołukowymi),
- 3) łóżko silnikowe lub inny rodzaj zawieszenia (zamocowania) silnika,
- 4) osłona i obudowa silnika,
- 5) instalacja paliwowa i olejowa wraz ze zbiornikami,
- 6) instalacja chłodzenia silnika i jego podzespołów,
- 7) chwyt powietrza (oprócz zespołu napędowego silnika rakietowego) i rury wydechowe,
- 8) urządzenia sterownicze i przyrządy kontrolne,
- 9) urządzenie przeciwpożarowe,
- 10) urządzenie przeciwbodzeniowe.

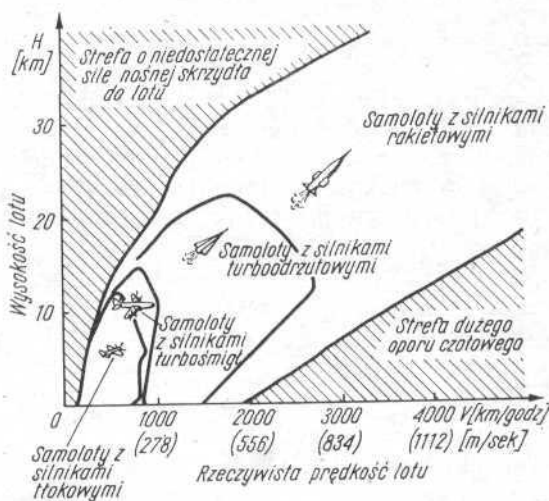
Obecnie zabudowuje się w samolotach zespoły napędowe z różnymi typami silników (patrz część 2).

Przykładowe zakresy stosowania samolotów z różnymi typami silników zależnie od prędkości i wysokości lotu pokazane są na rysunku 3-197.

Niezależnie od typów i usytuowania ich w samolotach, zespołom napędowym stawiane są następujące zasadnicze wymagania:

- 1) jak najkorzystniejsze rozmieszczenie zespołu napędowego w samolocie z punktu widzenia aerodynamiki i racjonalne jego rozwiązanie konstrukcyjne,
- 2) minimalne straty w układzie wlotowym i wylotowym samolotu,
- 3) zdolność pochłaniania drgań silnika i łuku przez połączenia zespołu napędowego z samolotem. Drgania silnika nie powinny być przenoszone na konstrukcję samolotu,
- 4) możliwość kompensacji przez węzły łączące ewentualnych przesunięć kadłuba silnika pod wpływem temperatury, tj. zapewnienie swobodnego przesuwania się poszczególnych punktów silnika, wywołwanego przez jego nagrzewanie się,

- 5) możliwość szybkiego wymontowywania i zamontowywania silnika i jego podzespołów,
- 6) łatwy dostęp do wszystkich części silnika i jego wyposażenia wymagających okresowej obsługi technicznej i regulacji,
- 7) odporność zespołu napędowego (zwłaszcza samolotów wojskowych) na środki rażenia przeciwnika,
- 8) możliwość lokalizacji pożaru (w razie jego powstania) w granicach tylko jednej przegrody (komory); przegrody przeciwpożarowe powinny należycie chronić szkielet samolotu przed rozprzestrzenianiem się ognia.



Rys. 3-197. Zakresy wykorzystania samolotów z różnymi typami silników

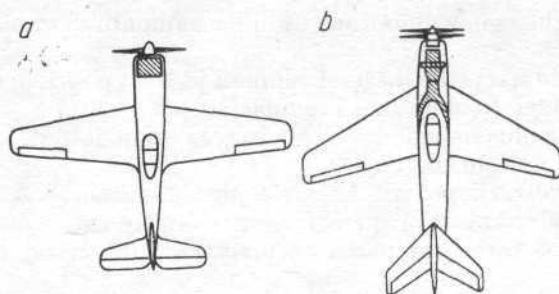
Wreszcie silnik powinien się odznaczać możliwie dużą mocą lub siłą ciągu przy możliwie niedużym ciężarze, niezawodnością w granicach ustalonego dla niego czasokresu pracy, łatwością rozruchu w różnych warunkach meteorologicznych, porach roku i wysokościach nad poziomem morza, możliwie niedużymi wymiarami zewnętrznymi, niedużym stosunkowo zużyciem paliwa i zdolnością szybkiej zmiany prędkości obrotów.

Sposoby rozmieszczania zespołów napędowych w samolocie

Zespoły napędowe samolotu zabudowuje się w przedniej części kadłuba, w skrzydłach i gondolach umieszczonych pod skrzydłami lub w tylnej części kadłuba.

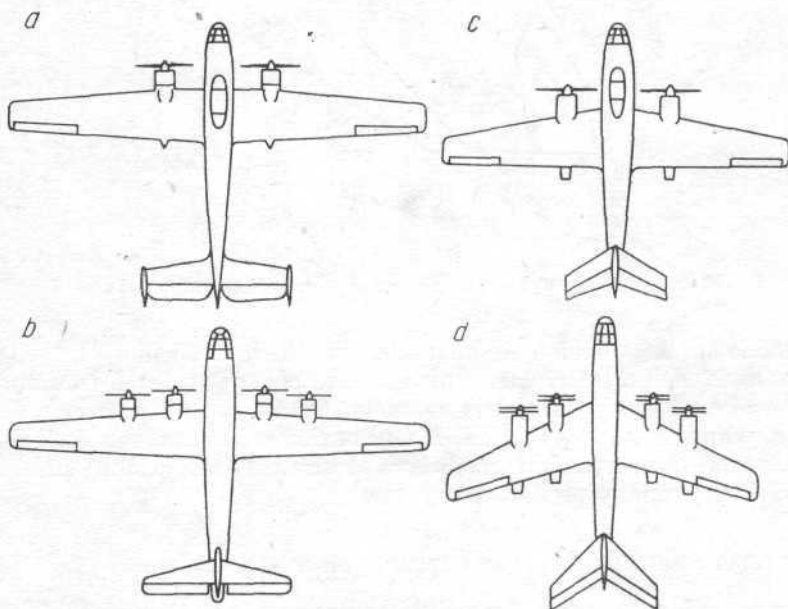
Typy silników, liczba i sposób ich rozmieszczenia w samolocie ustala się na podstawie wymagań lotno-technicznych, do których przede wszystkim zalicza się: prędkość, wysokość i zasięg lotu oraz udźwig.

Zespoły napędowe z silnikami tłokowymi i turbosmigłowymi. Zespół napędowy z jednym silnikiem tłokowym lub z silnikiem turbinowym z reduktorem umieszcza się w przedniej części kadłuba (rys. 3-198a, b). Przy takim usytuowaniu silnika stosunkowo łatwe jest rozwiązanie konstrukcyjne całego zespołu napędowego i przymocowanie go do kadłuba. Jednak w tym przypadku występuje trudność zabudowania w samolocie podwozia chowanego z kołem przednim.



Rys. 3-198. Sposoby rozmieszczania silników tłokowych i turbośmigłowych w kadłubie

Zespoły napędowe wyposażone w dwa i cztery silniki tłokowe (rys. 3-199a, b) lub turbośmigłowe (rys. 3-199c, d) umieszczane są zwykle w przedniej części skrzydeł. Takie rozmieszczenie silników odciąża konstrukcję skrzydła, ponieważ siły masowe silników działają w kierunku przeciwnym do obciążeń aerodynamicznych i zmniejszają wywoływane przez nie momenty zginające.



Rys. 3-199. Sposoby rozmieszczania silników tłokowych i turbośmigłowych w skrzydłach

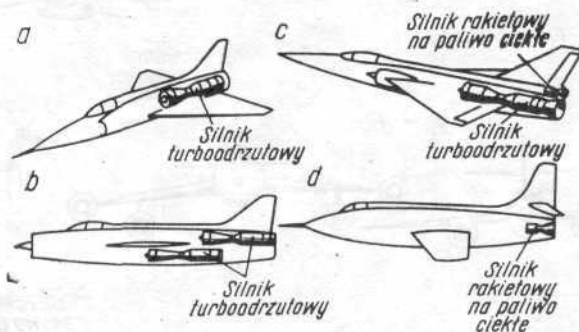
Zespoły napędowe z silnikami turboodrzutowymi i rakiетowymi. W samolotach małych silniki turboodrzutowe umieszcza się z reguły w tylnej części kadłuba (rys. 3-200a, b). Takie usytuowanie silników pozwala na umieszczenie załogi w przedniej części kadłuba. Ponadto oś dyszy wylotowej silnika zbiega się zwykle z osią przegrody tylnej kadłuba i przechodzi przez środek ciężkości samolotu. W związku z tym wyrównoważenie samolotu pozostaje prawie nie naruszone przy zmianie warunków pracy silnika.

Istotną wadą zabudowywania silników turboodrzutowych w tylnej części kadłuba jest trudność wykonania urządzeń wlotowych powietrza doprowadzane-

go do silnika. W tym przypadku konieczne jest wykonywanie przewodów wlotowych o znacznej długości, które jednak powodują znaczne straty przepływu.

W celu zwiększenia maksymalnej prędkości lotu samolotu na przeciąg krótkiego okresu czasu, niekiedy umieszcza się w tylnej części kadłuba tzw. przyspieszacz startowy (rys. 3-200c). Obecnie jako przyspieszacze startowe wykorzystuje się raketowe silniki małej mocy. Zwykle są to silniki raketowe na paliwo ciekłe.

Samoloty przeznaczone do lotów z dużymi prędkościami i na dużych wysokościach (samolot raketowy) wyposaża się w silniki raketowe dużej mocy, które zwykle umieszcza się w tylnej części kadłuba (rys. 3-200d).



Rys. 3-200

Sposoby rozmieszczania silników turbodozrutowych i raketowych w tylnej części kadłuba

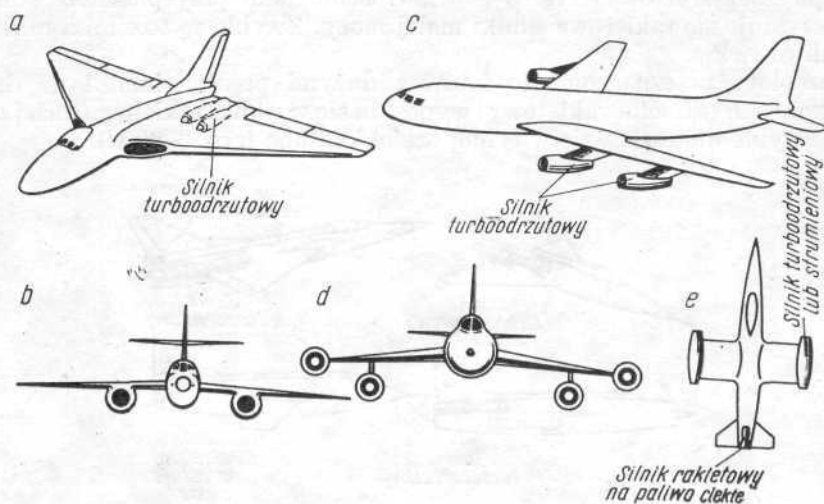
a — silnik turbodozrutowy umieszczony w tylnej przegrodzie kadłuba, b — dwa silniki turbodozrutowe umieszczone w tylnej przegrodzie kadłuba, c — samolot z przyspieszaczami startowymi (silnik raketowy na paliwo ciekłe) umieszczonymi w tylnej przegrodzie kadłuba, d — samolot raketowy z silnikiem raketowym na paliwo ciekłe

W samolotach wielosilnikowych (dwa, cztery i więcej silników odrzutowych) silniki umieszcza się przeważnie w skrzydłach. Rozwiązania konstrukcyjne zespołów napędowych zabudowanych w skrzydłach mogą być różne. Na przykład w celu zmniejszenia oporu czołowego najkorzystniejsze jest rozmieszczenie silników w najgrubszej części skrzydła (środkowej — przy kadłubie, rys. 3-201a). Dzięki temu w razie uszkodzenia jednego z silników (na skutek powstawania mniejszego momentu odchylającego samolotu pochodzącego od niesymetrycznego ciągu) możliwe jest dalsze kontynuowanie lotu oraz uproszczenie konstrukcji układu paliwa ze względu na możliwość stosowania krótszych przewodów rurowych. Możliwe jest również umieszczenie silników turbodozrutowych pod skrzydłami, na pewnej odległości od nasady (rys. 3-201b). W tym przypadku gondole (obudowa) silników mogą być wykorzystane do chowania w nich podwozia. Jednak takie rozmieszczenie silników powoduje zwiększenie oporu skrzydeł i obniża skuteczność ich skosu (krytyczną liczbę Ma).

W samolotach współczesnych silniki często umieszcza się również w pewnej odległości pod skrzydłami na odpowiednich wspornikach (rys. 3-201c, d). Taki układ racjonalny jest z aerodynamicznego punktu widzenia, ponieważ obniża znacznie interferencję między gondolą silnika a skrzydłem. Jednak konstrukcja gondoli, wsporników i elementów mocujących jest stosunkowo skomplikowana i trudna do wykonania. Ponadto układ taki nie jest korzystny z powodu małej odległości, jaka dzieli chwyt powietrza od ziemi, co doprowadza do szybkiego zużywania się części i podzespołów silnika na skutek wpadania do układu wlotowego pyłu i piasku.

Ze względu na liczne wady występujące w wymienionych sposobach rozmieszczania silników, zastosowane zostało przez konstruktorów rozwiązanie

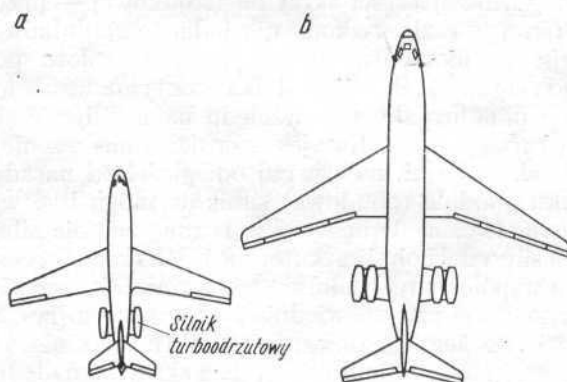
pośrednie, Mianowicie, aby można było zaspokoić wszystkie możliwe do spełnienia wymagania stawiane rozmieszczeniu silników, obecnie zabudowuje się silniki na końcach skrzydeł (rys. 3-201d, e). Ten sposób rozmieszczenia silników sprawia, że skrzydło zachowuje dobre charakterystyki aerodynamiczne



Rys. 3-201. Sposoby rozmieszczania silników turbodrzutowych w skrzydłach i pod skrzydłami

i zmniejsza ciężar konstrukcji skrzydła na skutek jego odciążenia. Należy jednakże zaznaczyć, że w razie awarii jednego z silników, lot samolotu o takim układzie jest bardzo trudny ze względu na powstawanie dużego momentu odchylającego samolot.

Wśród wielu istniejących rozwiązań, jeżeli chodzi o rozmieszczanie silników, na szczególną uwagę zasługuje rozmieszczanie dwóch lub czterech silników



Rys. 3-202. Sposoby rozmieszczania silników turbodrzutowych na tylnej części kadłuba

w specjalnych gondolach po bokach tylnej części kadłuba (rys. 3-202a, b). Przy takim usytuowaniu silników wzrasta przede wszystkim bezpieczeństwo przeciwpożarowe i zmniejsza się hałas w kabinach załogi i pasażerów. Ponadto polepszają się znacznie (rys. 3-202) własności aerodynamiczne skrzydła, ponie-

waż możliwe jest rozmieszczenie urządzeń mechanizacyjnych na całej jego długości.

Duże znaczenie ma również zabudowywanie silników na odpowiedniej wysokości kadłuba. Chodzi o to, że silniki powinny być umieszczone na takiej wysokości kadłuba, by ich ciąg przechodził w pobliżu środka ciężkości samolotu, dzięki czemu zmniejsza się wpływ silników na podłużne wyrównoważenie samolotu. Jednak samolot o takim układzie ma również pewne wady. Zasadniczą wadą tego samolotu jest zwiększenie się ciężaru skrzydeł (o $2 \div 4\%$), ponieważ brakuje odciążenia skrzydła przez siły masowe silników. Mimo to układ ten jest jednak obecnie szeroko stosowany (np. samolot Il-62, Vickers VC-10, Caravelle i inne).

Chwyty powietrza. Układy wylotowe

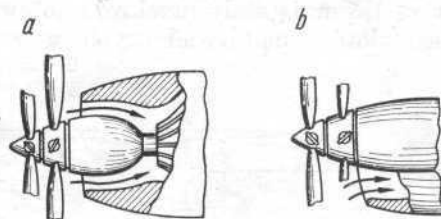
Chwyty powietrza

Obecnie duże znaczenie ma należyte usytuowanie i rozwiązanie konstrukcyjne chwytów powietrza zespołów napędowych samolotów. Wiadomo bowiem, że stopień wykorzystania ciśnienia prędkości (dynamicznego) w znacznej mierze wpływa na ciąg (moc) samolotu. Tak np. w samolotach turboodrzutowych około 30% przyrostu ciśnienia powietrza przypada na ciśnienie prędkości (dynamiczne), a pozostałe 70% na pracę sprężarki wysokiego ciśnienia.

W strumieniowych silnikach odrzutowych sprężanie powietrza odbywa się tylko dzięki ciśnieniu prędkości (dynamicznemu). Dlatego też chwytom powietrza przy projektowaniu samolotów z silnikami odrzutowymi powinno się poświęcać wiele uwagi.

Chwyty powietrza samolotów z silnikami turbośmigłowymi (również tłokowymi) z reguły zabudowuje się pośrodku gondoli w kształcie pierścienia (rys. 3-203a) albo w dolnej lub górnej części gondoli (rys. 3-203b). Pierścieniowe chwyty powietrza najbardziej zaspokajają wymagania stawiane względem nich. W tym przypadku dzięki temu, że kołpak śmigła obraca się, nie występuje

Rys. 3-203
Sposoby rozmieszczania
chwytów powietrza



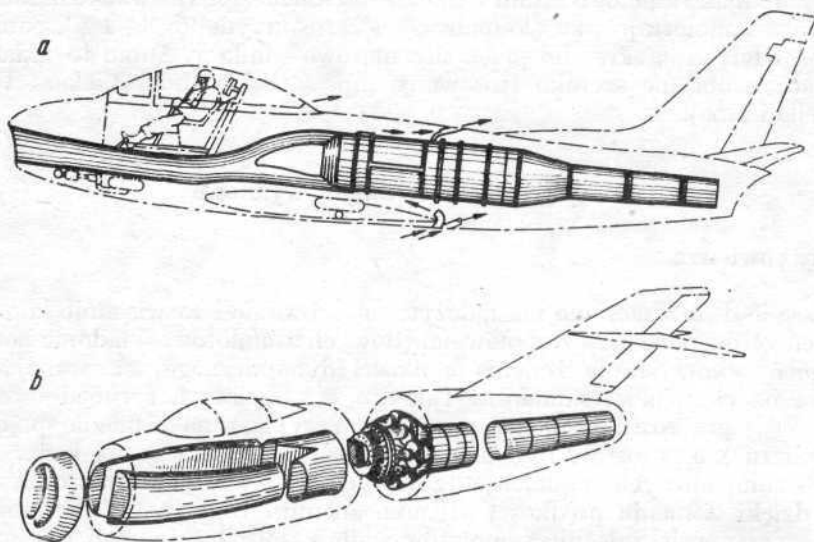
hamowanie warstwy przyściennej, lecz tworzą się sprzyjające warunki do bardziej skutecznego wykorzystywania ciśnienia prędkości (dynamicznego).

Kształty kanału wewnętrzznego powinny zapewniać niewielkie straty hydrauliczne. W tym celu przejścia kanałów powinny być płynne, a wewnętrzne pokrycie przynitowane płaskimi nitami wpuszczanymi (krytymi).

Chwyty powietrza samolotów z silnikami turboodrzutowymi pod względem ich rozmieszczenia dzielą się na czołowe, boczne i skrzydłowe, a niekiedy na górne i dolne (umieszczone w dolnej lub górnej części kadłuba).

Czołowe chwyty powietrza umieszcza się w przedniej (czołowej) części kadłuba (rys. 3-200b, 204a, b) lub w przedniej części gondol silników (rys. 3-201, 202).

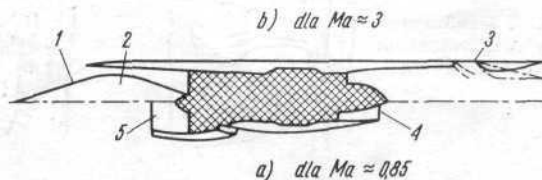
Chwyty powietrza umieszczane w przedniej części kadłuba odznaczają się dość dużą skutecznością. Jednak nie uniknione są przy tym duże straty będące wynikiem tarcia, ze względu na konieczność wykonywania długich kanałów. Na przykład jeden taki kanał z chwytem powietrza umieszczonym w przedniej części kadłuba (rys. 3-204a) komplikuje konstrukcję kadłuba, rozmieszczenie zbiorników paliwa i zwiększa pole powierzchni czołowej przekroju poprzecznego



Rys. 3-204. Czołowe chwyty powietrza

kadłuba. Dlatego też stosuje się chwyty powietrza o rozdwojonych kanałach przeprowadzanych w pobliżu ścian kadłuba (rys. 3-204b), które pozwalają na bardziej racjonalne i zwarte rozmieszczenie w kadłubie zbiorników na paliwo i innego wyposażenia.

Czołowe chwyty powietrza samolotów poddźwiękowych i naddźwiękowych o liczbie $Ma < 1,5$ mają stały przekrój wlotowy (rys. 3-205a). Takie chwyty powietrza samolotów naddźwiękowych wywołują prostopadłe zgęszczenie



Rys. 3-205. Turboodrzutowe zespoły napędowe samolotów poddźwiękowych i naddźwiękowych
1 — chwyt powietrza o regulowanej geometrii, 2 — stożek, 3 — dysza o regulowanej geometrii, 4 — dysza o nieregulowanej geometrii, 5 — chwyt powietrza o nieregulowanej geometrii

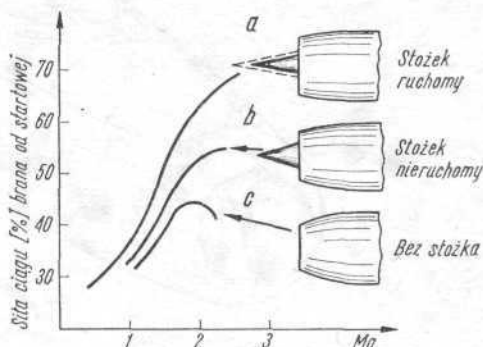
uderzeniowe przy ich wejściu, co jak wiadomo z aerodynamiki powoduje znaczną stratę energii. Straty te zmniejszają się podczas przechodzenia powietrza przez skośną falę uderzeniową. Jednak zasadnicza różnica w stratach przy prostopadłym i skośnym zgęszczeniu uderzeniowym ma miejsce przy $Ma > 1,5$. W związku z tym w samolotach naddźwiękowych latających z prędkością $Ma > 1,5$, stosuje się profilowany, ostro zakończony stożek układu wlotowego, który zapewnia powstawanie na nim odpowiedniego systemu skośnych fal

uderzeniowych (rys. 3-205b). Dzięki temu następuje obniżenie strat energii na wejściu do układu wlotowego.

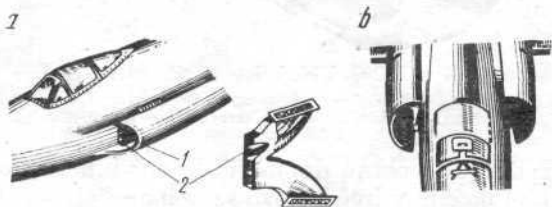
Najkorzystniejsza zmiana położenia ostro zakończzonego stożka względem chwyty powietrza i wielkości przekroju przepływowego dla powietrza (między stożkiem i chwytem powietrza) następuje przy zmianie liczby Ma . Niektóre współczesne samoloty naddźwiękowe mają ostro zakończone stożki, które automatycznie przemieszczają się wzdłuż osi silnika zależnie od wielkości liczby Ma . Dzięki temu mogą one zajmować najwłaściwsze potrzebne położenie. Takie chwyty powietrza nazywane są chwytem powietrza ze zmienną (regulowaną) geometrią.

Rysunek 3-206 przedstawia, w jaki sposób następuje zmiana siły ciągu (w procentach od siły ciągu w czasie startu) w miarę zmiany liczby Ma w trzech typach czołowych chwyty powietrza.

Rys. 3-206. Zmiana siły ciągu trzech typów czołowych chwyty powietrza



Boczne chwyty powietrza umieszczone są na bokach kadłuba (rys. 3-200a, b i rys. 3-207). Stosowane one są z reguły do chwytania powietrza i doprowadzania go do silników znajdujących się w tylnej części kadłuba. Te chwyty powietrza pozwalają na zmniejszenie długości przewodów i co za tym idzie na zmniejszenie strat hydraulicznych. Jednak przy wejściu do bocznego chwytu powietrza ciśnienie prędkości jest mniejsze niż przy wejściu do czołowego chwytu, ponieważ następuje strata części ciśnienia prędkości na skutek wy-



Rys. 3-207. Boczne chwyty powietrza

1 — otwór wlotowy powietrza, 2 — urządzenie do odsysania warstwy przyściennej ze ścian kadłuba

stępującego tarcia powietrza o powierzchnię kadłuba. Aby więc można było zmniejszyć straty powodowane przy wejściu do tego rodzaju chwytów powietrza, konieczne jest odsysanie warstwy powietrza przyściennej, przyhamowanego przez ścianę kadłuba.

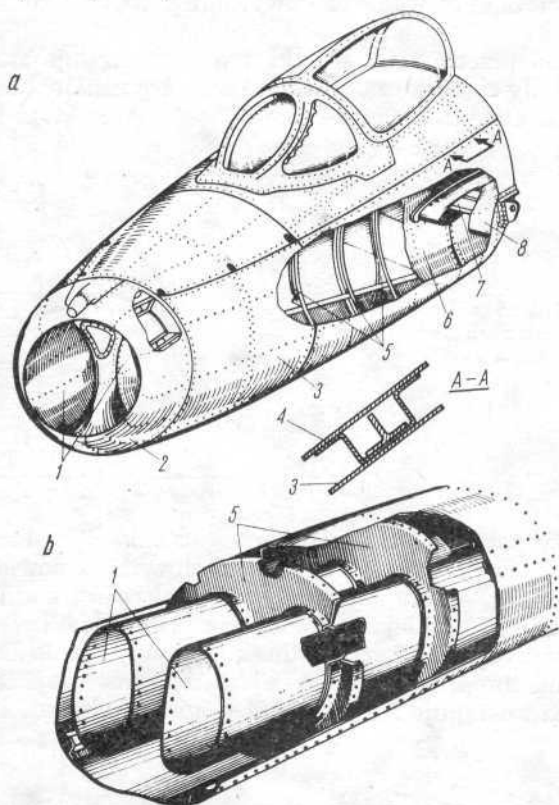
Odsysanie (rys. 3-207a) odbywa się za pomocą oddzielnej przestrzeni znajdującej się przy wejściu do chwytu powietrza. Przestrzeń ta stanowi jeden lub kilka kanałów, za pomocą których powietrze odprowadzane jest od chwytu.

Rozmieszczenie chwytów powietrza w odległości kilku centymetrów od bocznej powierzchni kadłuba (rys. 3-207b) daje podobny efekt.

Skrzydłowe chwytły powietrza umieszcza się z reguły w przedniej części skrzydła przylegającej do bocznych ścian kadłuba (rys. 3-201a).

Jeżeli silniki umieszczone są w tylnej części kadłuba, kanały skrzydłowych chwytów powietrza mają znaczną krzywiznę, przez co występują zasadnicze straty ciśnienia prędkości (dynamicznego).

Do konstrukcji chwytów powietrza wchodzi niektóre elementy konstrukcji



Rys. 3-208. Układ chwytu powietrza

1 — kanały wlotowe, 2 — kółpak przedni, 3 — płyty pokrycia zewnętrznego, 4, 6 — pokrycie wewnętrzne, 5 — wręgi, 7 — przednia ścianka skrzydła, 8 — oprofilowanie

kadłuba lub skrzydła. Nie chcąc dopuścić do spadku ciśnienia w kanałach, połączenia ich części powinny być bardzo szczelne.

Na rysunku 3-208 przedstawiona jest konstrukcja przedniej części chwytu powietrza *a* (wlotowa) i jego kanałów *b*.

Układy wylotowe

Strumienie gazów z silników turbodołrzutowych i turbośmigłowych odprowadzane są za pomocą dysz wylotowych (rys. 3-204). Konstrukcja ich nie powinna powodować zmniejszania ciągu i miejscowego przegrzewania się konstrukcji samolotu.

W celu zmniejszenia ciężaru dyszy wylotowej oraz uproszczenia sposobu chłodzenia i jej zamocowania stosuje się dysze wylotowe jak najkrótsze. Jednak

w większości przypadków długość dyszy wylotowej zależy od ogólnego rozwiązania konstrukcyjnego samolotu. Miejscowemu przegrzewaniu dyszy zapobiega się przez odpowiednie ustawienie pokrycia wykonanego z żaroodpornej blachy stalowej w pobliżu wychodzących gazów spalinowych oraz przez stosowanie izolacji cieplnej na nagrzewających się zbyt mocno częściach silnika. Dysze wylotowe osłaniane są przez specjalne osłony, przez które przedmuchiwane jest powietrze, lub przez odpowiednią warstwę izolacji cieplnej.

Dysze wylotowe wykonuje się z żaroodpornej blachy stalowej. Łączone są swą przednią częścią z tylną częścią silnika za pomocą odpowiedniego kołnierza pierścieniowego (rys. 3-209). W celu przejmowania różnych przemieszczeń montażowych i przesunięć poosiowych powstających na skutek rozszerzania się materiału od wysokich temperatur, połączenie takie wykonywane jest w postaci urządzenia teleskopowego z przegubem kulistym (na rys. 3-209 rolę przegubu spełnia pierścień z kołnierzem). Tylna część dyszy zawieszona jest na przegubie, który nie przeciwdziała przesunięciom dyszy na skutek wysokiej temperatury lub opierana jest za pomocą rolek na szynach znajdujących się w gondoli (kadłubie).

Konstrukcja łoża silnikowego

Do zawieszenia silnika i zamocowania go w kadłubie lub w skrzydle stosowane są łoża silnikowe lub inne urządzenia. Niezależnie od typu i konstrukcji zamocowania silnika w samolocie, powinno ono odpowiadać ogólnym wymaganiom stawianym zespołom napędowym wyszczególnionym na początku niniejszego rozdziału. Ponadto powinno się ono odznaczać minimalnym ciężarem przy dostatecznej wytrzymałości i sztywności.

Obciążenia działające na łożo silnika

Ogólnie rzecz biorąc, na łożo silnika działają następujące obciążenia:

- 1) siła masowa P_{obl} dająca się określić jako iloczyn współczynnika przeciążenia obliczeniowego n_{obl} przez ciężar zespołu napędowego $Q_{z nap}$, składającego się z ciężaru silnika i jego podzespołów (śmigło, kołpak śmigła, łożo silnikowe itp.)

$$P_{obl} = n_{obl} \cdot Q_{z nap}$$

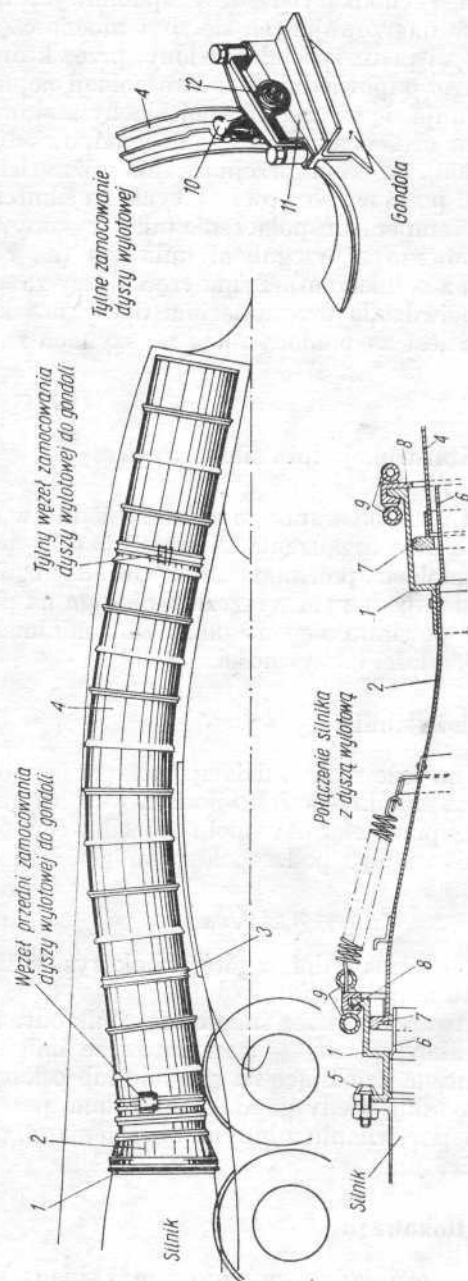
Siła P_{obl} może być skierowana w dół, w górę, w bok (rys. 3-210) i przyłożona w środku ciężkości zespołu napędowego;

- 2) siła ciągu P silnika wytwarzana przez śmigło lub silnik odrzutowy,
- 3) moment odporowy (reakcyjny) $M_{z nap}$ (samolotów ze śmigłem),
- 4) obciążenia aerodynamiczne działające na gondolę lub osłonę zespołu napędowego w takim przypadku, kiedy gondola lub osłona przymocowana jest do łoża silnikowego. W porównaniu z innymi obciążeniami, obciążenia aerodynamiczne nie są duże.

Konstrukcja łoża silnika tłokowego

Łoże silnika tłokowego o układzie gwiazdowym*) składa się z pierścienia rurowego, do którego przymocowana jest obudowa (karter) silnika, oraz przyspawanych do niego prętów. Pierścień połączony jest z konstrukcją samolotu

*) Silniki tłokowe o układzie rzędowym spotyka się obecnie w lotnictwie rzadko.



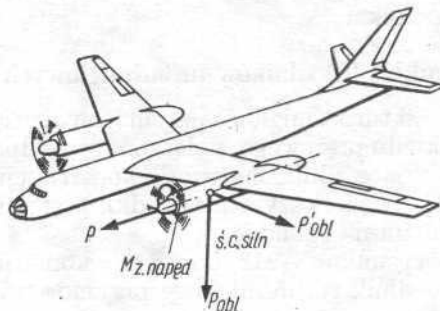
Rys. 3-209. Konstrukcja rury wylotowej (wydechowej) silnika turbośmigłowego

1 — kolierz, 2 — stółek, 3 — rolka do włączania rury, 4 — rura wylotowa, 5 — śruba, 6 — urządzenie odbijające, 7 — pierścień z kolierzem, 8 — jarzmo łączące, 9 — tulejka śrub stykowych, 10 — wspornik, 11 — szyna gondoli, 12 — rolka

(skrzydłem, kadłubem) za pomocą prętów. Takie łożo silnikowe stanowi kratownicę przestrzenną, która powinna mieć nie mniej niż sześć prętów (z reguły ma ona 8 i więcej prętów).

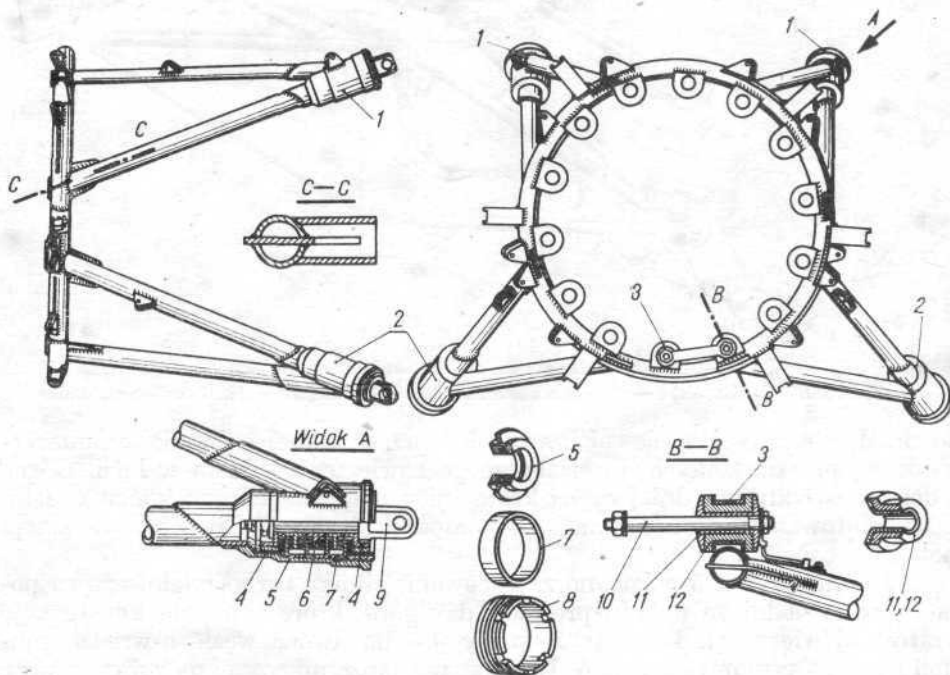
Węzły, które łączą łożo silnikowe z kadłubem lub skrzydłami, są to przyspawane do prętów ucha lub łączniki (złącza). W połączeniach oczkowych śruby pracują na ścinanie, natomiast w połączeniach, w których stosuje się

Rys. 3-210. Siła P przyłożona w środku ciężkości zespołu napędowego



specjalne łączniki, pracują one głównie na rozerwanie. Spotyka się również połączenia przy zastosowaniu przegubów kulistych.

Na rysunku 3-211 przedstawiono kratownicowe ośmioprętowe łożo silnika gwiazdowego. Wszystkie części łoża silnikowego wykonywane są ze stali 30HGSA.



Rys. 3-211. Konstrukcja łoża silnika o układzie gwiazdowym

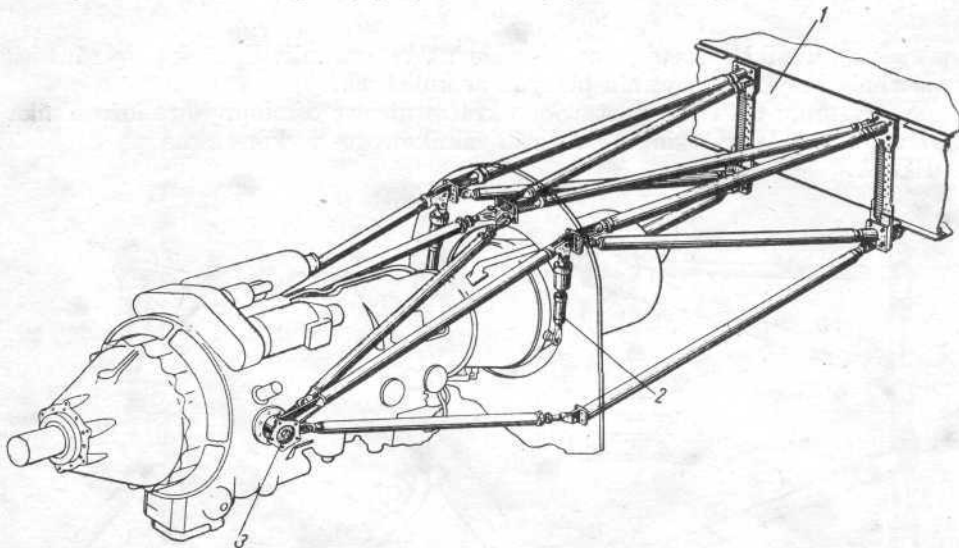
1 — górne węzły z amortyzatorami, 2 — dolne węzły z amortyzatorami, 3 — tuleja zamocowania silnika do łoża, 4 — miseczki rozporające, 5 — podkładka z przywulkanizowanymi gumowymi podkładkami, 6 — tuleja rozporająca, 7 — tuleja, 8 — nakrętka ściągająca, 9 — śruba pokrętna, 10 — śruba dwustronna zamocowania silnika, 11 — tuleja rozporająca, 12 — tuleja gumowa

Obudowa (karter) silnika przymocowana jest śrubami dwustronnymi do pierścienia, do którego przyspawane są tuleje metalowe 3 (przekrój *B-B*). W panewki wmontowano gumowe amortyzatory. Pręty kratownicy przestrzennej przyspawane są do pierścienia za pomocą ukośnie (przekrój *C-C*). Tylne końce prętów połączone są parami i zaspawane z tuleją węzła łączącego łożo ze skrzydłem. W tulejach znajdują się odpowiednie amortyzatory. Do pierścienia łoża silnikowego przyspawane są również ucha służące do przymocowania osłony silnika.

Konstrukcja łoż silników turbośmigłowych

Silniki turbośmigłowe przymocowuje się w samolocie za pomocą przestrzennego układu prętowego, połączonego z odpowiednimi węzłami silnika. Urządzenie mocujące silnik może być konstrukcji kratowo-prętowej i kratowo-dźwigarowej. W pierwszym przypadku pręty pracują na rozciąganie lub ściskanie, a w drugim na zginanie.

Na rysunku 3-212 pokazano konstrukcję łoża silnikowego, za pomocą którego silnik turbośmigłowy przymocowany jest do skrzydeł samolotu. Łoże



Rys. 3-212. Zawieszenie silnika turbośmigłowego w skrzydle

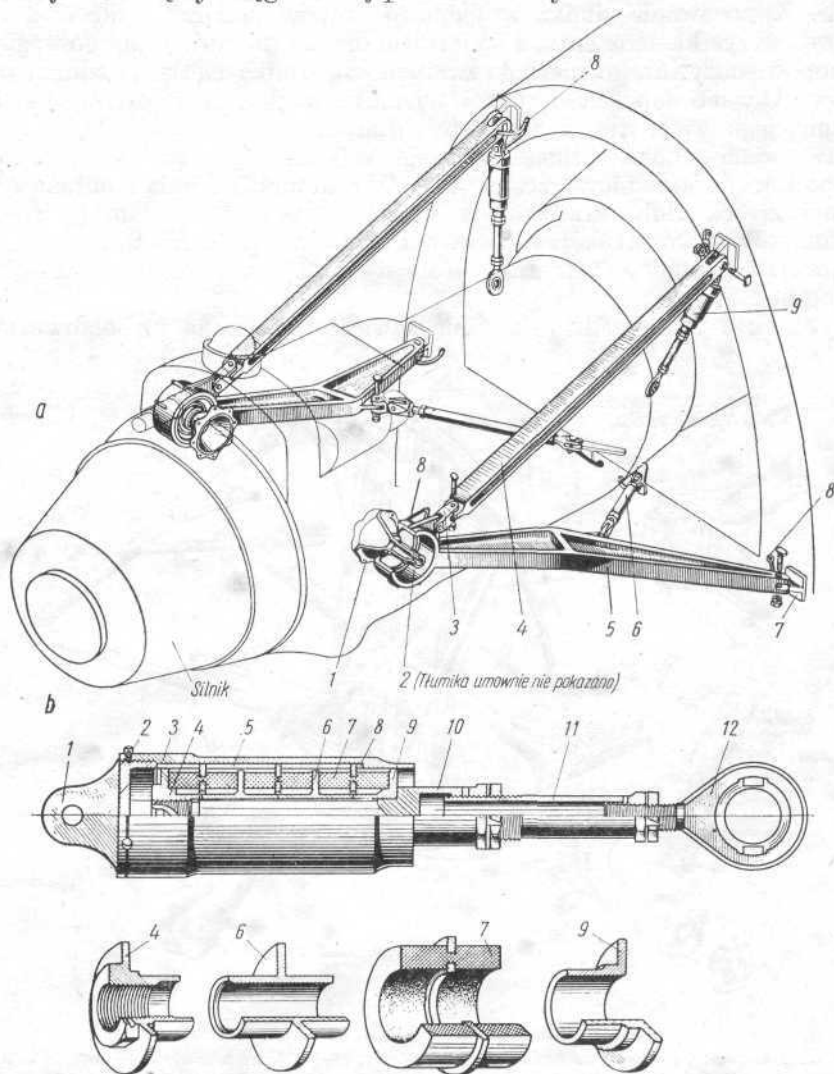
1 — przedni dźwigar skrzydła, 2 — zastrzał zawieszenia silnika z tłumikiem, 3 — tłumik zawieszenia silnika

to składa się z dwuczęściowej kratownicy przestrzennej i tłumików (amortyzatorów) przeznaczonych do elastycznego zawieszenia silnika w łożu. Górne i dolne zastrzały przedniej części kratownicy mają na jednym końcu widelki z nagwintowanymi końcówkami, za pomocą których możliwa jest regulacja położenia osi silnika.

Na rysunku 3-213 pokazano zamocowanie silnika turbośmigłowego za pomocą odpowiedniego układu prętów i dźwigara, które stanowią konstrukcję kratowo-dźwigarową. Dźwigar 5 oparty jest na dwóch węzłach-wrędze gondoli i wewnętrznym zastrzale 6. Dźwigar ten może pracować na zginanie przy działaniu sił bocznych. Pozostałe elementy łoża stanowią pręty pracujące na obciążenia poosiowe.

Silnik mocowany jest na czterech czopach. Czopy przednie 1 umieszczone są na tłumikach przednich 2 dwóch dźwigarów 5. Za pośrednictwem dźwigarów

i górnych zastrzałów 4 czopy 1 przenoszą obciążenie na węzły umieszczone na wredze nośnej gondoli silnika. Obciążenie pochodzące od tylnych czopów przenoszone jest na węzły wredgi nośnej przez zastrzały-tłumiki 9.



Rys. 3-213. Zawieszenie silnika turbośmigłowego w gondoli

- a* — zawieszenie
 1 — czop przedni, 2 — tłumik przedni, 3 — strzemię, 4 — zastrzał górny, 5 — dźwigar, 6 — zastrzał wewnętrzny,
 7 — wspornik, 8 — złącze metalizacyjne, 9 — tylny zastrzał — tłumik
b — tylny zastrzał — tłumik
 1 — ucho widelkowe, 2 — wkręt ograniczający, 3 — korpus, 4 — nakrętka, 5, 6, 9 — tuleje, 7 — tłumik tarczowy,
 8 — pierścień, 10 — trzon środkowy, 11 — tuleja pośrednia, 12 — ucho

Konstrukcja łoż silników turbodrzutowych

Na kadłubie silnika turbodrzutowego znajduje się kilka powierzchni, na których mogą być umieszczone czopy lub węzły (oczkowe) widlaste.

Ze względu na istnienie kilku punktów łączących, możliwe jest zastosowanie różnych wariantów zamocowania silnika, zależnie od właściwości kon-

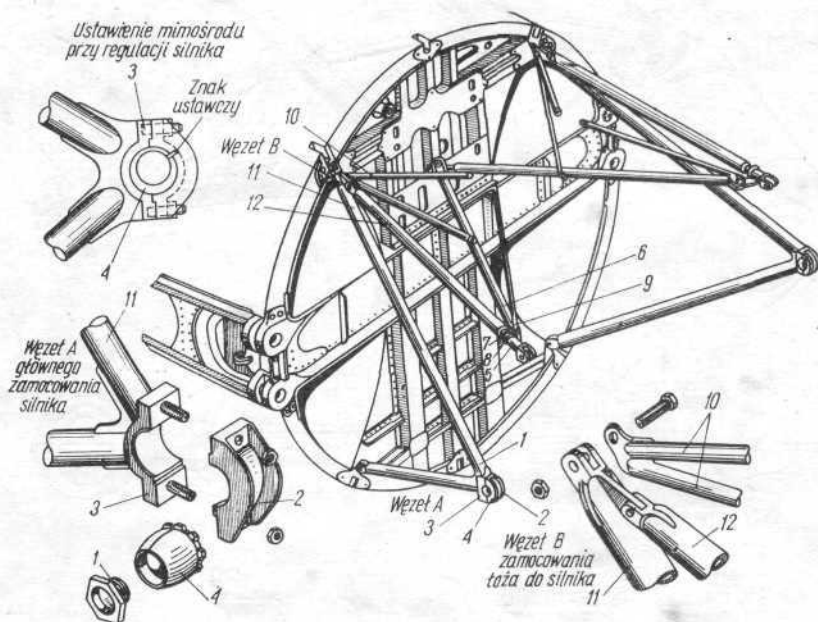
strukcyjnych łoża silnikowego. Zwykle w pobliżu środka ciężkości silnika znajdują się dwa występy, na których montuje się główne czopy podporowe.

W celu umożliwienia montażu, na obu czopach przewidziane są panewki kuliste. Zamocowanie silnika za pomocą czopów przejmuje siłę ciągu, siły masowe i wszystkie momenty, z wyjątkiem momentu występującego względem osi czopów, nazywanego nie pokrywaniem się środka ciężkości silnika z osią czopów. Aby nie dopuścić do obrotów silnika względem tej osi, w tylnej lub przedniej jego części stosuje się odpowiednie zawieszenie.

Zawieszenie silnika turbodrzutowego wykonuje się przeważnie w formie 6÷8-prętowej kratownicy przestrzennej. W celu umożliwienia montażu silnika w tylnej części kadłuba, kratownicę tę wykonuje się jako odłączalną (rys. 3-165).

Thumików w konstrukcji zawieszenia silników turbodrzutowych z reguły nie stosuje się, ponieważ drgania, które występują w pracy tych silników, są nieznaczne.

Rysunek 3-214 przedstawia ramę zawieszenia silnika turbodrzutowego



Rys. 3-214. Rama zawieszenia silnika turbodrzutowego

1 — wieszak podstawowy, 2 — pokrywa węzła, 3 — węzeł główny, 4 — tuleja mimośrodowa, 5 — końcówka widelkowa, 6 — rozpórka ukośna łoża, 7 — trzon z gwintem do regulacji, 8 — nakrętka zabezpieczająca, 9 — trzon mocujący skrzynkę napędów, 10 — widelki do zamocowania skrzynki napędów, 11 — pręty łoża, 12 — rozpórka górna,

Silnik turbodrzutowy zamocowuje się na czterech punktach za pomocą dwóch czopów (wieszak 1) i dwóch górnych uch (końcówek widelkowych 5).

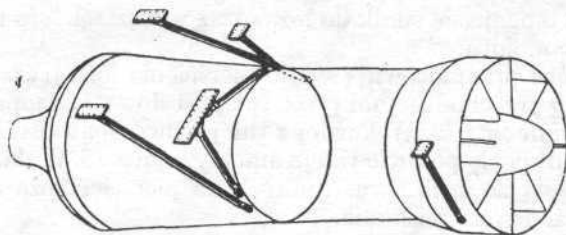
Rama silnika turbodrzutowego stanowi ośmioprętową kratownicę zamocowaną na wrędze kadłuba za pomocą pięciu węzłów. Rama taka ma konstrukcję spawaną składającą się z prętów rurowych wykonanych ze stali stopowej.

Czop silnika osadzony jest w kulistej tulei mimośrodowej 4, którą przytrzymuje pokrywa 2. Położenie osi silnika reguluje obrót tulei. Do tego celu służą końcówki widelkowe 5, które są wkręcane w pręty łoża.

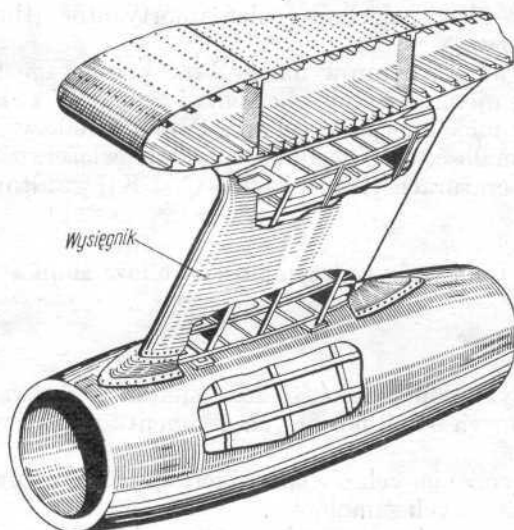
Na rysunku 3-215 pokazano kratowe sześcioprętowe zawieszenie silnika

turboodrutowego mieszczącego się w nasadowej części skrzydła. Kratownica przymocowana jest do silnika i wręg wytrzymałościowych kadłuba.

W przypadku usytuowania silnika turboodrutowego pod skrzydłem na wysięgniku, silnik może być zawieszony za pomocą końcówek widelkowych (węzłów), umieszczonych na górnej części kadłuba silnika (rys. 3-216).



Rys. 3-215. Zawieszenie silnika turboodrutowego w skrzydle



Rys. 3-216. Zawieszenie silnika turboodrutowego na wysięgniku pod skrzydłem

Amortyzatory łoż silnikowych

Silnik tłokowy ze śmigłem jest źródłem drgań powstających na skutek nierównomiernego momentu obrotowego silnika, niezbyt dokładnego wyważenia statycznego śmigła (niepokrywanie się jego środka ciężkości z osią obrotu) oraz niewyważenia dynamicznego śmigła (środki ciężkości poszczególnych łopaty śmigła nie znajdują się w jednej płaszczyźnie prostopadłej do osi obrotu śmigła). Niewyważenie śmigła jest również źródłem drgań turbośmigłowych zespołów napędowych. Są to drgania wymuszające. Jeżeli częstotliwość takich drgań pokrywa się z częstotliwością drgań własnych elementów samolotu, następuje narastanie drgań układu — rezonans.

W celu obniżenia częstotliwości przenoszonych drgań na samolot oraz zmniejszenia częstotliwości drgań własnych zespołu napędowego w zawieszeniach silników stosuje się elementy sprężyste nazywane amortyzatorami.

Amortyzatory mocujące zespoły napędowe w łożach silnikowych stosowane są i w tych przypadkach, gdy nie zagraża zjawisko rezonansu. W tym przypadku amortyzacja niezbędna jest do obniżenia naprężeń zmęczeniowych powstających w łożach i konstrukcji samolotu oraz wyeliminowania odczuwalnych przez załogę i pasażerów nieprzyjemnych drgań samolotu.

Amortyzatory zespołu napędowego z reguły umieszcza się w węzłach, za pomocą których mocuje się silnik do łoża, oraz w węzłach łoża mocujących łożo do konstrukcji samolotu.

Silnik samolotu przymocowuje się do pierścienia łoża (rys. 3-211) śrubami dwustronnymi 10 przechodzącymi przez tuleje stalowe 11 zaopatrzone w amortyzujące tuleje gumowe 12. W każdej z tulej 3 przyspawanych do pierścienia silnikowego znajdują się po dwie tuleje amortyzujące 12. W danym przypadku siły przenoszone są ze śrub dwustronnych na pierścień łoża silnikowego poprzez gumę pracującą na ściskanie.

Jako uzupełnienie wymienionych amortyzatorów, na pierścieniu łoża przewidziane są dodatkowe amortyzatory w węzłach 1 i 2, mocujących łożo do gondoli silników.

Na rysunku 3-213b pokazano goleń-amortyzator (tłumik) zawieszenia silnika turbośmigłowego.

Przy montażu amortyzatorów należy brać pod uwagę fakt, że na stosowaną w nich gumę ujemnie wpływa benzyna i smary. W związku z tym amortyzatory powinny mieć specjalne osłony. Ponadto należy się również liczyć z tym, że wytrzymałość, a szczególnie sprężyste właściwości amortyzatorów przy niskich temperaturach [poniżej 30°C (303°K)] gwałtownie się obniżają.

Obliczenia wytrzymałościowe łoża silnika

Przypadki obliczeniowe

Powiedziane było poprzednio, że łożo silnika poddawane jest działaniu obciążeń pochodzących od sił masowych, momentu odporowego (reakcyjnego) i siły ciągu silnika.

Kombinacja wymienionych obciążeń i ich wielkości przewidziane są w normach wytrzymałościowych samolotów.

Normy wytrzymałościowe samolotów przewidują następujące przypadki obliczeniowe.

1. Przypadek A_{stl} dla silników tłokowych i przypadek A_{sodr} dla silników odrzutowych, które odpowiadają przypadkowi A dla skrzydła.

Na zawieszenie silnika działa obciążenie pochodzące od siły masowej.

Siłę obliczeniową zespołu napędowego wyznacza się dla tego przypadku ze wzoru:

$$P_{obl} = Q_{stl} (n_A^{dop} + 1,5) \cdot v \quad (74)$$

lub

$$P_{obl} = Q_{sodr} \cdot n_A^{dop} \cdot v \quad (75)$$

gdzie:

Q_{stl} , Q_{sodr} — ciężar zespołu napędowego (silnika tłokowego, silnika odrzutowego),

n_A^{dop} — przeciążenie dopuszczalne przypadku A ,

v — współczynnik bezpieczeństwa równy 1,5.

Przyjmuje się, że siła obliczeniowa przyłożona jest w środku ciężkości

zespołu napędowego i skierowana jest przeciwnie do siły nośnej skrzydła (w dół prostopadle do osi silnika).

2. Przypadek D_{stl} dla silników tłokowych i przypadek D_{sodrz} dla silników odrzutowych odpowiada przypadkowi D dla skrzydła. Na zawieszenie silnika działa obciążenie pochodzące od siły masowej określonej za pomocą wzorów (74) i (75).

Ponieważ w przypadku tym siła obliczeniowa przeciwna jest sile przypadku A , wywołuje ona w prętach kratownicy siły ze znakiem przeciwnym. Przypadek ten może być obliczeniowy dla długich prętów rozciąganych w przypadku A_{stl} i ściskanych w przypadku D_{stl} .

3. Przypadek H_{stl} dla silników tłokowych i przypadek H_{sodrz} odpowiadają obciążeniu bocznemu siłą masową.

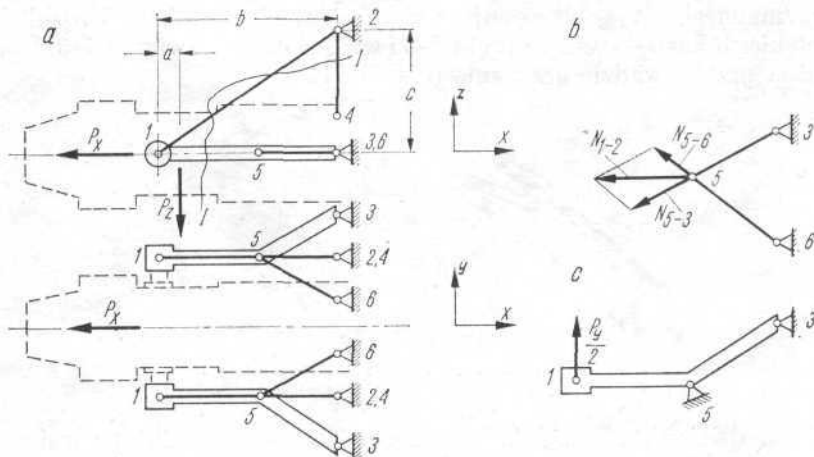
4. Przypadek M_{stl} dla silników tłokowych i przypadek T_{sodrz} odpowiada obciążeniu występującemu w czasie pracy silnika na stoisku. Zawieszenie silnika obciążone jest w tym przypadku przez jego maksymalną siłę ciągu i przez moment odporowy (reakcyjny) śmigła

$$M = 716,2 \cdot \frac{N}{n} \cdot v$$

Oprócz wymienionych wyżej przypadków obliczeniowych, normy wytrzymałościowe przewidują obciążenie zawieszenia silnika przez siły masowe występujące podczas lądowania samolotu, a także przypadki połączonej działalności obciążeń: $A_{stl} + M_{stl}$; $A_{sodrz} + T_{sodrz}$; $D_{stl} + M_{stl}$; $D_{sodrz} + T_{sodrz}$ itd.

Obliczanie łoża silnikowego

W części I (patrz rys. 1-31 i przykład 5) rozpatrywany był sposób wyznaczania sił działających w prętach łoża silnika turbodrzutowego. Rozpatrzmy teraz sposób wyznaczania sił występujących w elementach łoża kratowódźwigarowego silnika turbośmigłowego przedstawionego na rysunku 3-213. Jego schemat przedstawiony jest na rysunku 3-217a. Zastanówmy się nad obciążeniem symetrycznym łoża przez siły P_x i P_z (siła ciągu i siła masowa). Przy takim obciążeniu dźwigar 1-5-3 może być rozpatrywany jako pręt zgodny



Rys. 3-217

Wyznaczanie sił występujących w elementach kratowo-dźwigarowego łoża silnika turbośmigłowego

z kierunkiem 1-5. Występującą w nim siłę oznaczamy przez N_{1-5} . Ponieważ pręt 5-6 nie jest związany bezpośrednio z silnikiem, dlatego też silnik zamocowany jest na sześciu prętach — układ statycznie wyznaczalny. Symetria obciążenia i symetria konstrukcji warunkuje, że siły są równe w elementach symetrycznych. Tak więc mamy trzy siły niewiadome.

Wykonujemy przekrój 1-1 odcinając łożo od samolotu i zapisujemy równanie momentów względem osi 1-1 czopów.

$$\sum M_{1-1} = P_z \cdot a - 2 \cdot N_{2-4} \cdot b = 0$$

Wyznaczane siły przyjmujemy jako dodatnie (skierowane od węzła).

$$N_{2-4} = \frac{P_z \cdot a}{2b}$$

Pręt 2-4 jest rozciągany.

Z kolei z sumy rzutów wszystkich sił na oś z otrzymujemy:

$$\sum z = 2N_{1-2} \cdot \cos(l_{1-2}, z) + 2N_{2-4} - P_z = 0$$

$$N_{1-2} = \frac{P_z - 2 \cdot N_{2-4}}{2 \cos(l_{1-2}, z)}$$

gdzie $\cos(l_{1-2}, z) = \frac{c}{\sqrt{b^2 + c^2}}$

Pręt 1-2 jest rozciągany.

Następnie z sumy rzutów wszystkich sił na oś x otrzymujemy

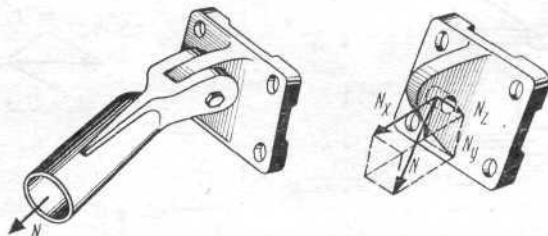
$$\sum x = 2 \cdot N_{1-2} \cos(l_{1-2}, x) - 2 \cdot N_{1-5} - P_x = 0$$

$$N_{1-5} = \frac{-P_x + 2 \cdot N_{1-2} \cos(l_{1-2}, x)}{2}$$

gdzie $\cos(l_{1-2}, x) = \frac{b}{\sqrt{b^2 + c^2}}$

Znak siły N_{1-5} zależy od wartości P_x , P_z .

Otrzymana siła N_{1-5} występująca w dźwigarze w punkcie 5 rozkłada się w dwóch kierunkach — wzdłuż pręta 5-6 i wzdłuż części dźwigara 5-3. Rozkład ten można przeprowadzić graficznie (rys. 3-217b).



Rys. 3-218. Obciążenie węzła i jego obliczanie

Podczas działania obciążenia bocznego belka 1-5-3 obciążona jest według schematu przedstawionego na rysunku 3-217c. Belka ta pracuje na zginanie.

Rozciągane pręty kratownicy przestrzennych oblicza się na zerwanie, a pręty ściskane — na wyboczenie, tak jak to przedstawiono w części 1. Jako

długość pręta ściskanego przyjmuje się odległość między węzłami zawieszenia. Współczynnik osadzenia c przyjmuje się jako równy jedności.

Obciążenia występujące na węzłach łączących pręty łoża silnikowego z kadłubem, skrzydłem i silnikiem wyznacza się jak siły (lub wypadkowe sił, jeżeli do węzła przymocowano kilka prętów) występujące w prętach łączonych z rozpatrywanymi węzłami.

Na przykład obciążenie działające na węzeł przedstawiony na rysunku 3-218 jest siłą N . Rozkładając siły N na składowe N_x , N_y , N_z można przeprowadzić obliczenie węzła i jego zamocowania.

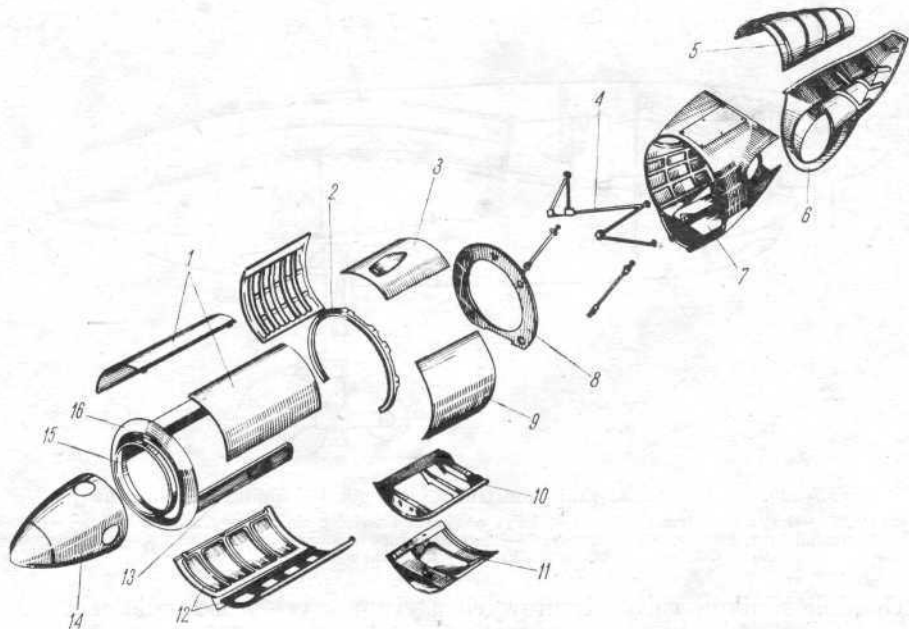
Gondole i osłony silników

W celu zmniejszenia oporu czołowego, silniki współczesnych samolotów zabudowuje się w specjalnych gondolach. Zapewniają one płynne przejście od zespołu napędowego do kadłuba lub skrzydła i chronią silnik oraz jego wyposażenie od zanieczyszczeń. Ponadto gondole wykorzystuje się do prawidłowego podziału i skierowania strumienia powietrza niezbędnego do pracy silnika i jego chłodzenia.

Gondole silników są to cienkościenne konstrukcje podobne do konstrukcji kadłubów.

W skład konstrukcji gondoli wchodzi odpowiednia osłona stanowiąca z reguły niewytrzymałościową część gondoli. Składa się ona z układu łatwo zdejmowalnych lub odchylanych pokryw.

Obecnie w zespołach napędowych stosowane są szkieletowe i płytowe konstrukcyjno-wytrzymałościowe układy gondol i osłon.



Rys. 3-219. Podstawowe części gondoli silnika turbośmigłowego

1 — górne pokrywy osłony przedniej, 2 — wręga osłony tylnej, 3 — górna pokrywa osłony tylnej, 4 — kratownica nośna, 5 — obudowa, 6 — oprofilowanie, 7 — tylna część gondoli, 8 — wręga wzmocniona, 9 — boczna pokrywa osłony tylnej, 10 — rama chłodnicy oleju, 11 — dolna pokrywa osłony tylnej, 12 — dolne pokrywy osłony przedniej, 13 — belka boczna, 14 — oprofilowanie piasty śmigła, 15 — oprofilowanie reduktora, 16 — chwyt powietrza

Szkieletowa konstrukcja gondoli składa się z silnego szkieletu i lekkich pokryw, które przymocowuje się do szkieletu lub do cienkiego pokrycia przymocowywanego do zestawu elementów podłużnych i poprzecznych gondoli. W tym przypadku gondola przejmuje obciążenia pochodzące od silnika i przenosi je na skrzydło.

Płytowa konstrukcja gondoli lub osłony składa się ze stosunkowo dużych i dostatecznie sztywnych płyt. Płyty łączone są ze sobą za pomocą szybkodziałających ściąających zamków. Tworzą one zamkniętą, dostatecznie sztywną powłokę. Taka konstrukcja przejmuje obciążenia aerodynamiczne.

Obciążenia pochodzące w tym przypadku od silnika przenoszone są poprzez łożo silnikowe bezpośrednio na skrzydło lub kadłub.

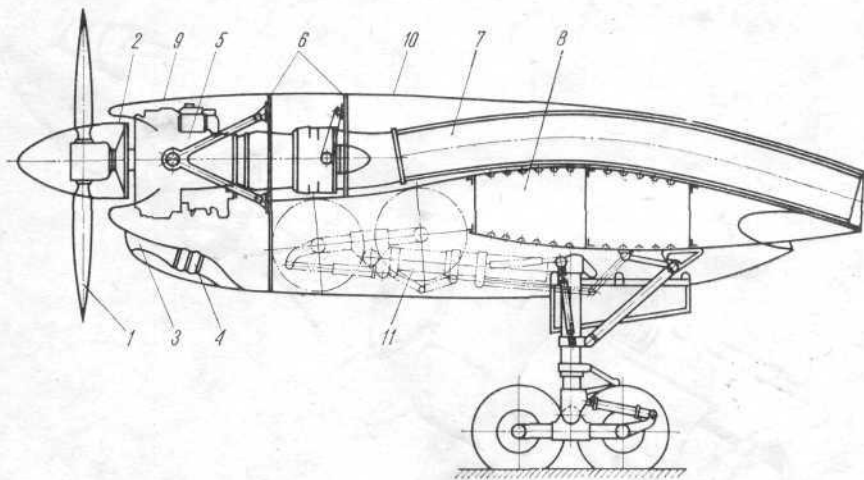
Gondola silnika turbośmigłowego (rys. 3-219) składa się z kołpaka piasty śmigła, przedniej i tylnej osłony, tylnej części gondoli i dyszy wylotowej przeznaczonej do odprowadzania gazów spalinowych.

Kołpak piasty śmigła służy do zmniejszenia oporu czołowego silnika, nadania odpowiedniego kształtu kanałowi wlotowemu silnika i ochrony piasty śmigła od zanieczyszczeń.

Przednia osłona składa się z chwytu powietrza, reduktora, jednej górnej i dwóch bocznych belek oraz czterech pokryw.

Przednia wręga wraz z noskiem pokrycia tworzy komorę pierścieniową urządzenia przeciwołodziennego chwytu powietrza, do której króćcem doprowadzane jest ciepłe powietrze z urządzenia przeciwołodziennego samolotu.

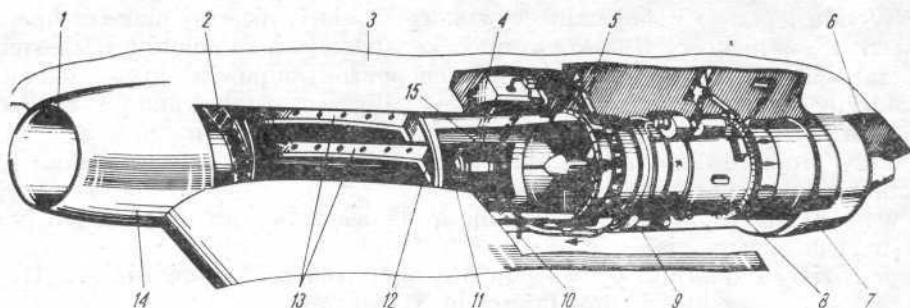
Tylna osłona silnika składa się z wręg wytrzymałościowych, pokryw i łoża chłodnicy oleju. Gondola zakończona jest tylną obudową. Na rysunku 3-220 przedstawiono rozwiązanie konstrukcyjne gondoli silnika turbośmigłowego.



Rys. 3-220. Schemat rozwiązania konstrukcyjnego gondoli silnika turbośmigłowego
1 — śmigło, 2 — chwyt powietrza silnika, 3 — chwyt powietrza chłodnicy oleju, 4 — chłodnica oleju, 5 — silnik, 6 — wręgi gondoli i przegrody przeciwpożarowe, 7 — elastyczna rura wylotowa, 8 — skrzydło, 9 — przednia osłona silnika, 10 — tylna osłona silnika, 11 — podwozie w położeniu schowanym

Gondole silników turboodrzutowych usytuowanych w skrzydle całkowicie lub częściowo rozmieszcza się wewnątrz skrzydła (rys. 3-221).

W takich przypadkach dźwigary skrzydła znajdujące się w przedziale przeznaczonym na silnik mają kształt pierścieniowy i jednocześnie stanowią wzmocnione wręgi gondoli.



Rys. 3-221. Gondola silnika turbopropowego

1 — kanał powietrza, 2 — przedni dźwigar środkowej części skrzydła, 3 — środkowa część gondoli, 4 — zbiornik oleju, 5 — przewód odpowietrzający, 6 — oprofilowanie, 7 — osłona silnika, 8 — silnik, 9 — pompa oleju silnika, 10 — rurka spustowa, 11 — doprowadzenie paliwa, 12 — tylny dźwigar środkowej części skrzydła, 13 — wzdłużne belki wzmocnione, 14 — chwyt powietrza

Gondole zabudowywane pod skrzydłami (rys. 3-216) pod względem konstrukcyjnym nie różnią się od wyżej omówionych.

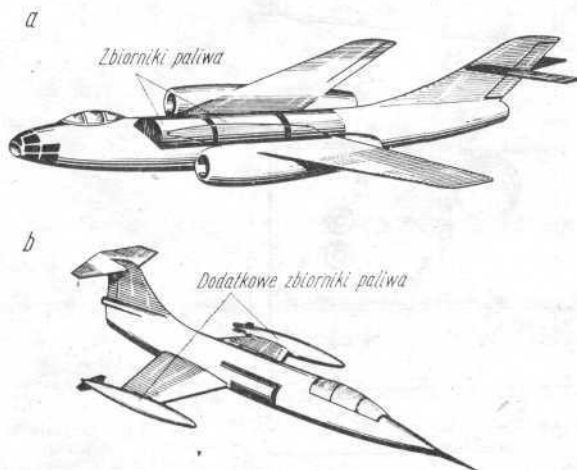
Gondole i osłony z reguły wykonywane są z duraluminiowej blachy i kształtowników. Niekiedy do wykonania ich węzłów stosowane są stopy magnezowe. Miejsca, na które działają wysokie temperatury, wykonywane są ze stali nierdzewnej.

Zbiorniki i przedziały na paliwo. Chłodnice

Rozmieszczenie oraz wymagania stawiane zbiornikom i przedziałom na paliwo

Paliwo niezbędne do wykonywania lotu samolotu mieści się w specjalnie do tego celu przeznaczonych przedziałach i zbiornikach.

Do pomieszczenia paliwa wykorzystuje się wewnętrzną wolną przestrzeń kadłuba i skrzydła (rys. 3-222a i rys. 2-62). Jednak ze względu na ograniczoną zwykle ilość wolnego miejsca (przestrzeni), dość często stosowane są specjalne dodatkowe zbiorniki, które przeważnie umieszcza się na zewnątrz skrzydeł (rys. 3-222b). Takie zbiorniki po wykorzystaniu zawartego w nich paliwa z reguły zrzucą z samolotów.



Rys. 3-222. Sposób rozmieszczenia zbiorników paliwa samolotu

W celu lepszego i racjonalnego wykorzystania istniejącej przestrzeni wewnętrznej, w niektórych nowoczesnych konstrukcjach samolotów bezpośrednio zapelnia się paliwem (bez specjalnych powłok) odpowiednio uszczelnione przedziały. Celowość takiego umieszczania paliwa uwarunkowana jest również tym, że siły masowe paliwa odciażają skrzydło w czasie lotu.

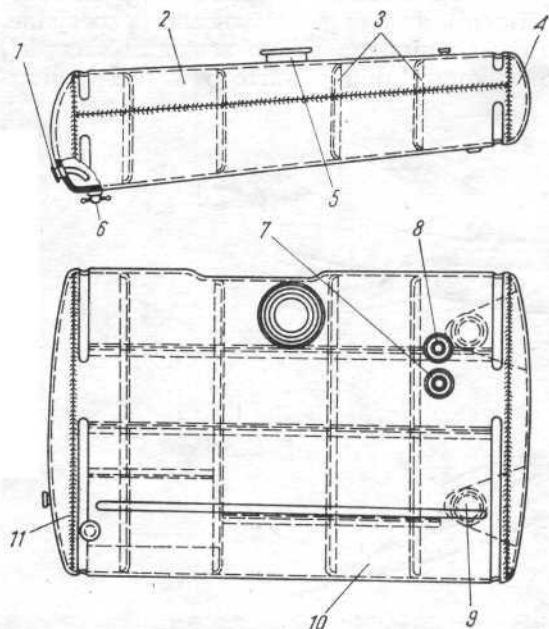
Przy projektowaniu przedziałów i zbiorników w samolocie powinny być brane pod uwagę następujące wymagania:

- w miarę zużycia paliwa położenie środka ciężkości samolotu nie powinno się znacznie zmieniać,
- przedziały i zbiorniki paliwa powinny się odznaczać odpowiednią wytrzymałością i szczelnością oraz minimalnym ciężarem,
- rozmieszczenie przedziałów i zbiorników w samolocie powinno zapewniać łatwą ich eksploatację i możliwość naprawy w razie potrzeby,
- prostota konstrukcji zbiornika i jego zamocowania,
- możliwość szybkiego napełnienia przedziałów i zbiorników paliwem oraz szybkiego spuszczenia paliwa w powietrzu w razie awarii.
- możliwość stykania się wolnej przestrzeni zbiornika z atmosferą lub źródłem ciśnienia w celu niedopuszczenia do powstania rozrzedzenia nad paliwem (olejem) w miarę jego zużycia,
- możliwość zasilania silnika paliwem we wszystkich warunkach lotu samolotu,
- konstrukcja przedziałów i zbiorników oraz sposób rozmieszczenia paliwa powinny zapewniać bezpieczeństwo przeciwpożarowe.

Konstrukcja zbiorników i przedziałów na paliwo

W samolotach stosowane są zbiorniki na paliwo o konstrukcji sztywnej, które nie zmieniają swoich kształtów, i zbiorniki miękkie — elastyczne.

Zbiorniki sztywne (rys. 3-223) składają się z bocznych ścian zewnętrznych, dwóch dennic i wewnętrznych przegród. Przegrody mają otwory o zawinię-



Rys. 3-223. Konstrukcja sztywnego zbiornika paliwa

1 — rurka zasysająca, 2 — osłona pierścieniowa, 3 — przegródki, 4 — dno, 5 — wlew, 6 — kurek spustowy, 7 — przewód odpowietrzający, 8 — króciec gazu obojętnego, 9 — króciec, 10 — osłona pierścieniowa, 11 — dno

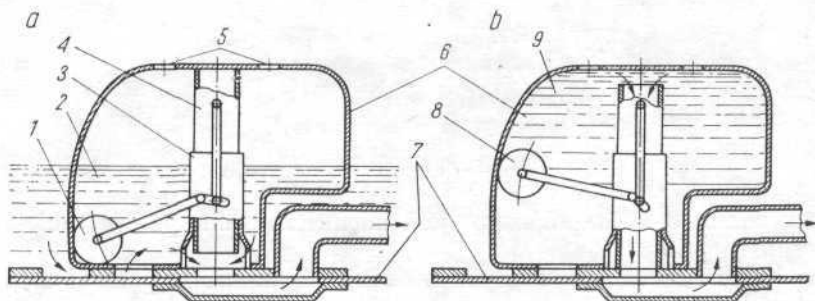
tych brzegach, które nadają zbiornikom sztywność, nie dopuszczają do gwałtownego przelewania się paliwa podczas wykonywania różnych figur oraz łagodzą uderzenia hydrauliczne podczas krótkotrwałych przyspieszeń.

W produkcji zbiorników sztywnych stosuje się stopy magnezowe, aluminomanganowe i inne materiały. Stosowane blachy do produkcji zbiorników mają grubość $0,6 \div 2$ mm.

Części zbiorników łączone są za pomocą nitowania i spawania. Nieprzepuszczalność i szczelność nitowanego szwu osiąga się dzięki stosowaniu elastycznych przekładek.

Zbiorniki sztywne pokrywane są niekiedy miękką powłoką ochronną — pancerzem wielowarstwowym, którego konstrukcja analogiczna jest do konstrukcji zbiornika miękkiego.

W celu zapewnienia dopływu paliwa do silnika w czasie odbywania przez samolot lotów akrobacyjnych przy ujemnych przeciążeniach, kiedy paliwo odrywa się od dna zbiornika, w zbiornikach (sztywnych i miękkich) przewidziane są specjalne urządzenia, z których jedno pokazane jest na rysunku 3-224

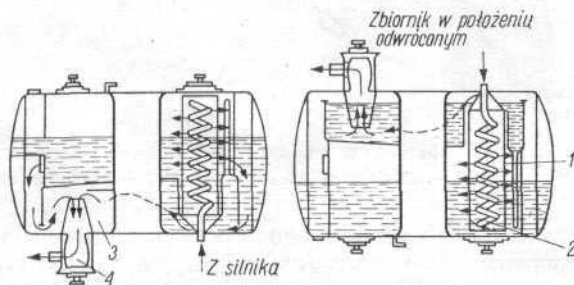


Rys. 3-224. Zawór przeciążeń ujemnych

1 — ciężarek, 2 — paliwo, 3 — tuleja, 4 — rurka, 5 — otwory odpowietrzające, 6 — kolpak, 7 — ścianka zbiornika, 8 — ciężarek, 9 — paliwo

(a — w czasie lotu normalnego, b — w czasie lotu przy przeciążeniach ujemnych). W czasie lotu normalnego rurka otwiera dostęp paliwa do odpowiedniej komory, skąd paliwo przechodzi do głównego przewodu zasilającego. Przy przeciążeniach ujemnych ciężarek za pomocą dźwigni opuszcza do dołu rurkę i zasilanie odbywa się przez górną jej część.

Sztywne zbiorniki oleju mają te same elementy konstrukcyjne co i zbiorniki paliwa. Dodatkowo jednak wprowadza się do nich filtry służące do oczyszczania oleju od zanieczyszczeń mechanicznych oraz urządzenia przeciwdziałające spienianiu się oleju — oddzielanie powietrza i gazów, które rozpuszczają się w oleju (rys. 3-225). Na skutek tworzenia się piany objętość oleju znacznie



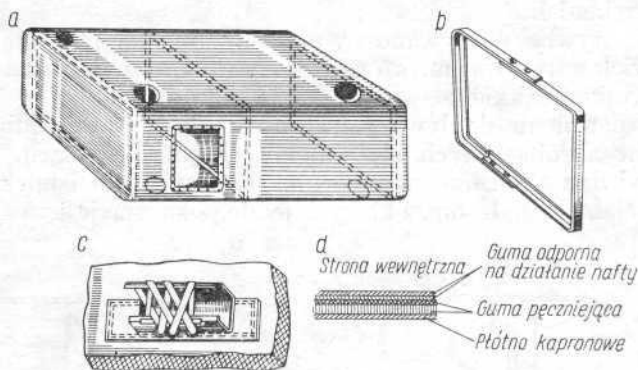
Rys. 3-225. Zbiornik oleju

1 — siatka, 2 — urządzenie przeciwdziałające tworzeniu się piany, 3 — komora olejowa, 4 — filtr

wzrasta, co może prowadzić do wyrzucania oleju ze zbiornika i pogorszenia pracy pompy olejowej.

Urządzenie przeciwdziałające spienianiu się oleju wykonywane jest w postaci korytek, po których rozchodzi się olej, lub w postaci oddzielaczy (separatorów) — spiralnych rurek z dużą liczbą otworów.

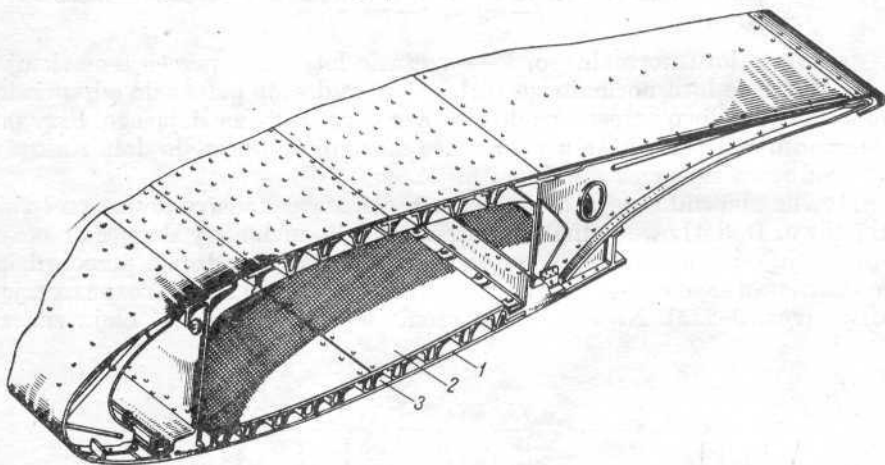
Zbiorniki miękkie wykonywane są z elastycznej powłoki, która składa się z kilku warstw gumy i tkaniny (rys. 3-226). Warstwa pęczniącej gumy ma właściwości pancerza elastycznego, który ściąga przebicia.



Rys. 3-226. Zbiornik miękki

Na rysunku 3-226a pokazany jest miękki zbiornik paliwa umieszczony w skrzydle samolotu.

Przedziały skrzydła, w których instaluje się zbiorniki paliwa, okłada się arkuszami laminatu szklanego (rys. 3-227) lub wstawia się do nich specjalne duraluminiowe powłoki, zwane pojemnikami.



Rys. 3-227. Przekrój skrzydła w miejscu rozmieszczenia zbiornika paliwa
1 — dolna płyta odejmowana, 2 — okładzina z laminatu szklanego, 3 — dolna płyta nieodejmowana

Po zamontowaniu zbiornika miękkiego w przeznaczonym dla niego miejscu, do jego wnętrza wprowadza się wręgi rozpięające, składające się z dwóch części (rys. 3-226). Obie części wręgi łączone są śrubami i przymocowywane do ścian zbiornika, tak jak to pokazano na rysunku 3-226c. Na otwory, które ma

zbiornik, nakładane są sztywne duraluminiowe płyty, na których montuje się wyposażenie zbiornika.

Boki zbiornika po napełnieniu go paliwem ściśle przylegają do ścian przedziału lub pojemnika.

Zbiorniki miękkie odznaczają się wieloma zaletami; możliwe jest wkładanie ich do samolotu przez niewielkie otwory, nie ulegają drganiom, po przestrzeleniu ich przez pociski powstają w nich otwory minimalnej wielkości. Dzięki tym zaletom zbiorniki miękkie mają obecnie szerokie zastosowanie przy budowie samolotów.

Przedziały na paliwo. Uszczelniony przedział skrzydła przeznaczony na paliwo przedstawiony jest na rysunku 3–17.

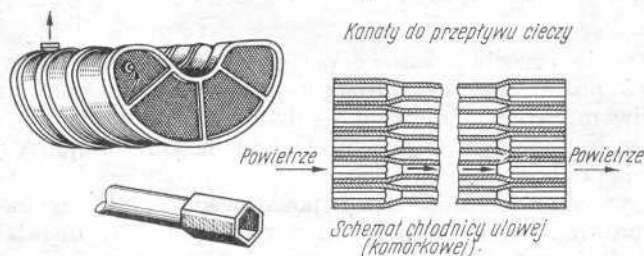
Wszelkiego rodzaju połączenia znajdujące się w przedziale na paliwo uszczelniane są przez dokładne wykonanie szwów nitowych i przez izolację szwów od uszczelnianej przestrzeni — wewnętrzna powierzchnia przedziału na paliwo pokrywana jest samowulkanizującym materiałem uszczelniającym.

W konstrukcji przedziału na paliwo przewiduje się jak najmniejszą liczbę otworów i złączy.

Chłodnice

Chłodnice samolotu służą do chłodzenia oleju i powietrza (np. podczas doprowadzania powietrza do kabiny ciśnieniowej załogi). W związku z tym chłodnice dzielą się na chłodnice oleju i powietrza.

Najczęściej stosowanym typem chłodnic są chłodnice o konstrukcji ulowej (komórkowej), która składają się z dużej liczby prostych miedzianych rurek. Końcom rurek z obu stron nadaje się kształt walca sześciokątnego; końce łączy się między sobą i z obudową (boczną ścianką) chłodnicy za pomocą lutowania (rys. 3–228). Chłodzenie w takiej chłodnicy odbywa się w ten sposób, że po-



Rys. 3–228. Chłodnica

wietrze chłodzące przechodzi wewnątrz rurek, a między rurkami — chłodzona ciecz lub chłodzone powietrze. W celu wykorzystania ciśnienia prędkości (dynamicznego), chłodnice zabudowuje się czołami rurek w stronę strumienia powietrza. Ponadto w celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego, chłodnice umieszcza się w specjalnych tunelach (rurach).

Instalacje paliwowe i olejowe

Instalacje paliwowe samolotów

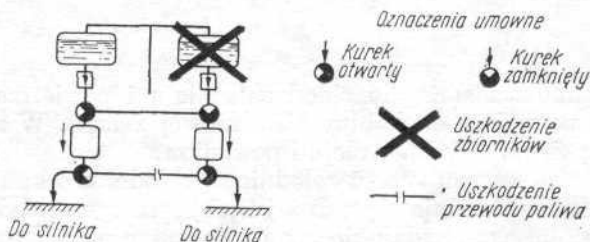
Instalacja paliwowa samolotu służy do doprowadzania paliwa do silnika na każdej wysokości i w każdych warunkach lotu, w niezbędnej ilości, pod niezbędnym ciśnieniem.

Instalacja paliwowa składa się ze zbiorników, przewodów, filtrów, zaworów, kurków itd.

Instalacji paliwowej stawiane są następujące wymagania (patrz również wymagania stawiane zbiornikom):

- 1) możliwość zapewnienia normalnej pracy instalacji w przypadku uszkodzenia jednego ze zbiorników lub odcinka przewodu paliwa,
- 2) zapewnienie bezpieczeństwa przeciwpożarowego,
- 3) możliwie nieduża zmiana położenia środka ciężkości samolotu w miarę zużycia się paliwa,
- 4) zapewnienie całkowitego zużycia paliwa ze zbiorników (dopuszcza się pozostawienie reszty paliwa w wysokości 1,5% całej objętości zbiornika).

Spełnienie pierwszych z wymienionych wymagań odbywa się przez wprowadzenie dodatkowych przewodów paliwa łączących przewody główne (znajdujące się pod ciśnieniem) zasilające różne silniki. Uproszczony schemat takiej instalacji zabezpieczającej zasilanie dwóch silników przy uszkodzonym jednym zbiorniku i jednym przewodzie paliwa pokazany jest na rysunku 3-229.



Rys. 3-229. Uproszczony schemat instalacji zabezpieczającej zasilanie dwóch silników przy uszkodzonym jednym zbiorniku i jednym przewodzie paliwa

Zabezpieczenie przeciwpożarowe osiąga się przez instalowanie przegród i gaśnic przeciwpożarowych oraz drogą napełniania wolnej przestrzeni zbiorników nad paliwem gazem obojętnym — dwutlenkiem węgla lub azotem znajdującym się w butlach pod wysokim ciśnieniem. Gaz obojętny jak wiadomo nie pali się i nie podtrzymuje palenia.

Do środków zabezpieczenia przeciwpożarowego należy również układ kurków przeciwpożarowych odłączających w razie potrzeby instalację paliwową od silnika. Kurek przeciwpożarowy powinien znajdować się przed pompą paliwową silnika (idąc od zbiornika), przez co podnosi się niezawodność jego działania dzięki zmniejszaniu się ciśnienia przy wejściu do kurka.

Niewielką zmianę położenia środka ciężkości samolotu w miarę zużycia się paliwa osiąga się przez rozmieszczenie zbiorników wokół środka ciężkości lub symetrycznie względem środka ciężkości oraz przez określoną kolejność zużycia paliwa z poszczególnych zbiorników.

Wreszcie całkowite zużycie paliwa zapewnia się dzięki instalowaniu w zbiornikach w dolnej ich części króćców pobierających.

Instalacje paliwowe samolotów z silnikami tłokowymi, turbośmigłowymi i turbodrzutowymi zasadniczo nie różnią się od siebie.

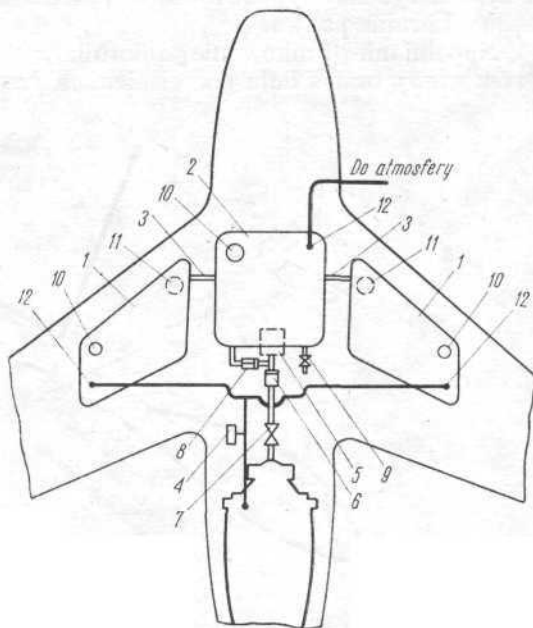
W nowoczesnych instalacjach paliwowych silniki zasilane są z reguły ze zbiornika rozdzielczego. Paliwo z pozostałych zbiorników, jako rezerwowe, przepompowywane jest do zbiornika rozdzielczego za pomocą elektrycznych pomp. W celu zachowania odpowiedniej kolejności opróżniania zbiorników, ustala się odpowiednią kolejność włączania pomp przepompowujących paliwo.

W celu niedopuszczenia do przechodzenia paliwa w odwrotnym kierunku stosowane są zawory zwrotne.

Na rysunku 3-230 przedstawiony jest ideowy schemat instalacji paliwowej samolotu z silnikiem turbodoładowym. Paliwo ze zbiorników rezerwowych 1 przepływa do zbiornika rozchodowego 2 pod ciśnieniem wytwarzanym przez powietrze doprowadzane ze sprężarki silnika. Zawór redukcyjny 4 zapewnia utrzymanie stałego ciśnienia w zbiornikach 1, redukując jego nadmiar. Zbior-

Rys. 3-230. Schemat instalacji paliwowej samolotu z silnikiem turbodoładowym

1 — zbiorniki rezerwowe, 2 — zbiornik paliwa rozchodowy (główny), 3 — rurki łączące zbiorniki paliwa, 4 — zawór redukcyjny, 5 — pompa paliwa (wstępna), 6 — zawór zwrotny, 7 — kurek przeciwpożarowy, 8 — zawór przepustowy, 9 — kurek spustowy, 10 — wlewy zbiorników, 11 — króćce rozchodzące, 12 — końcówki układu odpowietrzającego



nik rozchodowy 2 połączony jest z atmosferą otoczenia poprzez rurkę odpowietrzającą. Za pomocą pompy paliwowej wstępnej 5, mającej napęd elektryczny, ze zbiornika 2 paliwo doprowadzane jest do silnika poprzez zawór zwrotny 6 i kurek przeciwpożarowy 7. Filtry i pompy niskiego i wysokiego ciśnienia znajdują się w silniku. Nadciśnienie występujące w głównych przewodach instalacji znajdujących się za pompą paliwową (wstępną) redukuje zawór przepustowy 8 do zbiornika 2.

Rysunek 3-231 przedstawia półmontażowy układ zasilania samolotu z jednym turbodoładowym silnikiem mieszczącym się w tylnej części kadłuba.

Samolot ma cztery zbiorniki paliwa — przedni i tylny miękkie oraz dwa dodatkowe sztywne. Przedni zbiornik jest zbiornikiem rozdzielczym, który ma zawór przeciążeń ujemnych. Paliwo przepływa ze zbiorników dodatkowych (podwieszanych) do zbiornika rozdzielczego pod ciśnieniem powietrza doprowadzanego do zbiorników dodatkowych ze sprężarki silnika. Paliwo z tylnego zbiornika przepompowywane jest pompą. Do odpowietrzania zbiornika wykorzystuje się napór powietrza pochodzącego z atmosfery.

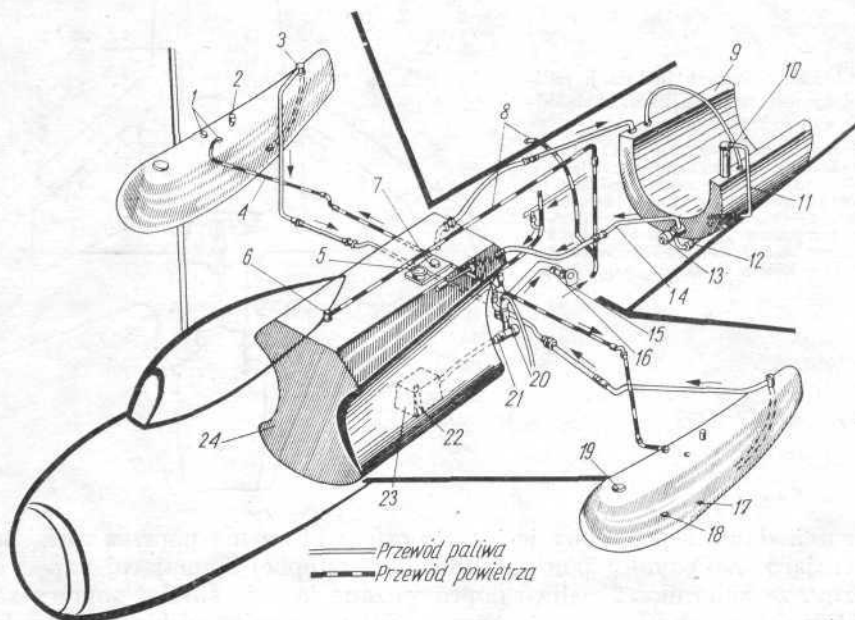
Rysunek 3-232 obrazuje ideowy schemat instalacji paliwowej samolotu z czterema silnikami turbośmigłowymi. Lewą parę silników zasilają zbiorniki lewej połowy skrzydła, prawą — zbiorniki prawej połowy skrzydła. W skrzydle znajdują się zbiorniki miękkie i dwa zbiorniki — przedziały (nr 8).

Zbiornik rozchodowy nr 1 wyposażony jest w dwie przepompowujące pompy 7 wytwarzające ciśnienie przy wyjściu paliwa ze zbiornika. Pompy

przepompowujące 3 doprowadzają paliwo z innych zbiorników do zbiornika rozchodowego. Zawory zwrotne 6 nie dopuszczają do wylewania się paliwa. Kolejność zużywania paliwa poszczególnych zbiorników regulowana jest automatycznie. Paliwomierze spełniają rolę czujników. W razie konieczności, możliwe jest zasilanie wszystkich silników ze zbiorników jednej połowy skrzydła. W tym celu otwiera się kurek 9.

Odpowietrzanie instalacji paliwowej odbywa się przez pobieranie powietrza z atmosfery. Zawory zwrotne 1 układu odpowietrzającego uniemożliwiają wypryskiwanie paliwa.

Napełnianie (tankowanie) zbiorników paliwem może się odbywać z góry przez wlewy oraz z dołu pod ciśnieniem przez dwa wlewy o międzynarodowej



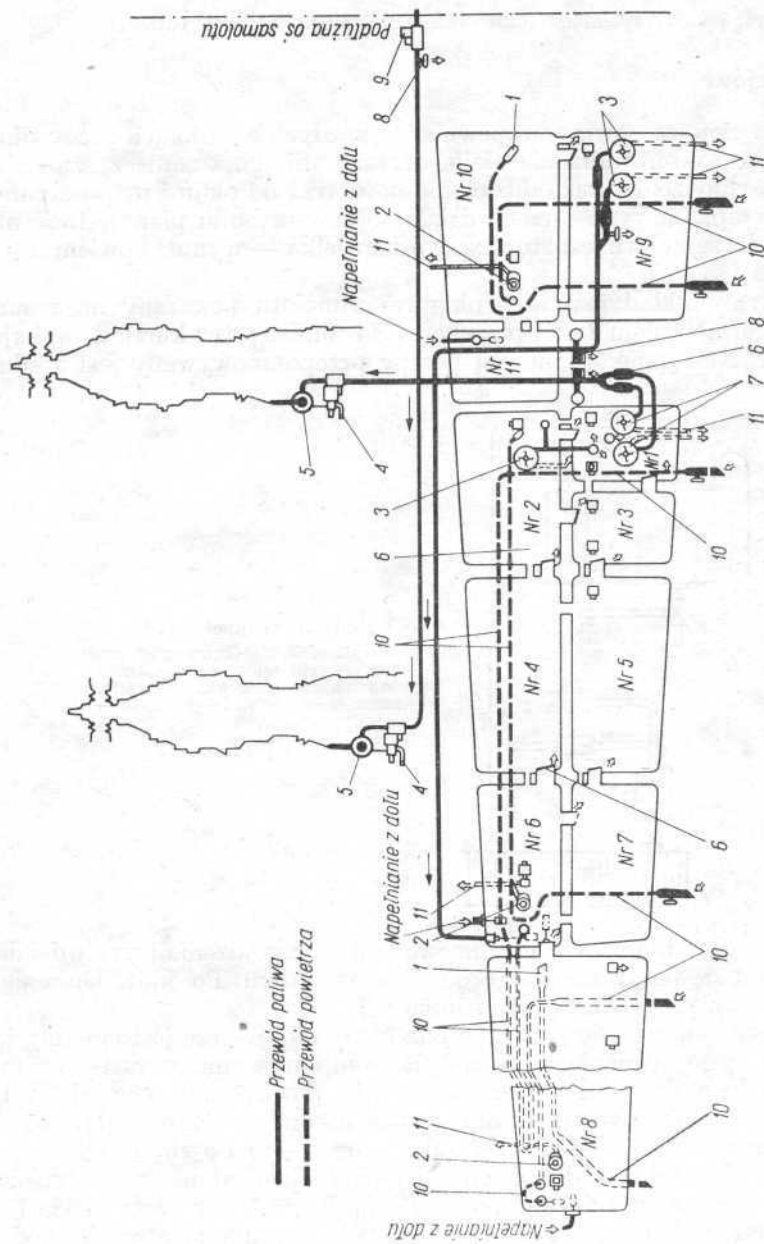
Rys. 3-231. Instalacja paliwowa samolotu z jednym silnikiem turbodrutowym

1 — przednie opory zbiornika, 2 — główne umocowanie zbiornika, 3 — tylna opora i końcówka zbiornika dodatkowego, 4 — przewód rurowy, 5 — wlew zbiornika, 6 — króciec odpowietrzający, 7 — wskaźnik paliwa, 8 — rurka odpowietrzająca, 9 — tylny zbiornik (sztywny), 10 — wlew zbiornika, 11 — rurka spustowa, 12 — korek spustowy, 13 — pompa przeciążająca, 14 — przewód rurowy układu wypompowującego paliwo ze zbiornika tylnego, 15 — filtr, 16 — spust ze zbiornika przedniego, 17 — zbiornik dodatkowy, 18, 22 — kurki spustowe, 19 — wlew zbiornika dodatkowego, 20 — kurek przeciwpożarowy, 21 — pompa, 23 — zawór przeciążeń ujemnych, 24 — zbiornik przedni (miękki)

znormalizowanej wielkości (napełnianie scentralizowane). W ostatnim przypadku czas napełniania samolotu (24 000 l) wynosi 15÷20 min.

Paliwo jest zlewane kurkami spustowymi 8.

W celu zwiększenia zasięgu lotu, w wielu samolotach współczesnych przewiduje się urządzenie do napełniania ich paliwem w powietrzu ze specjalnie wyposażonych samolotów-cystern. Z samolotu cysterny wypuszcza się elastyczny przewód zakończony specjalnym zamkiem stożkowym (rys. 3-233). Samolot napełniany ma odbiornik teleskopowy, który przy zbliżeniu się samolotu napełnianego do samolotu-cysterny łączy się z zamkiem stożkowym przewodu. Przepompowywanie odbywa się za pomocą pomp o dużej wydajności.



Rys. 3-232. Układ ideowy instalacji paliwowej samolotu z czterema silnikami turbośmigłowymi

1 — zawór zwrotny układu odpowietrzającego, 2 — wlew zbiornika, 3 — pompa przetwarzająca paliwo w zbiorniki rezerwowe, 4 — zawór zamykający, 5 — filtr oczyszczania wstępnego, 6 — zawór zwrotny, 7 — pompa paliwa (wstępna), 8 — kurek spustowy, 9 — kurek, 10 — rurki odpowietrzające, 11 — rurki spustowe

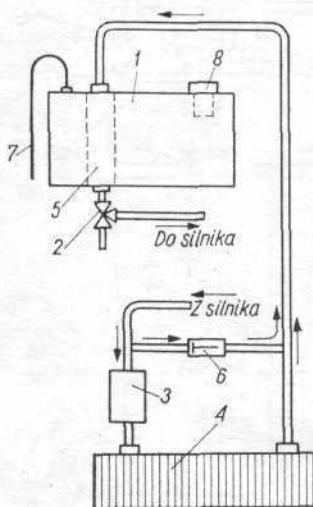


Rys. 3-233. Napełnianie (tankowanie) samolotu paliwem w powietrzu

Instalacje olejowe

Instalacja olejowa powinna zapewniać w każdych warunkach pracy silnika doprowadzanie i odprowadzanie oleju, oczyszczanie go z zanieczyszczeń mechanicznych, chłodzenie oraz oddzielanie powietrza od oleju i rozpuszczonych w nim gazów apalinowych (przeciwdziałanie powstawaniu piany). Ilość oleju potrzebnego dla samolotu jest stosunkowo niewielka — wynosi bowiem $2 \div 5\%$ ilości paliwa.

Rozpatrzmy układ instalacji olejowej samolotu pokazany na rysunku 3-234. Ze zbiornika oleju 1 olej przechodzi do silnika przez kurek zamykający i spustowy 2. Następnie za pomocą pompy przepompowywany jest z silnika



Rys. 3-234
Układ instalacji olejowej

1 — zbiornik oleju, 2 — kurek spustowy,
3 — filtr, 4 — chłodnica, 5 — urządzenie
przeciwdziałające pienieniu się oleju,
6 — zawór boczny, 7 — rurka, 8 —
wlew zbiornika

do filtru 3 oraz chłodnicy 4 i wraca przewodami do urządzenia przeciwdziałającego tworzeniu się piany znajdującego się w zbiorniku. Po oddzieleniu się od piany, olej wraca przez kurek 2 do silnika itd.

W początkowym okresie pracy silnika, kiedy olej jeszcze jest chłodny i ma dużą lepkość, jego ciśnienie w czasie przepompowywania wzrasta, co może doprowadzić do uszkodzenia rdzenia chłodnicy powietrzno-rurkowej. W tym przypadku następuje otwarcie się zaworu bocznego 6, który włączony jest równolegle do chłodnicy i olej przechodzi przez zawór do zbiornika omijając chłodnicę. Kiedy olej został nagrany i lepkość jego obniżyła się, ciśnienie podczas przepompowywania go spada, zawór boczny zamyka się i olej przechodzi przez chłodnicę. Niekiedy w celu zmniejszenia lepkości olej podczas rozruchu silnika rozcieńcza się paliwem.

Odpowietrzanie zbiornika oleju odbywa się za pośrednictwem rurki 7. Napełnianie zbiornika olejem odbywa się przez wlew 8 wyposażony w siatkę.

Na rysunku 3-221 pokazano schemat montażowy instalacji olejowej. Olej tutaj przepływa ze zbiornika do pompy tłoczącej znajdującej się w silniku.

Z kolei z pompy tłoczącej przechodzi on do chłodnicy paliwowo-olejowej, gdzie następuje ochłodzenie oleju i ogrzanie paliwa. Następnie z chłodnicy przechodzi on do zbiornika oleju. Zawór bocznikowy znajduje się w chłodnicy.

Rozdział 17

UKŁAD STEROWY

Klasyfikacja. Wymagania stawiane układowi sterowemu

Klasyfikacja układów sterowych

- Samolot wyposażony jest w wiele zespołów, podzespołów, mechanizmów i urządzeń, które są uruchamiane (napędzane) przez członków załogi lub przez różne automaty. „Sterowanie samolotem” nazywane jest często oddziaływaniem pilota na mechanizmy sterowania samolotem.

Do układu sterowania sterem wysokości, usterzeniem wysokości, sterem kierunku, lotkami i innymi urządzeniami wchodzi: sterownica główna lub inne urządzenia znajdujące się w kabinie pilota oraz ciąg sterowy łączący sterownicę z elementami napędzanymi.

Cały układ sterowy dzieli się na dwa niezależne od siebie mechanizmy: ręczny i nożny.

Ręczny mechanizm sterowania służy do sterowania sterem wysokości lub niedzielnym usterzeniem wysokości oraz do sterowania lotkami za pomocą dźwaka sterowego lub koła sterowego znajdujących się w kabinie pilota.

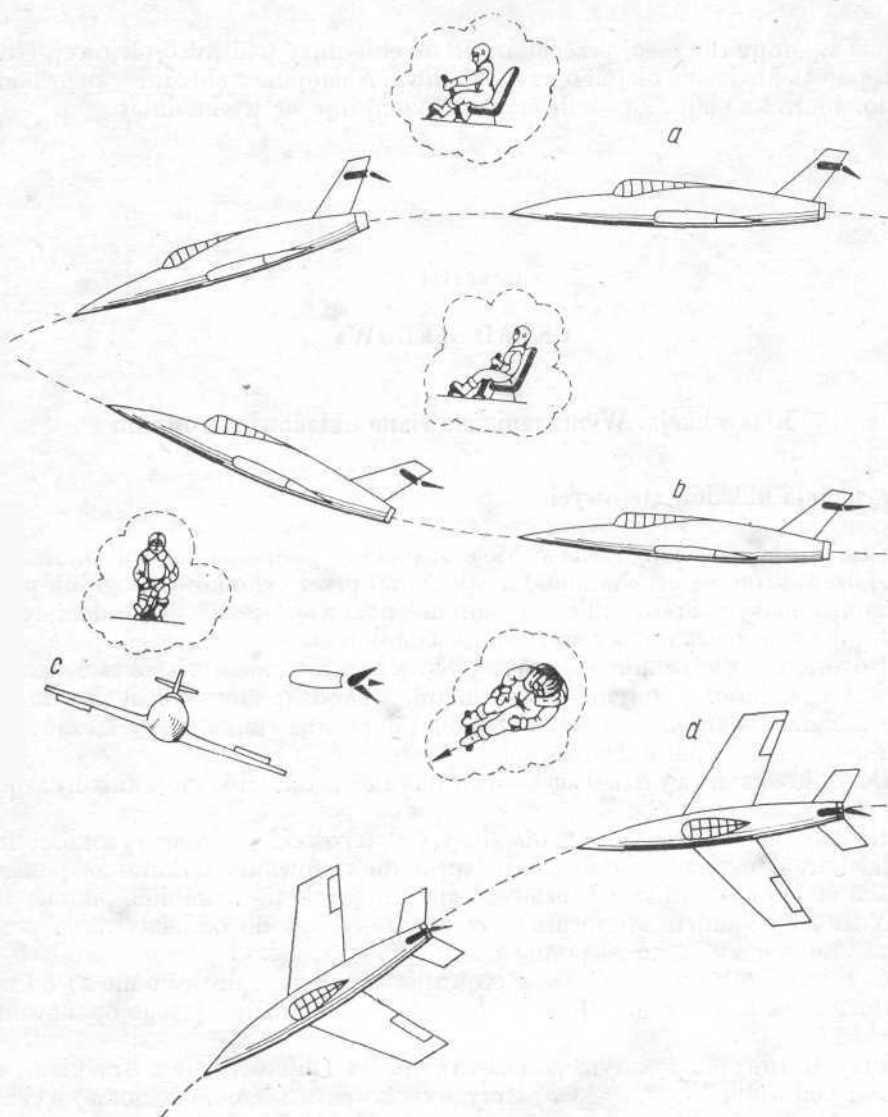
Nożny mechanizm sterowania przeznaczony jest do oddziaływania przez pilota na ster kierunku za pomocą pedałów.

Czynności rąk i nóg podczas sterowania samolotem uzależnione są od naturalnego refleksu danego człowieka (rys. 3-235), umożliwiające opanowanie pilotażu.

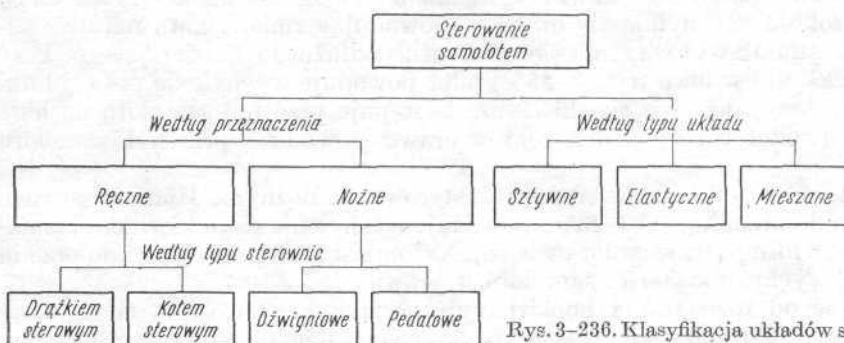
Przy sterowaniu ręcznym podczas ruchu ręki pilota (wraz z dźwakiem) do przodu „od siebie” (rys. 3-235a) stery wysokości (usterzenie poziome) wychylają się do dołu (podczas lotu normalnego), powodując zmianę kąta natarcia samolotu na skutek wytwarzania się momentu nachylającego samolot względem osi y . Podczas ruchu ręki wraz z dźwakiem do tyłu „na siebie” (rys. 3-235b) stery wysokości wychylają się do góry, powodując zmianę kąta natarcia samolotu na skutek wytwarzania się momentu podłużnego zadzierającego. Przy ruchach zaś ręki w lewo (rys. 3-235c) pilot powoduje wychylenie prawej lotki do dołu, a lewej do góry, dzięki czemu następuje przechył samolotu na lewe skrzydło (wokół osi x). Ruch ręki w prawo powoduje przechył samolotu w prawo.

Analogiczna sytuacja występuje w sterowaniu nożnym. Mianowicie ruch lewej nogi do przodu (rys. 3-235d) powoduje wychylenie steru kierunku i zmiany kierunku lotu przez samolot (w lewo). Natomiast ruch prawej nogi do przodu powoduje wychylenie steru i samolotu w prawo.

Zależnie od rozwiązania konstrukcyjnego układu sterowego, ciągi (transmisja) sterowe dzielą się na elastyczne, sztywne i mieszane (rys. 3-236).



Rys. 3-235. Sterowanie samolotem



Rys. 3-236. Klasyfikacja układów sterowych

Ciąg elastyczny oparty jest na zastosowaniu w nim specjalnych linek stalowych (ciągien). Zastosowanie linek pozwala za pośrednictwem krawków na zmianę kierunku instalacji pod różnymi kątami i układanie jej w najbardziej racjonalnych i bezpiecznych miejscach (np. pod podłogą, na ścianach kadłuba itd.). Ciąg elastyczny odznacza się małym ciężarem.

Zasadniczą wadą ciągu elastycznego jest występowanie w nim stosunkowo dużego tarcia w miejscach zgięć linek oraz wyciąganie się linek mimo wstępnego naciągnięcia ich przed montażem. Ponadto jeżeli mechanizm ten ma znaczną długość, linki nieco „sprężynują” na skutek odkształceń sprężystych, w rezultacie czego wydaje się pilotowi, że układ poluzował (następuje ruch drążka sterowego bez ruchu lotki, steru). Zjawisko to obniża „czucie” całego napędu elastycznego. Obecnie ciąg elastyczny z wymienionych względów stosowany jest rzadko.

Ciąg sztywny wykonywany jest z cienkich rurek duraluminiowych — ciągłych. Napęd ten nie ulega rozciąganiu, odznacza się mniejszym tarciem, znacznie większą trwałością i żywotnością w porównaniu do ciągu elastycznego. Jednak mechanizm ten jest cięższy od ciągu elastycznego.

Ciąg taki jest obecnie szeroko stosowany w nowych typach samolotów.

Ciąg mieszany jest połączeniem ciągu sztywnego z elastycznym. Jego konstrukcja polega na tym, że wszystkie obracające się części — wahacze, tuleje, przeguby i inne elementy, w obu połączonych ze sobą mechanizmach sterowania zamontowuje się na łożyskach kulkowych, dzięki czemu możliwe jest zmniejszenie tarcia współpracujących ze sobą części. Ponadto układ ten ułatwia sterowanie oraz zmniejsza możliwość zużywania się jego części i pojawiania się w nim luzów.

Zależnie od stosowania odpowiednich sterownic, na które bezpośrednio oddziałuje pilot za pomocą rąk i nóg, w mechanizmie sterowania ręcznego wyróżnia się sterowanie drążkiem sterowym i kołem sterowym, a w mechanizmie sterowania nożnego — sterowanie dźwigniowe (obrot dźwigni wokół osi pionowej) oraz sterowanie pedałami, które wykonują ruch wahadłowy względem osi poziomej.

Wreszcie jeżeli chodzi o nakład energii, jaką pilot musi użyć przy sterowaniu samolotem, układy sterowe bywają mechaniczne (wykorzystanie energii pilota), hydrauliczne, elektryczne i pneumatyczne (powietrzne), które stosowane są w samolotach ciężkich i samolotach o dużych prędkościach w celu zmniejszenia wysiłku pilota.

Wymagania stawiane układowi sterowemu

Obok takich wymagań (które są wspólne dla wszystkich elementów samolotu), do których należą: wystarczająca wytrzymałość, sztywność, mały ciężar i mały opór aerodynamiczny elementów opływanych przez strumień powietrza, wygodna eksploatacja, dostateczna trwałość itd. — układowi sterowemu stawia się ponadto wiele wymagań specyficznych. Omówimy je kolejno.

1. Niezawodność i płynność pracy układu sterowego. Siły przykładane do drążka sterowego, koła sterowego i pedałów powinny wzrastać stopniowo. Siły stosowane do napędu elementów układu sterowego nie mogą przekraczać granic przewidzianych w odpowiednich normach.

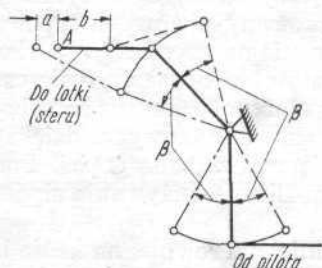
Na przykład maksymalne wielkości nacisku na drążek sterowy podczas wychylania steru wysokości powinny wynosić: w czasie nurkowania samolotu myśliwskiego $4 \div 9$ kG ($39 \div 88$ N), a samolotu bombowego $6 \div 14$ kG ($59 \div 137$ N), w czasie lądowania samolotu myśliwskiego 2 kG (~ 20 N), a samolotu bombowego 4 kG (39 N).

2. Zapewnienie niezbędnych kątów wychylenia sterów i lotek. Kąty te powinny wynosić $15 \div 30^\circ$ przy założeniu, że kąty wychylenia sterów wysokości i lotek do góry powinny być większe od kątów wychylenia ich do dołu. Taki układ sterowy nazywany jest różnicowym. Otrzymanie takiej różnicy kątów zapewnia się przez połączenie jednego z cięgieł układu sterowego z dźwignią wahacza katowego w położeniu obojętnym (środkowym) pod pewnym kątem (nie prostym, rys. 3-237).

Z rysunku 3-237 wynika, że przy równych kątach β wychylenie dźwigni na boki, przesunięcia liniowe a i b w węźle A połączonym ze sterem lub lotką nie są jednakowe, w związku z tym niejednakowe są również wychylenia steru lub lotki w obu kierunkach.

3. Niezależność działania sterów wysokości i lotek. Oznacza to, że wychylenie drążka sterowego w kierunku podłużnym nie powinno wywoływać wychylenia lotek i odwrotnie.

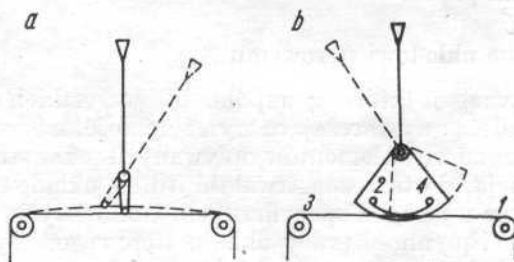
4. Wykluczenie możliwości zablokowania układu sterowego (linek, drążków i innych urządzeń) w czasie odkształceń skrzydła, kadłuba i usterzenia.



Rys. 3-237
Wychylenia dźwigni

5. Wykluczenie dużego tarcia w połączeniach, szybkiego zużywania się współpracujących ze sobą części i powstawania luzów (przez luzy należy rozumieć możliwość poruszania się drążka sterowego, koła sterowego, kolumnienki i pedałów, gdy ster i lotki znajdują się w położeniu niewychylonym) na skutek obluźniania się niektórych elementów układu sterowego.

6. W przypadku ciągu elastycznego, na odcinkach podtrzymywanych przez krążki w celu niedopuszczenia do zbyt dużego naciągania się linek (rys. 3-238a) dźwignie prowadzące powinny być wykonywane w postaci krzywek



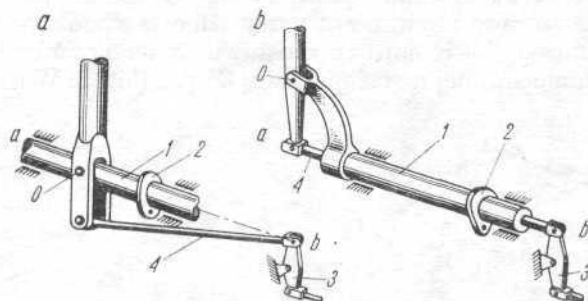
Rys. 3-238. Elastyczny ciąg sterowy

(rys. 3-238b). Przy tym powinien być zapewniony odpowiedni kąt opasania krzywki przez linkę, tj. odgałęzienie 1 powinno być połączone z krzywką w punkcie 2, a odgałęzienie 3 — w punkcie 4.

7. Rozwiązanie konstrukcyjne nożnego mechanizmu sterowania powinno umożliwić dostosowanie położenia pedałów do wzrostu pilota.

Typy sterownic

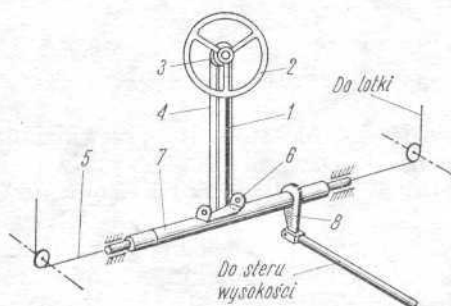
Sterownica ręczna z drążkiem sterowym stanowi dźwignię, która po wychyleniu jej do przodu lub do tyłu wykonuje ruch względem osi O (rys. 3-239a), a przy wychyleniu jej w bok wykonuje ruch wraz z rurką 1 i umieszczoną na niej dźwignią 2 względem osi $a-b$. Dolny koniec drążka sterowego połączony jest z cięgłem 4 i dźwignią 3 układu sterowego, prowadzącą do steru wysokości (usterzenia wysokości). Dźwignia 2 połączona jest z cięgłami napędu lotek.



Rys. 3-239. Układy ciągu sterowania ręcznego
1 — rurka, 2, 3 — dźwignie, 4 — cięgło

Podczas sterowania podłużnego (drążek sterowy na siebie lub od siebie) dźwignia 2 jest nieruchoma. Natomiast podczas sterowania lotkami (drążek sterowy w bok) bezruch steru wysokości (usterzenia wysokości), tj. bezruch punktu b , może być osiągnięty w tym przypadku, jeżeli punkt b będzie leżał na osi obrotu rurki 1 osi $a-b$. Podczas wychylenia drążka (rys. 3-239a) w bok punkt b będzie wierzchołkiem powierzchni stożka opisywanego przez cięgło 4. Na obu schematach (rys. 3-239a, b) węzeł b powinien konstrukcyjnie przedstawiać przegub uniwersalny.

Sterownica ręczna z kołem sterowym (rys. 3-240) składa się z kolumny 1 i koła 2 zamontowanego w ten sposób, że kolumna może się wychylać tylko



Rys. 3-240. Sterownica z kołem sterowym

1 — kolumna, 2 — koło sterowe, 3 — koło zębate, 4 — łańcuch, 5 — linka, 6 — krążki, 7 — rurka, 8 — dźwignia

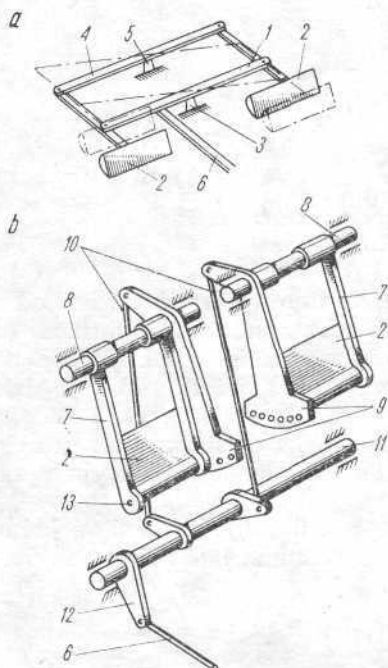
do przodu i do tyłu do napędzania sterów wysokości. Lotki napędzane są dzięki obrotowi koła połączonego z kółkiem zębatym 3. Na kółko zębate nałożony jest łańcuch 4, którego końce połączone są z linką 5. Linki poprzez krążki 6 doprowadzone są do lotek. Kolumnę zwykle przymocowuje się na dole do poziomo położonej rurki 7, która ma zamocowaną dźwignię 8 sterowania sterami wysokości.

Niezależność sterowania sterem wysokości i lotkami w danym przypadku osiąga się przez zbieżność osi obrotu całej kolumny z osią linek 5, na skutek

czego podczas sterowania sterem wysokości linki 5 nie będą się naciągały lub zwalniały.

Sterownica ręczna z drążkiem lub kołem sterowym oraz kolumną pionową ma obecnie szerokie zastosowanie. Sterowanie lotkami za pomocą koła sterowego pozwala na zmniejszenie sił przykładanych do układu przez powiększenie kąta obrotu koła sterowego, dzięki czemu zwiększa się czas wychylania lotek. W związku z tym drążek sterowy używany jest w samolotach myśliwskich i małych samolotach, do sterowania którymi nie wymaga się przykładania dużej siły. Jednak sterownica taka powinna się odznaczać dużą skutecznością (czułością). Koła sterowe używane są przeważnie w samolotach ciężkich.

Sterownica nożna dźwigniowa przedstawiona na rysunku 3-241a składa się z dźwigni 1 zamocowanej na osi pionowej 3 i pedałów 2. W celu zapewnienia



Rys. 3-241. Urządzenia ciągu sterownia nożnego

1, 4 — dźwignie, 2 — pedały, 3, 5 — osie, 6 — cięgło prowadzące do steru, 7 — wahacze, 8 — rura, 9 — krzywka, 10 — cięgła, 11 — wał, 12 — dźwignia, 13 — oś pedałów

przemieszczania się pedałów równoległe do osi samolotu, przewidziana jest dodatkowa dźwignia 4 osadzona na osi 5. Dźwignie 1 i 4 wraz z pedałami tworzą równoległobok przegubowy. Od dźwigni 1 prowadzi cięgło (drążek 6) do steru kierunku.

Poziome położenie dźwigni do otrzymania odpowiedniego ramienia wymaga dość szerokiego rozstawienia nóg, co jednocześnie konieczne jest również w tym celu, by nogi nie przeszkadzały w wychylaniu drążka sterowego na boki. Połączenie konstrukcyjne sterownicy nożnej dźwigniowej ze sterownicą ręczną z drążkiem sterowym ma obecnie szerokie zastosowanie w samolotach.

Sterownica nożna wychylana w płaszczyźnie pionowej (przesuwana) pokazana na rysunku 3-241b składa się z pedałów 2 zawieszonych na wahaczach 7, które mogą się obracać względem osi (rury) 8. Na wahaczach pedałów umieszczone są krzywki 9 połączone z cięgłami (drążkami) 10, które poruszają wał obrotowy 11. Wał z kolei poprzez dźwignię 12 i cięgło 6 wprowadza w ruch (napędza) ster kierunku.

Pionowe położenie dźwignien pozwala na sytuowanie pedałów blisko jeden drugiego. Dzięki temu możliwe jest racjonalne wykorzystanie miejsca w kabinie załogi i należyte połączenie z kołem sterowym nie zajmującym dużo miejsca w kabinie względem jej szerokości.

W nożnym mechanizmie sterowania stosuje się zwykle nożne urządzenia hamulcowe. Hamowanie odbywa się przez naciskanie na pedały, połączone z cylindrami układu hamulcowego względem osi poziomej $I3$, lub przez naciskanie specjalnych dźwigni.

Sterowanie za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych (buster)

Układ sterowania sterami (lotkami, usterzeniem wysokości), tak jak każdy inny mechanizm służący do przenoszenia energii mechanicznej, charakteryzuje przełożenie.

Jeżeli oznaczmy siłę przyłożoną do drążka sterowego (lub pedału) przez P , a siłę powstającą na dźwigni steru przez T , to przełożenie $\gamma = \frac{P}{T}$. W samolotach współczesnych przełożenie sterownicy ręcznej powinno wynosić $1/3 \div 1/6$, a nożnej $1/1,5 \div 1/3$.

Wraz ze wzrostem prędkości lotu samolotów przy zachowaniu normalnego sprzężenia kinematycznego, między sterownicami i sterami (lotkami), intensywnie wzrastają siły działające na drążek sterowy, koło sterowe i pedały.

Podczas przechodzenia samolotu do prędkości naddźwiękowej zwiększają się potrzebne kąty wychylenia sterów dla zrównoważenia samolotu, w wyniku wzrostu jego stateczności i zmniejszania się skuteczności sterów.

W czasie sterowania samolotem naddźwiękowym siły przykładane do drążka sterowego (koła sterowego) i pedałów zmieniają się w szerokich granicach (patrz rozdz. 14). Ponadto przy działaniu dużych sił na drążki i koła sterowe oraz pedały pilot nie jest w stanie zapewnić niezbędnej prędkości wychylenia sterów lub lotek, na skutek czego obniża się zwrotność samolotu.

Obniżenie siły P przykładanej przez pilota do organów sterowania można by zapewnić za pomocą odpowiedniego przełożenia w układzie sterowym, to jest za pomocą odpowiedniego doboru ramion dźwignien. Jednak doprowadziłoby to do zwiększenia wychyleń końca drążka sterowego lub pedałów. Wynika to z warunku równości prac wykonywanych przez siłę P pilota i moment zawiasowy steru M_{zaw}

$$P \cdot x = M_{zaw} \cdot \beta^* \quad (76)$$

gdzie x i β — przesunięcie liniowe drążka sterowego i przesunięcie katowe steru (rys. 3–114).

W celu zmniejszenia siły przykładanej przez pilota do drążka sterowego lub pedałów stosowane są hydrauliczne (lub elektryczne) urządzenia wzmacniające.

Zaletą sterowania za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych jest dodatkowe tłumienie drgań występujących w instalacji hydraulicznej podczas drgań steru lub lotki wywoływanych przez drgania typu flutter usterzenia lub skrzydła.

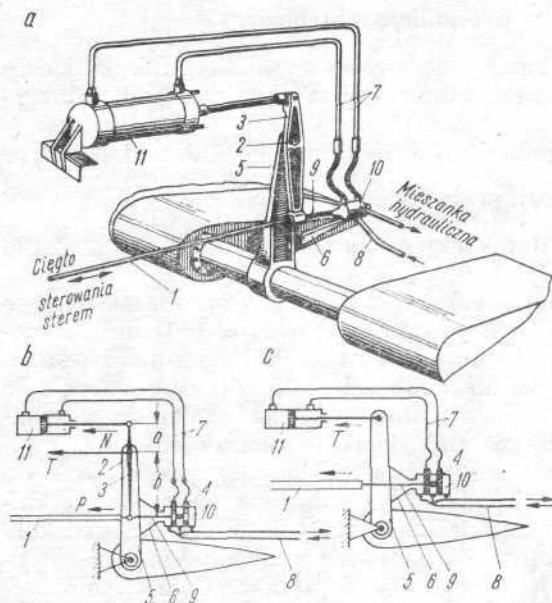
Istnieją dwa układy włączania wzmacniaczy hydraulicznych do układu sterowego. Zależnie od tego moment zawiasowy steru może być przejmowany całkowicie lub częściowo przez wzmacniacz hydrauliczny.

Jeżeli duża część momentu zawiasowego steru przejmowana jest przez wzmacniacz hydrauliczny i pewna jego część przez pilota, wówczas taki układ sterowy nazywany jest odwracalnym. W tym przypadku siły przenoszone

*) Tarcia w przełożeniu nie bierzemy pod uwagę.

na drążek sterowy (koło sterowe) i pedały zwiększają się wraz ze wzrostem wychylenia sterów. Pilot w ten sposób „czuje” samolot, co jest niezbędnym warunkiem zapewniającym normalne sterowanie samolotem.

Na rysunku 3-242a, b pokazany jest jeden z układów odwracalnych sterowania sterem wysokości za pomocą wzmacniacza hydraulicznego. Analogiczne układy stosowane są również w urządzeniach sterowania sterem kierunku i lotkami. Podczas wychylania drążka sterowego dźwignia 3 wprowadzana w ruch przez cięgło 1 przekreśli się względem przegubu 2 na dźwigni 5 mecha-



Rys. 3-242. Schemat sterowania sterem wysokości za pomocą odwracalnego (a, b) i nieodwracalnego (c) wzmacniacza hydraulicznego

1, 9 — cięgła, 2 — przegub, 3 — dźwignia, 4 — suwak urządzenia rozdzielczego, 5 — dźwignia sterowania sterem wysokości, 6 — wspornik, 7 — rurki, 8 — rurka ciśnieniowa, 10, 11 — cylindry

nizmu sterowania steru wysokości. Przy tym za pomocą cięgła 9 przesuwa się suwak 4 urządzenia rozdzielczego. Przez jeden z otworów cylinder 10 łączy główny przewód ciśnieniowy wzmacniacza hydraulicznego z cylindrem 11, przez inny — główny przewód odprowadzający. Ciecz hydrauliczna doprowadzona do suwaka za pomocą rurki ciśnieniowej 8 przedostaje się przez jedną z rurek 7 do cylindra wzmacniacza hydraulicznego i przesuwa jego tłok w kierunku przesunięcia się cięgła 1.

Przesuwanie się tłoka wzmacniacza hydraulicznego i cięgła 1 w jednym kierunku powoduje przesunięcie się przegubu 2 również w tym samym kierunku, dzięki czemu następuje obrót dźwigni 5 i wychylenie steru wysokości. Jednocześnie przesuwa się także cylinder 10 urządzenia rozdzielczego, który połączony jest sztywno z dźwignią 5 za pomocą wspornika 6. Kierunek ruchu cylindra 10 zbiega się z kierunkiem ruchu cięgła 1 — cylinder porusza się w ślad za suwakiem zmniejszając przekrój przepływowy otworów. Kiedy cylinder 10 zajmie odpowiednie położenie względem suwaka (rys. 3-242b), wówczas przepływ cieczy hydraulicznej do cylindra zostanie zatrzymany i układ sterowy będzie się znajdował w równowadze.

Dzięki takiemu urządzeniu możliwe jest tzw. „śledzenie” przez dźwignię 5 steru wysokości za drążkiem sterowym, tj. każdemu położeniu drążka sterowego odpowiada określone położenie steru mimo braku między nimi wiązania sztywnego.

Kiedy układ znajduje się w położeniu równowagi, na tłoku wzmacniacza hydraulicznego powstaje siła N możliwa do obliczenia z równowagi dźwigni 3 (rys. 3-242b przedstawia siły w przypadku przesunięcia się cięgła 1 w lewo).

$$N \cdot a = P \cdot b; \quad N = P \cdot \frac{b}{a}$$

Na dźwignię w przegubie 2 działa siła

$$T = N + P = P \cdot \frac{a+b}{a}$$

Przełożenie sterowania $\gamma = \frac{P}{T} = \frac{a}{a+b}$ określa stopień „czułości” układu sterowania.

Równanie prac dla takiego układu będzie miało postać

$$Px + N \cdot l_{11} = M_{zaw} \cdot \beta$$

gdzie:

Px — praca wykonywana przez pilota,

N — siła działająca na tłok dźwignika,

l_{11} — droga odbyta przez tłok.

W ten sposób praca wykonywana przez wzmacniacz hydrauliczny równa się $N \cdot l_{11}$.

W razie uszkodzenia lub nie zadziałania wzmacniacza hydraulicznego, układ sterowy zamienia się w zwykły układ mechaniczny, ponieważ dźwignia 3 wykonując obrót względem przegubu na trzonie wzmacniacza hydraulicznego przekazuje ruch dźwigni 5. Wymaga to wprowadzenia zawieszenia przegubowego cylindra wzmacniacza hydraulicznego.

Dla większej wygody przechodzenia ze sterowania wzmacnianego na ręczne, w nowoczesnych układach odwracalnych przełożenie przyjmuje się równe $1/3 \div 1/5$.

Ponieważ siły występujące w układzie sterowym na odcinku od sterownicy ręcznej do wzmacniacza hydraulicznego są znacznie mniejsze od sił poza wzmacniaczem — korzystniejsze jest zamontowywanie wzmacniacza hydraulicznego w niedużej odległości od powierzchni sterowych.

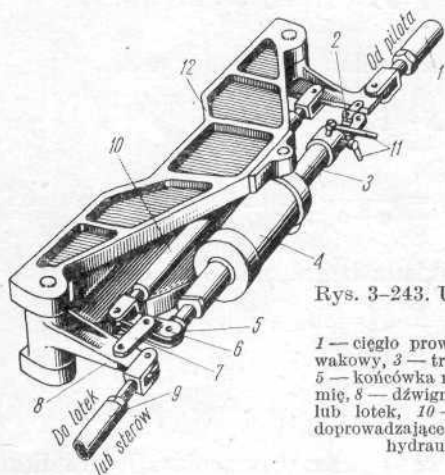
Rysunek 3-243 obrazuje urządzenie wzmacniacza hydraulicznego zamontowanego na odpowiednim wsporniku 12.

Omówimy pokrótce jego pracę. Podczas przesuwania się cięgła 1 (od pilota) przesuwa się trzon suwakowy 2 znajdujący się wewnątrz trzona wykonawczego 3 wzmacniacza hydraulicznego. Ciecz powinna się przedostawać do cylindra 4 tak, aby trzon wzmacniacza hydraulicznego przesuwał się w ślad za trzonem suwaka. Z końcówki trzona 5 wzmacniacza hydraulicznego część siły przenoszona jest na cięgło odwracalne 10 poprzez ramiona 6, a stąd na cięgło 1, zapewniając pilotowi „czułość” sterowania. Większa zaś część siły przenoszona jest przez ucho (strzemie) 7 i dźwignię 8 na cięgło 9 biegnące do steru lub lotek.

Możliwość zastosowania układów odwracalnych jest ograniczona ze względu na wyraźne zwiększanie się obciążeń powietrznych i znaczne zmiany położenia środka parcia na sterach i lotkach przy prędkościach poddźwiękowych i nadźwiękowych. Przy tym zmieniają się znacznie momenty zawiasowe sterów oraz siły przykładane do drążka, koła sterowego i pedałów.

Zastosowanie odwracalnego układu sterowania samolotem nie usuwa wymienionego zjawiska, ponieważ na drążku sterowym (pedałach) odtwarzane są wyraźne zmiany sił o mniejszym nasileniu. W związku z tym obecnie w samo-

lotach o dużym zakresie prędkości stosowane są wzmacniacze hydrauliczne o układzie nieodwracalnym (rys. 3-242b). W tym przypadku moment zawiasowy całkowicie przejmowany jest przez urządzenie pomocnicze. Pilot wprowadza w ruch tylko suwak, a siły występujące na drążku sterowym (kole sterowym)

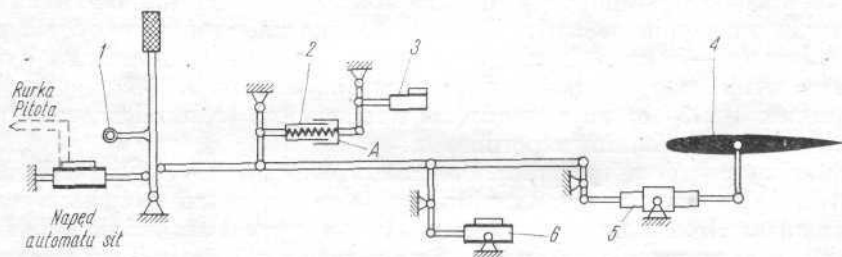


Rys. 3-243. Urządzenie wzmacniacza hydraulicznego

1 — ciężko prowadzące od pilota, 2 — trzon suwakowy, 3 — trzon wykonawczy, 4 — cylinder, 5 — końcówka regulowana, 6 — ramie, 7 — strzemię, 8 — dźwignia, 9 — ciężko prowadzące do steru lub lotek, 10 — ciężko odwracalne, 11 — rurki doprowadzające i odprowadzające mieszankę hydrauliczną, 12 — wspornik

i pedałach imitowane są sztucznie za pomocą specjalnych urządzeń obciążeniowych zmieniających w określony sposób siły, przy zmianie warunków lotu samolotu.

Do imitacji sił wzrastających w miarę zwiększania się kąta wychylenia steru i wyczuwania ich przez pilota w czasie sterowania samolotem, w układzie sterowym stosowany jest sprężynowy mechanizm obciążeniowy. W ten sposób pilot pokonuje siłę pochodzącą od ściskania lub rozciągania się sprężyny mechanizmu obciążeniowego, a nie od momentu zawiasowego steru (rys. 3-244).



Rys. 3-244. Schemat nieodwracalnego układu sterowania integralnym usterzeniem wysokości
1 — ciężarek, 2 — sprężynowy mechanizm obciążający, 3 — mechanizm efektu trymerowego, 4 — integralne usterzenie wysokości, 5 — wzmacniacz hydrauliczny, 6 — napęd pilota automatycznego

Do mechanizmu obciążeniowego dołączany jest mechanizm tak zwanej „efektywności trymerowej”. Podczas włączania tego mechanizmu nie wymaga się od pilota przykładania sił do drążka sterowego w czasie długotrwałego lotu, a więc możliwe jest otrzymanie efektywności równoznacznej działalności klapki wyważającej (trymeru). Efektywność tę osiąga się poprzez przesuwanie ogranicznika A sprężyny mechanizmu obciążeniowego za pomocą silnika elektrycznego, na skutek czego usuwa się zniekształcenie sprężyny powstające ze względu na wychylenie drążka sterowego.

Do imitacji zmian sił działających na drążek sterowy w czasie zmiany prędkości i wysokości lotu, w układzie stosowany jest dodatkowy automat obciążeniowy, do którego doprowadzane jest ciśnienie prędkości (dynamiczne) powietrza. Zmiana ciśnienia prędkości (dynamicznego) wywołuje przesuwanie się przepony (nembrany) połączonej z suwakiem dławiącym przepływ oleju. Olej doprowadzany jest do cylindra wykonawczego, którego tłok związany jest ze sterownicą. W rezultacie tego następuje zmiana sił w sterownicy.

Zależnie od przeciążenia, do imitacji sił stosuje się ciężarek umocowany na drążku sterowym lub na ciągle układu sterowego (rys. 3-244).

Na rysunku 3-244 przedstawiony jest nieodwracalny układ sterowania integralnym usterzeniem wysokości.

W celu zwiększenia niezawodności działania tego układu dość często stosuje się samodzielne układy wzajemnie się dublujące. Ponadto w niektórych samolotach każda część lotki i każda połowa steru mają indywidualne wzmacniacze hydrauliczne. Pozwala to (mimo pewnej ograniczoności) na pilotowanie samolotu podczas niezadziałania jednego wzmacniacza. Zwykle do układu sterowego ze wzmacniaczem hydraulicznym jest włączony również napęd pilota automatycznego.

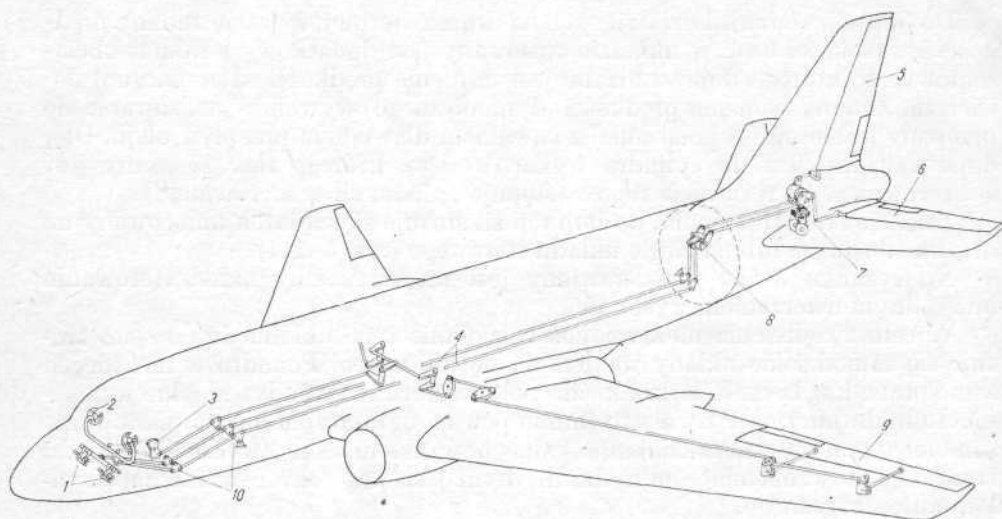
Nie należy jednak sądzić, że przejście do układów wzmacniania hydraulicznego w sterowaniu eliminuje konieczność stosowania w nowoczesnym samolocie środków kompensacji aerodynamicznej momentu zawiasowego sterów. Przeciwnie, w związku z coraz bardziej rozszerzającym się zakresem prędkości lotu samolotów i szybkim wzrostem momentów zawiasowych sterów, zagadnienie to nie traci swojego znaczenia nawet przy stosowaniu wzmacniaczy hydraulicznych. Aerodynamiczne środki kompensacji momentu zawiasowego niezbędne są tak do obniżenia potrzebnej mocy wzmacniaczy montowanych w samolocie, jak i do zwiększenia bezpieczeństwa w czasie awaryjnego przechodzenia na sterowanie ręczne w razie uszkodzenia wzmacniacza hydraulicznego.

Typy ciągów sterowych

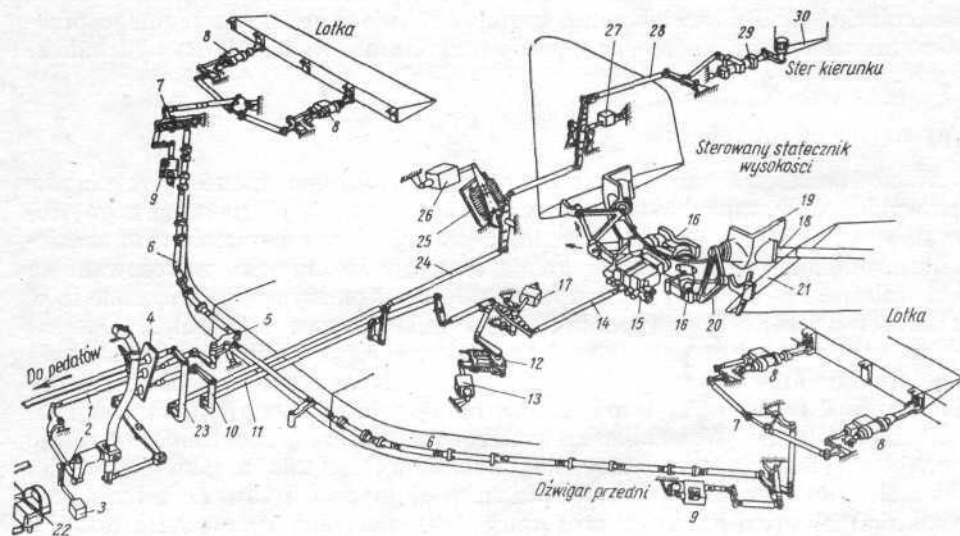
W nowoczesnych samolotach stosowane są obecnie różne typy ciągów sterowych. Na rysunku 3-245 pokazany jest schemat ciągu sztywnego sterowania samolotem o prędkości poddźwiękowej. W mechanizmie tym na niewielkim odcinku — od kolumny koła sterowego do krzywki, zastosowane są linki stalowe. Mechanizmy wykonawcze pilota automatycznego włączone są w układ sterowy równolegle (podobnie jak w układzie na rys. 3-244).

Na rysunku 3-246 pokazany jest schemat ciągu sztywnego sterowania samolotem naddźwiękowym. Układ nieodwracalny wyposażono w mechanizmy efektywności trymerowej i urządzenia obciążeniowe służące do imitacji sił podczas sterowania. W mechanizmie sterowania lotkami obciążenie wywołuje sworzeń sztywny 2, obracający się podczas wychylania drążka sterowego. W urządzeniu sterowania statecznikiem poziomym (płytowym usterzeniem wysokości) i sterem kierunku stosowany jest obciążeniowy mechanizm sprężynowy. Do wychylania lotek i steru kierunku służy wzmacniacz hydrauliczny, a do wychylania statecznika poziomego — silniczek hydrauliczny poprzez parę ślimakową (ślimak i koło ślimakowe). Do układu sterowania włączone są mechanizmy wykonawcze pilota automatycznego. Statecznik poziomy obracany jest za pomocą łęku 21 ślizgającego się we wpuszcie znajdującym się w kadłubie.

W samolotach dalekiego zasięgu i szkolnych montuje się podwójny układ sterowy o dwóch stanowiskach sterowniczych.



Rys. 3-245. Schemat sztywnego ciągu sterowego samolotu o prędkości poddźwiękowej
 1 — pedały, 2 — koło sterowe, 3 — krzywka, 4 — cięgła duraluminiowe, 5 — ster kierunku, 6 — ster wysokości,
 7 — mechanizm sterowania pilota automatycznego, 8 — wyprowadzenie uszczelnione, 9 — lotka, 10 — dźwignie
 pośrednie (wahacze)

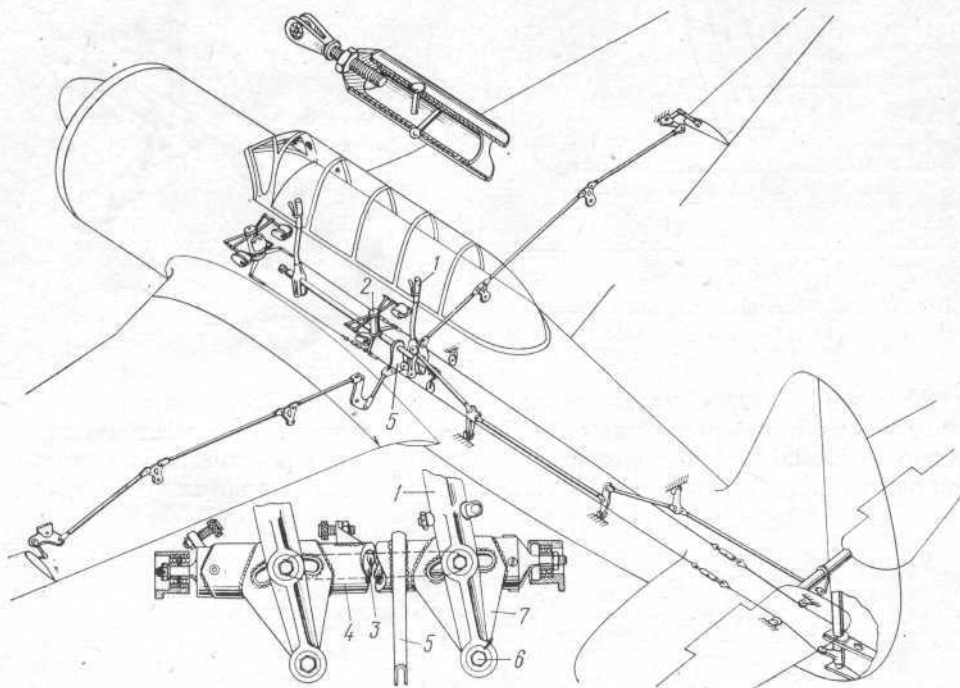


Rys. 3-246. Schemat sztywnego ciągu sterowego samolotu naddźwiękowego
 a — mechanizm sterowania lotkami, b — mechanizm sterowania statecznikiem poziomym, c — mechanizm sterowania
 sterem kierunku
 1 — cięgło, 2 — sworzeń obracający się, 3 — mechanizm efektu trymerowego, 4 — uszczelnienie tylnej ścianki kabiny,
 5 — wahacz, 6 — cięgła, 7 — wahacze, 8 — wzmacniacz hydrauliczny, 9 — mechanizm sterowania, 10 — wahacz,
 11 — cięgło, 12 — automat obciążeniowy, 13 — mechanizm efektu trymerowego, 14 — cięgło, 15 — silniki hydrauliczne,
 16 — para ślimakowa, 17 — mechanizm sterowania, 18 — oś statecznika poziomego, 19 — obudowa łożyska,
 20 — trójkątna ramka napędu statecznika poziomego, 21 — łąk, 22 — pedały, 23 — wahacze, 24 — cięgło, 25 — auto-
 mat obciążeniowy, 26 — mechanizm efektu trymerowego, 27 — mechanizm sterowania, 28 — cięgło, 29 — wzmacniacz
 hydrauliczny, 30 — ster kierunku

W samolotach szkolnych podwójne sterownice umieszczone są z reguły jedna za drugą. Niekiedy w takich samolotach drążki i pedały sterowe ustawia się obok siebie.

Na rysunku 3-247 przedstawiono podwójny układ sterowania stosowany w samolocie szkolnym. Ciąg sterowania ręcznego — sztywny, nożnego — elastyczny.

Tylny drążek sterowy i tylne urządzenie pedałów 2 włączone są szeregowo w obwód całego układu sterowania. Cięgło łączące 3 napędu steru wysokości przechodzi wewnątrz rury podłużnej 4, na której umieszczona jest dźwignia sterowania lotkami 5. Urządzenie pedałów tego układu sterowania jest urządzeniem typu dźwigniowego.



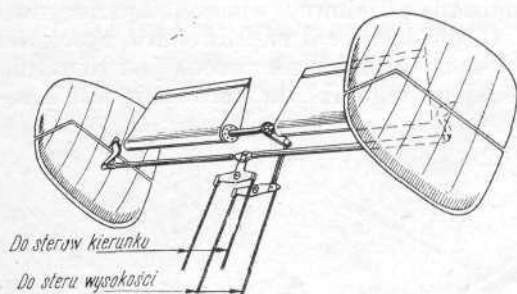
Rys. 3-247. Schemat układu sterowego samolotu szkolnego

1 — tylny drążek sterowy, 2 — tylne urządzenie sterowania nożnego, 3 — cięgło łączące, 4 — rura wzdłużna, 5 — dźwignia sterowania lotkami, 6 — oś ruchu obrotowego drążka sterowego, 7 — dźwignia

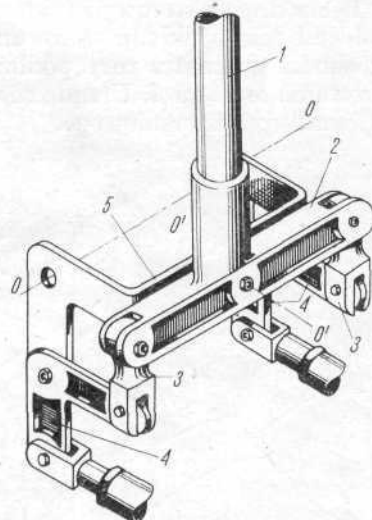
Rysunek 3-249 obrazuje konstrukcję drążka sterowego samolotu mającego elewony, tj. lotki spełniające jednocześnie rolę lotek i sterów wysokości. Elewony są to urządzenia podłużnego i poprzecznego sterowania samolotów bezogonowych, które mogą się wychylać jednocześnie w jedną stronę i w strony przeciwległe. Podczas ruchu drążka sterowego do przodu i do tyłu drążek 1 wraz z przymocowaną do niego poprzecznica 2 z uszkami zawiasowymi 3, wahaczami 4 i wspornikiem 5 wychylają się względem osi $O-O$. Wszystkie wyszczególnione ogniwa wychylają się jak jedna całość; końce wahaczy 4 przemieszczają się w jedną stronę i powodują wychylenie elewonów w jedną stronę (do góry lub w dół). Przy ruchu na boki — w prawo, w lewo, drążek i poprzecznicę 2 obracają się względem osi $O'-O'$, znajdującej się w pozostającym nieruchomo wsporniku. Jedno z uszek zawiasowych 3 odbywa ruch do

góry, inne zaś do dołu, wywołując niesymetryczne wychylenie wahaczy 4, których końce poruszają się w kierunkach przeciwnych. Elewony wychylają się w różne strony: jeden do góry — drugi do dołu.

Układ sterowania wszystkimi sterami powinien być wyposażony w rygle o położeniach granicznych, które uniemożliwiałyby dalszy ruch elementów układu.

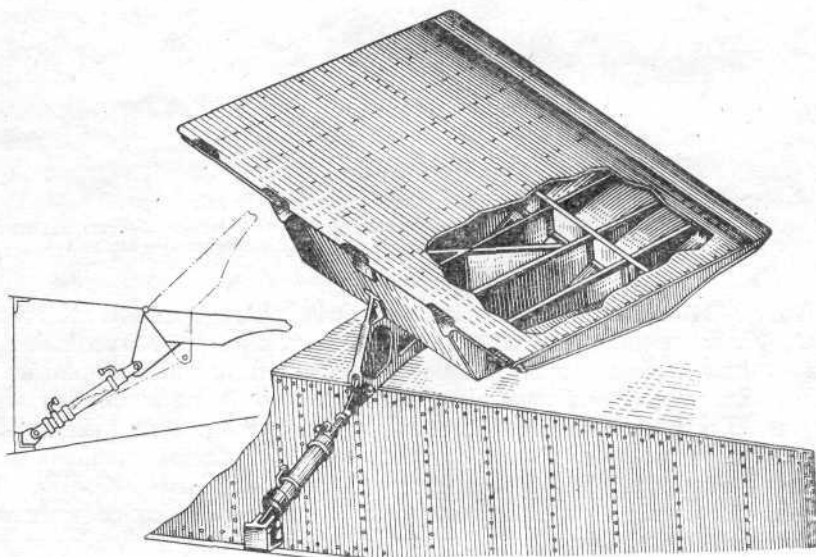


Rys. 3-248. Schemat układu sterowego podwójnego usterzenia kierunku



Rys. 3-249. Schemat napędu elewonów
1 — drążek sterowy, 2 — ramię poprzeczne, 3 — uszka zawiasowe, 4 — wahacze, 5 — wspornik

Na rysunku 3-250a, b przedstawiono konstrukcję urządzenia napędzającego przerywacze (interceptory) samolotu Tu-124. Interceptory, jak wiadomo z poprzednich rozdziałów, w połączeniu z lotkami ułatwiają poprzeczną sterowność samolotu i mogą być wykorzystywane do hamowania samolotu.

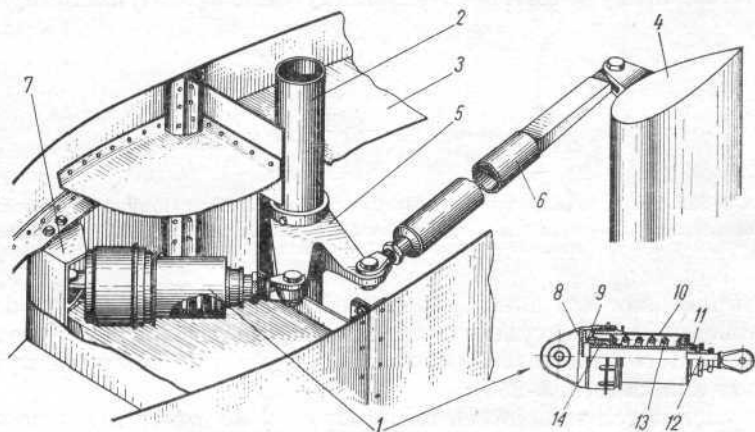


Rys. 3-250. Układ sterowania przerywaczem (interceptorem)

1 — zawiasy, 2 — przerywacz, 3 — przegrody, 4 — kształtownik, 5 — tylny dźwigar skrzydła, 6 — cylinder, 7 — przerywacz w położeniu schowanym, 8 — oś obrotu, 9 — przerywacz w położeniu wychylnym

W celu polepszenia sterowności, w niektórych samolotach stosowane są cięgła sprężynowe w układach sterowania sterami.

Tak na przykład do układu sterowania sterem kierunku samolotu An-10 (rys. 3-251) dodawane jest cięgło sprężynowe 1. Dzięki obrotowi wału rurowego 2 i dwuramiennego wahacza 5, ster kierunku 3 porusza się. Przy małych obciążeniach działających na ster (a także na układ sterowania) cięgło 1 pracuje



Rys. 3-251. Układ sterowy ze sprężynową kłapką odciażającą (Flettnera) steru kierunku
1 — cięgło sprężynowe, 2 — wał rurowy, 3 — ster kierunku, 4 — klapka odciażająca, 5 — wahacz dwuramienny, 6 — cięgło, 7 — wspornik, 8 — korpus, 9 — ogranicznik ruchu, 10 — korpus, 11 — suwak, 12 — końcówka, 13 — sprężyna, 14 — korpus

jak cięgło sztywne, a klapka odciażająca (Flettnera, patrz rozdz. 14) 4 wychyla się jak jedna całość wraz ze sterem. W miarę powiększania się obciążenia na cięgło 1 zmienia ono swoją długość (zależnie od kierunku obrotu), wał 2 z dźwigianiami obraca się względem steru i za pomocą cięgła 6 wychyla kłapkę odciażającą na bok przeciwnie do wychylenia steru. W rezultacie tego zmniejsza się siła przykładana do pedałów.

Właściwości sterowania samolotem na dużych wysokościach

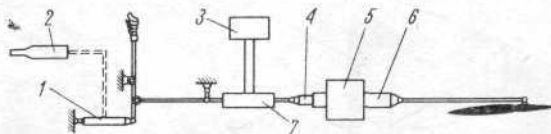
Lot współczesnego samolotu na dużych wysokościach odznacza się pewnymi właściwościami. Wraz ze zwiększaniem się wysokości przy zachowaniu danej prędkości lotu pogarsza się reagowanie samolotu na wychylenie sterów. Na skutek czego samolot staje się ociężały w sterowaniu. Jednocześnie przy tym naturalne tłumienie drgań samolotu, tj. wytrzymałość na skręcanie go względem osi przechodzącej przez środek ciężkości samolotu, wraz ze zwiększaniem się wysokości lotu znacznie spada, na skutek czego zjawisko to, pochodzące od różnych zakłóceń (podmuch wiatru, przypadkowy ruch dźwigni układu sterowego), utrzymuje się przez znaczny okres czasu. W związku z tym przy projektowaniu samolotów przeznaczonych do lotów na dużych wysokościach przewiduje się odpowiednie środki umożliwiające sztuczne tłumienie drgań.

Obecnie do tego celu stosowane są specjalne urządzenia automatyczne tłumiące drgania, które występują w czasie lotu samolotu na dużej wysokości. W automacie tłumiącym drgania czujnik ma własności reagowania na zmiany prędkości katowej w czasie zakrętu samolotu względem jego środka ciężkości. Stery samolotu w tym czasie automatycznie, bez udziału pilota, wychylają się, tak że wytwarza się moment sił aerodynamicznych skierowany przeciwko zakrętowi samolotu. Jednak aby sterowanie za pomocą automatu nie okazy-

wało wpływu na sterownice, do układu sterowego włącza się specjalne ogniwo. Może to być na przykład rozsuwane cięgło, którego długość zmienia się zależnie od wielkości i znaku sygnału idącego od czujnika.

Schemat ideowy podobnego kombinowanego urządzenia napędzającego stery samolotu pokazany jest na rysunku 3-252.

Podczas lotu samolotów na dużych wysokościach (powyżej 50 km) w warunkach bardzo małej gęstości powietrza korzystanie z aerodynamicznych urzą-

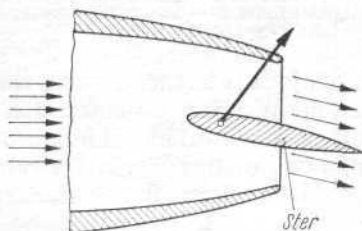


Rys. 3-252. Schemat ideowy układu sterowego z automatem tłumiącym drgania

1 — mechanizm obciążający, 2 — rurka Pitota (spiętrzeniowa), 3 — czujnik automatu tłumiącego drgania, 4, 6 — trzony, 5 — wzmacniacz, 7 — cięgło rozsuwane!

dzeń sterowania (sterów i lotek) jest niemożliwe. W związku z tym do sterowania samolotami raketowymi wykorzystuje się stery gazowe, mające nieduże powierzchnie, które umieszcza się w strumieniu gazów spalinowych wychodzących z dyszy silnika (rys. 3-253).

We współczesnych samolotach raketowych dość często używane są stery strumieniowe (dysze), które umieszcza się na znacznej odległości od środka



Rys. 3-253
Ster gazowy

ciężkości (rys. 3-106). Jako stery strumieniowe mogą być wykorzystywane małe silniki raketowe na paliwo płynne, które włączane są w razie potrzeby przez człowieka lub pilota automatycznego.

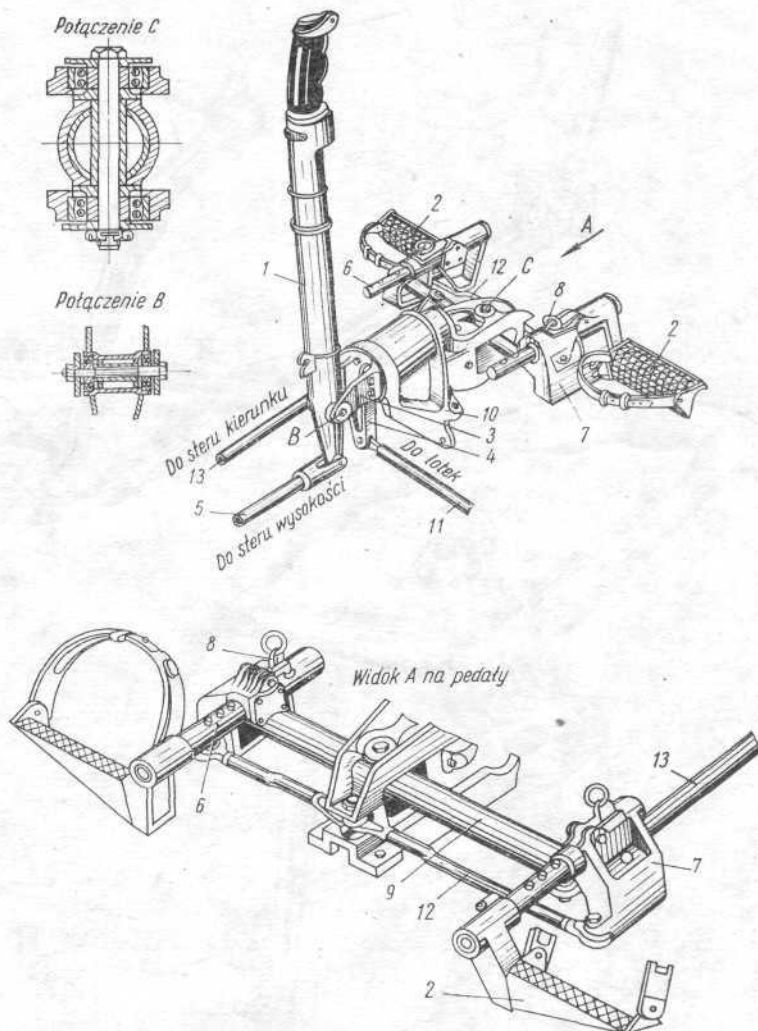
Konstrukcja podstawowych elementów układu sterowego

Drażek sterowy

Drażek sterowy zabudowuje się na podłużnej (rzadziej na poprzecznej) rurze lub na wsporniku w kabine pilota.

Rysunek 5-254 obrazuje główny (centralny) węzeł układu sterowego samolotu. Do zasadniczych elementów wymienionego węzła zalicza się drażek sterowy 1 i pedały 2 zamontowane na wsporniku odlewanym 10. Drażek sterowy umocowany jest na obracającej się na łożyskach osi, która zakończona jest widelkami 3. Na osi tej osadzona jest dźwignia sterowania lotkami 4, która wprowadza w ruch cięgło (drażek) 11. W czasie napędzania lotek cięgło 5 napędzające ster wysokości opisuje powierzchnię stożkową z wierzchołkiem, położonym na przedłużeniu osi obrotu drażka. Dzięki temu zapewniony jest niezależny napęd lotkami i sterem wysokości.

Drażek sterowy jest to dźwignia o niejednakowej długości ramion. Wykonuje się go w zasadzie z rury duraluminiowej. Dolna część rury wchodzi w osadę, za pomocą której drażek zamocowuje się na poziomo położonym wale lub wsporniku (rys. 3-254). Górna część drażka zakończona jest dostosowaną do ręki rękojeścią (uchwytem). W uchwycie zwykle zamontowuje się spusty i przyciski uruchamiające uzbrojenie, hamulce i niekiedy klapki wyważające.

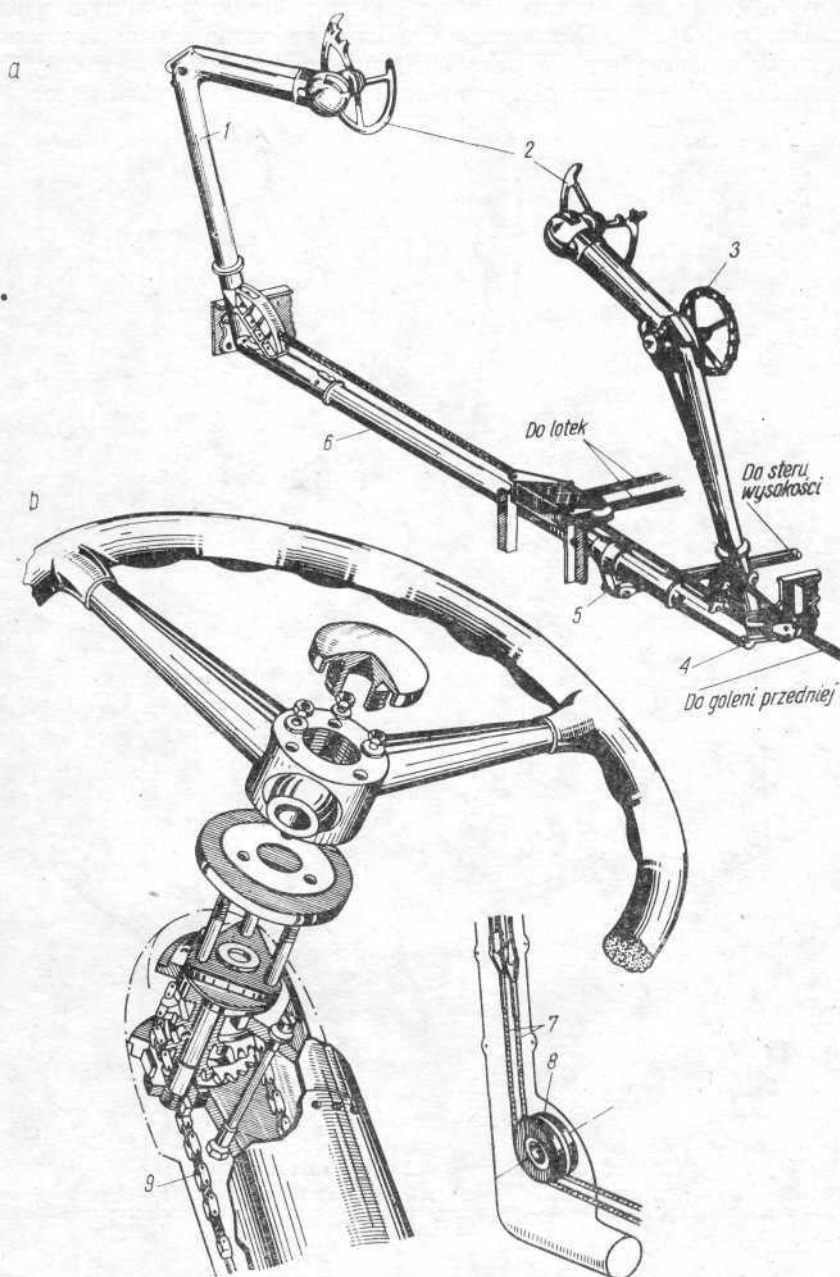


Rys. 3-254. Główny węzeł sterowania samolotem

1 — drażek sterowy, 2 — pedały, 3 — widelki, 4 — dźwignia sterowania lotkami, 5, 11, 13 — cięgła, 6 — prowadnica pedału, 7 — wspornik pedału, 8 — kółko, 9 — dźwignia główna, 10 — wspornik, 12 — dźwignia przednia równoległoboku mechanizmu

Kolumna koła sterowego

Kolumna koła sterowego ręcznego mechanizmu sterowania samolotem (rys. 3-255a) składa się z kolumny, głowicy z kołem sterowym i osady. Dzięki obrotowi koła sterowego zapewniony jest napęd lotek, a poprzez wychylenie całej kolumny „na siebie” i „od siebie” — napęd steru wysokości. Kolumna



Rys. 3-255. Sterownica podwójna (wolant)

1 — kolumna, 2 — koła sterowe do sterowania lotkami, 3 — koło sterowe do sterowania kołem przednim, 4 — łożysko osi obrotu kolumny, 5 — dźwignia, 6 — podstawa kolumny, 7 — linki, 8 — krążek, 9 — łańcuch Galla

wykonana jest ze stopu duraluminium lub magnezu w postaci rury. Górna część, na której zabudowuje się głowicę z kołem sterowym, i dolna — obsada, z reguły odlewane są ze stopów lekkich. Do przenoszenia napędu z koła sterowego zwykle stosowany jest układ mechaniczny z łańcuchem Galla (rys. 3-255b) lub stożkowym kołem zębatym. Do obsady kolumny przymocowana jest dźwignia, która wprawia w ruch cięgła doprowadzone do steru wysokości. Niezależność sterowania sterem wysokości i lotkami osiąga się przez rozmieszczenie linek na osi obrotu kolumny.

W przypadku zastosowania dwusteru, kolumny kół sterowych mogą być rozstawione oddzielnie. Połączenie ich odbywa się poprzez układ sterowania oraz poprzez główną obsadę (kolumnę podwójną). Na górnej części kolumny mogą być rozmieszczone różne przyciski urządzeń napędu pomocniczego (klapki wyważającej pilota automatycznego, urządzenia radiowego) oraz koło sterowe napędu przedniej goleni podwozia (rys. 3-255).

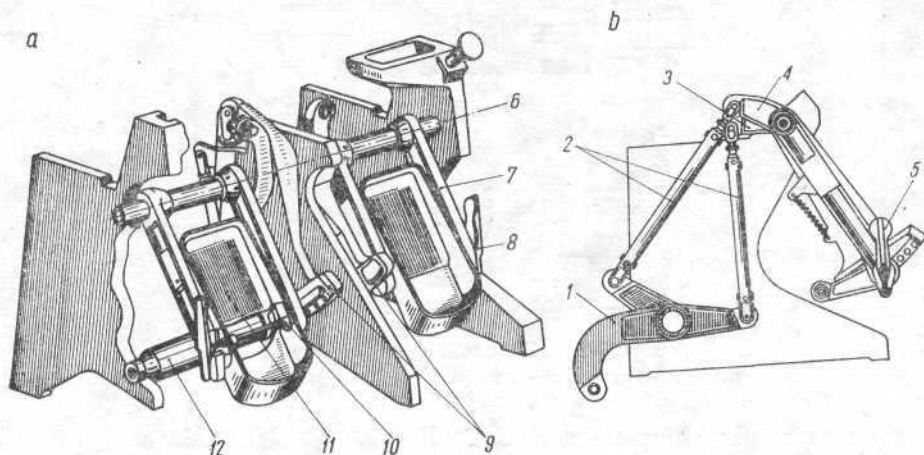
Pedały

Mechanizm nożnego sterowania samolotem znajdujący się w kabinie pilota składa się z poziomej lub pionowej dźwigni (orczyka) i z podnóżków. Ze względu na różny wzrost pilotów, konieczne jest regulowanie odległości między fotelem pilota i podnóżkami. W związku z tym pedały lub podnóżki powinny mieć urządzenia zmieniające tę odległość.

Dźwignie z pionową osią obrotu wykonywane są zwykle w postaci równoległoboku (rys. 3-254). Podnóżki pedałów 2 osadzone są we wspornikach 7, które mogą być regulowane według wzrostu pilota. Podnóżki reguluje się przez wyłączanie zapadki za pomocą kółka 8 i przesuwanie podnóżka na prowadnicach 6.

Na rysunku 3-254 pokazano węzeł C, który łączy główną dźwignię i środkowy wy wspornik 10.

W samolotach ciężkich szeroko stosowane są główne stanowiska pilotów z pedałami o ruchu wahadłowym względem osi poziomych umieszczonych u góry lub na dole (rys. 3-256). Pilot może regulować pedały według swojego



Rys. 3-256. Główne stanowisko mechanizmu sterowania nożnego

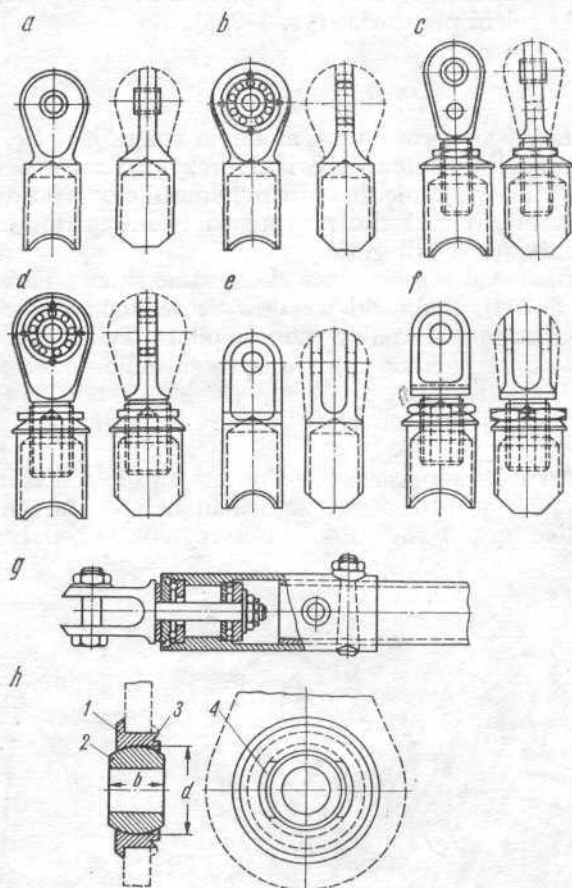
1 — dźwignia do połączenia ze sterem kierunku, 2 — cięgła, 3 — dźwignia krzywki prawego pedału, 4 — dźwignia krzywki lewego pedału, 5 — dźwignia urządzenia regulacyjnego, 6 — oś obrotu, 7 — pręt, 8 — dźwignia, 9 — krzywka, 10 — sworzeń, 11 — pedał, 12 — wał

wzrostu, przez przestawianie sworznia znajdującego się na żerdziach w odpowiedni otwór krzywki. Na mechanizmie pedałowym zamontowano urządzenie uruchamiające hamulce kół. Prawe i lewe stanowisko nożnego mechanizmu sterowania są połączone za pomocą cięgieł i wału (rys. 3-256b).

Części ciągu sterowego

W skład ciągu sterowego wchodzi wiele części, do których zalicza się cięgła (popychacze), linki, dźwignie, krzywki, wahacze, prowadnice, krążki, łożyska kulkowe itd.

Cięgła (popychacze) wykonywane są zasadniczo z rurek duraluminiowych, a niekiedy z rurek stalowych. W celu niedopuszczenia do powstawania drgań,



Rys. 3-257. Końcówki cięgieł i przeguby

1 — oprawa, 2 — panewka, 3 — wąż, 4 — wycięcie

cięgła nie mogą być długie. Praktycznie długość cięgieł, a także odległość między ich podporami nie powinna wynosić więcej niż 2 m. Cięgła mają odpowiednie zakończenia do połączeń przegubowych z innymi cięgłami. Zakończenia cięgieł mogą być stałe (nieruchome) lub ruchome dające się regulować. Wykonywane one są w kształcie tulei z otworami osiowymi z nacięciami do wkręcania

śrub oczkowych lub widelkowych (pokretnych). W ten sposób możliwa jest zmiana w określonych granicach odległości między środkami przegubowych końców cięgieł, przez co upraszcza się znacznie regulowanie układu sterowego.

Ponieważ cięgła w niektórych przypadkach mają tendencję do ruchu nie tylko postępowego, ale i do wychylania się na boki oraz do obracania się wokół swej osi, stosuje się odpowiednie przegubowe ich zakończenie. Są to:

- przegub prosty — z jedną osią obrotu,
- przegub podwójny — z dwoma osiami obrotu (obróć w płaszczyźnie cięgła i wokół osi cięgła),
- przegub uniwersalny — z trzema osiami obrotu wykonywany przeważnie w postaci przegubu kulistego; przy niedużych kątach wychylenia, rolę takiego przegubu może spełniać dwurzędowe wahliwe łożysko kulkowe.

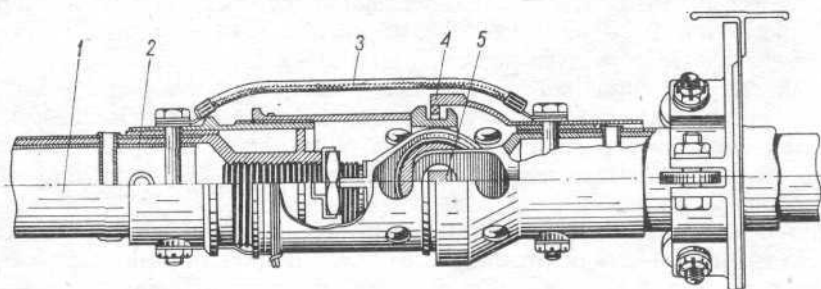
Na rysunku 3-257 pokazano różne rodzaje końcówek cięgieł i typy przegubów (*a, b, c, d, e, f* — zwykłe, *g* — podwójne, *h* — uniwersalne). W przegubie uniwersalnym oprawę 1 wkłada się w uszko i zamocowuje się ją poprzez rozwałcowanie wąsów 3. Panewka kulista 2 wchodzi w oprawę przez wycięcie 4, którego średnica i szerokość równe są średnicy i szerokości panewki. W ten sposób panewka obraca się w oprawie.

W celu podniesienia niezawodności działania układu sterowego, czasami cięgła wykonuje się z dwóch rurek — głównej i dublującej. W przypadku uszkodzenia jednej z nich układ sterowy w dalszym ciągu może być zdolny do pracy.

Na rysunku 3-258 przedstawiono konstrukcję regulowanego połączenia końców cięgieł wykonanych z dwóch rurek.

Końce rurek podwójnych łączone są ze sobą za pomocą połączeń wielowpustowych. W razie uszkodzenia śruby przegubowej, która łączy końce rurek głównych, wybiera się odpowiedni luz w połączeniu wielowpustowym i włącza się do pracy rurki dublujące.

Wszystkie połączenia cięgieł powinny mieć metalowe elastyczne łączniki w celu uniknięcia różnic potencjału elektryczności statycznej (rys. 3-258).



Rys. 3-258. Regulowane połączenie końców cięgła

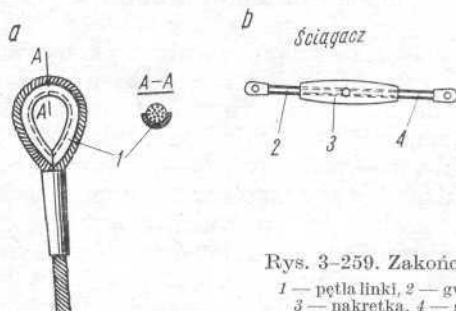
1 — rurka zewnętrzna, 2 — rurka wewnętrzna cięgła, 3 — złącze metalizacyjne, 4 — połączenie wielowpustowe, 5 — sworzeń zawiasowy

W elastycznym ciągu sterowym stosowane są linki. Jako elementów łączących je stosuje się chomątka (sercówki), które przymocowuje się do nich za pomocą odpowiednich nasadek. Do regulacji elementów łączących linki stosuje się ściągacze. Wszystkie wymienione części są znormalizowane.

Na rysunku 3-259a pokazano połączenie linki z chomątkiem za pomocą nasadki. Rysunek 3-259b przedstawia ściągacz składający się z nakrętki i dwóch końcówek z uszkami. Jedna końcówka ma prawy, a druga lewy gwint. Dzięki

temu odległość między uszkami może być zmieniana poprzez wykonanie obrotu nakrętki wokół swojej osi.

Począwszy od głównego stanowiska pilota, a kończąc na sterach w układzie sterowym stosowane są również dźwignie i różne wahacze. Dźwignie zazwyczaj montuje się bezpośrednio na lotkach i sterach oraz na podstawowych stanowiskach ręcznego i nożnego mechanizmu sterowania (np. rys. 3-255, 3-256).



Rys. 3-259. Zakończenie linek

1 — pętla linki, 2 — gwint prawy,
3 — nakrętka, 4 — gwint lewy

Dźwignie układu sterowego bywają dwóch typów: dźwignie podtrzymujące, służące przede wszystkim do zawieszania na nich cięgieł układu sterowego (rys. 3-260a), i dźwignie służące do zmiany siły i kierunku ruchu tychże cięgieł.

Ramiona dźwigni mogą być zawieszane w jednej (rys. 3-260b — dźwignia D), dwóch i więcej płaszczyznach (rys. 3-260b, c — dźwignia E).

Dźwignia podtrzymująca (rys. 3-260a) nie zmienia sił występujących w cięgle, lecz tylko zmniejsza jego długość swobodną.

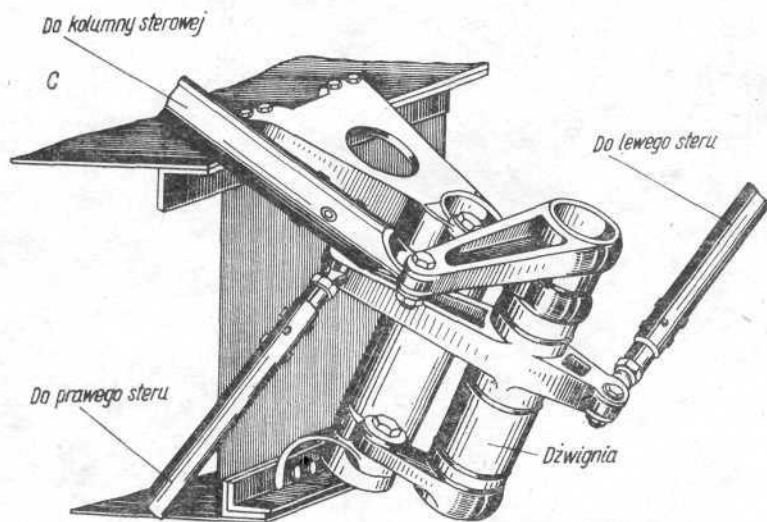
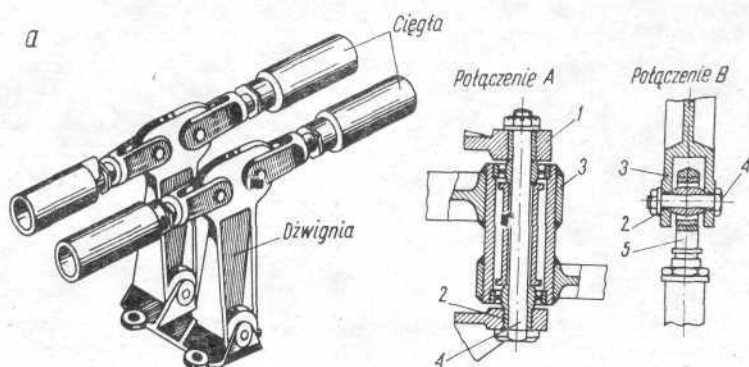
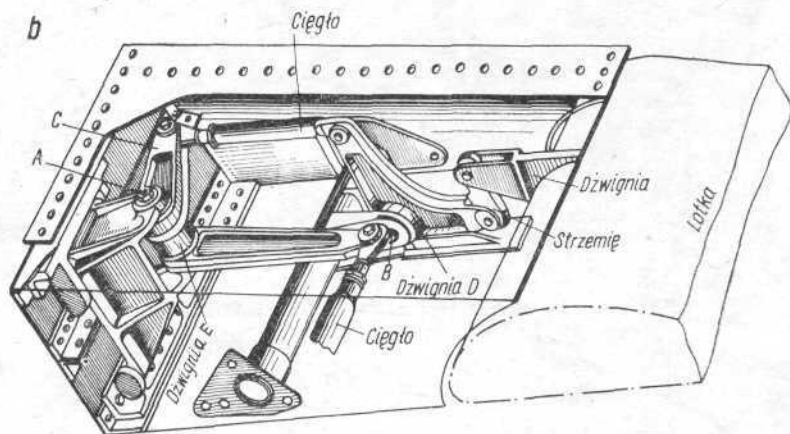
Właściwość konstrukcji przedstawionego na rys. 3-261a węzła polega na tym, że przy dużej długości dźwigni 2 poruszające się części nie wychodzą poza obrys profilu skrzydła cieniokiego. Kinematyka węzła oparta jest na zasadzie obrotu trójkąta prostokątnego ABC względem jego przeciwprostokątnej AC , co jest niezbędne do tego, aby oś obrotu dźwigni 1, oś dźwigni 2 i oś obrotu lotki przecinały się w jednym punkcie C (rys. 3-261b).

W mieszanym ciągu sterowym przy przechodzeniu z ciągu elastycznego na sztywny stosowane są zwykle krzywki, które stanowią część krawka z wyłobieniami na jego wieniec, przeznaczonymi na linki (rys. 3-262). Podczas obrotu krzywki linka zawsze wybiega wzdłuż stycznej względem obwodu wyłobienia.

Jako urządzenia prowadzące sztywnego ciągu sterowania stosowane są rolki. Na rysunku 3-263 pokazane jest rolkowe urządzenie prowadzące składające się z obejm z trzema rolkami, które podtrzymują cięgła. Prowadnice zmniejszają także długość swobodną cięgła. Polepsza to pracę cięgła na wyboczeniu i zmniejsza jego skłonność do występowania drgań.

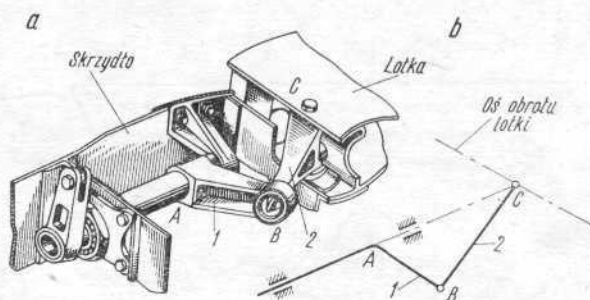
W elastycznym ciągu sterowym jako prowadnice stosuje się krawki i tuleje. Urządzenie krawkowe (rys. 3-264) może być nieruchome (a) i samonastawne (b). Średnicę krawków ustala się według istniejących norm zależnie od średnicy stosowanej linki i kąta opasania krawka. Aby linka nie spadała z krawka w razie przypadkowego jej osłabienia, stosuje się specjalne zabezpieczenie 5.

W tych przypadkach, kiedy nie występuje duże ugięcie linki, lub gdy jest tylko konieczne podtrzymanie linki na długim prostoliniowym odcinku układu sterowego — zamiast krawka stosuje się tuleje prowadzące (rys. 3-264c).

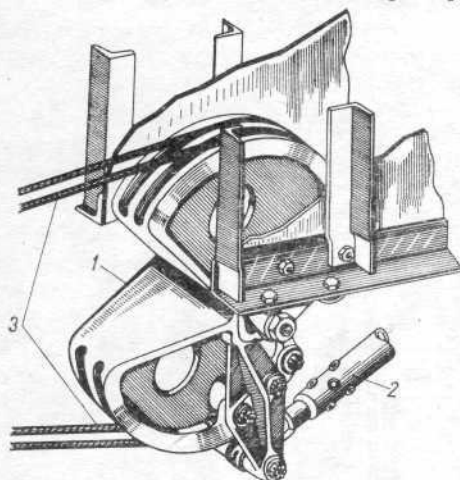


Rys. 3-260. Urządzenie dźwigni układu sterowego

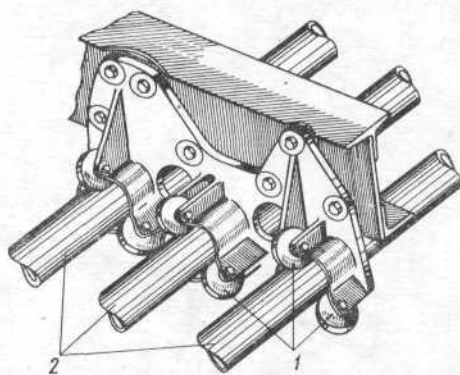
— wspornik, 2 — tulejki, 3 — dźwignie z łożyskami kulkowymi, 4 — śruby, 5 — śruba oczkowa cięgła, 6 — końcówka



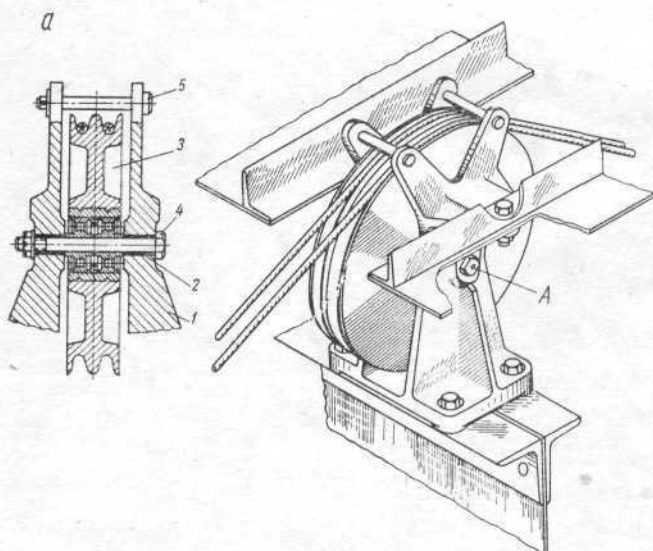
Rys. 3-261. Węzeł napędu łatki
1 — dźwignia napędu, 2 — dźwignia łatki



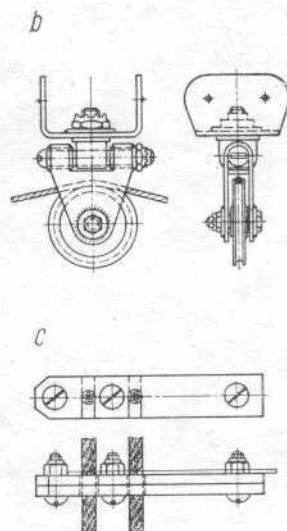
Rys. 3-262. Segment
1 — krzywka, 2 — cięgło, 3 — linki



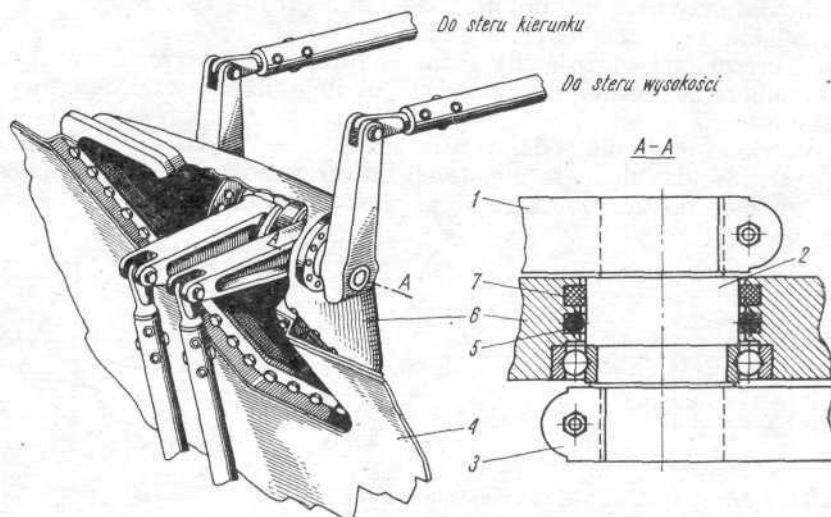
Rys. 3-263. Rolki prowadzące
1 — rolki, 2 — cięgła



Rys. 3-264. Krążki i prowadnice elastycznego ciągu sterowego
1 — wspornik, 2 — tuleja, 3 — krążek, 4 — śruba, 5 — ochraniacz cięgna



Na rysunku 3-265 pokazany jest sposób wyprowadzenia uszczelnionego mechanizmu sterowania z kabiny ciśnieniowej za pomocą wahaczy (dźwigien). Wyprowadzenie to jest wykonane w postaci skrzynki, w której osadzone są wały. Otwory ścianek skrzynki, przez które przechodzą wały, uszczelnione są uszczelkami wykonanymi z gumy o przekroju okrągłym i filcowymi podkładkami pierścieniowymi.



Rys. 3-265. Uszczelnione wyprowadzenie dźwigien układu sterowego

1 — wahacz wewnątrz kabiny ciśnieniowej, 2 — wał, 3 — wahacz na zewnątrz kabiny ciśnieniowej, 4 — dno kabiny ciśnieniowej, 5 — gumowy pierścień uszczelniający, 6 — skrzynka, 7 — pierścień filcowy

Obliczenia wytrzymałościowe układu sterowego

Obciążenia występujące w układzie sterowym

Siły przykładane do drążka sterowego lub pedałów określa się wielkością momentów zawiasowych, wielkością wychyleń sterów lub lotek oraz przesunięciami organów sterowniczych.

Ze wzoru (76) na str. 355 otrzymujemy:

$$P = \frac{M_{\text{zaw}} \cdot \beta}{x}$$

gdzie:

β — kąt wychylenia steru,

x — przesunięcie (wychylenie) drążka lub pedału.

Wartość $\frac{\beta}{x}$ może być obliczona przy danych wymiarach układu sterowego. Obliczeniowy moment zawiasowy M_{zaw} określa się, jak było wspomniane wyżej (rozdz. 14), zgodnie z normami wytrzymałościowymi samolotów. Wartość P można wyznaczyć znajdując siłę w ciągle połączonym ze sterem (rys. 3-266a):

$$N_3 = P_{\text{st}} \cdot \frac{u}{h}$$

wyznaczając następnie kolejno siły według zasad statyki we wszystkich elementach układu sterowego.

Ponieważ stosunek ramion dźwigien układu sterowego jest różny przy

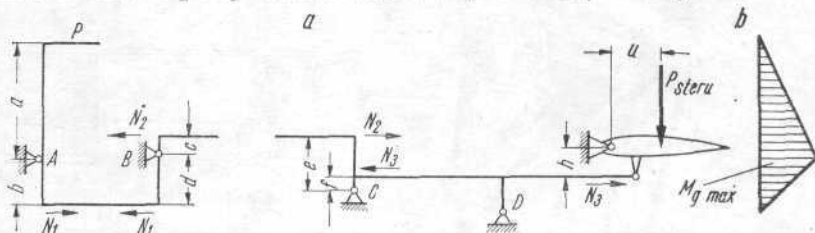
różnych położeniach dźwigni sterownicy, to wyznaczanie sił należy przeprowadzać dla kilku położeni dźwigni. W przybliżeniu siły można wyznaczać dla niewychylonych dźwigni sterownic.

Wartość obliczeniowa P ograniczona jest normami wytrzymałościowymi w następujących granicach:

- dla drążka przy napędzaniu steru wysokości $130 \div 240$ kG ($1270 \div 2350$ N),
- dla drążka przy napędzaniu lotek $65 \div 130$ kG ($640 \div 1270$ N),
- dla pedałów $180 \div 250$ kG ($1760 \div 2450$ N).

Jeżeli otrzymana wartość siły P nie znajduje się w wymienionych granicach, to obliczanie należy przeprowadzać według bliższej względem niej wartości granicznej.

Na przykład jeżeli dla pedałów otrzymano $P = 200$ kG (1960 N), to obliczanie przeprowadza się na tę siłę. Jeżeli zaś otrzymano $P = 300$ kG (2940 N) wówczas obliczanie przeprowadza się na siłę 250 kG (2450 N).



Rys. 3-266

Określenie sił działających na elementy układu sterowego podczas sterowania sterem wysokości

Siły N występujące we wszystkich elementach układu sterowego oblicza się na podstawie ogólnych zasad statyki — z równowagi elementów układu sterowego. Rozpatrzmy na przykład sposób wyznaczania sił występujących w elementach układu sterowego przytoczonego na rysunku 3-266a, przy napędzaniu steru wysokości.

Z warunku równowagi drążka sterowego otrzymujemy:

$$P \cdot a = N_1 \cdot b \quad \text{oraz} \quad N_1 = P \cdot \frac{a}{b}$$

Reakcja występująca w przegubie A

$$R_A = P + N_1$$

Z warunku równowagi następnej dźwigni wynika, że:

$$N_1 \cdot d = N_2 \cdot c \quad \text{oraz} \quad N_2 = N_1 \cdot \frac{d}{c}$$

Tutaj siła rozciągająca N_1 występująca w pierwszym cięgle skierowana jest w lewo, tj. od rozpatrywanego węzła łączącego cięgło z dźwignią. Reakcja występująca w przegubie B

$$R_B = N_2 + N_1$$

Przechodząc do następnej dźwigni i przykładając siłę N_2 przeciwnie do kierunku określonego dla dźwigni B otrzymamy

$$N_2 \cdot l = N_3 \cdot f \quad \text{oraz} \quad N_3 = N_2 \cdot \frac{l}{f}$$

Reakcja występująca w przegubie C

$$R_C = N_3 - N_2$$

Podtrzymująca dźwignia D nie zmienia ani wartości, ani też kierunku siły N_3 .

Otrzymane siły w cięgłach sprawdzamy na rozciąganie, przyjmując, że $\sigma_{niszcz} \approx 0,8 \sigma_w$ na skutek osłabienia cięgł przez znajdujące się otwory na śruby i nity rurowe:

$$\sigma = \frac{N_{cięgl}}{F_{cięgl}} = \frac{N_{cięgl}}{\frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2)} \leq 0,8 \sigma_w \quad (78)$$

Poza tym sprawdzamy cięgła (popychacze) na wyboczenie przyjmując do określenia ich smukłości odległość między prowadnicami. Przy tym uwzględnia się, że cięgła rozciągane przy wychylaniu drążka „na siebie” będą ściskane w czasie wychylenia drążka „od siebie”.

Siły N występujące w linkach elastycznego ciągu sterowego oblicza się analogicznie. Na przykład siłę występującą w linie napędzającej lotki (rys. 3-267a) obliczamy ze wzoru

$$N_{lin} = P \cdot \frac{d}{e}$$

Krażek nie zmienia wartości siły N_{lin} w linie, lecz zmienia tylko kierunek siły. Siłę R obciążającą wspornik krażka można obliczyć jako siłę wypadkową w odgałęzieniach linki N_{lin} (rys. 3-267a).

Na podstawie znalezionej siły w linie N_{lin} , linkę dobiera się z istniejących norm, podających siły niszczące dla różnych typów i wymiarów linek.

Znalazłszy w ten sposób siły N we wszystkich elementach układu sterowego, można dokonać obliczeń wytrzymałościowych tych elementów.

Na przykład wykres momentów zginających dla drążka sterowego będzie miał postać jak na rysunku 3-266b. Znając wartość M_g w przekroju „niebezpiecznym” (w którym można przewidywać większe naprężenia) obliczamy naprężenia

$$\sigma = \frac{M_g}{W} \leq \sigma_w \quad (79)$$

gdzie:

σ_w — granica wytrzymałości materiału,

W — wskaźnik wytrzymałości przekroju drążka sterowego.

Za pomocą otrzymanej siły R_A obliczamy wytrzymałość śruby i połączenia widelkowego w węźle A . Następnie za pomocą siły N_1 obliczamy śrubę i połączenie widelkowe w węźle, który łączy drążek i pierwszą linkę.

Z kolei rozpatrzmy sposób obliczania sił działających na kolumnę koła sterowego pokazanego na rysunku 3-267.

Przenosimy siły P i N_{lin} działające na koło sterowe i koło łańcuchowe — na oś rury, otrzymując siłę $(P + N_{lin})$. Momenty pochodzące od przeniesienia tych sił zrównoważają się, skręcając wał głowicy koła sterowego (nie obciążając rury zginaniem).

Przenosimy również siły N_{lin} , działające w pionowym i poziomym odgałęzieniu linek opasujących krażek, na oś krażka. Momenty pochodzące od przenoszenia tych sił wzajemnie równoważą się.

Schemat obciążenia osady kolumny przedstawiony jest na rysunku 3-267b. Reakcje podpór obliczamy przyrównując do zera sumę momentów wszystkich sił względem podpór 1 i 2.

$$R_1 = \frac{1}{a+b} [(P + N_{lin}) \cdot b - N_{lin} \cdot (b - r + e) - N_{lin} \cdot r] = \frac{P \cdot b - N_{lin} \cdot e}{a+b}$$

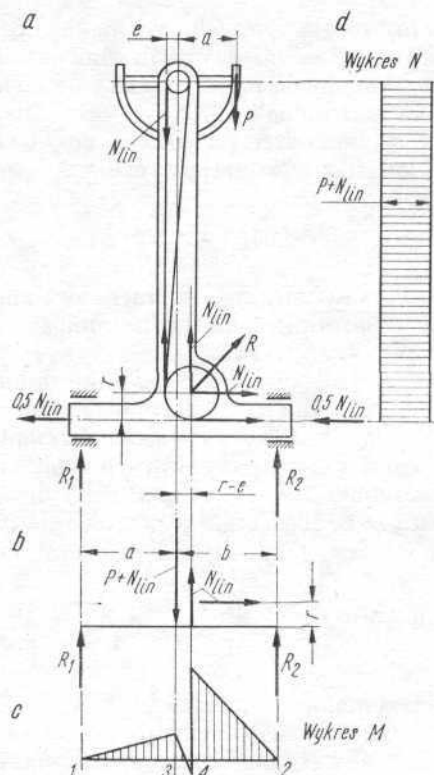
$$R_2 = \frac{1}{a+b} [(P + N_{lin})a - N_{lin}(a + r - e) + N_{lin} \cdot r] = \frac{P \cdot a + N_{lin} \cdot e}{a+b}$$

Wykres momentów zginających przedstawiony jest na rysunku 3-267c. Wartości momentów zginających:

$$M_3 = R_1 \cdot a$$

$$M_4 = R_2(b-r+e) \text{ (duża wartość)}$$

$$M'_4 = R_2(b-r+e) - N_{lin} \cdot r \text{ (mniejsza wartość)}$$



Rys. 3-267. Określenie sił działających na kolumnę koła sterowego

Rysunek 3-267d przedstawia wykres sił poosiowych działających na rurę. Pozioma siła N_{lin} zrównoważa się dwoma reakcjami $0,5 N_{lin}$ na podporach.

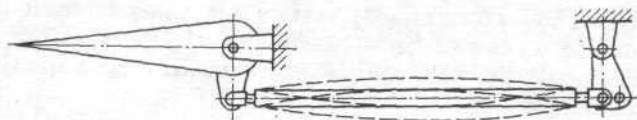
Za pomocą znalezionych wartości sił i momentów obliczamy przekrój rury na ściskanie (wyboczenie), obsadę kolumny na zginanie, oś krążka na siłę R i węzły podporowe odpowiednio na siły R_1, R_2 .

Drgania układu sterowego

Cięgło układu sterowym, tak jak każde inne urządzenie, ma określoną częstotliwość drgań własnych, niezależną od wartości siły zewnętrznej, która je wywołała.

Zespół napędowy wywołuje w układzie sterowym drgania wymuszone — drgania zginające (rys. 3-268). Częstotliwość ich może się równać częstotliwości impulsów „zakłócających” zespołu napędowego. Gdy częstotliwość sił wymuszających drgania pokrywa się z częstotliwością drgań własnych, zachodzi

rezonans, który po pewnym czasie doprowadza do uszkodzenia cięgieł wskutek zmęczenia materiału. Należy podkreślić, że uszkodzenie cięgieł na skutek drgań nie następuje szybko, lecz po pewnym okresie czasu.



Rys. 3-268. Wywoływanie drgań wymuszonych w układzie sterowym przez zespół napędowy

W celu niedopuszczenia do powstawania rezonansu (szczególnie w warunkach użytkowej liczby obrotów silnika) częstość drgań własnych ν każdego cięgła na minutę powinna się różnić od liczby obrotów silnika i podwójnej liczby obrotów silnika w warunkach użytkowych o 300 ÷ 400 drgań na minutę.

Obliczanie częstotliwości własnych drgań giętych cięgieł układu sterowego połączonych przegubowo na wahaczach sprowadza się do obliczenia częstości drgań własnych belki (przegubowo zamocowanej na jej końcach) za pomocą wzoru

$$\nu = \frac{94,2}{l_2} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot J}{m}} \text{ [drgań/min]}; \left(\frac{1,57}{l^2} \sqrt{\frac{E \cdot J}{m}} \text{ [Hz]} \right)$$

gdzie:

- EJ — sztywność cięgła na zginanie [$\text{kG} \cdot \text{cm}^2$; $\text{N} \cdot \text{m}^2$],
- m — bieżąca masa cięgła [$\text{kG} \cdot \text{sek}^2/\text{cm}^2$; $\text{N} \cdot \text{sek}^2/\text{m}^2$],
- l — długość cięgła [cm].

Wartość $\sqrt{\frac{E \cdot J}{m}}$ dla rur o różnych średnicach i przekrojach zwykle podana jest w odpowiednich informatorach.

Zwiększenie średnicy rury, z której wykonuje się cięgło, doprowadza do podwyższenia częstości drgań własnych cięgła. Zwiększenie długości cięgła doprowadza do zmniejszenia częstości drgań własnych.

Najbardziej skutecznym sposobem zmiany częstości drgań własnych cięgła jest zmiana długości, tj. zamontowywanie wahaczy pośrednich lub podpór prowadzących.

Rozdział 18

PODWOZIE SAMOLOTU

Wiadomości wstępne. Klasyfikacja podwozi

Przeznaczenie i wymagania stawiane podwoziu

Podwozie służy do poruszania się samolotu po ziemi, rozbiegu w czasie startu i dobiegu podczas lądowania. Ponadto przejmuje ono znaczne obciążenia działające na samolot podczas lądowania i kołowania po ziemi. W związku z powyższym podwozie powinno mieć odpowiednie urządzenia, które pochłania-

łyby energię kinetyczną opadania, występującą w czasie lądowania (patrz część 2) oraz podczas rozbiegu i dobiegu po nierównej powierzchni.

Podczas zetknięcia się samolotu z ziemią prędkość pionowego opadania zmniejsza się w krótkim okresie czasu do zera, a przyspieszenie narasta do wartości maksymalnej powodując powstawanie znacznych sił bezwładności. Podwozie samolotu wyposaża się w pneumatyki i amortyzatory zwiększające czas wytracenia prędkości pionowej i co za tym idzie zmniejszające przyspieszenia i siły działające na podwozie.

Niezależnie od ogólnych wymagań stawianych wszystkim elementom samolotu, podwozie samolotu powinno:

- zapewniać swobodne poruszanie się oraz dostateczną stateczność i sterowność samolotu na ziemi,
- mieć minimalny opór czołowy podczas lotu samolotu,
- zapewniać minimalne przemieszczanie się kół wzdłuż osi samolotu przy ugięciu amortyzatorów i zachowywać niezmienny rozstaw w celu niedopuszczenia do zerwania ogumienia,
- zabezpieczać samolot przed możliwością kapotażu i przed opadaniem na ogon oraz mieć odpowiednią odległość od końców łopat śmigła i od najniższego punktu tylnej części samolotu do powierzchni ziemi oraz odpowiedni kąt natarcia podczas lądowania (patrz część 2),
- mieć zdolność do samodzielnego poruszania się, startu i lądowania samolotu na lotniskach gruntowych (za pomocą własnego silnika),
- mieć zdolność do pochłaniania energii kinetycznej samolotu (pracy), przewidzianej normami wytrzymałościowymi; przy tym duża część pracy podwozia powinna się przekształcać w energię cieplną (patrz str. 403, „Amortyzatory podwozia”),
- odznaczać się dużą skutecznością hamowania przez hamulce kół, w celu skrócenia dobiegu samolotu po jego przyziemieniu.

Wreszcie jeżeli chodzi o podwozia chowane, oprócz wymienionych wymagań, stawia się im wymagania dodatkowe, a mianowicie:

- czas chowania lub wypuszczania podwozia w małych samolotach nie powinien przekraczać $6 \div 12$ s, a w dużych $12 \div 15$ s;
- podwozie powinno mieć mechanizm awaryjnego wypuszczania,
- zamki utrzymujące podwozie w położeniu schowanym lub wypuszczonym powinny być niezawodne,
- podwozie powinno mieć odpowiednią sygnalizację w położeniu schowanym i wypuszczonym.

Typy podwozia

Typ lub układ podwozia określa liczbę punktów podparcia i ich usytuowanie na samolocie.

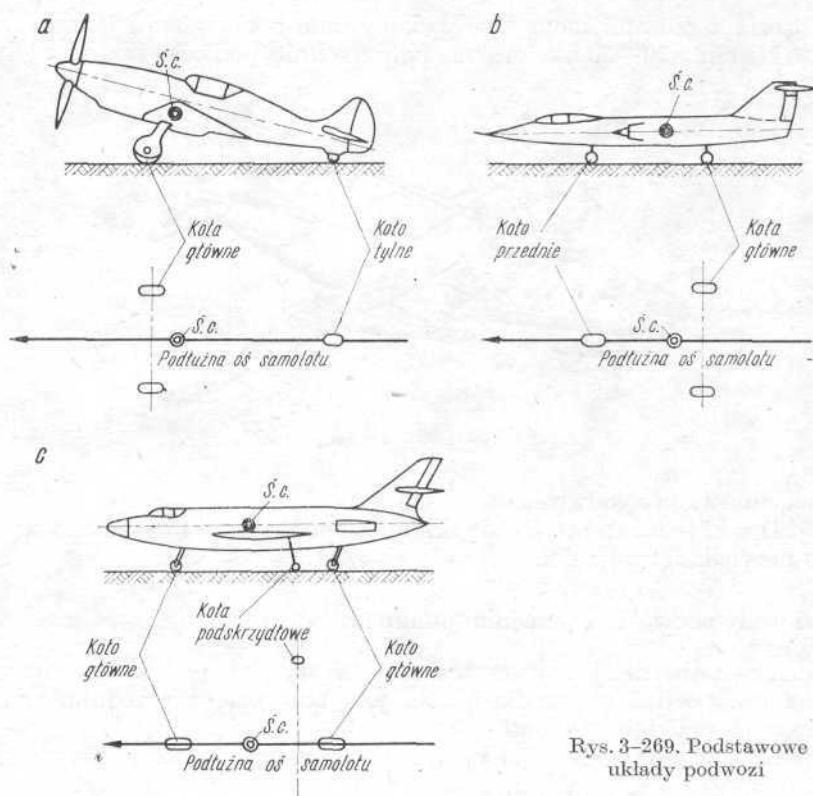
Obecnie w samolotach stosowane są trzy zasadnicze typy podwozi:

- podwozie wielośladowe (trójkołowe) z tylnym punktem podparcia (rys. 3-269a); zasadnicze obciążenie przy tym przejmują dwa główne koła rozmieszczone przed środkiem ciężkości samolotu,
- podwozie wielośladowe (trójkołowe) z przednim punktem podparcia (rys. 3-269b); główne obciążenie w tym podwoziu przejmują dwa główne koła umieszczone za środkiem ciężkości samolotu,
- podwozie jednośladowe*) (dwukołowe, rys. 3-269c), którego koła rozmiesz-

*) Podwozie typu jednośladowego po raz pierwszy było zastosowane przez konstruktorów radzieckich w latach trzydziestych.

czone są jedno za drugim w płaszczyźnie podłużnej samolotu z dwoma dodatkowymi kołami umieszczonymi pod skrzydłami.

Przy podwoziu jednośladowym całe obciążenie przejmują dwa główne koła umieszczone pod kadłubem za i przed środkiem ciężkości samolotu. Koła podskrzydłowe służą do podtrzymywania skrzydeł w czasie postoju na stoisku oraz w czasie poruszania się samolotu po lotnisku. Obecnie tego rodzaju podwozia stosowane są przeważnie w samolotach o cienkich skrzydłach (w celu unik-



Rys. 3-269. Podstawowe układy podwozi

nięcia trudności w czasie chowania podwozia w skrzydle o małej grubości konstrukcyjnej) oraz w samolotach górnopłatach (ponieważ podwozie rozmieszczone na górnopłacie byłoby zbyt wysokie i ciężkie).

Ponadto podwozia dzielą się na chowane i stałe. W celu zmniejszenia oporów, podwozia stałe profilowuje się.

W nowoczesnych samolotach wojskowych, transportowych i pasażerskich stosowane są podwozia chowane, ponieważ zwiększenie prędkości zależy od obniżenia oporu czołowego. Natomiast w samolotach o małych prędkościach lotu celowe jest stosowanie podwozi stałych.

Rodzaje podwozi

Do zasadniczych rodzajów podwozi zalicza się podwozia na kołach, na pło-
zach i na gąsienicach.

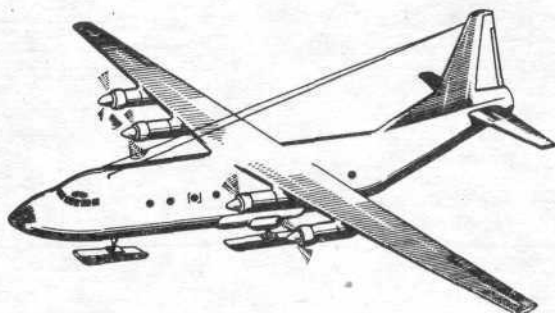
Podwozie na kołach (rys. 3-269) odznacza się niewielkim oporem podczas startu oraz dużym oporem podczas lądowania przy zastosowaniu hamulców.

Zastosowanie pneumatyków na kołach polepsza amortyzację samolotu podczas zetknięcia się z ziemią itp.

Wadą podwozi na kołach jest ich złożoność konstrukcyjna, duży ciężar i wymiary oraz słaba zdolność kół do poruszania się przy zwiększaniu prędkości podczas startu i lądowania samolotu.

Podwozia na płozach (rys. 3-270) stosowane są w samolotach przeznaczonych do eksploatacji na lotniskach zaśnieżonych, szczególnie w warunkach polarnych.

Podwozia z płozami mogą być wykonywane o obciążeniu jednostkowym $0,3 \div 0,5 \text{ kG/cm}^2$ ($30 \div 50 \text{ kN/m}^2$) na powierzchnię podłoża, podczas gdy ob-



Rys. 3-270. Podwozie na płozach

ciążenie jednostkowe podwozia na kołach wynosi $2 \div 3 \text{ kG/cm}^2$ ($200 \div 300 \text{ kN/m}^2$) i więcej. Dzięki temu zmniejsza się skłonność podwozia do zapadania się w podłoże o niewielkiej spistości.

Zalety i wady podwozia z przednim punktem podparcia

Obecnie najbardziej rozpowszechnionym typem podwozia, szczególnie w samolotach o dużych prędkościach, jest podwozie z przednim punktem podparcia (z przednim kołem).

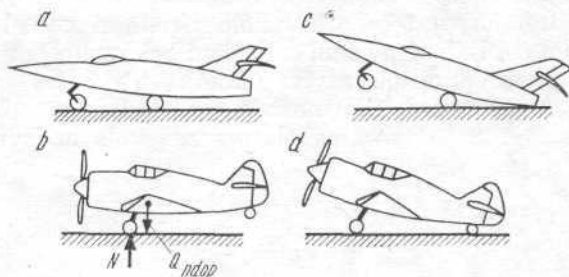
W porównaniu do podwozia z tylnym punktem podparcia (z tylnym kołem), podwozie z przednim punktem podparcia ma następujące zalety.

1. Możliwość lądowania samolotu przy dużej prędkości (przy małym kącie natarcia skrzydła, rys. 3-271a). Lądowanie samolotu z podwoziem z tylnym punktem podparcia (rys. 3-271b) przy dużej prędkości i małym kącie natarcia skrzydła połączone jest z niebezpieczeństwem kapotażu samolotu (przewrócenia się na nos) w przypadku uderzenia przednimi kołami. Ponadto może nastąpić podskok samolotu do góry po zetknięciu się z ziemią. Ostatnie zjawisko tłumaczy się tym, że siła masowa $Q \cdot n_{\text{dop}}$ i reakcja ziemi N tworzą „parę sił” powiększającą kąt natarcia samolotu, a to z kolei powoduje wzrost siły nośnej, na skutek czego występuje tendencja do „kangurowania” samolotu (ponowne odbicie się od ziemi). Możliwość zwiększenia prędkości lądowania przy zastosowaniu podwozia z przednim punktem podparcia prowadzi do zmniejszenia powierzchni skrzydła, co z kolei pozwala na zwiększenie maksymalnej prędkości lądowania samolotu.

2. Możliwość wykonywania lądowania na małej prędkości przy kątach natarcia odpowiadających $c_{z\text{max}}$. W tym przypadku lądowanie odbywa się na główne koła (rys. 3-271c). Jeżeli rozmieszczenie podwozia na samolocie jest prawidłowe względem środka ciężkości samolotu, „przypadnięcie” samolotu

nastąpi na koło przednie. W celu zabezpieczenia konstrukcji samolotu w przypadku „przepadania” samolotu na ogon, w czasie niezbyt udanego lądowania przy zbyt dużym kącie natarcia, stosowane są specjalne punkty podparcia.

Tak więc samolot o podwoziu z przednim punktem podparcia może wykonywać lądowanie przy dużej i małej prędkości, co upraszcza techniczne wy-



Rys. 3-271. Lądowanie samolotów o różnych układach podwozi

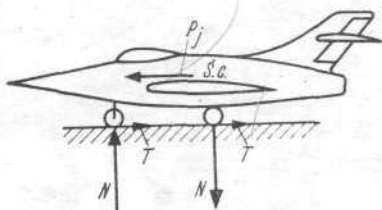
konywanie lądowania. Samolotem mającym podwozie z tylnym punktem podparcia powinno się wykonywać lądowanie przy niedużej prędkości — na trzy punkty (rys. 3-271d).

3. Możliwość skrócenia drogi potrzebnej do rozbiegu samolotu z przednim punktem podparcia podczas startu, w porównaniu do samolotu o podwoziu z tylnym punktem podparcia. Mniejszy kąt natarcia w czasie rozbiegu samolotu posiadającego podwozie z przednim punktem podparcia zmniejsza opór czołowy samolotu, a tym samym i długość rozbiegu. Chociaż zmniejszenie siły nośnej jednocześnie zwiększa długość rozbiegu, wpływ tego czynnika jest dość słaby i długość rozbiegu staje się jednak krótsza.

4. Możliwość pewnego skrócenia drogi potrzebnej do dobiegu samolotu po wykonaniu lądowania, dzięki możliwości intensywniejszego hamowania kół bez obawy kapotażu (przewrócenia się przez nos na plecy).

5. Bliskie poziomemu położeniu podłużnej osi samolotu względem powierzchni ziemi w czasie postoju i poruszania się samolotu stwarza pewną wygodę dla pasażerów i polepsza widoczność z kabiny pilota.

Rys. 3-272. Obciążenia działające na przednie koło podwozia



Obok istotnych zalet, podwozie z przednim punktem podparcia ma także wady, do których zalicza się:

1. Duże obciążenie działające na przednie koło w czasie lądowania i jako następstwo tego zwiększenie się ciężaru i „grzęźnięcie” koła przedniego (słabsza zdolność poruszania się). Istnienie większego obciążenia na przednie koło tłumaczy się tym, że:

a) w czasie hamowania siła bezwładności masy samolotu wywołuje moment dociągający przednie koło (na rys. 3-272, T — siła tarcia, P_j — siła bezwładności, N — siła dociągająca przednie koło),

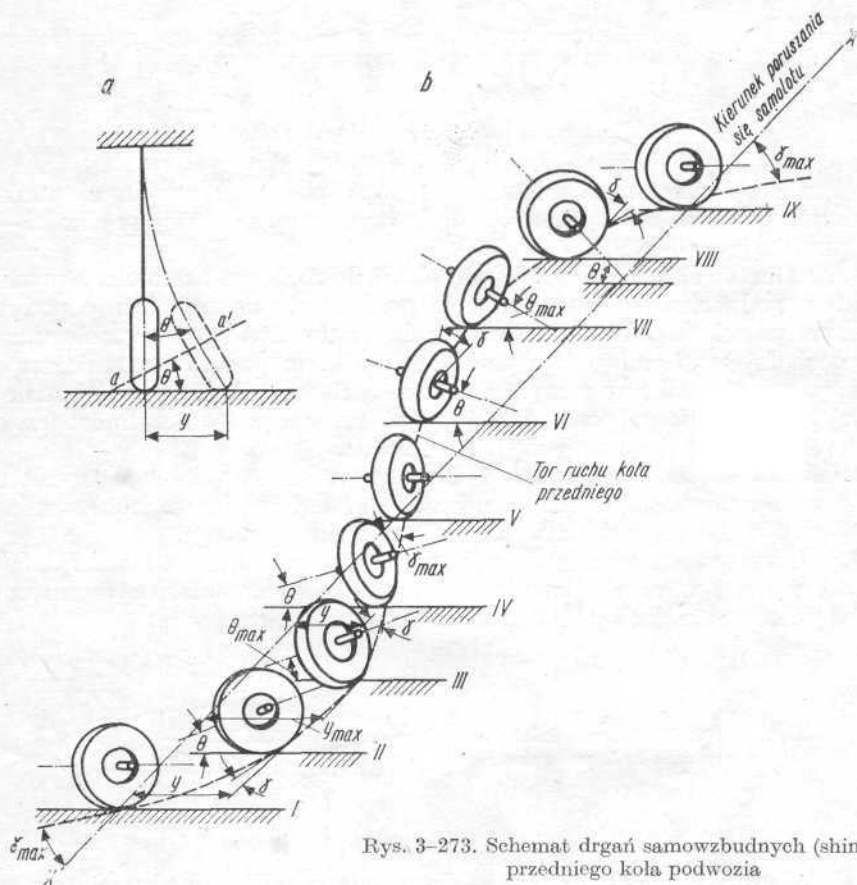
b) w czasie lądowania na koła główne może nastąpić „przypadanie” samolotu na przednie koło, któremu towarzyszą także dodatkowe obciążenia, na skutek przyspieszenia kąowego w ruchu obrotowym samolotu.

2. Możliwość pojawienia się drgań samowzbudnych (shimmy) samonastawnego koła przedniego.

W celu usprawnienia kołowania samolotu, koło przednie wykonuje się jako samonastawne, które może wykonywać swobodny obrót wokół osi gołeni.

Rozpatrzmy drgania występujące w kole przednim zakładając, że poślizg jego jest niemożliwy (obróć względem osi gołeni bez ruchu postępowego i ruch w kierunku prostopadłym do płaszczyzny koła).

Dzięki sprężystości gołeni koło może się odchyłać na boki od linii toru o wartość y (rys. 3-273a). Wówczas płaszczyzna koła nachyli się względem



Rys. 3-273. Schemat drgań samowzbudnych (shimmy) przedniego koła podwozia

ziemi o kąt θ od płaszczyzny pionowej, a oś koła nachyli się o kąt δ względem powierzchni ziemi. Oś koła przetnie się z powierzchnią w punkcie a i koło podczas obracania się będzie wykonywało obroty względem nachylonej osi $a-a'$ poruszając się po torze krzywoliniowym. Przy tym następuje zmiana kąta γ skrętu koła*), przemieszczenia bocznego y i kąta θ nachylenia koła.

*) Kąt γ wyznacza się od osi $x-x$ do stycznej toru, po którym porusza się koło.

Rozpatrzmy następnie ruch koła, które otrzymało początkowy skręt $\gamma_{\max}$ (rys. 3-273b, położenie *I*). Koło poruszając się w pierwszej chwili pod kątem $\gamma_{\max}$ po torze $x-x$ przemieszcza się w bok o wartość y i jednocześnie odchyła się o kąt θ od płaszczyzny pionowej. Ostatnie zjawisko wywołuje krzywoliniowy ruch koła ze zwiększeniem bocznego przemieszczania się y i kąta nachylenia θ i zmniejszeniem kąta skrętu γ (położenie *II*). W pewnej chwili koło zajmie położenie *III*, w którym przemieszczenie i kąt nachylenia koła w płaszczyźnie pionowej (nachylenie osi koła względem poziomu) będą maksymalne ($y_{\max}$, $\theta_{\max}$), a kąt γ skrętu koła będzie równy zeru. W związku z istnieniem kąta θ , koło będzie się poruszało z tego położenia w kierunku zmniejszenia przemieszczenia y oraz w kierunku zmniejszenia kąta nachylenia θ , a kąt skrętu γ będzie się powiększał w kierunku odwrotnym do poprzedniego (położenie *IV*).

W położeniu *V* wartości y i θ będą równe zeru, a kąt skrętu γ koła osiągnie wartość maksymalną $\gamma_{\max}$. Z kolei koło przechodzi położenia *VI*, *VII* i *VIII*, podobnie jak w położeniach *II*, *III*, i *IV*, i powraca do położenia wyjściowego *IX* powtarzającego położenie *I*. Następnie cały przebieg powtarza się od początku.

Z rozpatrzonego schematu można więc wnioskować, że powstają niezani-
kające drgania koła (harmoniczne) — drgania własne. Jeżeli uwzględni się również powstałe przy takim ruchu przyspieszenia, siły bezwładności, sprężystość pneumatyka itp., to okaże się, że przy dużych prędkościach samolotu drgania mogą narastać i zwiększenie się przemieszczeń koła y może spowodować zerwanie ogumienia i uszkodzenie goleni.

Aby drgania przednich kół były zawsze drganiami zanikającymi, stosuje się odpowiednie tłumiki drgań — antywibratory.

Stateczność ruchu podwozia po ziemi. Statyczna stateczność kierunkowa

Ważną zaletą podwozia z przednim punktem podparcia jest jego stateczność ruchu po ziemi i tak zwana statyczna stateczność kierunkowa.

Rozpatrzmy stateczność ruchu podwozia po ziemi.

Weźmy samolot z nieznacznym odchyleniem od jego kierunku ruchu i popatrzmy, jak on się będzie zachowywał pod działaniem sił powstających na skutek tego odchylenia. Jeżeli siły te dążą do powrotu samolotu w położenie początkowe (siły stabilizujące), to należy uważać, że samolot jest stateczny w czasie poruszania się po ziemi i na odwrót.

Następnie rozpatrzmy podwozie z przednim punktem podparcia (rys. 3-274a).

Zalóżmy, że jakaś przypadkowa siła (np. niesymetryczny opór przy toczeniu się kół) odchyliła samolot o kąt β wykrzywiając jego tor. Natychmiast powstają składowe normalne siły bezwładności P_j przyłożone do środka ciężkości samolotu oraz siła F bocznego tarcia kół głównych. Na kole przednim, na skutek jego samonastawności, siła boczna nie występuje. Para sił P_j i F daje moment względem środka ciężkości samolotu zmniejszający kąt β (moment stabilizujący).

Powyższe rozważania wykazują, że samolot jest stateczny podczas poruszania się po ziemi.

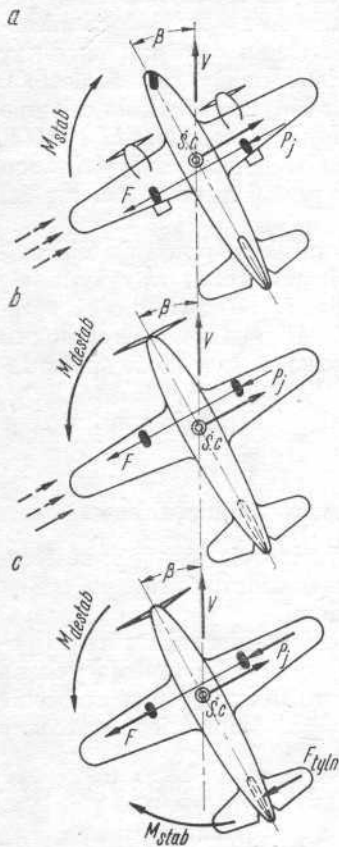
Jeżeli weźmiemy samolot z podwoziem z tylnym punktem podparcia, to przy zakręcie o kąt β siły P_j i F wywołują moment powiększający kąt β (moment destabilizujący, rys. 3-274b). Koło dzięki samonastawności (w celu zapewnienia sterowności samolotem) nie odczuwa działania sił bocznych i nie stwarza trudności w zwiększaniu kąta β . Tak więc samolot nie będzie stateczny w czasie poruszania się po ziemi. W celu podniesienia stateczności samolotu

podczas rozbiegu przed startem, tylne koło unieruchamia się. Pilot może go ustawiać w podłużnej płaszczyźnie samolotu. Wówczas siła boczna F_{tyln} (rys. 3-274c) powstaje również na kole tylnym, a jej moment względem środka ciężkości samolotu jest momentem stabilizującym (zmniejsza kąt β).

Z kolei rozpatrzmy statyczną stateczność kierunkową.

Założmy, że samolot podchodzi do lądowania przy wietrze bocznym, który znosi go w bok. W chwili zetknięcia się z ziemią powstają boczne siły tarcia F na głównych kołach i siła bezwładności P_j w środku ciężkości samolotu (rys. 3-274a, b, prędkość wiatru V pokazana jest linią przerywaną). Przy przednim położeniu środka ciężkości (podwozie z przednim punktem podparcia) moment pary sił skieruje samolot wzdłuż wiejącego wiatru w kierunku M_{stab} (jak wiatrowskaz). Zjawisko to nazywa się statyczną statecznością kierunkową. Jeżeli natomiast środek ciężkości położony jest w tyle (podwozie z tylnym punktem podparcia), samolot skieruje się pod wiatr, w kierunku M_{destab} . Wówczas statyczna stateczność kierunkowa nie istnieje.

W drugim przypadku (rys. 3-274b) występuje tendencja do wywrócenia samolotu na zewnętrżne skrzydło (względem środka skrętu), z powodu zwiększenia się siły nośnej na skrzydło wewnętrzne (względem środka skrętu), ponieważ skrzydło zewnętrzne osłonięte zostało przez kadłub i przez moment siły P_j , występujący na ramieniu H od środka ciężkości samolotu do ziemi (rys. 3-275).



Rys. 3-274. Stateczność samolotu o różnych układach podwozia podczas ruchu po ziemi



Rys. 3-275
Niestateczność samolotu w czasie zakręcania na ziemi

Obciążenia podwozia

Podczas postoju samolotu na jego podwozie działają siły postojowe zależne od ciężaru samolotu, które są siłami reakcji ziemi. Siły te określane są odpowiednim rozkładem od środka ciężkości samolotu ciężaru Q na koła podwozia (rys. 2-42). Suma tych reakcji zgodnie z warunkiem równowagi równa się ciężarowi samolotu:

$$2 \cdot P_{\text{post}} + N_{\text{post}} = Q$$

gdzie:

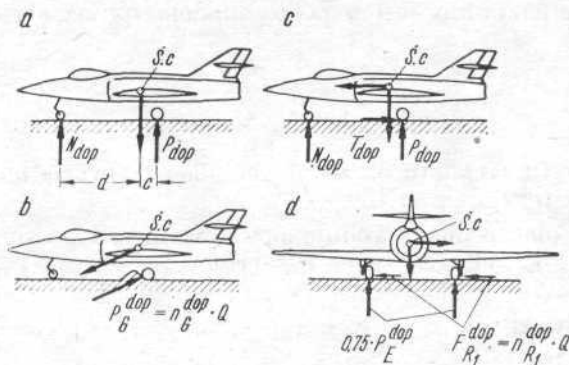
P_{post} — obciążenie postojowe koła głównego,

N_{post} — obciążenie postojowe koła przedniego i tylnego.

Wartości sił P_{post} i N_{post} zależą od odległości między rozpatrywanym punktem podparcia i środkiem ciężkości samolotu, które równe są (rys. 3-276:

$$2 \cdot P_{\text{post}} = \frac{d}{c+d} \cdot Q; \quad N_{\text{post}} = \frac{c}{c+d} \cdot Q \quad (80)$$

Dla podwozia z tylnym punktem podparcia $P_{\text{post}} \approx 0,45 \cdot Q$, a dla podwozia z przednim punktem podparcia $P_{\text{post}} \approx 0,4 \cdot Q$.



Rys. 3-276. Obciążenia działające na podwozie

W chwili lądowania na samolot działa przyspieszenie pionowe j skierowane do góry (w celu tłumienia prędkości pionowej V_z), które jest tym większe, im mniejsze jest ugięcie amortyzatorów, tzn. im mniejsza jest droga, na której tłumiona jest prędkość pionowa. Istniejące przyspieszenia j wywoływane są przez siły reakcji ziemi w czasie lądowania. Zatem obciążenia występujące podczas lądowania samolotu zależą od sztywności amortyzacji.

Oznaczając siłę działającą na podwozie podczas lądowania w przypadku E przez $P_{\text{podw}}^{\text{dop}} = 2 \cdot P_{\text{dop}} + N_{\text{dop}}$ (rys. 3-276a), a stosunek jej do ciężaru Q samolotu przez n_E^{dop} (współczynnik przeciążenia dopuszczalnego przypadku E), otrzymamy

$$n_E^{\text{dop}} = \frac{P_{\text{podw}}^{\text{dop}}}{Q} \quad (81)$$

Ponieważ rozkład siły $P_{\text{podw}}^{\text{dop}}$ na koła główne i koło tylne lub przednie odbywa się tak samo jak rozkład ciężaru Q (obciążenia postojowe na podwozie), można to przedstawić następująco:

$$n_E^{\text{dop}} = \frac{P_{\text{dop}}}{P_{\text{post}}} = \frac{N_{\text{dop}}}{N_{\text{post}}}$$

$$P_{\text{dop}} = P_{\text{post}} \cdot n_E^{\text{dop}}; \quad N_{\text{dop}} = N_{\text{post}} \cdot n_E^{\text{dop}} \quad (82)$$

gdzie:

P_{dop} — obciążenie dopuszczalne koła głównego,

P_{post} — obciążenie postojowe koła głównego,

N_{dop} — obciążenie dopuszczalne koła przedniego lub tylnego,

N_{post} — obciążenie postojowe koła przedniego lub tylnego.

W samolotach współczynnik n_E^{dop} może dochodzić do wartości 3,5.

Oprócz obciążeń pionowych na podwozie mogą również działać inne obciążenia.

Podczas poruszania się samolotu po lotnisku i napotkaniu na nim nierówności może nastąpić uderzenie przednie (rys. 3-276b). Takie obciążenie odpowiada przypadkowi G norm wytrzymałościowych. W czasie hamowania kół głównych działa na nie pozioma siła tarcia T_{dop} (rys. 3-276c, przypadek T).

W przypadku lądowania samolotu ze znoszeniem, na podwozie działają siły boczne F_{R1}^{dop} (skierowane w bok, rys. 3-276d). Stosunek siły F_{R1}^{dop} do ciężaru samolotu w locie nazywany jest współczynnikiem obciążenia dopuszczalnego przypadku R_1 :

$$n_{R1}^{\text{dop}} = \frac{F_{R1}^{\text{dop}}}{Q}$$

Podczas zakrętu samolotu na ziemi, na gołęń podwozia może działać moment skręcający M_s^{dop} .

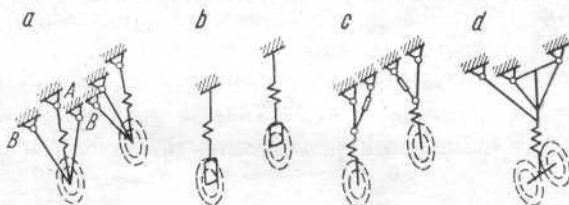
Wymienione obciążenia powodują powstawanie sił poosiowych w goleni, zginanie jej w dwóch płaszczyznach i skręcanie.

Klasyfikacja podwozi

Każdy punkt podparcia samolotu stanowi połączenie różnych elementów (urządzeń), które otrzymały nazwę podwozia.

Ze względu na sposób przejmowania obciążeń, wyróżnia się następujące układy konstrukcyjne podwozi (rys. 3-277): a — kratownicowe, b — wolno-nośne, c — belkowo-zastrzałowe, d — kratowo-belkowe.

Ze względu na sposób rozmieszczenia amortyzatorów względem goleni*)



Rys. 3-277

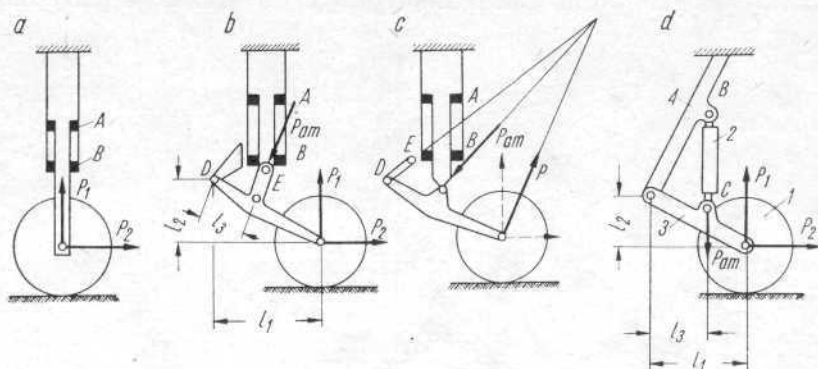
Podział układów konstrukcyjnych podwozia zależnie od sposobu przejmowania obciążeń

podwozia dzielą się na teleskopowe (rys. 3-278a, b, c) wykonane jako jedna całość z amortyzatorami, które zmieniają swoją długość, oraz sztywne z amortyzatorami wyniesionymi (rys. 3-278d).

Golenie z amortyzatorami mają konstrukcję zwartą i niewielki ciężar, dzięki czemu są rozpowszechnione szczególnie w podwoziach samolotów ciężkich. Mają one jednak wadę polegającą na tym, że na końcu trzona amortyzatora istnieje składowa siły P_2 (rys. 3-278) prostopadła do osi trzona. Zjawisko to wywołuje zginanie trzona w cylindrze podobnie jak belki opartej na tulejach A i B i tarcie w tulejach podczas posuwu trzona wymaga zwiększenia jego

*) Golenią zwany jest główny trzon wytrzymałościowy podwozia.

sztynności i pogarsza pracę elementów uszczelniających amortyzator. Wada ta dotyczy szczególnie układu pokazanego na rysunku 3-278*a*, ponieważ wymienione siły poprzeczne w układach *b* i *c* (rys. 3-278) mogą być nieduże przy odpowiednio wybranych stosunkach geometrycznych. W układzie *d* amortyzator — przymocowany przegubowo do goleni sztywnej i dźwigni —



Rys. 3-278. Sposoby rozmieszczenia amortyzatorów i zamocowania kół na goleniach

1 — koło, 2 — amortyzator, 3 — dźwignia, 4 — goleń

poddany jest tylko obciążeniom osiowym. Dzięki temu pozbawiony on jest wymienionej wady. Wnętrze goleni w tym układzie wykorzystuje się dość często jako butle na sprężone powietrze.

Sily występujące w amortyzatorze według układu a wykazują, że $P_{am}=P_1$. W układach b, c i d , P_{am} oblicza się z równowagi dźwigni, tj. sumy momentów względem punktu D powinny być równe 0. Na przykład dla układu b

$$P_{\text{am}} = \frac{P_1 \cdot l_1 + P_2 \cdot l_2}{l_3}$$

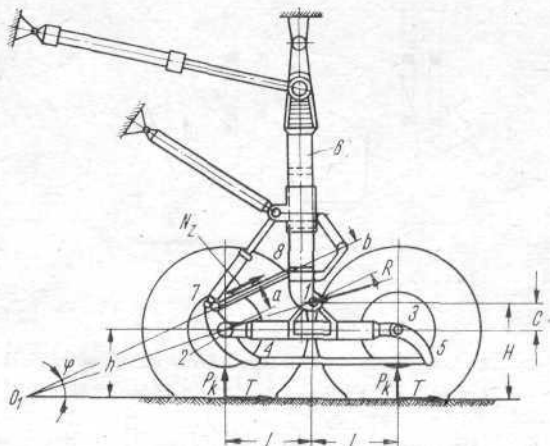
Zastosowanie przegubów E w układach b i c chroni amortyzator od zakleszczenia się trzona w cylindrze.

Ze względu na sposób zamocowania kół na goleniach podwozia odróżniamy następujące rodzaje zamocowań: bezpośrednie zamocowanie osi koła na trzonie amortyzatora (rys. 3-278a), zawieszenie dźwigniowe (rys. 3-278b, d) — na dźwigni; zawieszenie półdźwigniowe (rys. 3-278c) oraz zamocowanie za pomocą wózka (rys. 3-279). Zaletą zawieszenia dźwigniowego, jak już powiedziano wyżej, jest to, że wartość sił poprzecznych występujących w trzonie amortyzatora zmniejsza się, a przy amortyzatorze wyniesionym siły te w ogóle nie występują. Ponadto, jeżeli w goleniach podwozia, do których trzonów bezpośrednio przymocowuje się osie kół — pozioma składowa obciążenia P_2 nie jest przejmowana przez amortyzator (nie wywołuje jego ugięcia), to zawieszenie dźwigniowe kół zabezpiecza amortyzację i obciążenie P_2 wywołujące siłę w amortyzatorze.

Wadą zawieszenia dźwigniowego jest konstrukcyjna trudność zapewnienia mu odpowiednio dużego ugięcia amortyzatora i zbyt duży ciężar. Dlatego też w głównych goleniach podwozi samolotów ciężkich zawieszenie dźwigniowe kół spotyka się obecnie bardzo rzadko. Zawieszenie półdźwigniowe zapewnia nieco większe ugięcie amortyzatora w porównaniu do zawieszenia dźwigniowego, jednak zwiększają się przy tym siły poprzeczne w trzonie amortyzatora. Obecnie w celu zmniejszenia ciśnienia kół na powierzchnię lotniska w samolo-

tach ciężkich stosuje się podwozia wielokołowe, tj. do goleni amortyzujących przymocowuje się odpowiednie „wózki”.

Na rysunku 3-279 (również na rys. 3-283) przedstawiony jest schemat podwozia wielokołowego. Wózek ma cztery koła rozmieszczone parami na dwóch osiach 2 i 3. Osie osadzone są swobodnie w widelkach ramy spawanej 2-3, zawieszonej przegubowo na goleni amortyzującej 6. Każda oś połączona jest



Rys. 3-279. Schemat podwozia wielokołowego

z dźwignią. Dźwignie obu osi połączone są za pomocą cięgła 4-5. Przednia dźwignia połączona jest przegubowo z amortyzatorem i zastrzałem 7-8, który drugim końcem połączony jest z golenią. Śwobodne osiadanie osi w ramie 2-3 zapewnia przenoszenie momentów M_h w czasie hamowania kół poprzez dźwignię i cięgło 4-5 na zastrzał 7-8 i następnie na goleni.

Jeżeli przy tym wózek nie znajduje się w równowadze pod działaniem sił tarcia (hamowania) T (rys. 3-279), siły N_{zastrz} występującej w zastrzale i reakcji R występującej w przegubie 1, która powinna przejść przez oś 2 przednich kół (wynika to z równowagi osi 2), to skręt wózka względem osi 1 w kierunku działania momentów sił T i rozkład sił na koła nie nastąpi. Wiadomo, że siły znajdujące się w równowadze powinny się przecinać w jednym punkcie, w danym przypadku w punkcie O_1 . Stąd też określa się niezbędny kierunek zastrzału 7-8.

Analityczne zależności mogą być określane za pomocą następujących rozważań. Napiżmy warunek równowagi wózka w postaci równania, gdzie suma momentów wszystkich sił względem osi 1 zamocowania wózka na goleni równa się zero:

$$\sum M_1 = 2 \cdot P_{k \text{ prz}} \cdot l - 2 \cdot P_{k \text{ tyln}} \cdot l - 4 \cdot T \cdot H + N_{\text{zastrz}} \cdot b = 0 \quad (83)$$

Jeżeli nie następuje ponowny rozkład sił na koła, to

$$P_{k \text{ prz}} = P_{k \text{ tyln}}$$

Wówczas

$$N_{\text{zastrz}} \cdot b - 4 \cdot T \cdot H = 0 \quad (84)$$

Z równowagi osi przedniej wynika, że

$$\sum M_2 = N_{\text{zastrz}} \cdot a - 4 \cdot T \cdot h = 0 \quad (85)$$

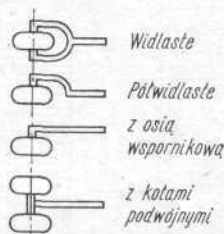
Wówczas z równania (84) i (85) otrzymamy

$$\frac{b}{a} = \frac{H}{h} \quad (86)$$

Ostatni stosunek zależy od kierunku zastrzału 7-8.

Ze względu na sposób rozmieszczenia kół względem gołeni, gołenie dzielą się na widlaste, półwidlaste, z osią wspornikową i z kołami podwójnymi (rys. 3-280). Zainstalowanie kół podwójnych zamiast jednego pozwala na znaczne zmniejszenie ich średnicy i ułatwia chowanie podwozia.

Rys. 3-280
Sposoby rozmieszczenia
kół względem gołeni



Sposób rozmieszczenia kół określa się przede wszystkim z warunków i kinematyki chowania ich, dopuszczalnych wymiarów (długości i szerokości) gołeni podwozia i jej rozwiązania konstrukcyjnego.

Układy konstrukcyjne podwozi. Budowa głównych gołeni podwozi

Podwozie o układzie kratownicowym

W kratownicowym układzie konstrukcyjnym podwozia obciążenia występujące przeważnie w postaci rozciągania i ściskania przejmowane są przez pręty kratownicy przestrzennej, na której opiera się koło. Obecnie podwozia kratownicowe stosowane są bardzo rzadko (szczególnie w samolotach o małej prędkości lotu), ponieważ odznaczają się one dużymi wymiarami, w związku z czym trudne jest ich chowanie w czasie lotu. Jednak jeżeli chodzi o ciężar, podwozie o takim układzie jest korzystniejsze, ponieważ jego elementy pracujące na siły poosiowe są lżejsze od elementów pracujących na zginanie.

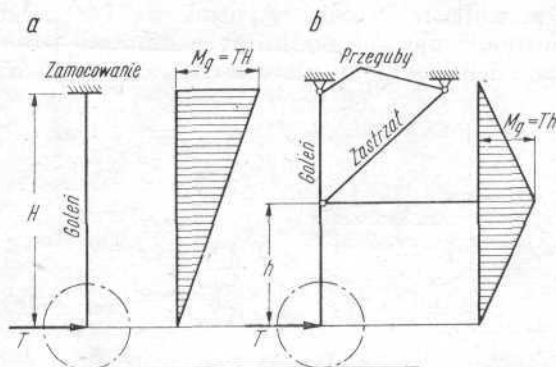
Podwozie o układzie wolnonośnym i belkowo-zastrzałowym

Podwozie o układzie wolnonośnym może stanowić belka wspornikowa (goleń) osadzona w skrzydle. Ze względu na brak w takim podwoziu zastrzału, odznacza się ono dość prostą konstrukcją i łatwością chowania.

Na rysunku 3-281 pokazane są schematy obliczeniowe i wykresy momentów zginających, a — podwozia wolnonośnego, b — podwozia belkowo-zastrzałowego o jednakowych wymiarach gołeni i jednakowym obciążeniu przez siłę T . Niepomyślnie rozłożenie M_g w podwoziu wolnonośnym powiększa jego ciężar, na skutek czego układ ten rzadko jest stosowany.

Podwozie o układzie belkowo-zastrzałowym jest najbardziej rozpowszechnionym układem nowoczesnego podwozia chowanego. Właściwością tego układu jest to, że górny koniec gołeni zamocowany jest w jednej płaszczyźnie do konstrukcji samolotu (przeważnie do skrzydła). Natomiast w płaszczyźnie pionowej gołeni przymocowana jest do konstrukcji samolotu przegubowo i podparta zastrzałem.

Jeżeli chodzi o rozmieszczenie zastrzałów, mogą one być umieszczone z boku (podwozie składa się wzdłuż rozpiętości skrzydła), z przodu lub z tyłu (podwozie składa się do przodu lub do tyłu). Siły występujące w zastrzale bocznym zależą od siły bocznej. Natomiast siły działające w płaszczyźnie koła nie wywołują obciążenia zastrzału bocznego. Przejmowane one są przez goleń, podobnie jak przez belkę wspornikową. Zastrzał tylny nie przejmuje sił bocznych.



Rys. 3-281. Schematy obliczeniowe i wykresy momentów zginających podwozia wolnonośnego i belkowo-zastrzałowego

W celu zwiększenia sztywności zamocowania goleni i zmniejszenia reakcji w czopach (poprzecznicach), czopy „rozkłada” się wzdłuż ich osi.

Rozpatrzmy kilka przykładów konstrukcyjnych goleni podwozi o układzie belkowo-zastrzałowym. Na rysunku 3-282 pokazano konstrukcję głównej goleni podwozia z zastrzałem bocznym — dźwignikiem mechanizmu chowającego i wypuszczającego podwozie.

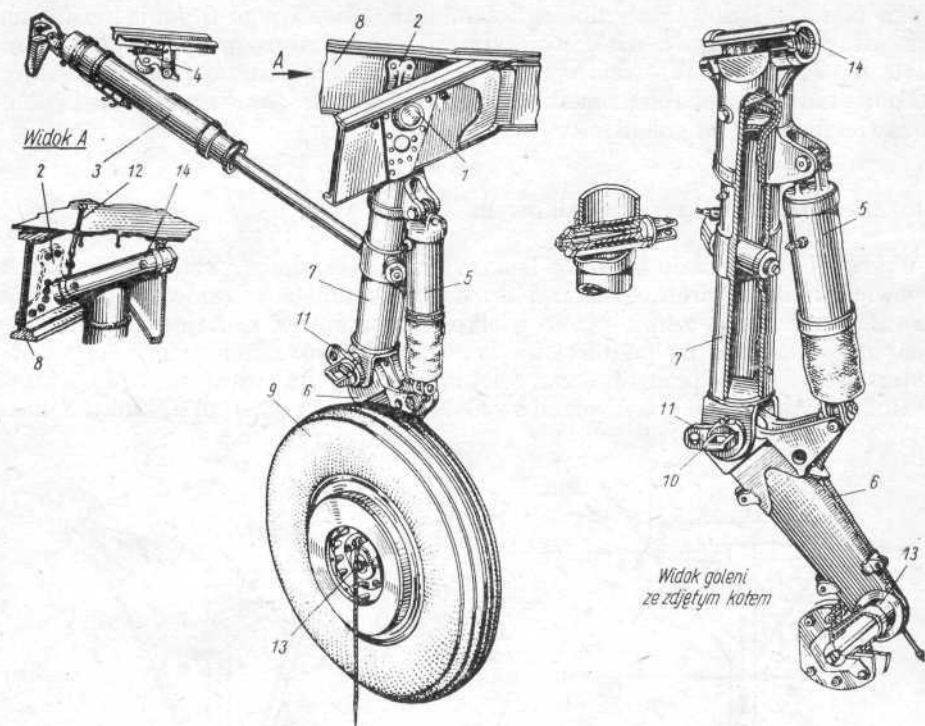
W celu niedopuszczenia do samoczynnego składania się podwozia na skutek działania sił bocznych, w konstrukcji dźwignika przewidziano urządzenie blokujące, które zapewnia sztywne połączenie trzona z cylindrem dźwignika wówczas, gdy podwozie jest opuszczane, oraz możliwość posuwu trzona w cylindrze w czasie składania podwozia. To znacznie upraszcza konstrukcję takiego podwozia i jego chowanie. Jednak z powodu działania znacznych obciążeń na urządzenie blokujące zastrzału-dźwignika, taki układ podwozia nie może być stosowany w samolotach ciężkich.

Goleń 7 wykonana jest z rury ze stali stopowej. Wnętrze goleni wykorzystuje się jako butlę na sprężone powietrze. W górnym węźle 14 umieszczona jest oś 1 zawieszenia goleni na skrzydle. Dolna część goleni ma odpowiednie ucha (uchwyty) do przymocowania dźwigni spawanej 6. Do dolnej części dźwigni przyspawana jest oś koła 13.

Na rysunku 3-283 przedstawiono belkowo-zastrzałową konstrukcję głównej goleni podwozia z zastrzałem umieszczonym w przodzie. Goleń amortyzująca podwozia przymocowana jest do skrzydła za pomocą odpowiedniego wieszaka. Natomiast trzon goleni amortyzującej połączony jest z jej cylindrem za pomocą nożyce podwozia.

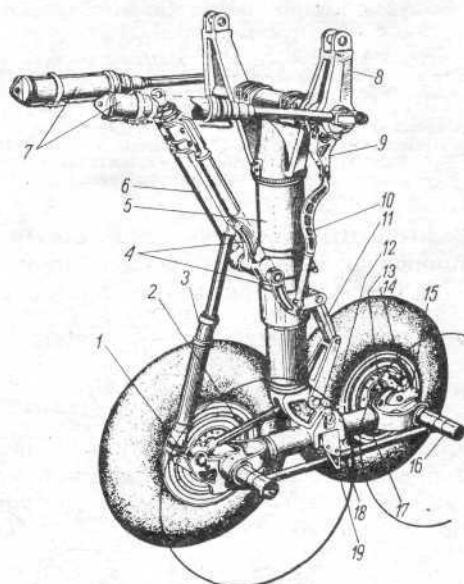
Nożyce podwozia składają się z dwóch dźwigni przymocowanych do cylindra i trzona goleni amortyzującej, które połączone są ze sobą przegubowo. Nożyce uniemożliwiają obrót tłoka w cylindrze, jednak dzięki składaniu się dźwigni zapewniają one ruch postępowy trzona w cylindrze.

Do przedniej dźwigni hamulcowej wózka podwozia przymocowany jest amortyzator. Zabezpiecza on wyrównywanie obciążeń kół przednich i tylnych



Rys. 3-282. Konstrukcja głównej goleni podwozia z zastrzałem-dźwignikiem

1 — oś zawieszenia goleni, 2 — węzeł zawieszenia goleni, 3 — zastrzał-dźwignik, 4 — zamek zabezpieczający podwozie w położeniu schowanym, 5 — amortyzator, 6 — dźwignia, 7 — goleń, 8 — dźwignik skrzydła, 9 — koło, 10 — ucho zawieszenia goleni w położeniu schowanym, 11 — ucho do holowania, 12 — mechaniczny wskaźnik położenia goleni podwozia, 13 — oś koła, 14 — górny węzeł goleni



Rys. 3-283. Belkowo-zastrzałowa konstrukcja głównej goleni podwozia

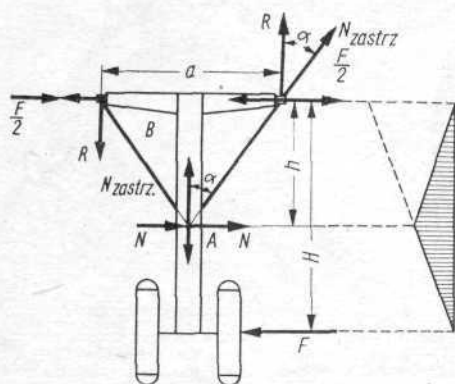
1 — przednia dźwignia hamulcowa wózka, 2 — zastrzał mechanizmu kompensacyjnego, 3 — amortyzator, 4 — dwuramienna dźwignia mechanizmu obrotowego wózka, 5 — goleń amortyzująca, 6 — zastrzał przedni, 7 — cylindry podnoszące i opuszczające goleń podwozia, 8 — rama zawieszenia goleni amortyzującej, 9 — dźwignia mechanizmu obracającego wózek na ramie, 10 — cięgło mechanizmu obrotowego wózka, 11 — nożyce podwozia, 12 — oś zawieszenia wózka, 13 — piasta koła, 14 — dajnik automatu hamowania, 15 — tylna dźwignia hamulcowa, 16 — oś koła, 17 — rama wózka, 18 — cięgło mechanizmu kompensacyjnego, 19 — wspornik z rolką napędu mechanizmu osłon

wózka podczas lądowania i dobiegu samolotu, usuwa jego drgania wzdłużne oraz ustawia wózek we właściwej pozycji w powietrzu przed rozpoczęciem lądowania samolotu. Wreszcie w czasie chowania goleni amortyzator związany kinematycznie z mechanizmem składającym podwozie obraca wózek względem osi zawieszenia go na goleni.

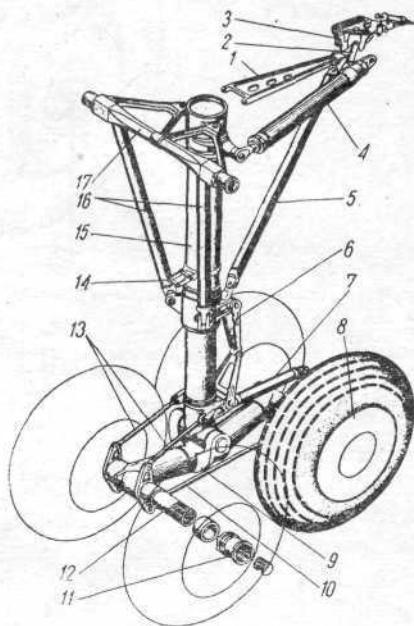
Podwozie o układzie kratowo-belkowym

Podwozie o układzie kratowo-belkowym stanowi goleń wzmocnioną przez odpowiedni układ prętów-zastrzałów. Zastosowanie zastrzałów w podwoziu pozwala na znaczne zmniejszenie wielkości momentów zginających działających na goleni oraz na podniesienie sztywności konstrukcji goleni podwozia. Zastrzały łączone są przegubowo z golenią, pracując na rozciąganie i ściskanie.

Rozpatrzmy pracę goleni przedstawionej schematycznie na rysunku 3-284,



Rys. 3-284. Praca goleni podwozia



Rys. 3-285. Kratowo-belkowa konstrukcja głównej goleni podwozia

1 — pręt, 2 — wieszak, 3 — zamek (zatrzask) podwozia w położeniu wypuszczonym, 4 — dźwignik, 5 — zastrzał tylny, 6 — nożyce podwozia, 7 — tłumik wózka, 8 — koło, 9 — wózek, 10 — cięgło mechanizmu kompensacyjnego, 11 — elementy zamocowania koła na osi, 12 — oś kół, 13 — zastrzały mechanizmu kompensacyjnego, 14 — strzemień zamocowania goleni w położeniu schowanym, 15 — amortyzator, 16 — zastrzały, 17 — belka poprzeczna

na którą działa siła boczna F . Jeżeli konstrukcja nie ma zastrzałów, wykres momentów zginających goleni ma postać przedstawioną na rysunku 3-284 (linia przerywana), a $M_{nas} = F \cdot H$. Jeżeli natomiast konstrukcja podwozia ma zastrzały, reakcje $R = \frac{F \cdot H}{a}$ występujące w węzłach mocujących poprzecznicy

B wywołują w zastrzałach siły $N_{zastrz} = \frac{R}{\cos \alpha}$, przy czym jeden zastrzał jest rozciągany, a drugi ściskany. Składając te siły w punkcie A na osi goleni stwierdzamy, że składowe pionowe wzajemnie się równoważą, zaś składowe pionowe $N = N_{zastrz} \cdot \sin \alpha = R \cdot \operatorname{tg} \alpha$ sumują się i dają w przekroju nasady moment

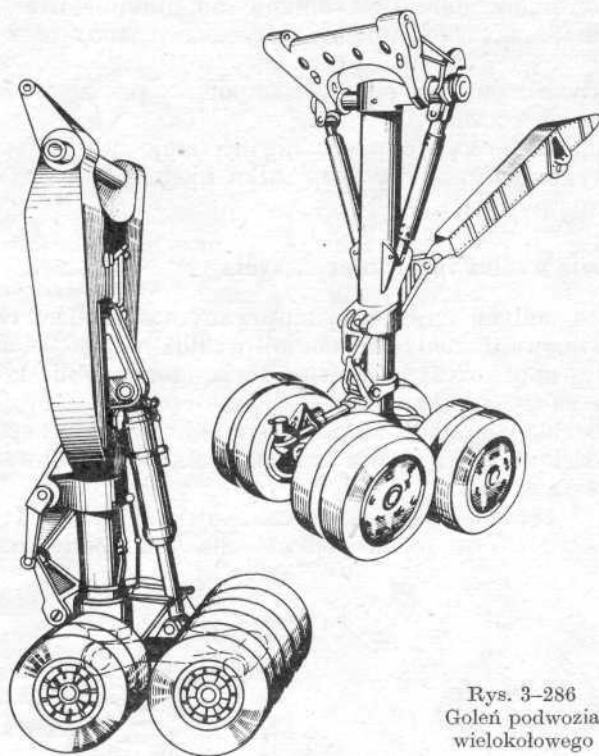
$$M = -2 \cdot N \cdot h = -2 \cdot R \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot h$$

Lecz

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{a}{2 \cdot h}, \quad \text{a zatem} \quad M = -2 \cdot R \cdot \frac{a}{2 \cdot h} \cdot h = -R \cdot a$$

Tak więc pełny moment zginający w przekroju nasady będzie się równał

$$M_{\text{nas}} = F \cdot H - R \cdot a = 0$$



Rys. 3-286
Goleń podwozia
wielokołowego

Wykres momentów zginających przedstawiony jest na rysunku liniami ciągłymi. Okazuje się więc, że bez względu na liczbę zastrzałów, widoczne jest zmniejszenie się ciężaru konstrukcji goleni w ostatnim przypadku.

Sposoby chowania głównych goleni podwozi

Schematy chowania głównych goleni podwozi

Wraz ze zwiększaniem się prędkości lotu samolotu, intensywnie wzrasta opór podwozia wystającego na zewnątrz.

Stwierdzono, że dzięki chowaniu podwozia wzrosła prędkość maksymalna, zasięg i inne charakterystyki współczesnych samolotów odznaczających się dużymi prędkościami.

Wymienione okoliczności sprawiły, że postanowiono przejść na budowę podwozi chowanych (składanych) bez względu na większy ciężar, koszty wykonania i większy nakład pracy przy ich wykonaniu.

W ZSRR po raz pierwszy podwozie chowane zaprojektowane zostało w roku 1931 i zastosowane w samolocie RD lub CAGI-25, a w latach 1932—1933 — w samolocie pasażerskim HAJ-1 i samolotach myśliwskich J-14, J-16.

Chowanie podwozia odbywa się z reguły wzdłuż rozpiętości skrzydła, z tym że koła podwozia chowane są w kadłubie i grubszej części skrzydła. Ponadto podwozie może być chowane wzdłuż cięciwy skrzydła, a koła składają się do przodu lub do tyłu. Goleń amortyzująca zaopatrzona jest w osłonę, która po schowaniu podwozia ściśle zakrywa wgłębienie znajdujące się w skrzydle. Jeżeli podwozie jest chowane w gondolach silników lub kadłubie, otwory zakrywane są specjalnymi klapami, uruchomienie których związane jest z ruchem podwozia.

Chowanie podwozia może się odbywać za pomocą przekładni hydraulicznej, pneumatycznej i elektrycznej.

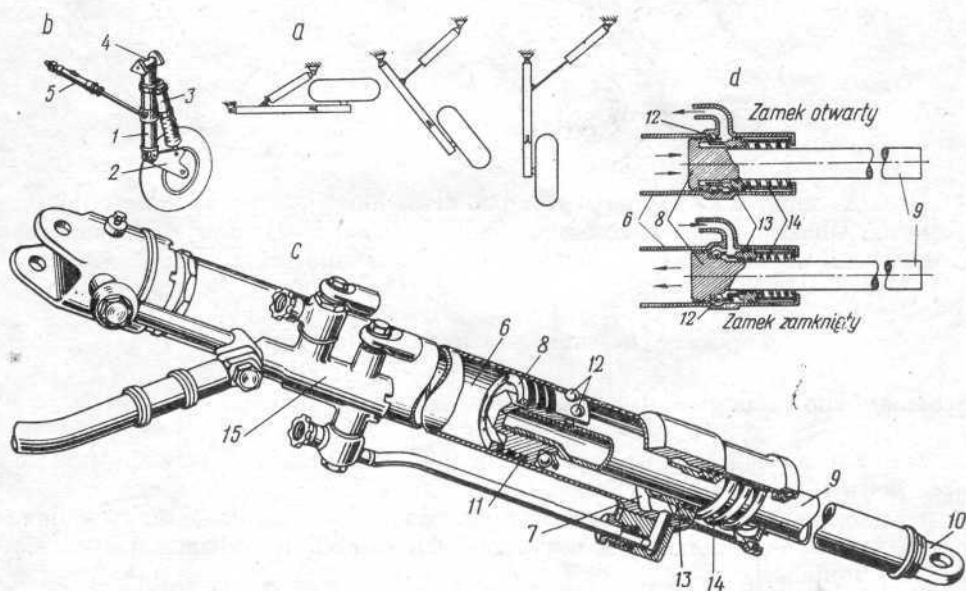
Samoloty zaopatrzone są w odpowiednie instalacje awaryjne do wypuszczenia podwozia, wykorzystywane w przypadku niedomagań instalacji podstawowej.

Chowanie podwozia wzdłuż rozpiętości skrzydła

W samolotach małych najczęściej stosowanym sposobem chowania podwozi jest sposób chowania ich z ruchem kół wzdłuż rozpiętości skrzydeł — ku kadłubowi. Jeśli grubość skrzydła uniemożliwia umieszczenie kół we wnętrzu skrzydła, umieszcza się je w kadłubie.

W wielu konstrukcjach podwozi rolę zastrzałów bocznych spełniają dźwigniki wytrzymałościowe. W związku z tym kinematyka chowania podwozia znacznie się upraszcza.

Na rysunku 3-287a, b oraz 3-282 przedstawiono chowaną główną goleń podwozia samolotu. Obrót gołeni podczas chowania podwozia odbywa się



Rys. 3-287. Sposób chowania głównej gołeni podwozia i konstrukcja dźwignika-zastrzału
1 — goleń, 2 — dźwignia, 3 — amortyzator, 4 — węzeł, 5 — dźwignik, 6 — cylinder, 7 — rowek, 8 — tłok, 9 — trzon, 10 — śruba oczkowa, 11 — uszczelki, 12 — kulki, 13 — nurnik, 14 — sprężyna, 15 — skrzynka rozrządu

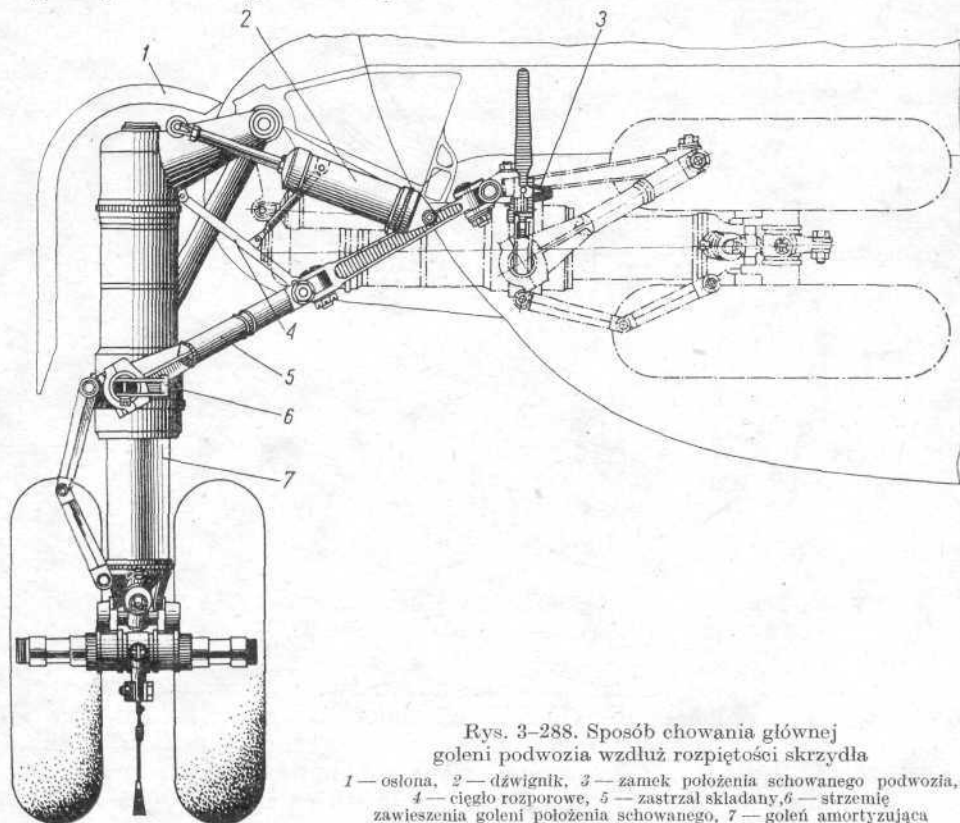
względem osi umieszczonej w górnym węźle 4 goleni. Dźwignik wytrzymałościowy 5 przymocowany jest do goleni i skrzydła przegubowo.

Dźwignik (rys. 3-287c) składa się z cylindra 6 z okrągłym rowkiem 7 na kulki, wewnątrz którego przemieszcza się tłok 8 z uszczelkami 11. Tłok połączony jest z trzonem 9, który ma śrubę oczkową 10, w celu połączenia dźwignika z golenią. W tłoku przewidziane są otwory na kulki 12. Nurnik 13 z uszczelkami może się swobodnie przemieszczać wzdłuż trzona.

W czasie składania się goleni podwozia ciecz hydrauliczna przechodzi z trzona do dźwignika pod ciśnieniem (rys. 3-287d). Dzięki ciśnieniu cieczy hydraulicznej nurnik 13 przemieszcza się w prawo i ściąga sprężynę 14 uwalnia kulki. Po schowaniu się podwozia odpowiedni zamek umieszczony w skrzydle zabezpiecza go przed opuszczeniem się do dołu. Podczas wypuszczania goleni podwozia ciecz hydrauliczna przechodzi do lewej części cylindra za pomocą odpowiedniej skrzynki rozrzędu, wykonując posuw tłoka w prawo. Gdy tłok osiągnie położenie końcowe (rys. 3-287d), stożkowy występ nurnika wyciska kulki, które wchodzi do rowka, gdzie utrzymują się w nim pod działaniem sprężyny nurnika. Dzięki temu przemieszczanie się tłoka jest niemożliwe.

Skrzynka rozrzędu zapobiega wypływowi cieczy z cylindra ze strony przeciwnej do kierunku jej przepływu. Stanowi ona jak gdyby zamek hydrauliczny wstrzymujący wypływanie cieczy z cylindra podczas lądowania samolotu, gdy gołeń podwozia nie została całkowicie wypuszczona (kiedy zamek kulkowy nie został zamknięty).

Awaryjne wypuszczenie podwozia odbywa się za pomocą powietrza sprężonego doprowadzanego do dźwignika.



Rys. 3-288. Sposób chowania głównej
goleni podwozia wzdłuż rozpiętości skrzydła

1 — osłona, 2 — dźwignik, 3 — zamek położenia schowanego podwozia,
4 — cięgło rozporowe, 5 — zastrzał składany, 6 — strzemie
zawieszenia goleni położenia schowanego, 7 — gołeń amortyzująca

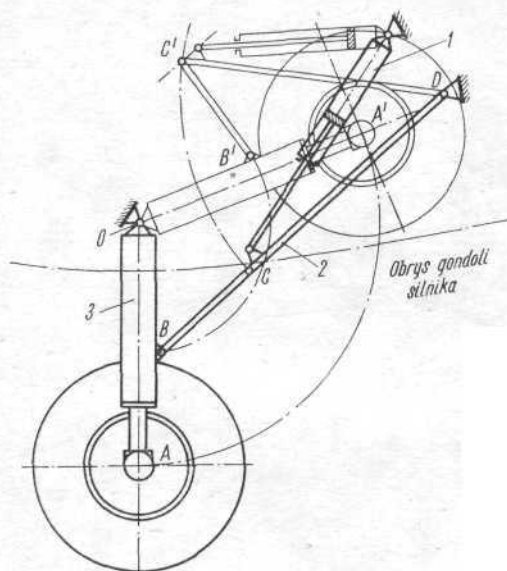
Sposób chowania głównej goleni podwozia wzdłuż rozpiętości skrzydła z umieszczeniem jej w kadłubie przedstawiono na rysunku 3-288. Tutaj goleń jest chowana za pomocą cylindra-dźwignika. Najpierw wstępnie za pomocą specjalnego cylindra otwiera się zamek zastrzału, znajdujący się w węźle składającym go i następnie zwalnia się cięgło rozpiernające, które połączone jest z zamkiem. Po opuszczeniu podwozia do dołu, cięgło rozpiernające wraz z zamkiem nie dopuszczają do składania się zastrzału pod działaniem sił bocznych.

Pod ciśnieniem cieczy trzon cylindra-dźwignika zostaje wciągnięty do cylindra i goleń wraz z wózkiem przekręca się w płaszczyźnie symetrii samolotu. Zastrzał wówczas składa się. Gdy strzemie zawieszenia goleni dochodzi do opory, zamek podwozia zaryglowuje się i zamykają się drzwiczki (klapy), które związane są kinematycznie z golenią. Wypuszczanie goleni podwozia odbywa się w odwrotnej kolejności.

Chowanie podwozia wzdłuż cięciwy skrzydła

Sposób chowania podwozia wzdłuż cięciwy skrzydła ma obecnie szerokie zastosowanie w samolotach z dwoma lub kilkoma silnikami. W samolotach takich podwozia chowane są z reguły w gondolach silników. Podwozie składane jest do przedniej lub tylnej części gondoli.

W samolotach z silnikami usytuowanymi przy kadłubie lub w tylnej części kadłuba wykonuje się specjalne gondole umożliwiające chowanie podwozia.



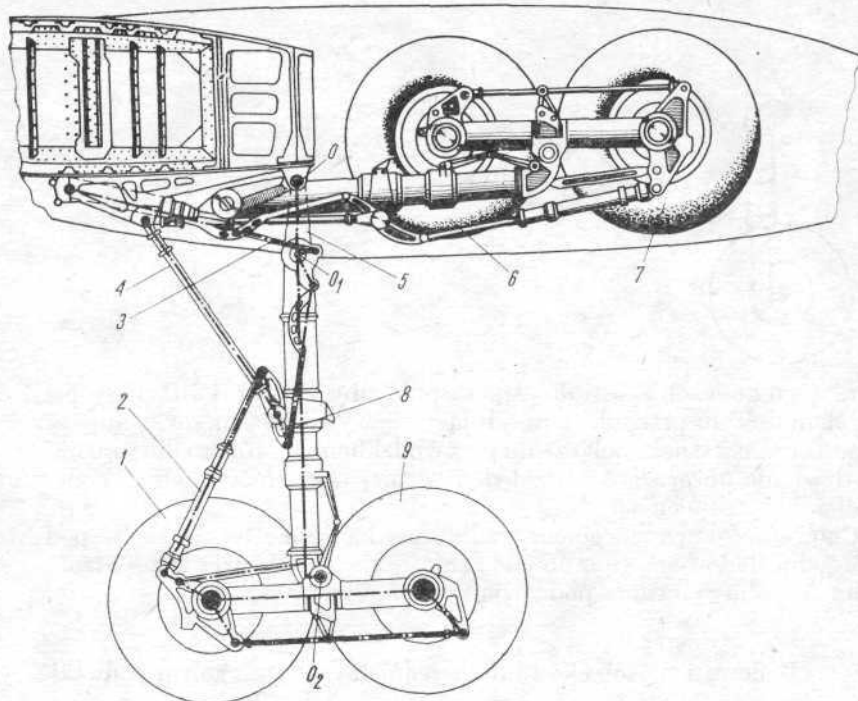
Rys. 3-289. Kinematyka chowania goleni podwozia wzdłuż cięciwy skrzydła
1 — dźwignik, 2 — zastrzał składany, 3 — goleń

Na rysunku 3-289 pokazano schemat kinematyczny chowanego podwozia ze składającymi się kołami do tyłu. Pod działaniem dźwignika 1 składający się zastrzał 2 swoim dolnym ogniwem pociąga za sobą goleń 3 podwozia, która obraca się względem osi O zawieszenia. Podczas chowania goleni przegub B przemieszcza się po łuku BB' promienia OB i zajmuje położenie B' . Z kolei oś

koła A przemieszcza się w położenie A' po łuku AA' promienia OA , a przegub C przemieszcza się po łuku CC' promienia DC .

Nowe położenie zastrzału określa się położeniem punktu C' , ponieważ punkt B' określa się rozmieszczeniem schowanej goleni. Położenie punktu C' może być określone na podstawie tego, że leży on na łuku promienia DC i na łuku promienia BC przeprowadzonym z punktu B' , tj. na przecięciu się tych łuków.

Rysunek 3-290 przedstawia inny schemat chowanej głównej goleni podwozia. Tutaj goleń chowa się w tył wzdłuż cięciwy skrzydła w specjalnej gondoli umieszczonej pod skrzydłem. Trzony cylindrów-dzwigników (patrz również



Rys. 3-290. Sposób chowania goleni podwozia wzdłuż cięciwy skrzydła

1 — koła przednie, 2 — amortyzator stabilizujący, 3 — trzon cylindra, 4 — zastrzał, 5 — rama zawieszenia, 6, 9 — koła tylne, 7 — koła przednie, 8 — dźwignia dwuramienna

rys. 3-283) zaopatrzone w zamki kulkowe przemieszczając się w lewo, przekrecają ramę zawieszenia względem osi θ . Na skutek niezmienniej długości zastrzału goleń przekreca się do tyłu względem osi O_1 zawieszenia goleni na ramie. Jednocześnie układ cięgieł przekreca dwuramienną dźwignię i poprzez amortyzator przekreca wózek względem osi O_2 zawieszenia wózka. Po schowaniu podwozia następuje zaryglowanie goleni za pomocą zamka.

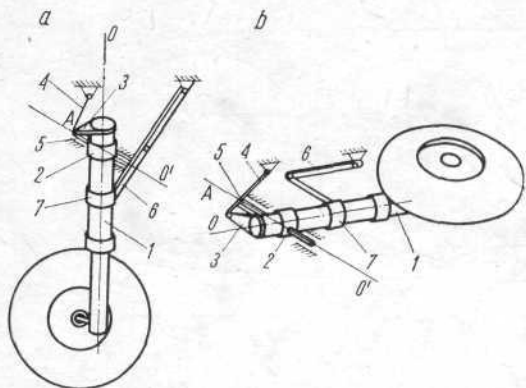
Goleń podwozia przedstawiona na rysunku 3-285 chowa się w tył do gondoli silnika wzdłuż cięciwy skrzydła.

Górny koniec tylnego zastrzału przymocowany jest do drążka, który prowadzi go podczas chowania i wypuszczania goleni podwozia, według założonego toru. Przegub, który łączy tylny zastrzał z drążkiem prowadzącym, ma strzemię które rygluje się za pomocą zamka. Chowanie i wypuszczanie podwozia odbywa się za pomocą dźwignika, którego trzon przymocowany jest do goleni, a cylin-

der do konstrukcji samolotu. Do zaryglowania goleni w położeniu schowanym służy odpowiednie strzemie znajdujące się na niej.

Obrót wózka względem goleni podczas chowania podwozia odbywa się za pomocą tłumika wózka, który ma możliwość wydłużania się.

Podczas chowania podwozia do skrzydła cienkiego wzdłuż cięciwy lub do gondoli silnika niekiedy konieczne jest obrócenie koła o 90° . Na rysunku 3-291a i b przedstawiony jest sposób chowania takiego podwozia. Goleń obraca się względem swojej osi za pomocą wodzidla 4 połączonego z dźwignią 3. Podczas ruchu goleni wodzidło 4 wykonuje skomplikowany ruch przestrzenny, dlatego



Rys. 3-291. Sposób chowania goleni podwozia z obrotem koła
1 — goleń, 2 — tuleja, 3 — dźwignia,
4 — wodzidło, 5 — czop, 6 — zastrzał,
7 — strzemie zastrzału

też na jego końcach zainstalowane są przeguby kuliste A i B. Przy poruszaniu się goleni do tyłu przegub A znajdujący się wyżej osi czopów usiłuje przejść do przodu. Jednak dzięki połączeniu go z wodzidłem 4, którego długość nie zmienia się, dźwignia obraca goleń względem swojej osi w łożyskach zamontowanych w tulei 2 i strzemienia 7.

Chowanie głównych goleni wzdłuż osi kadłuba stosuje się w podwoziach typu jednośladowego. Sposób chowania takiego podwozia w zasadzie nie różni się od sposobu chowania podwozia wzdłuż cięciwy skrzydła.

Budowa i sposób chowania przednich i tylnych goleni podwozi

Przednie i tylne golenie podwozi. Dodatkowe punkty podparcia

Przednia goleń podwozia mieści się w płaszczyźnie symetrii samolotu. Przymocowuje się ją do przedniej części konstrukcji kadłuba.

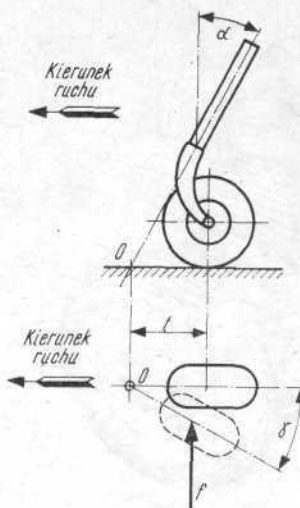
Wyróżniającą się właściwością przedniej goleni podwozia jest jej samonastawność, tzn. że koło ma możliwość wykonywania swobodnych skrętów względem osi goleni, co przyczynia się do polepszenia stateczności i sterowności samolotu podczas poruszania się po ziemi.

W związku z możliwością swobodnego skrętu koła względem osi goleni konieczne jest zapewnienie zachowania równowagi koła względem osi, co osiąga się przez wprowadzenie ramienia stateczności t (rys. 3-292). Kąt nachylenia α_1 przedniej goleni równa się $0 \div 10^\circ$. Stateczność koła utrzymuje się na skutek tego, że przy przypadkowym skręcie koła o kąt γ i przy kierunku jego ruchu oznaczonym strzałką występująca siła boczna F dąży do skręcenia koła względem osi O goleni w bok w celu zmniejszenia kąta γ .

Przednia goleń podwozia ma 1-2 koła, które przymocowuje się bezpośrednio do trzona amortyzatora lub za pośrednictwem dźwigni (zawieszenie

dźwigniowe). W przypadku drugim, dzięki mniejszej średnicy kół przednich w porównaniu do kół głównych oraz mniejszemu potrzebnemu ugięciu amortyzatora, istnieje możliwość umieszczenia amortyzatora wewnątrz goleni. Powoduje to zwiększenie potrzebnej zwartości konstrukcji goleni (rys. 3-278).

Rys. 3-292. Zachowanie się koła przedniego przy przypadkowym obrocie



W celu polepszenia sterowności samolotu podczas jego kołowania, dość często przednie golenie podwozia wykonuje się jako sterowane.

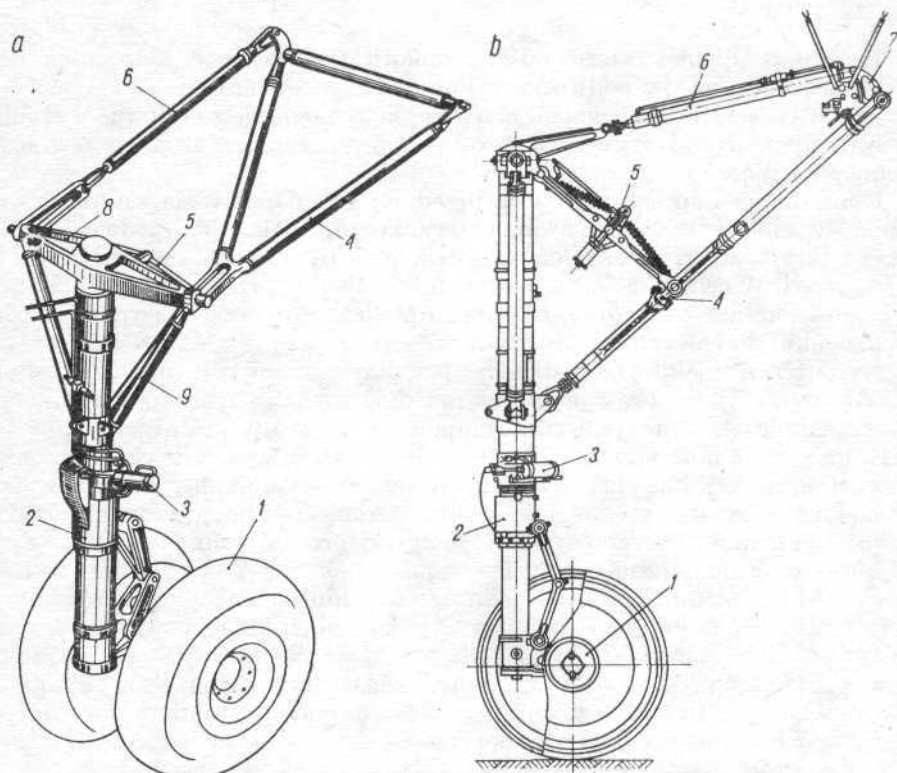
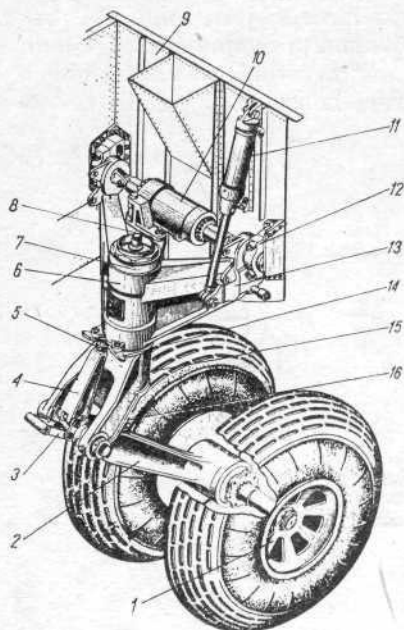
Aby w czasie chowania goleni przedniej koło mogło się znajdować w środkowym (nie przekreconym) względem osi goleni położeniu, stosuje się tzw. urządzenie centrujące.

Konstrukcja i sposób chowania przedniej goleni podwozia zasadniczo nie różnią się od konstrukcji i sposobu chowania głównych goleni podwozi wzdłuż cięciwy skrzydła. Przednia goleń podwozia może być chowana w kadłubie w tył lub w przód. W celu zamocowania przedniej goleni w przedniej części kadłuba, dość często umieszcza się dwie silne belki podłużne, tworzące pewnego rodzaju „studzienki” do chowania podwozia.

Rozpatrzmy niektóre konstrukcje przednich goleni podwozi. Na rysunku 3-293 przedstawiona jest wolnonośna przednia goleń podwozia o dźwigniowym zawieszeniu koła. Amortyzator znajdujący się wewnątrz goleni połączony jest z dźwignią za pomocą strzemienia. Dolna część goleni wraz z dźwignią urządzenia centrującego i górnym strzemieniem wykonuje swobodny obrót i ustawia się pod pewnym kątem w goleni. Goleń przymocowana jest do konstrukcji kadłuba za pomocą trawersy (poprzecznicy). Poprzez strzemie i związane z nim wodzidło obrót dolnej części goleni wywołuje ruch postępowy cylindra sterującego przednią golenią, który jest jednocześnie tłumikiem drgań kół (shimmy). Ciecz hydrauliczna przy tym wypierana jest z jednej komory cylindra do drugiej przez małe otwory. Przy małych prędkościach kątowych skrętu dolnej części goleni (np. podczas kołowania) prędkość ruchu postępowego cylindra jest dość mała i opór hydrauliczny cieczy jest niewielki. Natomiast przy dużych prędkościach kątowych skrętu dolnej części goleni (w czasie drgań typu „shimmy”) znacznie wzrasta opór cieczy (proporcjonalnie do kwadratu prędkości przepływu cieczy przez otwory) i następuje tłumienie drgań.

Przy sterowaniu przednią golenią podwozia przez obrót sterownicy (koła sterowego) pilot oddziałuje na suwak rozdzielczy instalacji hydraulicznej, który

1 — kolo, 2 — dźwignia, 3 — kabłąk, 4 — dźwignia urządzenia centrującego, 5 — rolka, 6 — goleń, 7 — strzemie, 8 — ogniwo przegubowe, 9 — wregła, 10 — cylinder sterujący cbrotem przedniej gołeni podwozia, 11 — cylinder hydrauliczny mechanizmu chowania i wypuszczania przedniej gołeni podwozia, 12 — łożysko rozłączalne, 13 — ramie poprzeczne, 14 — krzywka profilowana, 15 — dolna część gołeni, 16 — strzemie



1 — kola, 2 — goleń z amortyzatorem, 3 — tłumik drgań z mechanizmem skrętu goleni przedniej, 4 — zastrzał składany, 5 — mechanizm rozpierający, 6 — wciągnik hydrauliczny, 7 — zamek zawieszenia goleni przedniej, 8 — nożyce, 9 — rozpręga ukośna

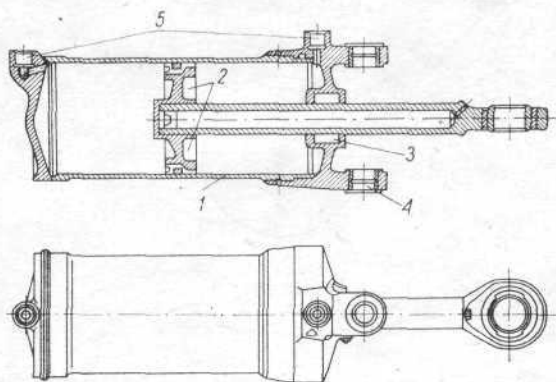
doprowadza ciecz pod ciśnieniem do cylindra-tłumika. Z kolei następuje ruch cylindra, który powoduje obrót dolnej części gołeni wraz z kołami, wywołując jednocześnie obrót suwaka do położenia wyjściowego względem sterownicy. W tym czasie następuje przerwanie dopływu cieczy do cylindra. Rozwiązanie to zapewnia skręt kół w ślad za ruchem sterownicy.

Chowanie gołeni w przód odbywa się za pomocą dźwignika hydraulicznego skręcającego gołenź względem osi zamocowania jej na kadłubie. Tak w położeniu wypuszczonym, jak i schowanym gołenź zaryglowuje się zamkiem.

Kratowo-belkowa konstrukcja gołeni przedniej podwozia samolotu z bezpośrednim zamocowaniem osi kół na trzonie amortyzatora przedstawiona jest na rysunku 3-294a. b.

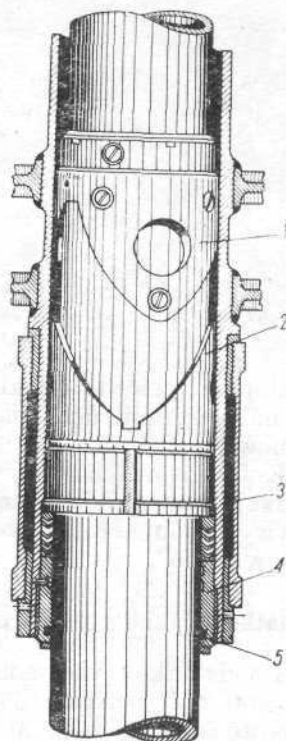
Gołenź jest chowana i wypuszczana za pomocą dźwignika hydraulicznego 6, którego cylinder przymocowany jest do górnej dźwigni 7 zastrzału składanego 4, a jego trzon — do dźwigni nożyc 8 podwozia. W czasie chowania gołeni mechanizm rozpierający 5 składa się i podnosi zastrzał za pomocą przegubu środkowego, wytwarzając początkowe „nadłamanie” zastrzału. Gołenź składana jest do tyłu wzdłuż osi samolotu.

Koła sterowane są za pośrednictwem tłumików 3 (konstrukcję tłumika pokazano na rys. 3-295).



Rys. 3-295. Tłumik drgań gołeni przedniej

1 — cylinder, 2 — tłok z trzonem, 3 — uszczelka,
4 — uszko z tulejkami, 5 — zawory ładowania



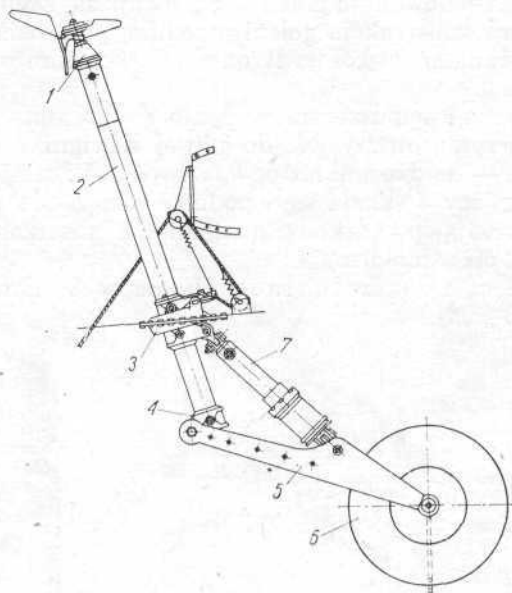
Rys. 3-296. Urządzenie centrujące

1 — krzywka trzonu, 2 — krzywka cylindra, 3 — uszczelka,
4 — tuleja dolna, 5 — dławik uszczelniający

Urządzenie centrujące przedstawia rysunek 3-296. Na trzonie amortyzatora znajduje się krzywka, która zazębia się z krzywką znajdującą się w cylindrze, co zapewnia ustawienie kół w położeniu neutralnym wówczas, gdy odrywają się one od ziemi podczas startu samolotu. Podczas poruszania się kół po ziemi następuje ugięcie amortyzatora, krzywki się rozłączają i trzon może wykonywać obroty wraz z kołami.

Tylna goleń podwozia — koło ogonowe

Konstrukcja zamocowania koła ogonowego zapewniająca manewrowość samolotu podczas kołowania powinna zapewniać jego samonastawność przy zakrętach samolotu na ziemi oraz blokowanie tego koła w położeniu neutralnym w czasie startu i lądowania, w celu podniesienia stateczności samolotu



Rys. 3-297. Konstrukcja tylnej nogi podwozia

1 — węzeł górny, 2 — goleń, 3 — węzeł środkowy, 4 — nożyce dolne, 5 — widelki, 6 — koło, 7 — amortyzator

(niedopuszczenie do myśzkowania). Do tego celu stosuje się urządzenia zatrzymujące (unieruchamiające), które wykluczają możliwość skrętu koła ogonowego.

Koła ogonowe z reguły chowane są do tylnej części kadłuba. Rysunek 3-297 obrazuje konstrukcję tylnej nogi podwozia o dźwigniowym zawieszeniu koła, z wyniesionym amortyzatorem. Koło unieruchamia się zamkiem umieszczonym w węźle 3.

Dodatkowe punkty podparcia

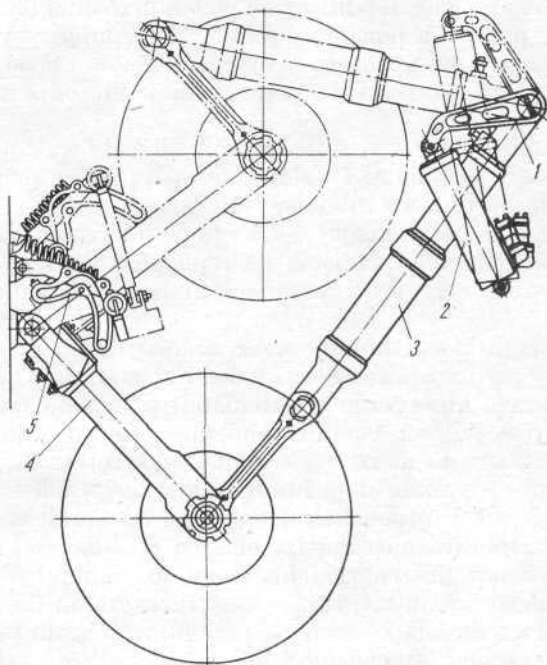
Do dodatkowych punktów podparcia zalicza się golenie podskrzydłowe samolotów z podwoziami jednośladowymi, a także golenie tylne samolotów z podwoziami z przednimi punktami podparcia.

Golenie podskrzydłowe chowane są w gondolach lub skrzydłach. Mają one przeważnie układ wolnonośny i amortyzatory z bezpośrednio przymocowanymi do ich trzonów kołami. Elementy konstrukcyjne tych goleni zasadniczo nie różnią się od elementów omówionych wyżej.

Podczas lądowania, a niekiedy również w czasie startu, samolot o podwoziu z przednim punktem podparcia narażony jest na zahaczanie tylną częścią (ogonem) o ziemię. W związku z tym, w celu zapewnienia ochrony tylnych

części kadłuba przed uderzeniami o ziemię, stosuje się pod nimi specjalne podpory.

Na rysunku 3-298 przedstawiona jest chowana tylna goleń podwozia samolotu ciężkiego, wyposażona w koła podwójne oraz amortyzator.



Rys. 3-298. Chowana tylna goleń podwozia z kołami podwójnymi

1 — dźwignia obrotowa, 2 — urządzenie elektromechaniczne chowania i wypuszczania podwozia, 3 — amortyzator
4 — goleń, 5 — mechanizm osłon luku

Amortyzatory podwozia

Przeznaczenie i wymagania stawiane amortyzatorom

Amortyzatory podwozia przeznaczone są do pochłaniania energii kinetycznej samolotu podczas lądowania oraz przy zetknięciu się samolotu z nierównościami powierzchni w czasie jego poruszania się po ziemi.

Praca (energia kinetyczna), którą powinna pochłonąć amortyzacja podwozia, ustalona jest normami wytrzymałościowymi. Można ją określić wzorem

$$E_k = m \cdot \frac{V_z^2}{2}$$

gdzie:

$$m = \frac{Q}{g} \text{ — masa samolotu,}$$

V_z — sprowadzona pionowa składowa prędkości samolotu w chwili zetknięcia się z ziemią, uwzględniająca zmianę jego energii kinetycznej i potencjalnej.

W normach wytrzymałościowych samolotów (otrzymanych na podstawie badań doświadczalnych i teoretycznych twardego lądowania samolotu) istnieje wzór, według którego możliwe jest obliczenie prędkości pionowej V_z . Energia kinetyczna, która powinna być przejęta przez układ amortyzujący (amortyzatory i pneumatyki) nazywana jest energią normowaną — E_{norm} , którą oblicza się osobno dla goleni głównych podwozia i goleni przedniej (tylnej).

Amortyzatory podwozia powinny spełniać następujące wymagania:

- 1) pochłaniać energię kinetyczną (pracę) uderzenia w czasie jego ruchu (posuwu) roboczego; zapewnia się to przez nadanie mu odpowiedniej wielkości posuwu i siły,
- 2) pochłaniać energię kinetyczną w ten sposób, aby siły występujące w amortyzatorach narastały stopniowo i stale, aż do osiągnięcia wartości największej przy końcu pełnego posuwu roboczego (ugięcia),
- 3) szybko powracać do położenia wyjściowego po uderzeniu podwozia o ziemię, w celu umożliwienia mu przejścia następnego kolejnego uderzenia; czas trwania posuwu roboczego i powrotnego amortyzatora nie powinien przekraczać 0,8 s,
- 4) duża część energii pochłanianej przez amortyzator (goleni) powinna się zamieniać w ciepło i rozpraszać się, w celu złagodzenia uderzenia powrotnego; jeżeli energia kinetyczna pochłaniana przez amortyzator jest w nim akumulowana (w postaci energii ciśnienia), to po zakończeniu ugięcia amortyzatora energia ta może być oddana z powrotem rozpieszczając amortyzator z dużą siłą, co może doprowadzić do silnego uderzania powrotnego goleni o ziemię i odbicia (podskoku) samolotu od ziemi; energia kinetyczna zamieniona w ciepło (różnica między energią pochłanianą i zwróconą przez amortyzator), nazywana energią histerezy, powinna być możliwie duża,
- 5) nie zmieniać własności amortyzujących w razie zmian temperatury,
- 6) odznaczać się szczelnością i łatwością przygotowania do pracy i obsługi.

Amortyzator stanowi odpowiednią konstrukcję, która pod działaniem sił zewnętrznych zmniejsza swoją długość i pochłania przy tym energię kinetyczną uderzenia.

Zmniejszenie długości goleni podwozia osiąga się przez zastosowanie w niej materiałów podatnych na odkształcanie lub odpowiednich urządzeń. Do materiałów i urządzeń amortyzujących zalicza się gumę w postaci sznurów lub płytek (amortyzatory gumowe) oraz lepką ciecz w połączeniu z powietrzem lub azotem. Amortyzatory oparte na działaniu cieczy i gazów nazywane są olejowo-gazowymi.

Dzięki stosowaniu w amortyzatorach azotu lub innego gazu obojętnego ciecz traci możliwość zapalenia się, a ścianki ich nie ulegają korozji.

Guma pracując na rozciąganie i ściskanie jest dobrym materiałem amortyzującym. Amortyzatory gumowe stosowane są niekiedy w samolotach lekkich. Mogą to być amortyzatory ze sznura gumowego lub płytek gumowych.

Ogólną wadą takich amortyzatorów jest ich mała wartość energii histerezy oraz możliwość zmiany własności amortyzujących gumy w niskich temperaturach.

Praca amortyzatora olejowo-gazowego

W samolotach współczesnych najczęściej stosowane są amortyzatory olejowo-gazowe, w których wykorzystywany jest opór występujący na skutek przepływu cieczy przez małe otwory (obliczeniowe) do przegrody gazowej.

Rozpatrzmy układ i pracę amortyzatora olejowo-gazowego (rys. 3-299a).

Amortyzator składa się z cylindra 1 i trzona-tłoka 2. Cylinder przymocowany jest do węzła samolotu, a na jego trzonie mocowane jest koło. Trzon ma w cylindrze dwa oparcia — tuleję górną 6 i podporę dolną 8. W cylindrze umocowana jest sztywno rurka (nurnik) 3, która może mieć zmienny lub jednakowy przekrój na całej swej długości. W denku nurnika znajduje się mały otwór 7. Na trzonie umieszczony jest zawór pierścieniowy 4, który jest zaworem zwrotnym.

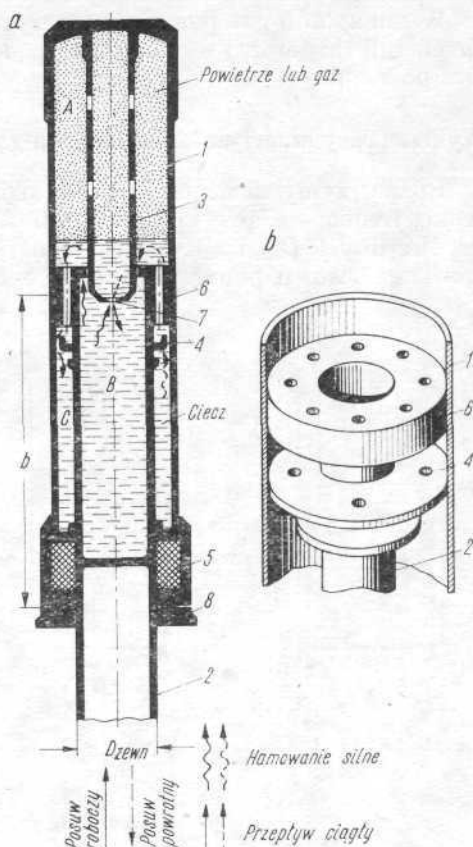
W przestrzeni *A* cylindra, napełnionej powietrzem lub azotem, ciśnienie wynosi $30 \div 60$ atm. Przestrzenie *B* i *C* napełnione są cieczą (mieszanina spirytusu etylowego i gliceryny — około 70% gliceryny i 30% spirytusu), która odznacza się dużą lepkością i odpornością na zamarzanie.

Miedzy trzonem 2 a nurnikiem 3 tworzy się okrągła szczelina do przepływu cieczy. W celu niedopuszczenia do wyciekania cieczy z cylindra stosowane są uszczelki 5.

Podczas uderzenia koła o ziemię trzon 2 przesuwa się do góry. W tym czasie następuje sprężenie gazu znajdującego się w cylindrze, na co zużywa się pewna część energii, która akumulowana jest przez gaz. Dzięki temu zapewniony jest powrót trzona do położenia wyjściowego.

Praktycznie rzecz biorąc, ciecz nie ulega ścisnaniu*). Podczas uderzenia podwozia o ziemię ciecz wypychana jest z przestrzeni *B* przez otwory obliczeniowe — okrągłą szczelinę znajdującą się między nurnikiem 3 i trzonem 2 oraz otwór 7 do cylindra, skąd następnie swobodnie przechodzi przez cały szereg dużych otworów znajdujących się w tulei górnej 6, przesuwając pod ciśnieniem gazu zawór 4 w dół do oporu i omijając zawór zapelnia przestrzeń pierścieniową *C* (przestrzeń znajdującą się za tłokiem). Na wycisnieniu cieczy z przestrzeni *B* do cylindra musi być zużyta pewna energia mechaniczna, która nie gromadzi się w goleni, lecz zamienia się w energię cieplną, która rozprasza się całkowicie.

W czasie posuwu powrotnego trzon pod ciśnieniem gazu wykonuje ruch do dołu, a mieszanina zaczyna przechodzić z przestrzeni pierścieniowej *C* do przestrzeni gazowej *A*. Pod ciśnieniem cieczy w przestrzeni *C* zawór 4 dociskany jest do tulei górnej 6, który zasłania wszystkie otwory posuwu roboczego (otwory duże), pozostawiając otwarte tylko małe, znajdujące się w za-



Rys. 3-299

Schemat amortyzatora olejowo-gazowego

1 — cylinder, 2 — trzon, 3 — nurnik, 4 — zawór zwrotny,
5 — uszczelka, 6 — tuleja górna, 7 — otwór denka nurnika,
8 — podpora dolna

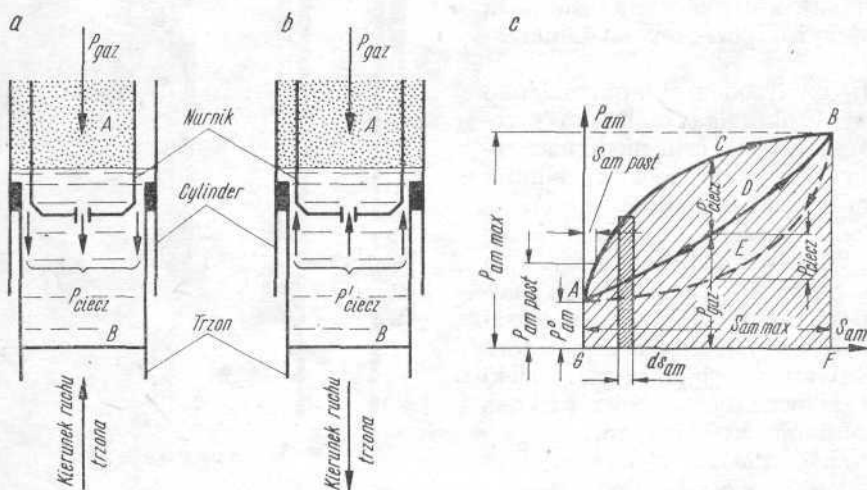
*) Przy ciśnieniu do $500 \div 600$ at.

worze (rys. 3-299b), w celu przechodzenia przez nie mieszanki. Przepływ cieczy przez te otwory następuje przy dużych oporach hamujących, w rezultacie czego goleń rozpręża się wolniej, zmniejszając tym samym uderzenie powrotne. Z kolei ciecz pod ciśnieniem gazu sprężonego przepływa z przestrzeni *A* do przestrzeni *B* przez otwory posuwu roboczego (szczelinę okrągłą i otwór 7).

W ten sposób gaz powoduje sprężystość gołeni, a mieszanka — rozpraszanie energii (histereza) występującej podczas lądowania i poruszania się samolotu po ziemi.

Wykres pracy amortyzatorów olejowo-gazowych

Rozpatrzmy zależność sił P_{am} działających na trzon amortyzatora od skoku trzona s_{am} przy posuwie roboczym, przedstawiając ją graficznie na współrzędnych P_{am} i s_{am} . Rozpatrzmy najpierw amortyzator bez zaworu hamowania posuwu powrotnego (rys. 3-300a). Nie biorąc pod uwagę sił bez-



Rys. 3-300. Wykres sił działających na trzon amortyzatora

władności poruszającego się trzona zakładamy, że w każdej chwili siła zewnętrzna oraz siły skierowane przeciwko poruszającemu się trzonowi są sobie równe.

Te ostatnie wywoływane są przez dwa czynniki, a mianowicie przez sprężenie gazu P_{gaz} i opór cieczy P_{ciecz} występujący podczas wyciskania jej przez małe otwory (obliczeniowe). Zatem całkowita siła działająca na trzon amortyzatora może być wyrażona równaniem.

$$P_{am} = P_{gaz} + P_{ciecz} \quad (87)$$

Siła P_{gaz} , która zależy od stopnia sprężania gazu w czasie posuwu trzona zmienia się zgodnie z prawem politropy

$$P_{gaz} \cdot V^n = \text{const} \quad (88)$$

gdzie:

V — zmienna objętość gazu,

n — wykładnik politropowy równy w przybliżeniu 1,3.

Na współrzędnych P_{am} i s_{am} prawo to ma kształt krzywej *ADB* (rys. 3-300c).

Początkowa rzędna krzywej zależy od ciśnienia początkowego p_0 gazu sprężonego w amortyzatorze.

Sily, które zależą od oporów hydraulicznych cieczy, proporcjonalne są do kwadratu prędkości V_{ciecz} przepływu cieczy przez małe otwory (obliczeniowe)

$$P_{\text{ciecz}} = k \cdot V_{\text{ciecz}}^2 \quad (89)$$

gdzie:

k — współczynnik proporcjonalności, który zależy od ciężaru właściwego cieczy, lepkości itd.,

V_{ciecz} — prędkość przepływu cieczy.

W początkowym i końcowym położeniu trzona jego prędkość (a zatem i prędkość przepływu cieczy) i P_{ciecz} równają się zeru. Sily P_{ciecz} występujące wzdłuż posuwu trzona odkładamy nie na osi odciętej, lecz na krzywej ADB w celu otrzymania sily całkowitej P_{am} . Na rysunku 3-300c sily P_{ciecz} przedstawione w postaci krzywej ACB odłożone są na politropie sprężania gazu. Rzędne tejże krzywej obliczane od osi odciętej dają wartości P_{am} .

Na elementarnej długości posuwu trzona praca sily P_{am} równa jest $P_{\text{am}} \cdot ds_{\text{am}}$, którą wyraża pole zakreskowanego elementarnego prostokąta. Z tego wynika, że ogólna praca pochłaniana przez amortyzator w czasie posuwu roboczego

równa $\int_0^{s_{\text{am max}}} P'_{\text{am}} \cdot ds_{\text{am}}$ wyrażona zostaje polem $ACBFGA$. Praca ta powinna być równa pracy normowanej dla goleni, po odliczeniu pracy, którą wykonuje pneumatyk

$$E_{\text{am}} = E_{\text{norm}} - E_{\text{pneum}} = \text{polu } ACBFGA$$

Po zakończeniu posuwu roboczego, pod działaniem gazu sprężonego goleń rozluźnia się. W tym czasie ciecz przepływa z przestrzeni A do przestrzeni B przez otwory kalibrowane (rys. 3-300b). Sily, które uzależnione są od oporu powrotnego przepływu cieczy, można przedstawić następująco

$$P'_{\text{ciecz}} = k \cdot (V'_{\text{ciecz}})^2$$

gdzie V'_{ciecz} — prędkość przepływu powrotnego cieczy przez małe otwory (obliczeniowe).

Sila P'_{ciecz} skierowana jest w kierunku przeciwnym do ruchu trzona — w górę, dlatego też odejmuje się ją od sily P_{gaz} (rys. 3-300b). W ten sposób na trzon będzie działać sila powstająca w czasie jego posuwu powrotnego

$$P_{\text{am}} = P_{\text{gaz}} - P'_{\text{ciecz}} \quad (90)$$

Krzywa zmiany sily P'_{ciecz} występującej wzdłuż posuwu trzona (krzywa BEA — linia przerywana) odłożona jest od krzywej P_{gaz} (rys. 3-300c). Jej rzędne odjęte od osi odciętej dają wartość P_{am} przy posuwie powrotnym trzona.

Energia zwrócona przez amortyzator w czasie posuwu powrotnego

$$E_{\text{powr}} = \int_0^{s_{\text{am max}}} P_{\text{am}} \cdot ds_{\text{am}} = \text{polu } BEAGFB$$

Rozproszona i zamieniona w ciepło energia histerezy równa się $E_{\text{hist}} = E_{\text{am}} - E_{\text{powr}} = \text{polu } ACBEA$.

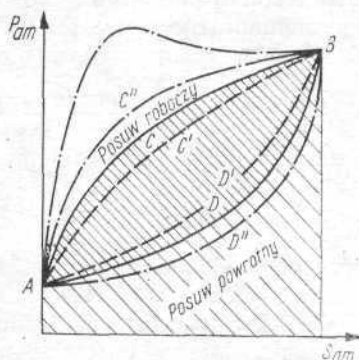
Oznaczając silę maksymalną występującą w amortyzatorze przez $P_{\text{am max}}$ i maksymalny skok trzona przez $s_{\text{am max}}$, wprowadzamy charakterystykę „wypełnienia” wykresu pracy. Współczynnikiem wypełnienia wykresu amortyzatora nazywamy wartość

$$\eta_{\text{am}} = \frac{E_{\text{am}}}{P_{\text{am max}} \cdot s_{\text{am max}}} \quad (91)$$

Stosowanie siły początkowej w amortyzatorze, od której zacznie on uginać się (P_{am0} , rys. 3-300c), podwyższa współczynnik wypełnienia wykresu η_{am} , przez co zmniejsza się ugięcie amortyzatora niezbędne do pochłonięcia energii E_{am} . Aby amortyzator w czasie postoju samolotu nie mógł być zbyt ugięty, siła początkowa powinna być nieco mniejsza od siły postojowej $P_{am\text{post}}$ amortyzatora.

Na charakter krzywej ACB ugięcia amortyzatora silny wpływ okazuje wielkość otworów, przez które przepływa ciecz. W amortyzatorach wykonywanych obecnie powierzchnia otworów wynosi $2 \div 5\%$ powierzchni trzona amortyzatora.

Na rysunku 3-301 krzywe wyjściowe posuwu roboczego i powrotnego trzona amortyzatora przedstawione są liniami ciągłymi. Jeżeli zmniejszy się powierzchnię otworów przeznaczonych do przepływu cieczy, to na skutek



Rys. 3-301
Wykres pracy
amortyzatora

zwiększenia się prędkości przepływu cieczy, jej siły oporu P_{ciecz} i P'_{ciecz} wzrosną i krzywe posuwu roboczego i powrotnego będą miały postać przedstawioną na rys. 3-301 liniami przerywanymi z kropkami ($AC'B$ i $BD'A$). Z tego wynika, że pochłonięta przez amortyzator energia kinetyczna oraz energia histerezy wzrośnie, co jest zjawiskiem korzystnym.

Jednak amortyzator w takim przypadku staje się bardziej sztywny, bowiem wzrost sił wzdłuż posuwu trzona staje się coraz intensywniejszy. W czasie twardego lądowania samolotu wzrost prędkości ruchu trzona na początku jego posuwu wywoła wzrost P_{ciecz} i spowoduje pojawienie się szczytu obciążenia (patrz linia przerywana pierwsza od góry). Czas posuwu roboczego i powrotnego trzona amortyzatora rośnie. Gdyby zwiększono otwory przeznaczone do przepływu cieczy, to wartości P_{ciecz} i P'_{ciecz} zmniejszą się, a krzywe posuwu roboczego i powrotnego zbliżą się do siebie ($AC'B$, $BD'A$). Amortyzator wówczas stanie się bardziej elastyczny, o płynnym narastaniu sił wzdłuż posuwu trzona. Jednak zmniejszy się przy tym wielkość pochłanianej energii kinetycznej przez amortyzator oraz energii histerezy.

W celu uzyskania dostatecznie elastycznego amortyzatora i zapewnienia niezbędnej energii histerezy, w większości produkowanych obecnie amortyzatorów stosowane są zawory hamowania posuwu powrotnego trzona (zawór 4, rys. 3-299).

Krzywą ugięcia amortyzatora w tym przypadku będzie krzywa $AC'B$ przedstawiona na rysunku 3-301, ponieważ w czasie posuwu roboczego otwory przeznaczone do przechodzenia cieczy są dostatecznie duże. Natomiast krzywą rozluźnienia amortyzatora będzie krzywa $BD'A$, ponieważ przy posuwie powrotnym znaczna część otworów zostaje przesłonięta przez zawór, a pozostałe

otwory, nie przesłonięte — przeznaczone do przechodzenia cieczy, są małe. W ten sposób zapewnia się płynne narastanie sił w czasie posuwu roboczego trzona bez zmniejszenia się energii histerezy. Ponieważ krzywa ugięcia amortyzatora w tym przypadku jest bardziej pochyla (na skutek mniejszego oporu cieczy), zatem do zachowania energii E_{am} wymagane jest zwiększenie ugięcia amortyzatora.

Amortyzatory olejowo-gazowe dzielą się na amortyzatory ze stałym na całej długości posuwu trzona przekrojem przeznaczonym do przepływu cieczy, ze stałym otworem, oraz amortyzatory ze zmiennym wzdłuż posuwu trzona przekrojem do przepływu cieczy — ze zmiennym przekrojem otworu. W ostatnim przypadku chodzi o zmienność przekroju otworu na całej długości posuwu trzona (lecz nie przy przechodzeniu od posuwu roboczego do powrotnego).

Przy stałym wzdłuż posuwu otworze przeznaczonym do przepływu cieczy, krzywa ugięcia amortyzatora ma całkowicie określoną dla goleni postać, uwarunkowaną prędkością przepływającej cieczy.

W większości przypadków korzystne jest założenie określonego charakteru przebiegu krzywej ugięcia amortyzatora przez zabezpieczenie na przykład bardziej pochylej krzywej ugięcia (mniejszej sztywności) przy małych obciążeniach podwozia, co osiąga się przez zmianę przekroju otworu przeznaczonego do przepływu cieczy wzdłuż posuwu tłoka.

Konstrukcja amortyzatorów

Na rysunku 3-302 przedstawiona jest konstrukcja i schemat pracy amortyzatora olejowo-gazowego z iglicą o przekroju zmiennym.

Amortyzator podzielony jest na dwie przestrzenie — górną i dolną. Przestrzeń dolna wypełniona jest specjalną cieczą, a górna z reguły azotem i częściową cieczą. Podczas nacisku na amortyzator (posuw roboczy trzona) ciecz przepływa z dolnej przestrzeni do górnej przez luz pierścieniowy tworzony przez nurnik 7 i iglicę 4. Amortyzator ma zmienny luz pierścieniowy wzdłuż posuwu trzona, którego wielkość zmienia się z powodu zmienności przekroju iglicy połączonej z dnem tłoka.

Zawór hamujący posuwu powrotnego umieszczony jest w przestrzeni znajdującej się między trzonem i cylindrem.

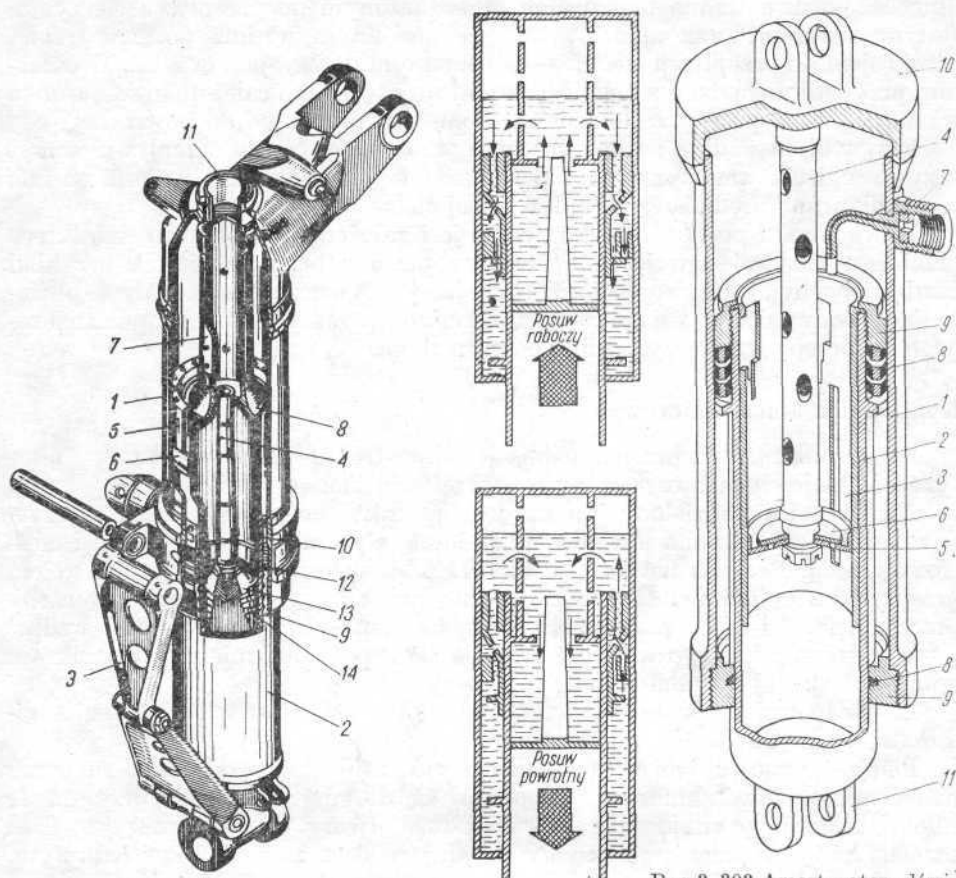
Podczas posuwu powrotnego, dzięki ciśnieniu cieczy od dołu, ruchomy pierścieniowy zawór hamujący 6 podnosi się do góry i szczelnie przylega do tulei 5, zasłaniając znajdujące się w niej duże otwory. W związku z tym ciecz przechodzi tylko przez małe otwory znajdujące się w zaworze pierścieniowym.

Na rysunku 3-303 przedstawiony jest amortyzator głównej goleni podwozia z dźwigniowym zawieszeniem koła. Amortyzator ten umieszczony jest na zewnątrz goleni podwozia. Ma on zawór hamujący przy posuwie zwrotnym. Zmiana przekroju otworów odbywa się za pomocą tulei 3 mającej wycięcia różnej szerokości wzdłuż posuwu tłoka.

W dolnej części nurnika i w jego nieruchomo zamocowanym denku znajdują się małe otwory (obliczeniowe). Uszczelka dolna stanowi dławnicę filcową, a górna skórzane i duraluminiowe pierścienie rozpierające. Wszystkie części amortyzatora, oprócz tulei i uszczelek, wykonane są ze stali stopowej. Tuleje wykonane są z brązu. Podczas ugięcia amortyzatora ciecz przedostaje się do przestrzeni znajdującej się nad denkiem nurnika przez wycięcia znajdujące się w tulei, których szerokość jest zmienna, oraz przez otwory w denku (zawór 6 jest wówczas podniesiony) i przez otwór środkowy nurnika. Podczas posuwu powrotnego powierzchnia przepływu mieszanki zmniejsza się na skutek zasłonięcia otworów w denku nurnika przez zawór 6. Amortyzator

napelniany jest mieszanką przez otwór 7 (zawór). Gaz sprężony ładuje się przez ten sam zawór po napelnieniu amortyzatora mieszanką.

W ostatnich latach zaczęto stosować amortyzatory hydrauliczne, w których jako ciało sprężyste wykorzystuje się ciecz pracującą pod dość dużym ciśnieniem $2000 \div 3000 \text{ kG/cm}^2$ ($200 \div 300 \text{ MN/m}^2$) i powyżej. W tym przypadku ciecz zmienia swoją objętość początkową o $15 \div 20\%$.



Rys. 3-302. Amortyzator olejowo-gazowy głównej goleni podwozia

1 — cylinder, 2 — trzon, 3 — nożyce, 4 — iglica, 5 — tuleja, 6 — zawór zwrotny, 7 — nurnik, 8 — pierścień tłoka, 9, 10, 11 — nakrętki, 12 — wkład uszczelniający, 13 — przysłona, 14 — pierścienie oporowy

Rys. 3-303. Amortyzator z dwigniowym zawieszeniem koła

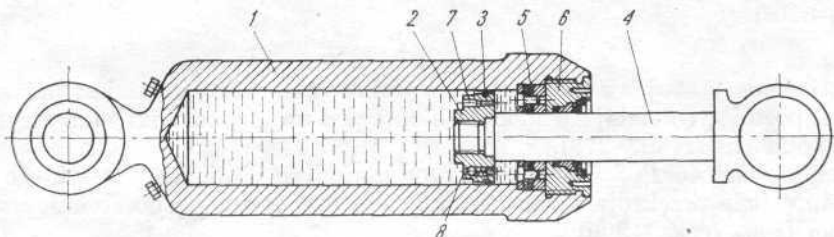
1 — cylinder, 2 — trzon, 3 — tuleja, 4 — nurnik, 5 — denko nurnika, 6 — zawór zwrotny, 7 — zawór ładowania, 8 — uszczelki, 9 — tuleja prowadząca, 10 — głowica cylindra, 11 — uszka trzona

Na rysunku 3-304 pokazany jest amortyzator hydrauliczny. Szczelnie zamknięty cylinder 1 o grubych ściankach napelniony jest cieczą silikonową. Do cylindrachodzi tłok 2, w którym są dwa rzędy niedużych otworów 7 i 8. Do tłoka przymocowany jest trzon 4, który u podstawy cylindra przechodzi przez dławik 5 odporny na wysokie ciśnienie. Pod działaniem obciążenia trzon tłoka wchodzi do cylindra i ścisza ciecz.

Podczas posuwu roboczego tłoka energia uderzenia pochłaniana jest przez sprężenie cieczy i opór występujący przy jej przepływie z jednej komory do

drugiej przez otwory 7 i 8, przy otwartym zaworze kulkowym znajdującym się w otworze 8.

Posuw powrotny tłoka wywołany jest działaniem rozszerzającej się cieczy. Przy posuwie powrotnym tłoka otwory z zaworami kulkowymi zamykają się i ciecz przepływa z przestrzeni znajdującej się pod tłokiem do przestrzeni znajdującej się nad tłokiem za pomocą serii otworów 7, dzięki czemu następuje hamowanie w czasie posuwu powrotnego.



Rys. 3-304. Amortyzator hydrauliczny

1 — cylinder, 2 — tłok, 3 — pierścienie uszczelniające, 4 — trzon, 5 — dławik, 6 — nakrętka dławika, 7, 8 — otwory

Konstrukcja takich amortyzatorów jest dość prosta i odznacza się małymi wymiarami. Jednak na skutek skomplikowanego ich uszczelniania, amortyzatory te dotychczas nie są szeroko stosowane.

Określanie podstawowych wymiarów amortyzatorów olejowo-gazowych

Przy obliczaniu odpowiedniej amortyzacji podwozia, ustala się podstawowe wymiary amortyzatorów, do których należą: średnica, skok trzona i objętość początkowa (długość początkowa) komory gazowej.

Danymi wyjściowymi do określenia wymienionych wymiarów są: wielkość obciążenia postojowego P_{post} na koło, którą otrzymuje się z wyważenia samolotu, oraz układ goleni podwozia.

Normy wytrzymałościowe przewidują konieczność pochłaniania przez układ amortyzujący energii kinetycznej E_k przy maksymalnie dopuszczalnej sile P_{md} działającej na pneumatyk oraz energii maksymalnej $E_{\text{max}} = 1,8 E_k$ przy granicznej sile P_{gr} działającej na pneumatyk.

Rozpatrzmy sposób określania wymiarów amortyzatora, pochłaniającego energię kinetyczną E_k , którą oznaczamy przez E_{norm} .

Koła samolotu dobiera się zgodnie z obciążeniem postojowym P_{post} działającym na podwozie. W katalogach kół lotniczych przytoczone są ich wymiary i inne dane, które używane są przy różnych wartościach P_{post} (patrz załączniki 1-4). Z katalogów tych brana jest wartość P_{md} i odpowiadająca jej energia E_{pn} pochłaniana przez pneumatyk.

W celu wykorzystania możliwości pełnego ugięcia pneumatyka koła i pochłaniania przez niego energii E_{pn} należy dążyć do tego, aby siła dopuszczalna działająca na koło $P_{\text{dop}} = n_E^{\text{dop}} \cdot P_{\text{post}}$ równała się określonej według katalogu sile P_{md} .

Wówczas

$$P_{\text{md}} = P_{\text{dop}} = n_E^{\text{dop}} \cdot P_{\text{post}}$$

oraz

$$n_E^{\text{dop}} = \frac{P_{\text{md}}}{P_{\text{post}}} \quad (92)$$

skąd określamy współczynnik obciążenia dopuszczalnego n_E^{dop} .

Otrzymana wartość n_E^{dop} powinna znajdować się w granicach

$$2,5 \leq n_E^{\text{dop}} \leq 2,6 + \frac{4500}{Q + 2500} \quad (93)$$

Średnicę trzona amortyzatora dobiera się z takim wyliczeniem, aby ciśnienie początkowe na tłok p_0 mieściło się w granicach $30 \div 90$ at.

Przyjmujemy, że siła początkowa działająca na amortyzator nieobciążony (rys. 3-300c)

$$P_{\text{am}} \approx 0,8 \cdot P_{\text{am post}} \quad (94)$$

Obciążenie postojowe działające na amortyzator określane jest przez obciążenie postojowe działające na koło, biorąc pod uwagę stosunki geometryczne goleni podwozia (rys. 3-278).

Znając wartość P_{am} i przyjąwszy odpowiednie ciśnienie początkowe p_0 , określamy pole przekroju trzona amortyzatora F według jego średnicy zewnętrznej D_{zewn} (rys. 3-299)

$$F = \frac{P_{\text{am}}}{p_0} \quad (95)$$

oraz

$$D_{\text{zewn}} = 1,13 \sqrt{F} \quad (96)$$

Energię E_{am} , którą powinna przejąć jedna goleń amortyzująca podwozia, można określić z warunku, że energia E_{norm} przewidziana normami dla jednej goleni podwozia powinna być przejęta przez amortyzator i pneumatyki. Tak więc

$$E_{\text{am}} = E_{\text{norm}} - E_{\text{pn}} \quad (97)$$

Wyznaczwszy przy pomocy wzoru (97) wartość E_{am} i posługując się wzorem (91) możemy znaleźć skok trzona amortyzatora

$$s_{\text{am max}} = \frac{E_{\text{am}}}{P_{\text{am max}} \cdot \eta_{\text{am}}} \quad (98)$$

gdzie $P_{\text{am max}}$ oblicza się według P_{dop} ze stosunków geometrycznych goleni podwozia.

Na podstawie analizy istniejących amortyzatorów przyjmujemy, że $\eta_{\text{am}} \approx 0,65 \div 0,75$.

Objętość początkową komory gazowej amortyzatora określa się równaniem politropy sprężenia gazu

$$\frac{P_{\text{am max}}}{P_{\text{am}}} = \left(\frac{V_0}{V_k} \right)^n \quad (99)$$

oraz równania łączącego objętości ze skokiem trzona

$$V_k = V_0 - F \cdot s_{\text{am max}} \quad (100)$$

gdzie:

V_k — objętość końcowa gazu,

V_0 — objętość początkowa gazu,

F — oblicza się ze wzoru (95).

Rozwiązanie równań (99) i (100), przy wykorzystaniu równania (94), daje

$$V_0 = \frac{F \cdot s_{\text{am max}} \sqrt[n]{1,25 \cdot n_E^{\text{dop}}}}{\sqrt[n]{1,25 \cdot n_E^{\text{dop}} - 1}} \quad (101)$$

Wykładnik politropowy n może być przyjęty jako 1,3. Natomiast długość komory gazowej amortyzatora rozluźnionego możemy obliczyć ze wzoru

$$L_0 = \frac{V_0}{F_{\text{cyl}}}$$

gdzie F_{cyl} — pole przekroju cylindra według średnicy wewnętrznej.

Koła lotnicze

Koła lotnicze stanowią część podwozia samolotu.

W ostatnim okresie czasu stosowane są koła bez hamulców (tylne i przednie) i koła zaopatrzone w hamulce (koła główne podwozia).

Koła bez hamulców stanowią uproszczoną konstrukcję kół głównych (bez hamulców i bębnow hamulcowych).

Koła zaopatrzone w hamulce

Główne koła podwozia wykonywane są z reguły z urządzeniami hamującymi, pozwalającymi na skrócenie dobiegu samolotu po jego wylądowaniu (mniej więcej o połowę) oraz na polepszenie jego manewrowości podczas poruszania się po ziemi.

Do zasadniczych wymagań stawianych hamulcom podwozia zalicza się:

- jednocześnie i jednakowe działanie hamulców na oba koła (w przeciwnym przypadku samolot będzie miał tendencję do skręcania w bok podczas hamowania),
- płynność działania hamulców, tj. stopniowe narastanie siły tarcia,
- możliwość szybkiego uruchamiania i wyłączania hamulców (całkowite hamowanie powinno trwać około 2 s, a pełne zluźnianie hamulców — 1,5 s),
- możliwość hamowania każdego koła głównego oddzielnie,
- możliwość utrzymania czystości powierzchni hamulców,
- minimalne nagrzewanie się i zużywanie trących się powierzchni hamulców,
- możliwość automatycznego regulowania siły hamowania w celu niedopuszczenia do poślizgu pneumatyka (przy nieobracających się kołach) na powierzchni lotniska.

Hamulce dzielą się na: szczękowe, dętkowe i tarczowe.

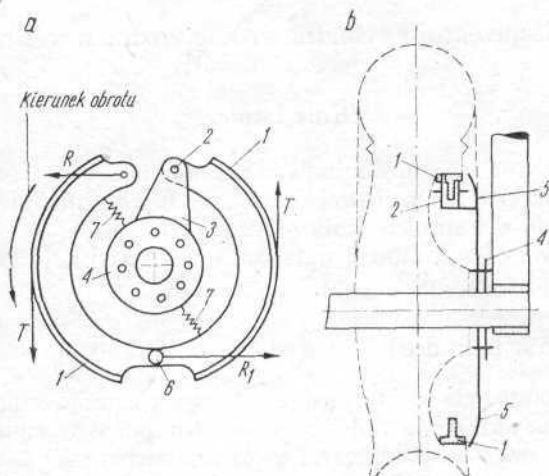
Zasadniczymi częściami hamulca szczękowego są dwie (lub kilka) szczęki (rys. 3-305a, b). Szczęki, z reguły o przekroju teowym, odlewane są ze stopu lekkiego. Zewnętrzne powierzchnie szczęk stykające się z bębniem hamulcowym obracającym się wraz z kołem, wyposażone są w okładziny cierne, które odznaczają się wysokim współczynnikiem tarcia (ferrodo, metale spiekane itd.).

Jedna ze szczęk (prawa, rys. 3-305a) zawieszona jest za pomocą śruby kotwowej (przegub) 2 do wspornika 3 (lub obudowy 5), który poprzez kołnierz hamulcowy 4, połączony jest z osią koła. Oś koła połączona jest nieruchomo z golenią podwozia. Przyczepna szczeka (lewa) połączona jest przegubowo z prawą za pomocą przegubu 6. Pod działaniem różnego rodzaju przekładni, na wolnym końcu lewej szczęki przyczepnej tworzy się w czasie hamowania siła R , zwana rozpięciem. Siła ta działając na szczękę dociska ją do obracającego się wraz z kołem bębna hamulcowego, przez co powstają siły tarcia T , które hamują koło. Po zahamowaniu koła szczeka odciągana jest od bębna hamulcowego przez sprężynę 7.

Na rysunku 3-305a przedstawione jest działanie sił tarcia T na szczęki. Na

szczękę główną działa siła R_1 , powstająca na skutek tarcia lewej szczęki przyczepnej o bęben hamulcowy. Siła ta znacznie przewyższa siłę R .

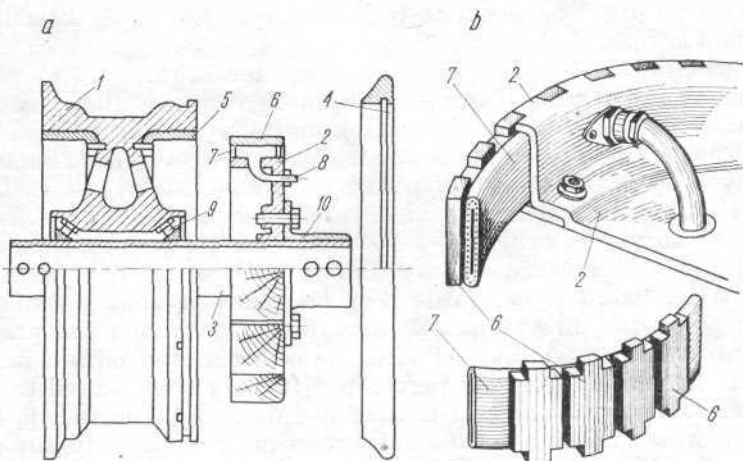
Hamulce szczękowe wywołują duży moment hamujący, jednak odznaczają się one nierównomiernym zużywaniem się, na skutek czego stosowane są rzadko.



Rys. 3-305. Schemat hamulca szczękowego

1 — szczęki, 2 — śruba kotwowa, 3 — wspornik, 4 — kołnierz, 5 — obudowa, 6 — przegub, 7 — sprężyny

Na rysunku 3-306 pokazany jest schemat koła z dwustronnym hamulcem dętkowym. Obręcz koła 1 obraca się wraz z piastą za pomocą łożysk rolkowych 9 na osi (półosi). Pneumatyk zakłada się na obręcz za pomocą obrzeża zdejmowanego 4. Do obręczy koła wprasowane są stalowe tuleje hamulcowe 5. Płytki hamulcowe 6 umieszczone są na tarczy hamulcowej 2. Między płytkami a tarczą znajduje się dętka gumowa 7 (rys. 3-306b). Tarczę 2 połączono śrubami z kołnierzem 10, który złączony jest na stałe (nieruchomo) z osią koła. Rysunek 3-306a przedstawia umownie, że tarcza z płytkami wysunięta jest z koła.



Rys. 3-306. Schemat koła z dwustronnym hamulcem dętkowym

1 — obręcz koła, 2 — tarcza hamulcowa, 3 — oś koła, 4 — obrzeże zdejmowane, 5 — tuleja hamulcowa, 6 — płytki hamulcowe, 7 — dętka gumowa, 8 — zawór, 9 — łożysko rolkowe, 10 — kołnierz hamulca

W rzeczywistości jednak rozmieszczone są one tak, że płytki 6 koncentryczne są względem tulei hamulcowej 5. Płytki hamulcowe powiązane są między sobą sprężynami (rys. 3-306b) i połączone z tarczą za pomocą zębów w ten sposób, że nie mogą się obracać względem niej. Podczas doprowadzania ciśnienia do dętki płytki 6 przemieszczają się w kierunku tulei 5 i po docięnięciu ich do niej obracające się koło zostaje zahamowane. Po zahamowaniu koła sprężyny zapewniają odciąganie płytek od tulei hamulcowej 5.

Hamulce dętkowe odznaczają się prostotą konstrukcji i ich użytkowania, małym ciężarem oraz płynną pracą bez tendencji do zakleszczania się.

Jednak hamulce dętkowe mają również wady, do których zalicza się: powolność działania, zbyt duże zużycie powietrza i utrata przez dętkę sprężystości w niskich temperaturach.

Hamulce tarczowe (rys. 3-307a) działają na zasadzie sprzęgła ciernego. Na bębnie hamulcowym 2 koła i korpusie hamulca za pośrednictwem występów umocowane są tarcze hamulcowe 3 obracające się wraz z kołem i tarcze nieruchome 4. Tarcze mogą się przemieszczać wzdłuż występów w kierunku osi koła. Ciecz hamulcowa przechodząc pod ciśnieniem przez kanał 5 do tłoków, poprzez tarczę dociskową dociska obracające się tarcze do tarcz nieruchomych. Po spadku ciśnienia tłoki 8 dzięki sprężynom powracają w położenie wyjściowe.

Hamulce tarczowe odznaczają się zwartością konstrukcji, dużym momentem hamującym, płynnością pracy bez tendencji do zakleszczania się i nie wymagają koncentryczności koła i bębna.

Mimo pewnych zalet, również hamulce tarczowe nie są wolne od wad. Mianowicie wskutek słabego odprowadzania ciepła, podczas długotrwałego i nieprzerwanego hamowania możliwe jest przegrzewanie się hamulców.

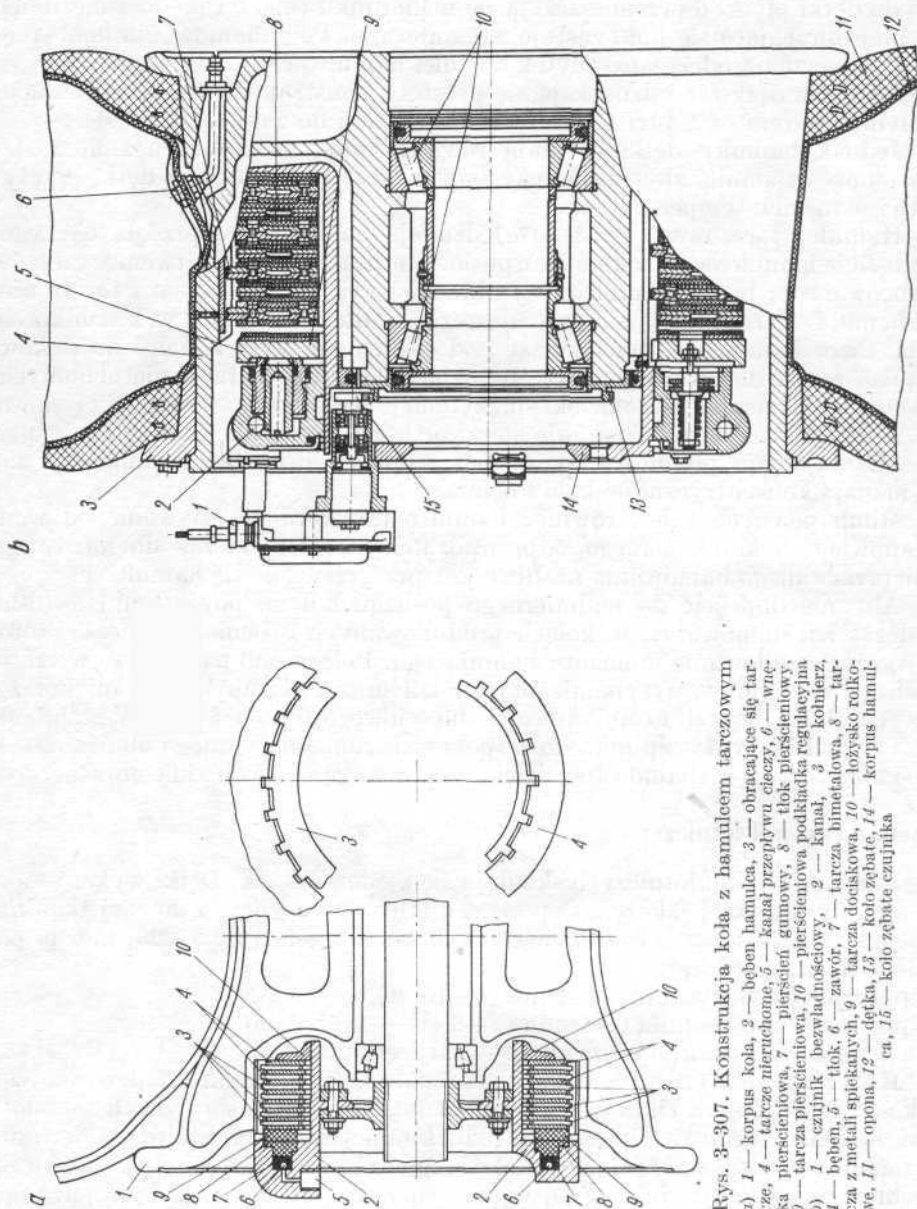
Aby nie dopuścić do nadmiernego poślizgu kół na powierzchni lotniska podczas ich hamowania, w kołach produkowanych obecnie stosuje się automatyczne regulowanie momentu hamującego. Polega ono na tym, że w czasie poślizgu następuje zatrzymanie obrotu kół oraz związanych z nimi kół zębatach i kół zębatach czujnika bezwładnościowego (rys. 3-307b). W rezultacie tego sygnał idący do czujnika do zespołu elektromagnetycznego obniża ciśnienie i koła zostają rozhamowane, dzięki czemu mogą się swobodnie obracać.

Pneumatyki kół lotniczych

Pneumatyki kół lotniczych składają się z opon i dętek. Dętki wykonywane są z gumy wysokiej jakości, a opony z kilku warstw gumy i mocnej tkaniny. Pneumatyki stosowane we współczesnych samolotach (rys. 3-308) można podzielić na trzy rodzaje:

- a) pneumatyki o wysokim ciśnieniu ($8 \div 15$ at),
- b) pneumatyki o średnim ciśnieniu ($5 \div 8$ at) — półbalonowe,
- c) pneumatyki o niskim ciśnieniu ($3 \div 5$ at) — balonowe.

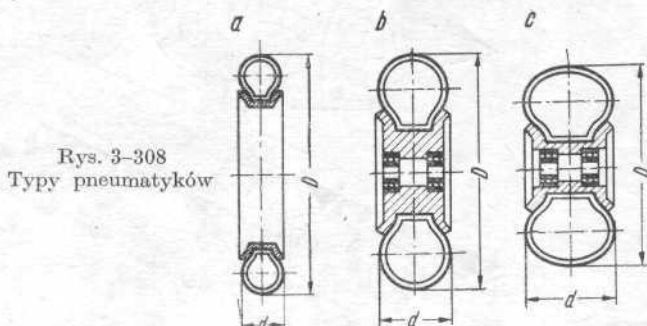
Koła z pneumatykami o wysokim ciśnieniu mają stosunkowo niewielką szerokość, dzięki czemu chowanie goleni z takimi kołami w skrzydłach samolotu jest dość łatwe i proste. Ulegają one jednak mniejszemu ugięciu przy uderzeniu o ziemię w czasie lądowania samolotu, przez co mają niewielką możliwość pochłaniania energii kinetycznej w porównaniu z innymi rodzajami pneumatyków. Ponadto na skutek małej płaszczyzny styku z ziemią i dużego ciśnienia jednostkowego mają mniejszą możliwość poruszania się po miękkim gruncie. W związku z tym koła z pneumatykami o wysokim ciśnieniu stosowane są w samolotach, wymagających, ze względu na swoje właściwości konstrukcyjne, kół wąskich i przeznaczonych do startu i lądowania na lotniskach odpowiednio do tego przystosowanych (o nawierzchni twardej).



Rys. 3-307. Konstrukcja koła z hamulcem tarczowym
 a) 1 — korpus koła, 2 — bęben hamulca, 3 — obracające się tar-
 cze, 4 — tarcze nieruchome, 5 — kanał przepływu cieczy, 6 — wle-
 ka pierścieniowa, 7 — pierścień gumowy, 8 — tłok pierścieniowy,
 9 — tarcza pierścieniowa, 10 — pierścieniowa podkładka regulacyjna,
 11 — czujnik bezwładnościowy, 12 — kanał, 13 — kołnierz,
 14 — bęben, 15 — tłok, 16 — zawór, 17 — tarcza bimetalowa, 18 — tar-
 cza z metalu spiekanych, 19 — tarcza dociskowa, 20 —łożysko rolko-
 we, 21 — opona, 22 — dętka, 23 — koło zębate, 24 — korpus hamul-
 ca, 25 — koło zębate czujnika

Obecnie dość szeroko stosowane są pneumatyki półbalonowe o większej szerokości w porównaniu z pneumatykami o dużym ciśnieniu. Odnaczają się one większym uginaniem (amortyzacją) podczas uderzenia o ziemię, niedużym ciśnieniem jednostkowym na podłoże i dużą możliwością pochłaniania energii kinetycznej. Używane są one szczególnie w samolotach pasażerskich i szkolnych.

Pneumatyki balonowe mają największą grubość w porównaniu do wymienionych wyżej i zdolne są do pochłaniania znacznej części energii uderzenia podczas lądowania samolotu. Małe ciśnienie jednostkowe na podłoże nie poz-



Rys. 3-308
Typy pneumatyków

wala na zapadanie się tych pneumatyków w ziemię. Mimo wielu zalet, pneumatyki te mają jednak jedną zasadniczą wadę, mianowicie znaczna ich szerokość (grubość) sprawia duże trudności w chowaniu ich do skrzydeł.

Każdy z rozpatrywanych rodzajów pneumatyków charakteryzuje stosunek $\frac{D}{d}$ (rys. 3-308), gdzie D — zewnętrzna średnica koła, a d — średnica lub maksymalna szerokość (grubość) pneumatyka.

Koła dobiera się z odpowiednich katalogów w zależności od obciążenia mającego działać na koło*). W katalogach przytoczone są również wykresy P i s_{pn} energii pochłanianej przez pneumatyk, maksymalnie dopuszczalne obciążenia działające na niego, ciśnienie pneumatyka i inne dane.

W celu umożliwienia poruszania się samolotu po lotnisku pokrytym śniegiem, niekiedy zamiast kół stosowane są płozy. Powierzchnie oporowe płozy określa się z warunków dopuszczalności obciążeń jednostkowych na powierzchnię około 1200 kg/m^2 ($11\,800 \text{ N/m}^2$).

Na rysunku 3-309 przedstawiono konstrukcję płozy goleni głównej podwozia samolotu An-12. Płoza zamocowana jest do goleni podwozia za pomocą piramidy. Regulację położenia płozy przeprowadza się amortyzatorem. Płoza wyposażona jest w urządzenie ogrzewające, które chroni ją od przymarzania do śniegu.

Obliczenia wytrzymałościowe podwozia

Na początku niniejszego rozdziału (patrz „obciążenia podwozia”) omówione zostały zewnętrzne obciążenia działające na gołe podwozia. Odpowiadają im określone przypadki obliczeniowe podane w normach wytrzymałościowych samolotu.

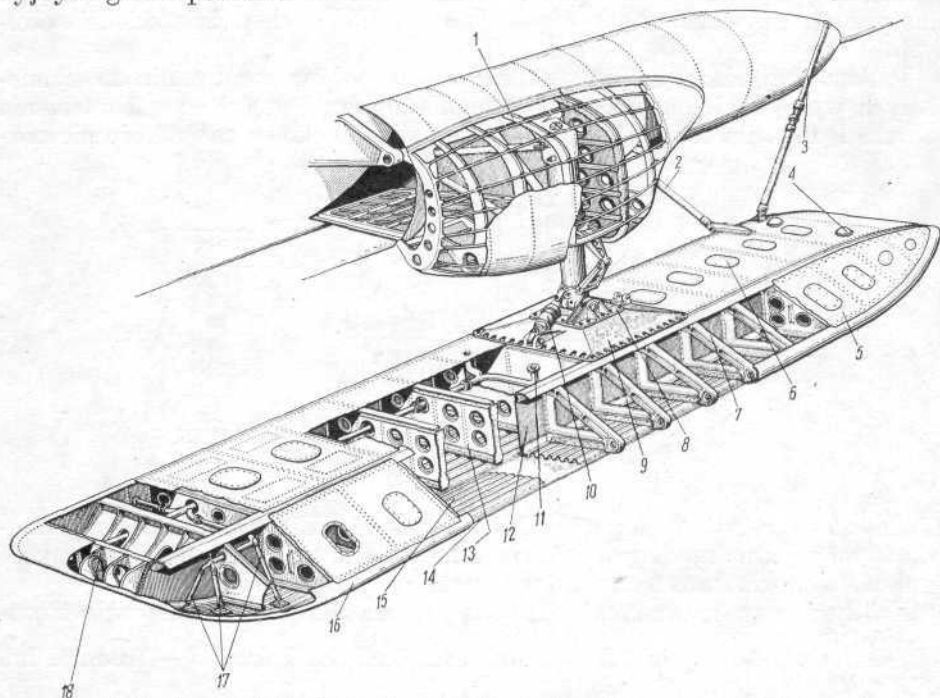
Siła obliczeniowa

$$P_{obl} = P_{dop} \cdot v$$

*) Patrz załączniki 1—4.

gdzie v — współczynnik bezpieczeństwa przewidziany normami wytrzymałościowymi.

Rozpatrzmy obciążenie i sposób obliczania niektórych schematów konstrukcyjnych goleni podwozi.



Rys. 3-309. Konstrukcja płozы głównej podwozia i sposób zamocowania jej na goleni

1 — oprofilowanie aerodynamiczne, 2 — zastrzał tylny, 3 — amortyzator stabilizujący, 4 — otwór odpowietrzający, 5 — płyta boczna, 6 — płyta górna, 7 — boczna część wręgi, 8 — wspornik piramidy, 9 — płyta piramidy, 10 — zastrzał teleskopowy, 11 — otwór odpowietrzający, 12 — dźwigar, 13 — środkowa część wręgi, 14 — pokrycie płozы, 15 — blacha falista, 16 — obramowanie krawędzi, 17 — rurki doprowadzające powietrze, 18 — kolektor przedni

Wykresy obciążeń podwozia belkowo-zastrzałowego

W podwoziu belkowo-zastrzałowym (z zastrzałem bocznym) schemat obliczeniowy obciążenia goleni w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny symetrii samolotu ($x-z$) stanowi belkę wspornikową zaciśniętą w płaszczyźnie czopów. W płaszczyźnie pionowej względem płaszczyzny symetrii samolotu ($z-y$) schemat obliczeniowy obciążenia goleni stanowi belkę opartą przegubowo na czopach i w węzle mocującym zastrzał, obciążoną siłą P_{obl} na osi koła (rys. 3-310a).

Ograniczymy się do rozpatrzenia obciążenia podwozia siłami działającymi w płaszczyźnie koła. Odpowiada ono przypadkom obciążenia E_{podw} , G_{podw} i innym. Dla dogodności obliczenia siłę obliczeniową P_{obl} rozkładamy na dwa kierunki wzdłuż osi związanych z golenią (rys. 3-310a). Składowa $P_z = P_{obl} \cdot \cos \psi$ — jest równoległa do osi goleni, a $P_x = P_{obl} \cdot \sin \psi$ — prostopadła do niej. Następnie rozpatrując oddzielnie działanie P_z i P_x znajdujemy momenty zginające i skręcające, które obciążają elementy podwozia, i wykonujemy wykresy tych momentów.

Rozpatrzmy najpierw działanie siły P_x . Siła P_x wywołuje zginanie półosi w płaszczyźnie I równoległej do płaszczyzny x, y z maksymalną wartością momentu

$$M_{yI}^{max} = P_x \cdot a$$

gdzie a — ramię siły.

Wykres momentów ma postać trójkąta. Ponieważ siła P_x przyłożona jest do ramienia a względem osi gołeni, dlatego ona będzie skręcać goień momentem stałym.

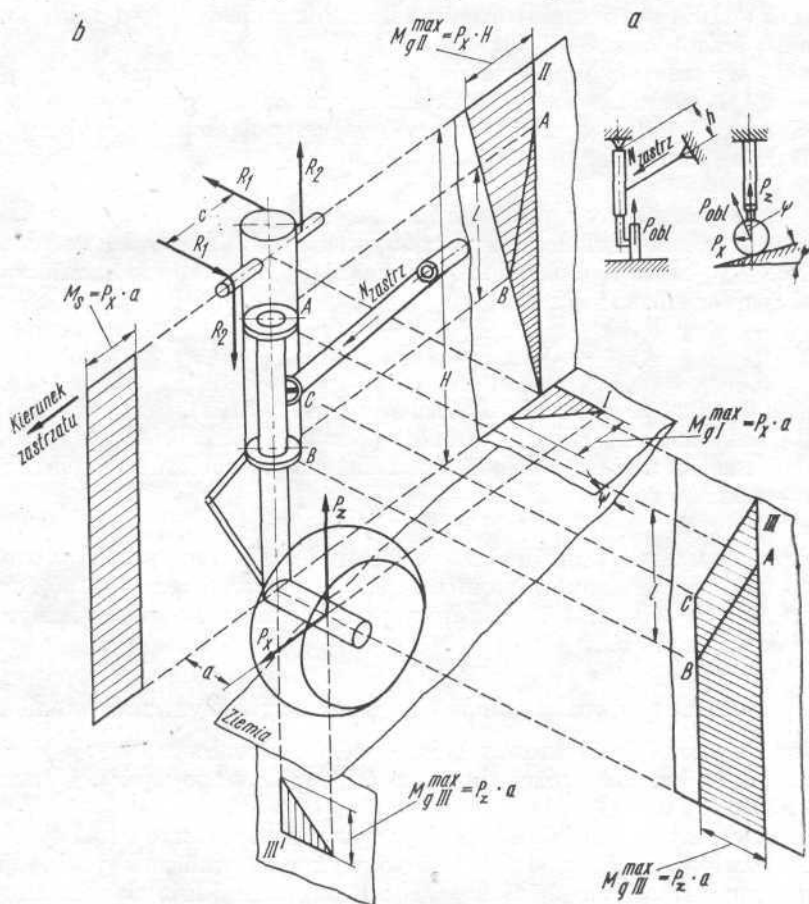
$$M_s = P_x \cdot a$$

którego wykres będzie miał postać prostokąta.

Moment ten obciąża nożyce podwozia, przez które przenoszony on jest na cylinder. W ten sposób począwszy od węzła mocującego nożyce z cylindrem, ten ostatni skręcany jest momentem M_s . Z powodu działania momentu skręcającego, na czopach występuje reakcja w postaci pary sił

$$R_1 = \frac{M_s}{c}$$

Siła P_x również będzie powodować zginanie gołeni w płaszczyźnie prze-



Rys. 3-310. Działanie sił na podwozie belkowo-zastrzałowe

chodzącej przez oś gołeni i oś czopów. Nazwiemy ją płaszczyzną II (rys. 3-310b). Moment zginający będzie się zmieniał zgodnie z prawem trójkąta, a maksymalna jego wartość w płaszczyźnie czopów będzie się równać

$$M_{gII}^{\max} = P_x \cdot H$$

Działanie momentów $M_{gII}^{\max}$ powoduje, że na czopach powstają reakcje w postaci pary sił R_2

$$R_2 = \frac{M_{gII}^{\max}}{c}$$

Przy zginaniu goleni należy odróżniać zginanie trzona i zginanie cylindra. Trzon stanowi belkę opartą wewnątrz cylindra na tulejach A i B , która obciążona jest na końcu wspornikowym siłą P_x (na razie rozpatrujemy obciążenie tylko siłą P_x). Zatem w punkcie A — na podporze końcowej, moment zginający trzon powinien być równy zeru. Cylinder obciążony jest przez trzon poprzez tuleje A i B , a zatem na wolnym końcu (B) moment zginający cylinder powinien być równy zeru. Biorąc pod uwagę to, że $M_{g\text{tr}}^A = 0$ i $M_{g\text{cyl}}^B = 0$ oraz że między tulejami A i B wykres zmienia się liniowo (sił zewnętrznych na tym odcinku brak), dzielimy wykres M_{gII} dla goleni łącząc prostą punkty A i B odpowiadające rozmieszczeniu tulei. Pokazuje to gęsto zakreskowany wykres M_g trzona (rys. 3-310b).

Siła P_z wywołuje zginanie półosi w płaszczyźnie zy , przechodzącej przez półoś — w płaszczyźnie III' . Maksymalny moment zginający analogiczny poprzedniemu będzie się znajdował w miejscu połączenia półosi z golenią, który będzie się równał

$$M_{gIII'}^{\max} = P_z \cdot a$$

Wykres momentów ma postać trójkąta.

Obrotowi goleni względem osi czopów przeszkadza zastrzał boczny, w którym siła N_{zastrz} może być określona z równania, gdzie suma momentów względem osi czopów równa się zeru

$$P_z \cdot a = N_{\text{zastrz}} \cdot h \quad \text{oraz} \quad N_{\text{zastrz}} = P_z \cdot \frac{a}{h}$$

Z tego wynika, że zastrzał jest ściskany (rys. 3-310a).

Pod działaniem siły P_z goleń pracuje podobnie jak belka oparta na dwóch węzłach (na zastrzale i czopach), która obciążona jest na końcu wspornikowym momentem końcowym

$$M_{gIII}^{\max} = P_z \cdot a$$

Do węzła zastrzału punktu C M_g jest stały i wykres ma postać prostokąta. Od punktu C do osi czopów moment maleje do zera (rys. 3-310b). Podział wykresu między trzonem i cylindrem przeprowadza się analogicznym sposobem jak poprzednio.

Wykresy obciążeń podwozia wolnonośnego z dźwigniowym zawieszeniem koła

Sposób wykonania wykresów goleni podwozia wolnonośnego z dźwigniowym zawieszeniem koła różni się nieco od omówionego wyżej. Obrazuje to rysunek 3-311b i c.

Najpierw znajdujemy siłę N działającą w amortyzatorze i reakcję R przegubu A dźwigni. Najwygodniej jest to wykonać graficznie posługując się twierdzeniem o trzech siłach, tj. P_{obl} , N i R , które znajdują się w równowadze i co za tym idzie przecinają się w punkcie 0 przecinania się sił P_{obl} i N . Z trójkąta sił znajdujemy wartość i kierunek R i N (rys. 3-311a). Rozpatrzmy zatem obciążenie cylindra amortyzatora goleni podwozia. Przykładamy do cylindra w węzłach A i B siły równe siłom R i N stanowiące działanie dźwigni i amortyzatora na cylinder (są one przeciwne kierunkom określonych wcześniej sił R i N) i rozkładamy je na składowe siły wzdłuż osi cylindra i prostopadle do niej. Otrzymamy odpowiednio siły R_n , R_t , N_n , N_t (rys. 3-311b).

Rozpatrując cylinder podobnie jak belkę zakleszczoną w czopach, wykonujemy wykresy momentów zginających w płaszczyźnie II. Maksymalna wartość momentu zginającego

$$M_{gII}^{\max} = R_t \cdot H + N_n \cdot d - N_t(H-h)$$

W miejscu przyłożenia wartości N_n ma miejsce „skok” w wykresie o wartości momentu $N_n \cdot d$. Reakcja występująca na czopach od działania momentu $M_{gII}^{\max}$ stanowi parę sił R_2 :

$$R_2 = \frac{M_{gII}^{\max}}{c}$$

Pod działaniem siły P_z występującej na ramieniu a goleń będzie się wyginać w płaszczyźnie III, przy tym moment zginający będzie stały

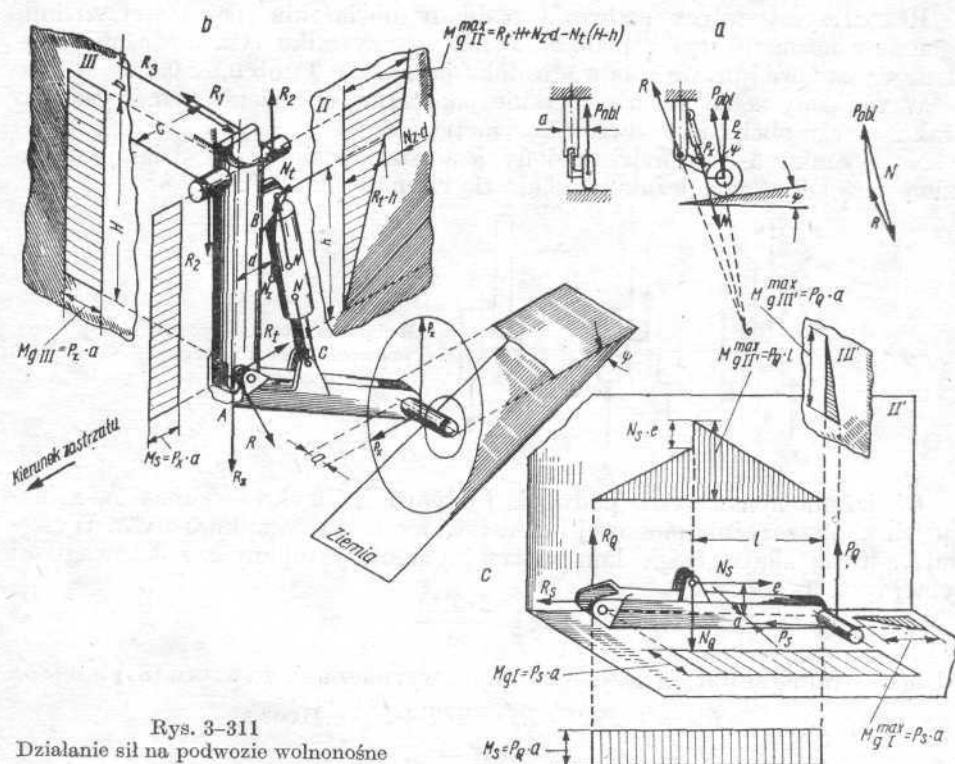
$$M_{gIII} = P_z \cdot a$$

Reakcję zamka (zatrasku), która nie dopuszcza do obrotu goleń względem osi czopów, można określić z warunku

$$R_3 \cdot b = P_z \cdot a \quad \text{oraz} \quad R_3 = P_z \cdot \frac{a}{b}$$

Siła P_x występująca na ramieniu a będzie skręcać goleń stałym momentem skręcającym (rys. 33–11b)

$$M_s = P_x \cdot a$$



Rys. 3-311
Działanie sił na podwozie wolnonośne

Reakcja pary sił R_1 występującej na czopach określana jest ze wzorów

$$R_1 \cdot c = M_s \quad \text{oraz} \quad R_1 = \frac{M_s}{c} = P_x \cdot \frac{a}{c}$$

Obciążenie półosi jest analogiczne do omówionego wyżej (rys. 3-310).

Rozkładamy następnie siły P_{obl} , N i R działające na dźwignię na składowe siły P_s , N_s , R_s wzdłuż osi dźwigni i prostopadle do osi P_Q , N_Q , R_Q (rys. 3-311c). Rozkład wygodniej jest przeprowadzać graficznie. W rezultacie tego otrzymamy zginanie dźwigni w płaszczyźnie I (przechodzącej przez oś dźwigni i koła) spowodowane przez moment stały

$$M_{gI} = P_s \cdot a$$

zginanie w płaszczyźnie II' (przechodzącej przez oś dźwigni i prostopadłej do płaszczyzny I) z maksymalną wartością momentu zginającego

$$M_{gII'}^{\max} = P_Q \cdot l$$

oraz skręcanie dźwigni spowodowane momentem stałym

$$M_s = P_Q \cdot a$$

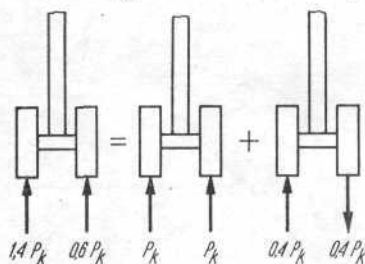
Odpowiednie wykresy przedstawione są na rysunku 3-311c. W ten sposób cylinder amortyzatora goleni i dźwignia ulegają zginaniu i skręcaniu w dwóch płaszczyznach, a półoś — zginaniu w dwóch płaszczyznach. Natomiast amortyzator obciążony jest tylko siłą poosiową.

Wykresy obciążeń wózka podwozia

Rozpatrzmy wózek podwozia poddany obciążeniu niesymetrycznemu. Zgodnie z normami wytrzymałościowymi, w przypadku tym obciążenie rozkłada się na lewe i prawe koła w stosunku jak 0,7 : 0,3 (lub 0,3 : 0,7).

Wyobraźmy sobie obciążenie takie jako sumę obciążenia symetrycznego i tak zwanego obciążenia odwrotnie symetrycznego.

Na rysunku 3-312 przedstawiony jest rozkład siły $2 \cdot P_k$ działającej na jedną parę kół. Analogicznie rozkłada się również siła $2 \cdot T$.



Rys. 3-312
Obciążenie niesymetryczne
podwozia wielokołowego
(wózka)

Obciążenie symetryczne podwozia i odpowiedni wykres momentów zginających w płaszczyźnie pionowej przedstawione są na rysunku 3-313a. Występującą tutaj siłę w ciągle kompensacyjnym otrzymujemy z równowagi osi tylnej (rys. 3-279):

$$N_k = \frac{2 \cdot T \cdot h}{c}$$

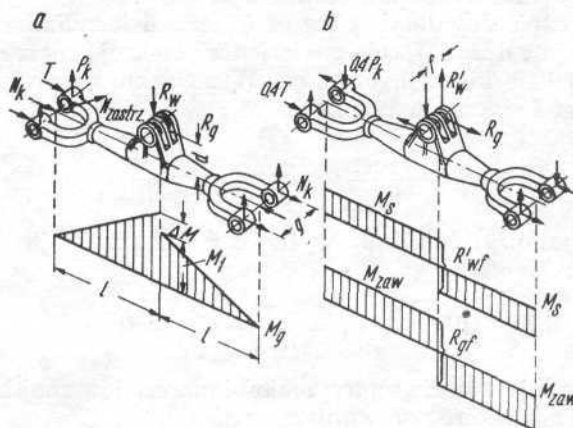
gdzie c — ramię siły N_k względem osi 3. N_n wyznacza się ze wzoru (84) lub (85).

$$\begin{aligned} R_w &= 4 \cdot P_k; & R_g &= 4 \cdot T + N_{\text{zastrz}} \cdot \cos \varphi \\ M_1 &= 2 \cdot P_k \cdot l; & \Delta M &= R_g \cdot d \end{aligned}$$

Odwrotnie symetryczne obciążenie wózka podwozia i odpowiednie wykresy momentów zginających występujących w płaszczyźnie poziomej oraz momentów skręcających przedstawione są na rysunku 3-313b. Tutaj

$$R'_w = \frac{2 \cdot 0,4 \cdot P_k \cdot g}{f}; \quad R'_g = \frac{2 \cdot 0,4 \cdot T \cdot g}{f}$$

$$M_s = 0,4 \cdot P_k \cdot g; \quad M_{g \text{ poz}} = 0,4 \cdot T \cdot g$$



Rys. 3-313. Obciążenie podwozia wielokołowego (wózka) i wykres momentów zginających

O obliczeniach wytrzymałościowych elementów podwozia

Wytrzymałość półosi na zginanie oblicza się w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach I i III' (rys. 3-310, 3-311). Sumaryczny moment zginający półosi M_{gp} oblicza się według wzoru

$$M_{gp} = \sqrt{(M_{gI}^{\max})^2 + (M_{gIII'}^{\max})^2}$$

Wartości M_{gI} i $M_{gIII'}$ bierzemy z odpowiednich wykresów.

Naprężenie występujące w półosi równa się

$$\sigma = \frac{M_{gp}}{W} \leq \sigma_w$$

gdzie:

W — równikowy moment bezwładności przekroju półosi o zewnętrznej średnicy D i wewnętrznej d ;

$$W = \frac{\pi}{32 \cdot D} \cdot (D^4 - d^4),$$

σ_w — granica wytrzymałości materiału, z którego wykonana jest półoś.

Wytrzymałość trzona amortyzatora (rys. 3-310) na zginanie oblicza się również w dwóch płaszczyznach II i III w analogiczny sposób. Poosiową siłę ściskającą P_z występującą w trzonie można nie brać pod uwagę, ponieważ ona z reguły mało obciąża trzon.

Cylinder amortyzatora, jak już powiedziano wyżej, pracuje na zginanie w dwóch płaszczyznach *II* i *III* oraz na skręcanie. Poosiową siłę ściskającą występującą w cylindrze (np. pochodzącą od zastrzału, rys. 3-310) nie bierzemy pod uwagę.

Zatem

$$M_{g\text{ cyl}} = \sqrt{M_{g\text{ II}}^2 + M_{g\text{ III}}^2}$$

gdzie $M_{g\text{ II}}$, $M_{g\text{ III}}$ — wartości momentów zginających wzięte dla „niebezpiecznego” przekroju cylindra z odpowiednich wykresów.

Przekrój niebezpieczny dotyczy tego miejsca, gdzie cylinder jest osłabiony, a wartość $M_{g\text{ cyl}}$ jest duża. W celu znalezienia przekroju niebezpiecznego, rozpatrujemy obciążenie kilku przekrojów. W związku z tym znajdujemy naprężenie normalne i styczne w przekroju

$$\sigma = \frac{M_{g\text{ cyl}}}{W} \quad \text{oraz} \quad \tau = \frac{M_s}{W_s}$$

gdzie W_s — biegunowy wskaźnik wytrzymałości przekroju okrągłego przy skręcaniu.

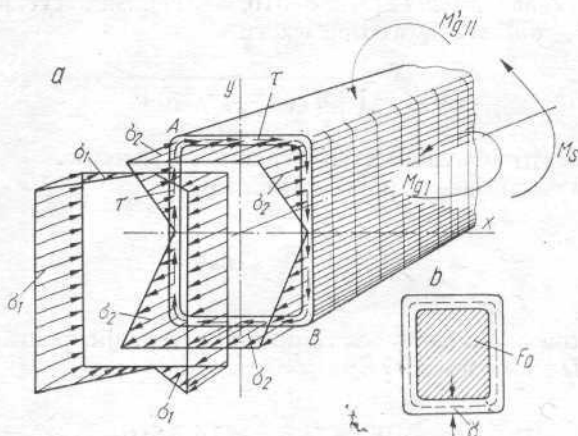
$$W_s = 2 \cdot W = \frac{\pi}{16 \cdot D} \cdot (D^4 - d^4)$$

Następnie zgodnie z teorią wytrzymałości materiałów znajdujemy naprężenia spowodowane σ_{spr} , które porównujemy z σ_w

$$\sigma_{\text{spr}} = \sqrt{\sigma^2 + 4 \cdot \tau^2} \leq \sigma_w$$

W analogiczny sposób obliczamy ramę wózka podwozia.

Dźwignia (rys. 3-311c) podwozia również pracuje na łączne zginanie w dwóch płaszczyznach i skręcanie (wpływu sił poosiowych nie bierzemy pod



Rys. 3-314. Rysunek do obliczania niektórych elementów podwozia na wytrzymałość

uwagę), jednak sposób obliczania jej różni się od omówionego wyżej sposobu obliczania cylindra, ponieważ nie ma ona przekroju okrągłego. W tym przypadku nie należy sumować geometrycznie momentów zginających w dwóch płaszczyznach (rys. 3-314 i 3-311c). Należy natomiast określić maksymalne

normalne naprężenia pochodzące od M_{gI} , M_{gII} i naprężenia styczne pochodzące od M_s

$$\sigma_1 = \frac{M_{gI}}{W_z}; \quad \sigma_2 = \frac{M_{gII}}{W_x}; \quad \tau = \frac{M_s}{2 \cdot F_0 \cdot \delta}$$

gdzie:

W_z , W_x — równikowe momenty oporu względem odpowiednich osi,
 F_0 — pole przekroju ograniczone środkową linią obrysu (rys. 3-314b),
 δ — grubość ścianki przekroju.

Jak widać z rysunku 3-314a, naprężenia normalne σ_1 i σ_2 sumują się w punktach A , B przekroju

$$\sigma = \sigma_1 + \sigma_2$$

Ponieważ w tych samych punktach działają również naprężenia styczne τ , zatem posługując się teorią wytrzymałości materiałów znajdujemy naprężenia spowodowane, które porównujemy z σ_w

$$\sigma_{spr} = \sqrt{\sigma^2 + 4 \cdot \tau^2} \leq \sigma_w$$

Obciążenia śrub (sworzni) i uch (uchwytów) w połączeniach elementów konstrukcji podwozia można określić podobnie jak siły działające w elementach konstrukcji, które łączone są za pomocą śrub. Tak np. na śrubę i ucha węzła C (rys. 3-310b) działa siła występująca w zastrzale N_{zastrz} , a na śrubę i ucha węzła B (rys. 3-311b) działa siła N amortyzatora.

Rozdział 19

INNE STATKI POWIETRZNE

Samoloty pionowego startu i lądowania*)

Samoloty pionowego startu i lądowania pojawiły się w ostatnich latach. Wiadomo, że do zapewnienia rozbiegu i dobiegu współczesnych samolotów potrzebne są betonowe drogi startowe o znacznej długości (do czterech kilometrów), których koszt budowy jest bardzo duży.

W rezultacie intensywnego rozwoju silników lotniczych i co za tym idzie zwiększenia stopnia zaopatrzenia w energię, pojawiła się obecnie możliwość budowania samolotów o pionowym starcie, które nie wymagają budowania lotnisk i ich dość skomplikowanych urządzeń. Samoloty te bowiem zdolne są do pionowego startu i lądowania oraz zawisania nieruchomo w powietrzu. Ich zespoły napędowe jednak muszą rozwijać dużą siłę ciągu, która by przewyższała ciężar startowy samolotu. Tak więc ciąg zespołu napędowego przypadający na jednostkę ciężaru samolotu powinien być większy od jedności.

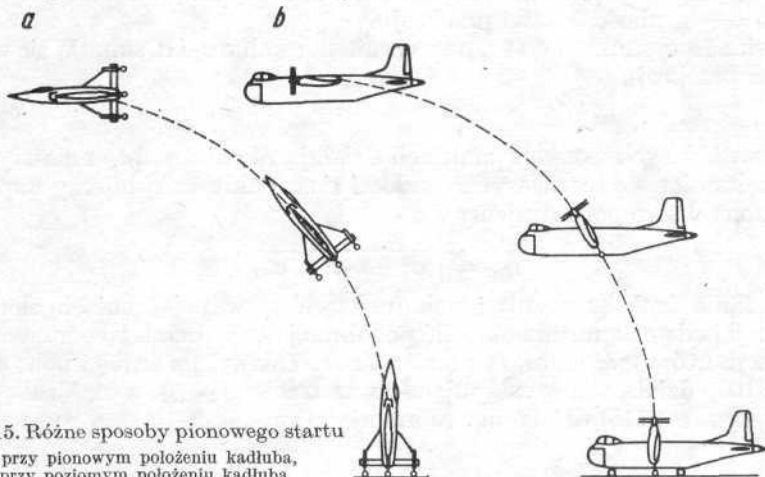
Obecnie przyjmuje się, że $q' = \frac{P}{Q} \geq 1,3$.

Pionowy start i lądowanie samolotu może się odbywać dwoma sposobami. Pierwszy sposób polega na tym, że samolot wykonuje start i lądowanie przy pionowym położeniu kadłuba, a podczas przechodzenia od pionowego startu

*) Samoloty te nazywane są również pionowzłotami.

do lotu poziomego i na odwrót do pionowego lądowania cały samolot wykonuje zwrot względem swojej osi poprzecznej (rys. 3-315a).

Drugi sposób pionowego startu i lądowania (rys. 3-315b) polega na tym, że samolot zachowuje przy wszystkich warunkach lotu poziome położenie kadłuba. Niezbędny do pionowego startu i lądowania ciąg osiąga się przez odpowiedni zwrot śmigieł lub silników i skierowanie do dołu za pomocą klap strumieni spalin silników odrzutowych lub strumieni powietrza. Możliwe jest

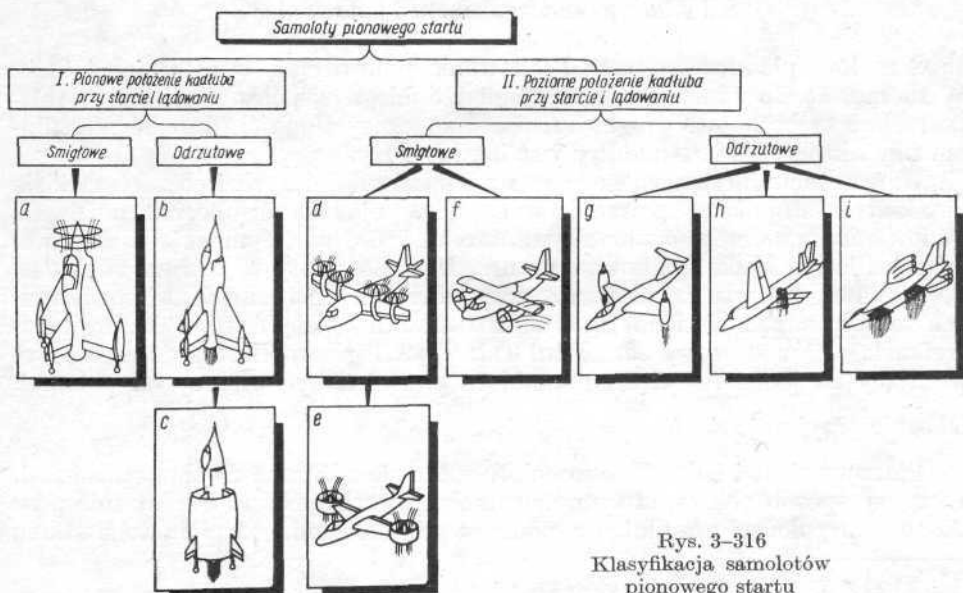


Rys. 3-315. Różne sposoby pionowego startu

a — przy pionowym położeniu kadłuba,
b — przy poziomym położeniu kadłuba

także zastosowanie dwóch oddzielnych grup silników, wówczas za pomocą jednej grupy silników może się odbywać start i lądowanie, a za pomocą drugiej — poziomy lot samolotu.

Przy różnorodności budowanych obecnie doświadczalnych pionowzlotów możliwe jest już klasyfikowanie ich według sposobu startu i lądowania oraz zasady wytwarzania ciągu podczas startu i lądowania (rys. 3-316). Właściwością



Rys. 3-316
Klasyfikacja samolotów
pionowego startu

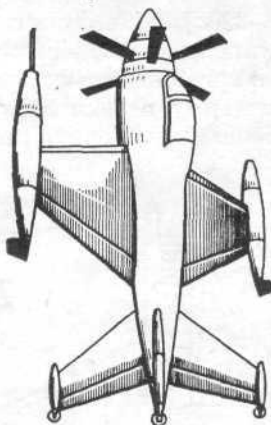
lotu samolotów startujących pionowo są warunki pionowego startu i lądowania i warunki przechodzenia do lotu poziomego i odwrotnie. Aby możliwe było spełnienie tych warunków, konieczne jest stosowanie specjalnych układów sterowych zapewniających stateczność i sterowność takiego samolotu, ponieważ aerodynamiczne urządzenia stateczności i sterowności nie są skuteczne ze względu na małą prędkość ruchu postępowego samolotu.

Pionowy start samolotów ze śmigłami stał się możliwy do zrealizowania po pojawieniu się silników turbośmigłowych dysponujących małym ciężarem jednostkowym*) $[0,18 \div 0,20 \text{ kG/KM } (1,8 \div 2,0 \text{ N/KM})]$, niedużymi wymiarami i dużą mocą.

Na rysunku 3-317 (również na rys. 3-315, 3-316) przedstawiony jest doświadczalny pionowo startujący samolot ze współosiowymi śmigłami.

Jeżeli chodzi o wykorzystanie samolotów w gospodarce narodowej, kadłuby ich powinny mieć położenie poziome w różnych warunkach lotu.

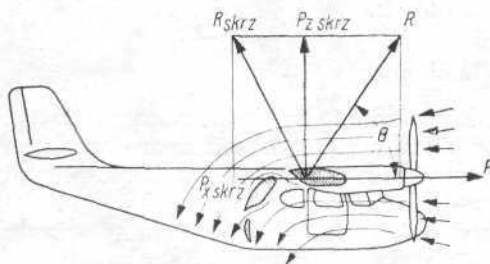
Rys. 3-317. Samolot pionowego startu



Pionowa siła ciągu takich samolotów podczas startu i lądowanie może powstawać dzięki możliwości zwrotu śmigieł wraz ze skrzydłem (rys. 3-315, 3-316d) lub tylko śmigieł znajdujących się w tunelach pierścieniowych (rys. 3-316e) lub dzięki możliwości skierowania strumieni powietrza do dołu od śmigieł (rys. 3-318 i 3-316f).

W ostatnich latach najczęściej spotykanymi samolotami pionowego startu są samoloty z silnikami odrzutowymi.

Zachowanie poziomego położenia kadłuba samolotu możliwe jest przy zastosowaniu ruchomych silników turboodrzutowych, które podczas startu i lą-



Rys. 3-318. Schemat działania sił na samolot pionowego startu z urządzeniem do sterowania strumieniem zaśmigłowym

$P_z, \text{ skrz}$ — siła nośna skrzydła, $P_x, \text{ skrz}$ — opór czołowy skrzydła, $R, \text{ skrz}$ — siła wypadkowa skrzydła, P — siła ciągu śmigieł, R — wypadkowa wszystkich sił działających na skrzydło przy jego opływie, θ — kąt nachylenia wypadkowej

dowania samolotu zajmują położenie pionowe (rys. 3-316g), wytwarzają pionową siłę ciągu, a przy locie poziomym zajmują położenie poziome.

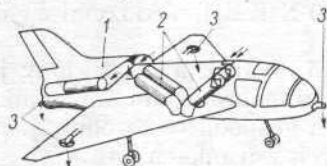
Pionową siłę ciągu można również otrzymać poprzez skierowanie strumie-

*) Ciężarem jednostkowym nazywamy stosunek ciężaru silnika do mocy.

nia gazów spalinowych silnika turbodrzutowego w dół za pomocą specjalnych urządzeń mających kształt łopatek umieszczonych w dyszy wylotowej silnika (rys. 3-316h).

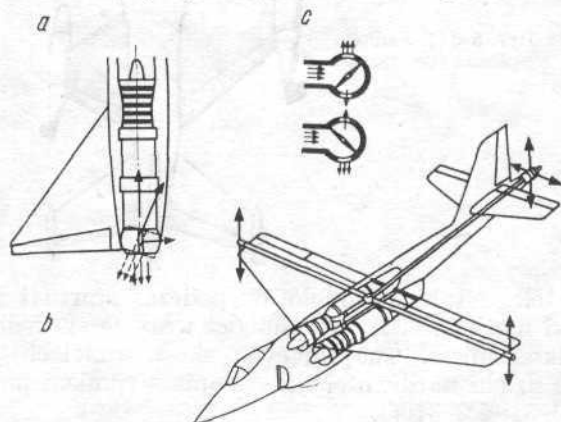
Możliwe jest również budowanie samolotów z zespołami napędowymi składającymi się z dwóch grup. Jedna grupa przeznaczona jest do startu pionowego, a druga do lotu poziomego samolotu (rys. 3-319, 3-316i).

Sterowanie takim samolotem podczas pionowego startu i lądowania może się odbywać za pomocą sterów gazowych, które odchylają strumień gazów



Rys. 3-319. Schemat samolotu z silnikami do pionowego startu i lotu poziomego
1 — silnik do lotu poziomego, 2 — silniki pionowego startu, 3 — stery strumieniowe

spalinowych (rys. 3-320a), i sterów strumieniowych (rys. 3-320b, c). Stery strumieniowe budowane są w postaci dysz wylotowych, do których doprowadzane jest powietrze sprężone wytwarzane przez sprężarkę silnika. Moment siły reakcyjnej, powstający na skutek wylotu powietrza z dyszy, powoduje odpowiednie ustawienie (wychylenie) samolotu względem odpowiedniej osi.



Rys. 3-320. Sposoby sterowania samolotem przy startcie pionowym
a — za pomocą sterów gazowych, b — za pomocą sterów strumieniowych, c — schemat działania steru strumieniowego

Sterowanie takim samolotem podczas lotu odbywa się poprzez wychylenie normalnych sterów wysokości, kierunku i lotek.

Śmigłowce (helikoptery)

Śmigłowce są to aparaty latające, które zdolne są do pionowego startu, lądowania bez dobiegu, zawisania w powietrzu lub poruszania się w dowolnym kierunku. W literaturze zagranicznej aparat taki nazywany jest helikopterem (z greckiego: *helikos* — skręcony, *pteron* — skrzydło).

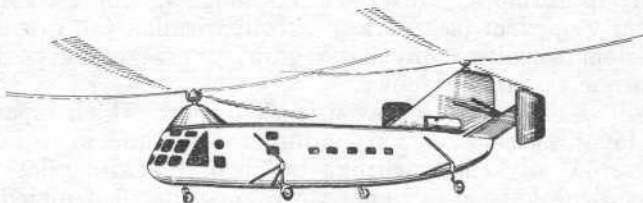
Idea śmigłowca narodziła się już bardzo dawno. Mianowicie znany artysta malarz, Leonardo da Vinci, już w roku 1473 wykonał aparat latający ze śmigłem ustawionym na osi pionowej. Następnie rosyjski uczony, M.W. Łomonosow, w roku 1739 wykonał działający model śmigłowca.

Duże znaczenie w rozwoju śmigłowca miały również prace członka Akademii Nauk, B.N. Juriewa. Układ jednowirnikowego śmigłowca ze śmigłem ogono-

wym opracowanym przez B.N. Juriewa w 1910 r. obecnie ma największe zastosowanie.

W ZSRR zbudowane zostały różne typy śmigłowców począwszy od jednomiejscowego „latającego motocykla” do gigantycznego śmigłowca turbośmigłowego, który może przewozić do 80 pasażerów.

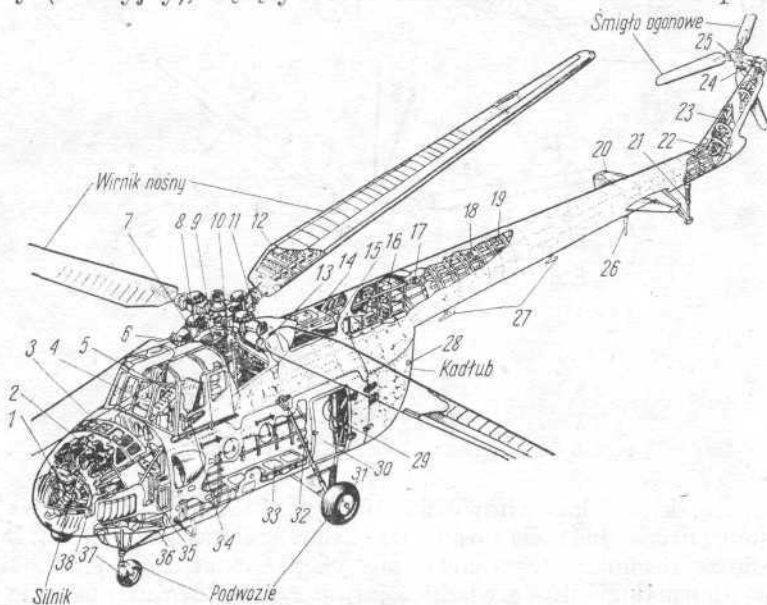
W ostatnim okresie czasu pojawiło się wiele układów, według których buduje się śmigłowce. Na rysunku 3-321 pokazany jest „latający wagon”



Rys. 3-321. „Latający wagon” Jakowlewa

konstrukcji A.S. Jakowlewa. Jest to śmigłowiec dwuwirnikowy o tak zwanym układzie podłużnym.

Rozpatrzmy jeden z rozpowszechnionych obecnie układów śmigłowców, jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym. Śmigłowiec taki (rys. 3-322) ma kadłub, wewnątrz którego mieszczą się silniki, załoga, pasażerowie i ładunek. Nad kadłubem usytuowany jest wirnik nośny w płaszczyźnie poziomej, służący do wytwarzania siły nośnej. W czasie jego obrotu powstaje moment odporowy (reakcyjny), dążący do obrotu kadłuba w kierunku przeciwnym



Rys. 3-322. Rozwiązanie konstrukcyjne śmigłowca Mi-4

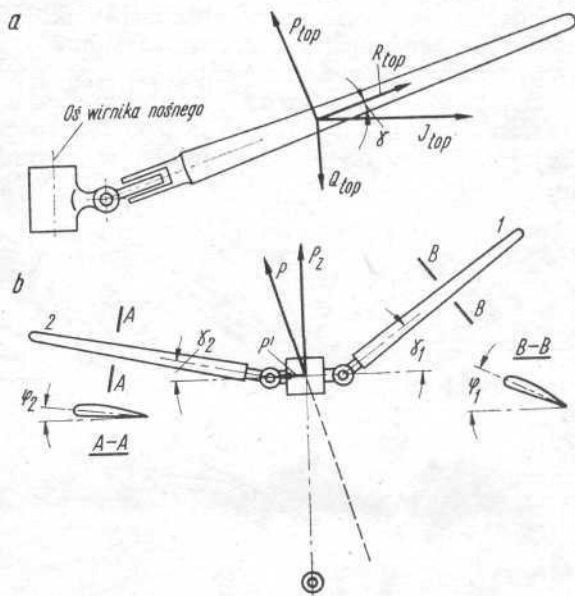
1 — rozrusznik, 2 — silnik, 3 — zbiornik oleju, 4 — kabina pilotów, 5 — wał napędowy, 6 — tarcza sterująca, 7 — przegub pionowy, 8 — tłumiki tarcie, 9 — przegub poziomy, 10 — reduktor wirnika nośnego, 11 — dźwignia sterowania skokiem łopaty, 12 — łopata wirnika, 13 — zbiornik hydrauliczny, 14 — zbiornik paliwa, 15 — zbiorniczek na ciecz przeciwbłędzeniową do łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego, 16 — urządzenie radiowe, 17 — przegub uniwersalny, 18 — podpora, 19 — wał napędowy śmigła ogonowego, 20 — statecznik poziomy, 21 — płoza ogonowa, 22 — reduktor kątowny, 23 — wał napędu śmigła ogonowego, 24 — reduktor śmigła ogonowego, 25 — śmigło ogonowe, 26 — antena, 27 — antena radiowysokościomierza, 28 — drzwi luku ładunkowego, 29 — wysięgnik z kołowrotem do wciągania ładunku na pokład śmigłowca, 30 — drzwi boczne, 31 — koło, 32 — główna gołęń podwozia, 33 — siedzenia składane, 34 — dźwignia sterowania ogólnym skokiem wirnika, 35 — chłodnica oleju, 36 — gondola nawigacyjna, 37 — koła przednie, 38 — rura wydechowa

względem obrotu wirnika. W celu zrównoważenia tego momentu, w tylnej części kadłuba ustawia się śmigło ogonowe.

Wirnik nośny napędzany jest silnikiem tłokowym lub odrzutowym za pośrednictwem układu przenoszenia napędu. Łopaty wirnika w przekroju poprzecznym mają kształt profilu skrzydła samolotu. Podczas ruchu obrotowego na łopatach wirnika ustawionych pod pewnym kątem względem płaszczyzny obrotu wirnika powstaje siła ciągu, dzięki której śmigłowiec unosi się w powietrze. Łopaty osadzone w głowicy wirnika mogą się obracać i ustawiać pod różnymi kątami względem płaszczyzny obrotu wirnika, jak również mogą się obracać względem rozmieszczonych na głowicy przegubów poziomych wykonując tak zwane wahania pionowe.

Dzięki możliwości zmiany kątów ustawienia wszystkich łopat, osiąga się zmianę skoku łopat, zwiększa się kąty natarcia wszystkich łopat i w ten sposób zmienia się wartość siły ciągu wirnika nośnego. Ponadto pilot może nadać każdej łopacie różne kąty ustawienia i otrzymać na nich niejednakowe siły ciągu.

Załóżmy, że na łopatach 1 i 2 (rys. 3-323) kąty ich ustawienia, które były przedtem jednakowe, zmieniły się w ten sposób, że $\varphi_1 > \varphi_2$.



Rys. 3-323. Zmiana kątów łopat wirnika nośnego

Na łopate, której kąt ustawienia (oznacza to, że i kąt natarcia) został powiększony, działa duża siła nośna. Dzięki przegubowi poziomemu, łopata ta ustawia się w kierunku wypadkowej siły ciągu łopaty P_{top} , jej ciężaru Q_{top} i składowej normalnej siły bezwładności J_{top} (rys. 3-323a), tj. ustawia się pod dużym kątem γ_1 w płaszczyźnie poziomej (rys. 3-323b). Jednocześnie kąt ustawienia φ_2 drugiej łopaty zmniejszy się ustawiając się pod kątem γ_2 w płaszczyźnie podłużnej (rys. 3-323b). Dzięki specjalnemu mechanizmowi zwanemu tarczą sterującą wirnika, taka zmiana kątów ustawienia łopat odbywa się cyklicznie, tj. podczas przechodzenia przez łopatę określonego sektora okręgu łopata przyjmuje określony kąt ustawienia (przy danym położeniu tarczy sterującej wirnika), a przy przechodzeniu następnego sektora okręgu, łopata

ustawia się pod innym kątem. Stożek przy tym, który tworzy się podczas obrotu łopat, nachyli się i całkowita siła ciągu P odchyli się od linii pionowej. Jej moment powstający względem środka ciężkości śmigłowca wywoła jego nachylenie, a składowa P' zapewni mu ruch postępowy.

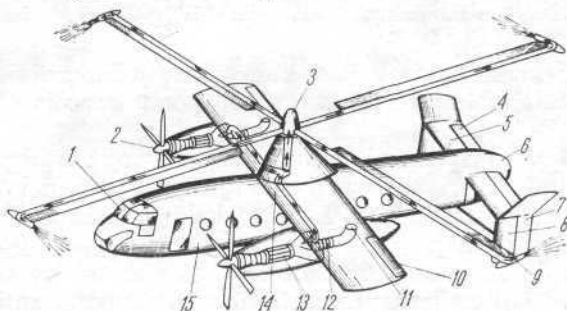
Nachylenie siły ciągu w prawo lub w lewo pozwala śmigłowcowi na lot w kierunku bocznym.

Jeżeli siła ciągu wirnika przewyższa ciężar śmigłowca, śmigłowiec bez rozbiegu może się wznieść pionowo w powietrze. I na odwrót, gdy siła ciągu wirnika nośnego zmniejszy się i stanie się mniejsza od ciężaru śmigłowca, wówczas śmigłowiec będzie opadał pionowo.

Ze względu na własności, śmigłowce znajdują coraz szersze zastosowanie do potrzeb gospodarczych i wojskowych. Na przykład stosowane one są z powodzeniem jako środki transportowe. Odnosi się to szczególnie do tych rejonów, w których brak jest dróg i lotnisk. Obecnie w rolnictwie śmigłowce wykorzystuje się do polewania i wzmacniania nawozami sztucznymi zasiewów oraz rozpylania substancji trujących w celu likwidacji szkodników. Wreszcie śmigłowce z dużym powodzeniem stosuje się w rozpoznaniu przemysłowym i naukowym.

W porównaniu z samolotami, śmigłowce osiągają znacznie mniejszą prędkość, zasięg lotu i pułap. W związku z tym dalszym krokiem na drodze do zwiększenia prędkości i zasięgu lotu jest budowanie śmigłowców kombinowanych, tj. śmigłowców wyposażonych w skrzydła, wirnik nośny i śmigło (podobnie jak w samolocie).

Na rysunku 3-324 pokazany jest schemat poglądowy angielskiego kombinowanego śmigłowca pasażerskiego z odrzutowym sprężarkowym napędem wirnika nośnego. Śmigłowiec ma skrzydło umieszczone na kadłubie, w którym



Rys. 3-324. Schemat ciężkiego kombinowanego śmigłowca z odrzutowym sprężarkowym napędem wirnika nośnego

1 — kabina załogi, 2 — śmigła, 3 — tuleja wirnika nośnego, 4 — ster wysokości, 5 — statecznik poziomy, 6 — luk załadowczo-wyladowczy, 7 — ster kierunku, 8 — tarcza statecznika pionowego, 9 — komora spalania wirnika nośnego, 10 — lotki, 11 — chwyt powietrza sprężarki pomocniczej, 12 — sprężarka pomocnicza, 13 — silnik turbośmigłowy, 14 — kanał doprowadzający sprężone powietrze, 15 — kabina pasażerska

rozmieszczone są silniki turbośmigłowe. Silniki te poruszają śmigła i poprzez sprzęgła hydrauliczne wprowadzają sprężarki w ruch. Powietrze sprężone doprowadzane jest do palników odrzutowych znajdujących się na końcach łopat, gdzie wtryskiwane jest paliwo. Siła ciągu rozwijana przez palniki wywołuje moment obrotowy, który wprawia w ruch wirnik nośny.

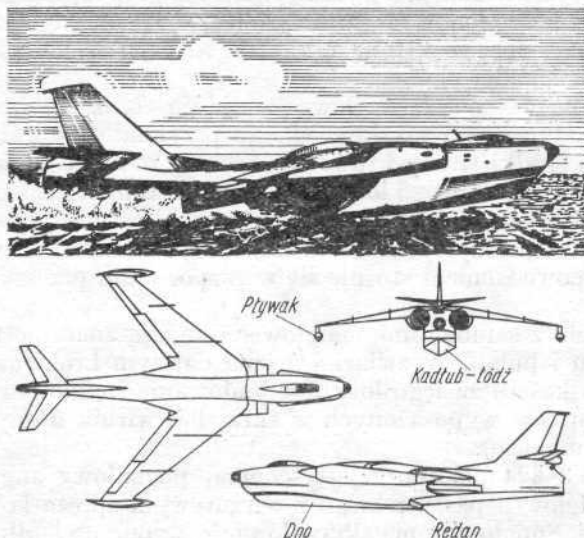
Samoloty wodne

Samolot, którego konstrukcja pozwala na start i wodowanie na powierzchni wody, nazywany jest samolotem wodnym.

Niekiedy samoloty lądowe przebudowywane są na samoloty wodne przez

montowanie na ich podwoziach pływaków zamiast kół. Samoloty, które mogą wykonywać start z ziemi i wody oraz lądowanie na lotniskach lądowych i wodowanie na lotniskach wodnych, nazywane są samolotami lądowo-wodnymi. Samoloty takie wyposażone są w podwozia łodziowe i kołowe.

Najbardziej rozpowszechnione są obecnie samoloty wodne o układzie łodzi, nazywane często latającymi łodziami (rys. 3-325). W takim przypadku kadłuby



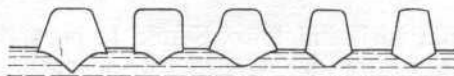
Rys. 3-325. Samolot wodny lub „latająca łódź” z silnikiem odrzutowym

i podwozia zamieniane są na łodzie, które służą jednocześnie do startu, wodowania i poruszania się po wodzie oraz do pomieszczenia załogi, pasażerów i ładunku.

W roku 1906 pierwszy samolot wodny zbudowany został przez francuskiego konstruktora, L. Bleriot. Rozwijając tę myśl rosyjski konstruktor, D.P. Grigorowicz, zbudował w 1914 r. latającą łódź M-5, która była przyjęta na uzbrojenie armii rosyjskiej.

O ile przy budowie samolotów lądowych główną uwagę skupia się na nadaniu samolotom jak najlepszych kształtów aerodynamicznych, o tyle przy budowie samolotu wodnego szczególną uwagę zwraca się na zapewnienie mu właściwości żeglownych.

Samoloty wodne nie mają urządzeń amortyzujących, które byłyby podobne do podwozia samolotów lądowych. W celu złagodzenia uderzenia o wodę



Rys. 3-326. Różne kształty dna kadłubów (łodzi) samolotów wodnych

podczas wodowania, dnu kadłuba (łodzi) samolotu wodnego nadaje się odpowiedni kształt. Najczęściej spotykane obecnie kształty kadłubów (łodzi) samolotów wodnych o odpowiednim obrysie dna pokazano na rysunku 3-326. Dna kadłubów (łodzi) współczesnych samolotów wodnych wyposażone są ponadto w odpowiednie występy nazywane redanami, których wysokość równa się $150 \div 200$ mm (rys. 3-325).

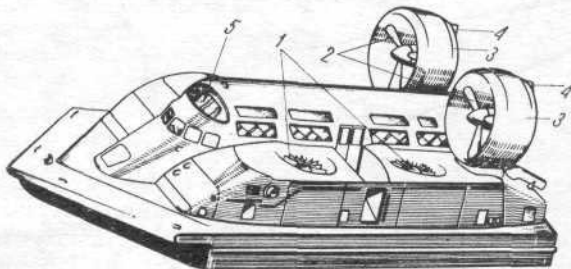
Redany służy do szybszego oderwania się kadłuba (łodzi) samolotu wodnego od wody. Rozbieg samolotów wodnych bez redanów byłby bardzo długi na skutek występowania znacznych sił lepkości między dnem łodzi a wodą.

Kadłub łodzi wytrzymuje całe obciążenie samolotu wodnego w czasie jego postoju i poruszania się po wodzie oraz zapewnia mu stateczność podłużną*). Do wytworzenia stateczności poprzecznej samolotu wodnego stosowane są niezbyt duże pływak podskrzydłowe.

Poduszkowce

W ostatnich latach pojawił się intensywnie rozwijający się nowy typ aparatów latających, zwanych poduszkowcami. Aparaty takie poruszają się z prędkością do 150 km/h (40 m/s) na wysokości 30÷100 cm nad ziemią lub powierzchnią wody. Mogą one być wykorzystywane w terenie i trudnodostępnych błotnistych miejscowościach, nad płytkimi rzekami, polami lodowymi itd. Zasada działania takiego aparatu jest następująca.

Do silników znajdujących się w poduszkowcu doprowadzane jest powietrze poprzez chwyty powietrza. Tam zostaje ono sprężone w sprężarkach i prze-



Rys. 3-327. Poduszkowiec

1 — wentylatory, 2 — śmigła lotnicze, 3 — kanały pierścieniowe śmigieł lotniczych,
4 — aerodynamiczne stery kierunku, 5 — kabina załogi

chodzi pod podstawę aparatu. Pod aparatem tworzy się obszar podwyższonego ciśnienia, który utrzymuje aparat nad daną powierzchnią. Siła ciągu, która niezbędna jest przy tym do poruszania się poduszkowca, wytwarzana jest przez śmigło przestawialne (o zmiennym skoku). W celu podniesienia stateczności i sterowości poduszkowca, wyposaża się go często w stateczniki i stery.

Obecnie projektuje się budowę dużych poduszkowców do celów cywilnych i wojskowych.

Bezzałogowe statki powietrzne

W czasie drugiej wojny światowej miał miejsce duży rozwój lotnictwa bombowego, myśliwskiego i transportowego. Wzrost lotnoteknicznych charakterystyk samolotów bombowych z jednej strony i zwiększająca się skuteczność środków obrony przeciwlotniczej z drugiej spowodowały pojawienie się w końcu drugiej wojny światowej bezzałogowego raketowego pocisku kierowanego.

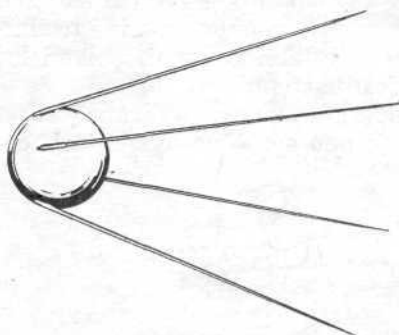
*) Przez stateczność samolotu wodnego należy rozumieć jego zdolność powrotu w położenie równowagi na wodzie po ustaniu działania siły, pod wpływem której nastąpiło jego odchylenie od tego położenia.

Oprócz wysokiej skuteczności, która wielokrotnie przewyższa skuteczność zwykłych rodzajów uzbrojenia, pocisk taki pozwala na rozwiązywanie nowych zadań obrony powietrznej.

Konstruktorzy i uczeni ZSRR, rozwijając i wcielając w życie myśli wypowiedziane już przez K.E. Ciołkowskiego, stworzyli najsilniejszą w świecie technikę raketową — najnowocześniejsze rakiety.

Obecnie Armia Radziecka ma w swoim wyposażeniu wszystkie typy potężnych bezzałogowych pocisków kierowanych. Ponadto zbudowane zostały meteorologiczne i geofizyczne bezzałogowe rakiety kierowane, za pomocą których odbywają się badania różnych warstw atmosfery i przestrzeni kosmicznej.

Prawdziwym tryumfem nauki radzieckiej stało się wysłanie 4 października 1957 r. w przestrzeń kosmiczną satelity Ziemi (rys. 3-328). Następnie



Rys. 3-328
Pierwszy sztuczny satelita Ziemi

zbudowanie i wyprowadzenie ciężkich satelitów, międzyplanetarnych automatycznych stacji, otrzymanie zdjęć drugiej strony księżyca, odbycie lotów w przestrzeni kosmicznej radzieckich kosmonautów, wysłanie w stronę planety Wenus, Marsa i Księżyca automatycznych stacji międzyplanetarnych, stało się szczytem osiągnięć nauki radzieckiej.

Kierowany pocisk raketowy można określić jako urządzenie poruszające się w przestrzeni powietrznej bez załogi mogące za pomocą posiadanych środków sterowania wpływać na przebieg toru lotu. Mimo istnienia wielu typów raketowych pocisków kierowanych, dla wszystkich jednak wspólne są pewne ogólne elementy konstrukcyjne. Do nich należą zespoły napędowe, systemy naprowadzania i stabilizacji, przegrody do rozmieszczenia obciążenia użytkowego, kadłub wytrzymałościowy i kompleks wyposażenia startowego.

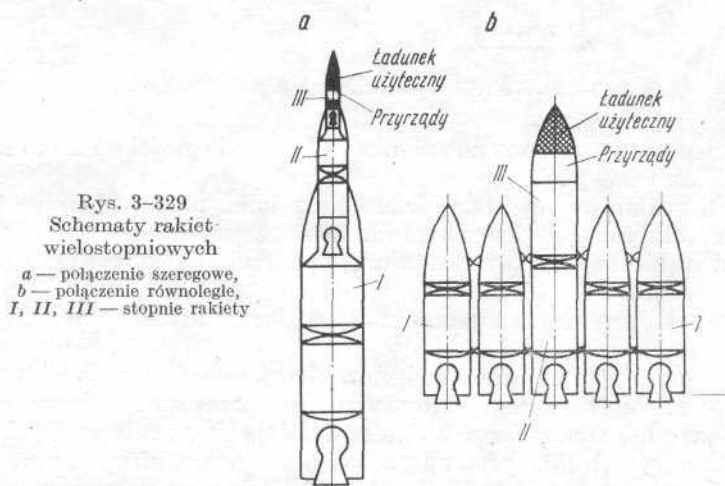
Zespół napędowy kierowanego pocisku raketowego zapewnia wytwarzanie siły ciągu na zasadzie odrzutu.

System naprowadzania jest to połączenie różnych środków, urządzeń i przyrządów, za pomocą których określa się względne położenie celu i pocisku kierowanego. Oddziałując na układ sterowania pocisku raketowego, wprowadzają one niezbędne zmiany w torze pocisku zapewniając trafienie w cel. Część elementów systemu naprowadzania znajduje się wewnątrz pocisku. Pozostała część zaś znajduje się na zewnątrz pocisku — w miejscu startu, na drodze do celu i przy celu. W każdym pocisku raketowym znajduje się przedział do umieszczenia ładunku użytkowego, który powinien być doniesiony do celu. Jeżeli rakietę ma przeznaczenie wojskowe, ładunkiem użytkowym jest ładunek bojowy. Jeżeli natomiast rakietę jest rakietą doświadczalną, wówczas ładunkiem użytkowym jest nadawcza aparatura radiowa. Wszystkie części pocisku kierowanego powiązane są kadłubem wytrzymałościowym, który

przeznaczony jest do umieszczenia ładunków, osprzętu i przejmowania obciążeń działających na pocisk w czasie lotu.

Zależnie od wielkości ładunku użytecznego i założonego zasięgu lotu, ustala się dla pocisku kierowanego odpowiedni zapas paliwa. Wraz ze zwiększeniem zasięgu lotu pocisku raketowego potrzebny jest zwiększony zapas paliwa, co prowadzi do wzrostu ciężaru konstrukcji pocisku. Jeżeli chodzi o rakietę jedno-stopniową, ma ona pewną wadę. Mianowicie założona prędkość zależy nie tylko od ładunku użytecznego, ale i od całej konstrukcji rakiety. Od wady tej wolna jest częściowo rakiet wielostopniowa, rakiet, która, jak wynika z jej nazwy, składa się z kilku części — stopni.

Zasadnicza idea konstrukcji rakiety wielostopniowej polega na tym, że w miarę spalania się paliwa od rakiety oddzielają się części, które stają się zbyt ciężkie, a siła ciągu wykorzystywana jest nie na zwiększenie prędkości tych zbyt ciężkich części, lecz tylko na zwiększenie prędkości części, które są wykorzystywane lub będą wykorzystywane w dalszej pracy rakiety. W ten sposób założoną prędkość osiąga tylko ostatni stopień rakiety z ładunkiem użytecznym, a masa pozostałych stopni osiąga prędkość mniejszą. Przy użyciu rakiet wielostopniowych możliwe jest osiąganie prędkości kosmicznych, podczas gdy na przykład za pomocą rakiety jedno-stopniowej z zastosowaniem zwykłego paliwa chemicznego osiągnięcie tego nie jest możliwe. Stopnie rakiety mogą być łączone szeregowo (łączenie typu tandem) i równoległe (łączenie zespołowe — rys. 3-329).



Rys. 3-329
Schematy rakiet wielostopniowych
a — połączenie szeregowe,
b — połączenie równoległe,
I, II, III — stopnie rakiety

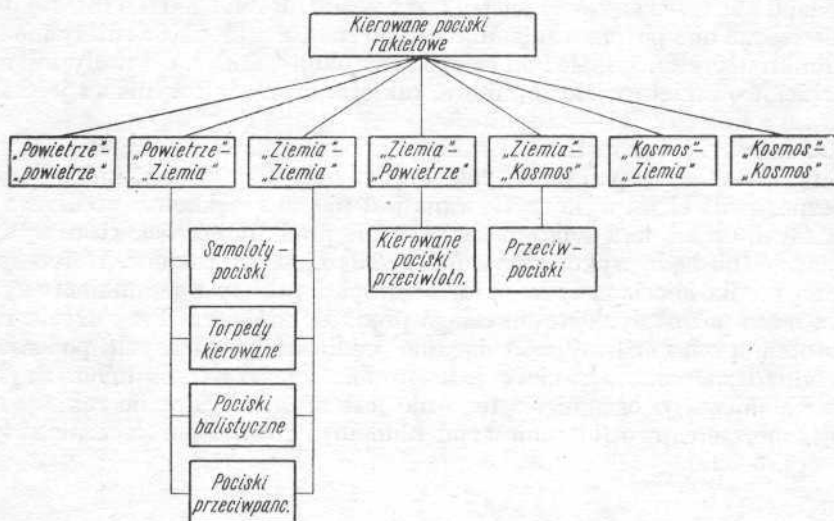
Instalacja startowa składa się z urządzenia rozruchowego oraz systemu kontroli i obserwacji rakiety w czasie jej lotu. Elementy pocisków kierowanych omówione zostaną w dalszej części niniejszego podrozdziału.

Klasyfikacja kierowanych pocisków raketowych

Kształt kierowanego pocisku raketowego, wymiary i urządzenia określają w ostatecznym wyniku jego przeznaczenie. Dlatego też klasyfikacja pocisków kierowanych przeprowadzana jest zasadniczo pod względem ich przeznaczenia.

Zależnie od przeznaczenia, które określa się miejscem startu i celu, wszystkie pociski raketowe dzielą się na następujące klasy: „powietrze-powietrze”, „ziemia-ziemia”, „powietrze-ziemia” (rys. 3-330).

Do pocisków rakietowych klasy „ziemia-ziemia” zaliczany jest każdy pocisk kierowany startujący z powierzchni ziemi (wody), który przeznaczony jest do rażenia celu znajdującego się również na powierzchni ziemi (wody). Ta klasa pocisków rakietowych jest bardzo obszerna, zalicza się bowiem do niej



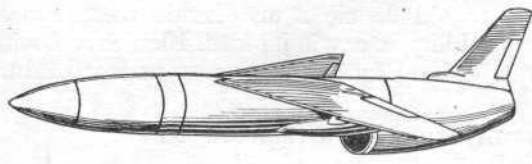
Rys. 3-330. Klasyfikacja kierowanych pocisków rakietowych

różne pociski, przeznaczone do rażenia celów w odległości od kilku kilometrów do 10 000 km i powyżej.

Pociski rakietowe tej klasy dzielą się z kolei na następujące trzy typy:

- 1) pociski rakietowe o przeznaczeniu taktycznym (zasięg lotu do 100 km),
- 2) pociski rakietowe o przeznaczeniu operacyjno-taktycznym (zasięg lotu 100 ÷ 1000 km),
- 3) pociski rakietowe o przeznaczeniu strategicznym (zasięg lotu powyżej 1000 km).

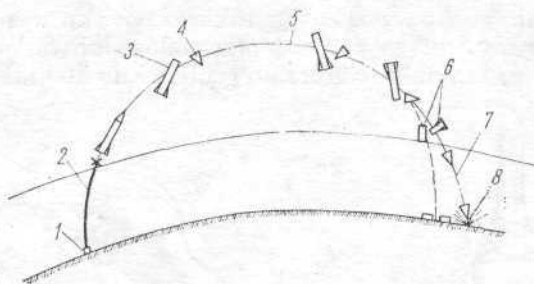
Taktyczne i strategiczne pociski rakietowe można z kolei podzielić na samoloty-pociski bez załogi, odbywające lot przez podstawową część czasu w troposferze lub stratosferze, na które działają przez cały czas lotu siły aerodynamiczne (rys. 3-331), oraz na pociski balistyczne, których duża część toru lotu odbywa się na dużej wysokości (100 ÷ 1000 km). Lot pocisku rakietowego



Rys. 3-331. Samolot-pocisk (bez pilota)

drugiego typu na znacznym odcinku toru jest lotem swobodnie wyrzuconego ciała w polu sił przyciągania ziemskiego.

Rozpatrzmy tor lotu pocisku balistycznego (rys. 3-332). Tor taki składa się z następujących odcinków.



Rys. 3-332. Schemat lotu pocisku balistycznego z oddzielającą się głowicą

1 — punkt startu, 2 — aktywny odcinek toru lotu, 3 — kadłub, 4 — głowicowa część pocisku, 5 — bierny odcinek toru lotu, 6 — części rozpadającego się kadłuba, 7 — odcinek wchodzenia pocisku w gęste warstwy atmosfery, 8 — cel

Aktywny odcinek toru — odcinek toru lotu pocisku przy pracującym silniku. Przy końcu odcinka aktywnego silnik przestaje pracować. Zasięg lotu pocisku określany jest wielkością i kierunkiem wektora prędkości pocisku przy końcu odcinka aktywnego. Dokładność trafienia w cel zależy od dokładności wytrzymania założonej prędkości i kąta nachylenia toru przy końcu aktywnego odcinka.

Bierny odcinek toru lotu. Na odcinku tym pocisk porusza się podobnie jak swobodnie wyrzucone ciało. Obliczenia wykazują, że tor lotu pocisku w tym przypadku ma kształt elipsy. Bierny odcinek toru lotu pocisku kierowanego dalekiego zasięgu stanowi zasadniczą część toru.

Odcinek wchodzenia pocisku w gęste warstwy atmosfery. Na tym odcinku z powodu występującego oporu powietrza następuje intensywne hamowanie i nagrzewanie się konstrukcji pocisku. Aby pocisk nie uległ spaleniowi i osiągnął cel, konieczne jest zapewnienie mu odpowiedniej ochrony cieplnej. Celowe jest, aby w pociskach dalekiego zasięgu czołowa część zawierająca ładunek bojowy była odłączalna. Jako ochronę cieplną, tej stosunkowo niewielkiej czołowej części pocisku, stosuje się pokrycie pochłaniające ciepło i osłony cieplne oraz oprofilowanie aerodynamiczne.

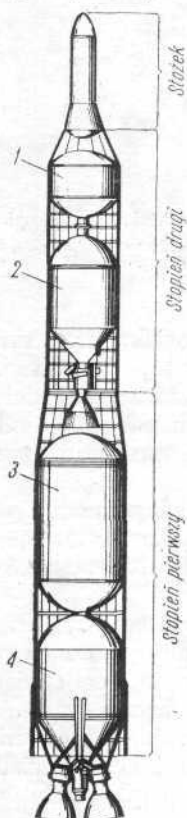
Współczesne duże pociski balistyczne stanowią skomplikowane i kosztowne konstrukcje. Ciężar międzykontynentalnych pocisków balistycznych (MPB) wynosi 50 ÷ 100 ton i więcej (0,5 ÷ 1,0 MN), a zasięg ponad 10 000 km.

Ciężar startowy pocisków średniego zasięgu wynosi 15 ÷ 40 ton (0,15 ÷ 0,4 MN), a zasięg lotu — kilka tysięcy kilometrów.

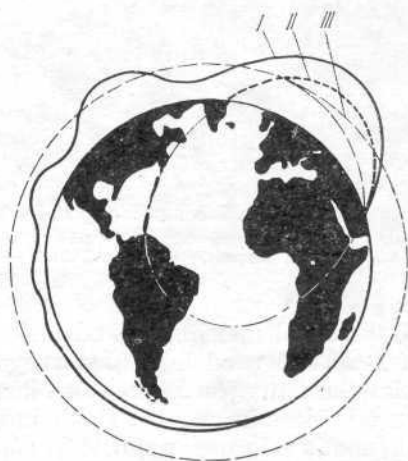
Perspektywnym pociskiem kierowanym typu „ziemia-ziemia” jest samolot raketowy. Po przejściu aktywnego i biernego odcinka na torze balistycznym, ostatni stopień (lub ostatnie stopnie) samolotu raketowego wyposażonego w stery z ogromną prędkością (rzędu 20 000 km/h lub 5550 m/s) wchodzi w górne warstwy atmosfery. Dzięki sterom i dużemu zapasowi energii kinetycznej samolot raketowy może wykonywać lot ślizgowy lub rykoszetujący (rys. 3-334), co pozwala mu na osiąganie zasięgu w przybliżeniu cztery razy większego niż pocisk balistyczny przy jednakowych warunkach. Obecnie przy istniejących silnikach jest możliwość zbudowania takiego samolotu raketowego z okołoziemskim zasięgiem, który oblatując kulę ziemską wylądowałby na miejscu startu.

Taktyczne pociski raketowe dzielą się na kierowane i niekierowane. Rysunek 3-335 obrazuje przeciwpancerny pocisk kierowany, który zaliczany jest do pocisków o małym zasięgu. Pocisk taki ma nieduży ciężar [w granicach 50 kG, (500 N)]. Może być odpalany przez jednego człowieka za pomocą dość

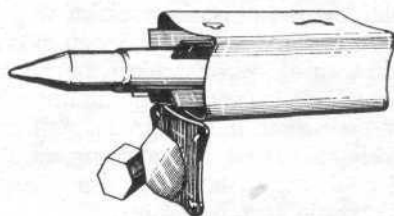
prostego urządzenia startowego. Zasięg takiego pocisku wynosi około 10 km. Pocisk ten kierowany jest za pomocą przewodów lub radia. Ma on głowicę bojową zdolną do przebijania pancerza o grubości do 400 mm.



Rys. 3-333. Schemat poglądowy międzykontynentalnego pocisku balistycznego
1, 4 — zbiorniki paliwa, 2, 3 — zbiorniki z tlenem płynnym



Rys. 3-334. Tory lotu pocisków
I — samolot raketowy, II — pocisk balistyczny dalekiego zasięgu, III — sztuczny satelita Ziemi



Rys. 3-335
Przeciwpancerny pocisk kierowany

Pociski raketowe klasy „ziemia-powietrze” (przeciwlotnicze). Do tego typu zalicza się każdy pocisk, startujący z powierzchni ziemi, przeznaczony do rażenia celu lecącego w powietrzu. Celami powietrznymi mogą być inne pociski kierowane oraz samoloty. Ze względu na osiąganie przez cele dużych prędkości, pociski przeciwlotnicze powinny się również odznaczać dużą prędkością i zasięgiem. Z reguły przeciwlotnicze pociski raketowe mają konstrukcję dwustopniową (rys. 3-336). Pierwsze stopnie pocisków wyposaża się w silniki raketowe na paliwo stałe. Najczęściej używanym paliwem do tego rodzaju silników jest czarny proch. Jeżeli zasięg lotu pocisków ma być niewielki (do 100 km), w drugim jego stopniu stosuje się silniki raketowe, a gdy zasięg lotu pocisku ma być duży (liczący setki kilometrów) — stosuje się strumieniowe silniki odrzutowe. Przeciwlotnicze pociski raketowe mogą być uzbrojone w klasyczne i jądrowe ładunki bojowe.

Pośród wielu różnych typów pocisków przeciwlotniczych szczególne miejsce zajmują pociski raketowe przeznaczone do przechwytywania balistycznych pocisków raketowych, zwane przeciwpociskami (antytrakietami).

Ponieważ balistyczny pocisk raketowy porusza się z ogromną prędkością, w związku z tym podczas przechwytywania go występuje wiele trudnych do rozwiązania problemów związanych z wcześniejszym jego wykryciem i odróżnieniem od innych złudnych celów i zakłóceń oraz z ograniczonym czasem doprowadzenia do gotowości bojowej przeciwpocisku, z dokładnością pracy systemu naprowadzania na cel itd.

Pociski raketowe klasy „powietrze-ziemia”. Do tej klasy zaliczany jest każdy pocisk startujący z samolotu lub śmigłowca, przeznaczony do rażenia każdego celu na powierzchni ziemi.

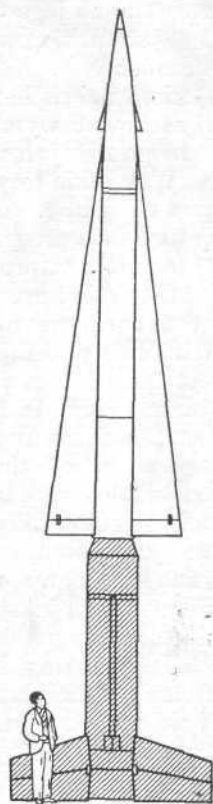
Nieduże pociski tej klasy [o ciężarze do 600 kG (6000 N)] są dalszym rozwinięciem bomb lotniczych, które przeznaczone są do bardziej dokładnego rażenia celu w porównaniu z bombami lotniczymi. Są to bomby kierowane bez napędu i pociski kierowane z napędem, które umożliwiają samolotowi dokładne rażenie celu na stosunkowo bezpiecznej odległości od niego.

Duże pociski tej klasy (o ciężarze kilku ton) przenoszone są przez samoloty. Przeznaczone one są do rażenia dużych i silnie umocnionych obiektów. Taki pocisk może być wyposażony w głowicę jądrową. Odpalenie go może się odbywać z odległości setek kilometrów od celu.

Pocisk taki mając prędkość naddźwiękową kilka razy większą od prędkości samolotu przenoszącego ten pocisk, dużą wysokość lotu i stosunkowo nieduże wymiary, może łatwiej niż bombowiec pokonywać obronę powietrzną przeciwnika i trafiać w cel.

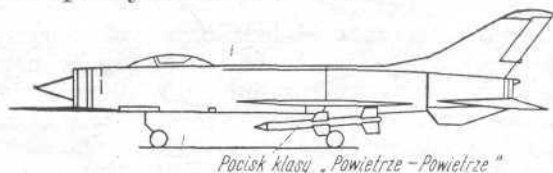
Do pocisków raketowych klasy „powietrze-ziemia” zaliczane są również pociski przeznaczone do walki z łodziami podwodnymi. Łodzie podwodne bowiem we współczesnych warunkach bojowych mogą mieć duże znaczenie jako nosiciele silnej broni raketowej. Ostatni stopień takiego pocisku stanowi samonaprowadzająca się torpeda, która odłączając się od niego może być naprowadzana na łódź podwodną.

Pociski raketowe klasy „powietrze-powietrze”. Przeznaczone one są do rażenia celów powietrznych po odpaleniu ich z samolotu. Są to z reguły pociski jednostopniowe o niewielkim zasięgu (od kilku do kilkudziesięciu kilometrów) i ciężarze (do kilkuset kilogramów). Stosowanie takich pocisków przez współczesne samoloty myśliwskie znacznie podwyższa ich skuteczność.



Rys. 3-336
Pocisk kierowany
„ziemia-powietrze”

Rys. 3-337. Podwieszanie pocisku
klasy „powietrze-powietrze”
na samolocie



Obecnie w niektórych pociskach raketowych klasy „powietrze-powietrze” zamiast ładunku klasycznego stosuje się nieduże ładunki jądrowe, które zwiększają skuteczność rażenia przy zastosowaniu ich przeciw celom grupowym. Pocisk raketowy klasy „powietrze-powietrze” przedstawiony jest na rysunku 3-337.

Kierowanie pociskami raketowymi

Stwierdziliśmy poprzednio, że pocisk kierowany jest bezałogowym obiektem latającym wyposażonym w środki kierowania, za pomocą których można wpływać na jego tor lotu lub na jeden z jego odcinków.

System kierowania pociskiem raketowym może wykonywać następujące zadania:

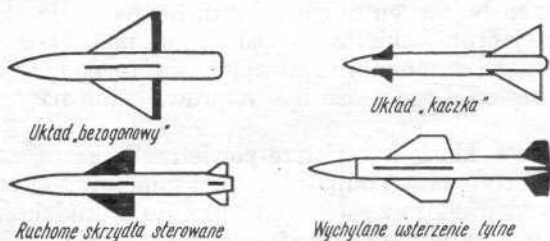
- 1) kierować ruchem pocisku raketowego zgodnie z sygnałami kierującymi,
- 2) zachować wymagane położenie pocisku raketowego podczas działania na niego różnych zaburzeń.

Wszystkie tory lotu bezałogowych statków powietrznych można podzielić na dwie grupy.

- 1) tory lotu programowane.
- 2) tory lotu naprowadzania.

Gdy cele i urządzenia startowe są nieruchome (lub jeżeli urządzenia startowe są ruchome, np. łodzie podwodne oraz samoloty, których położenie można dokładnie określić w oznaczonym czasie), dane niezbędne do obliczenia toru lotu pocisku można otrzymać z wiadomego względnego położenia miejsca startu i celu. W związku z tym istnieje możliwość obliczenia zawczasu toru lotu pocisku oraz wyposażenia pocisku w takie urządzenia, które zapewniłyby jego ruch po tym torze. Ruch pocisku po torze obliczeniowym odbywa się dzięki oddziaływaniu na organy sterowania pocisku w określonych momentach czasu według określonego programu, który zakłada się w urządzeniu programowym systemu naprowadzania. Takie tory i systemy naprowadzania nazywane są programowymi. Naprowadzanie programowe stosuje się w pociskach kierowanych klasy „ziemia-ziemia”, „powietrze-ziemia” oraz do wyprowadzania satelitów na orbitę ziemi.

Jeżeli mamy do czynienia z ruchomymi lub nieruchomymi celami i ruchomymi urządzeniami startowymi, których współrzędne nie są określone, położenie względne miejsca startu i celu cały czas zmienia się. Aby umożliwić trafienie w cel, system naprowadzania powinien mieć urządzenie, które by

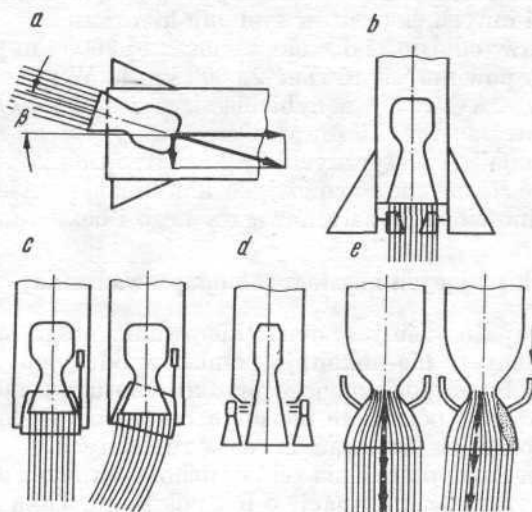


Rys. 3-338. Pociski o różnym układzie sterów

„czuło” cały czas cel i śledziło go oraz nieprzerwanie określało położenie względne pocisku i celu. Do takich systemów naprowadzania zalicza się systemy zdalnego kierowania, samonaprowadzania i ich kombinacje. Stosowane są one w pociskach klasy „powietrze-powietrze”, „ziemia-powietrze” i w niektórych pociskach klasy „powietrze-ziemia”.

W celu zapewnienia pociskowi kierowanemu określonego charakteru lotu (określone położenie w przestrzeni powietrznej oraz określony kierunek i wielkość wektorową prędkości lotu) konieczne jest kierowanie wartością i kierunkiem wypadkowej wszystkich sił działających na niego. Rodzaj stosowanych organów kierowania zależy od typu pocisków raketowych. Jeżeli pociski raketowe mają pokonywać gęste warstwy atmosfery przy dość dużym ciśnieniu

niu dynamicznym, do kierowania nimi stosuje się odpowiednie aerodynamiczne powierzchnie kierujące (rys. 3-338). W pociskach rakietowych, których lot przewidziany jest w rozrzedzonych warstwach atmosfery lub przestrzeni kosmicznej, aerodynamiczne powierzchnie kierujące są mało skuteczne lub



Rys. 3-339. Sposoby kierowania w rozrzedzonych warstwach atmosfery

a — obrotami silnika na zawieszeniu Cardana, b — zastosowaniem sterów gazowych, c — odchyłaniem strumieni gazów za pomocą odchylacza lub dyszy obrotowej, d — zastosowaniem dodatkowych silników, e — wtryskiem gazu do pozakrytycznej części dyszy wylotowej

w ogóle nieprzydatne. W związku z tym kierowanie takimi pociskami odbywa się przez zmianę kierunku wektora siły ciągu głównego silnika lub przez zastosowanie specjalnych silników kierujących. Kierowanie w tym przypadku odbywa się według schematów pokazanych na rysunku 3-339.

Systemy kierowania programowego

System radionawigacyjny. Dane o swym położeniu pocisk rakietowy otrzymuje za pomocą aparatury radiowej znajdującej się na ziemi i na pokładzie pocisku. Jeżeli położenie pocisku rakietowego nie odpowiada założonemu według programu, to system kierowania doprowadza do sterów sygnał kierujący, który nakierowuje pocisk w położenie założone programem. Wadą tego systemu naprowadzania jest to, że ulega on zakłóceniom.

System astronawigacyjny. Rzeczywiste położenie pocisku określa się za pomocą aparatury pokładowej skierowanej na ciała niebieskie. Otrzymane współrzędne porównuje się ze współrzędnymi, które odpowiadają położeniu na z góry obliczonym torze lotu. W przypadku niezgodności tych współrzędnych, system kierowania podaje sygnał na organy sterowe, korygując lot pocisku rakietowego.

Bezładnościowy system kierowania. Przyspieszenie lotu pocisku może być dokładnie określone w każdej chwili lotu. Dlatego też może ono być całkowane, co, jak wiadomo, daje wartość prędkości. Po wykonaniu drugiego całkowania otrzymuje się przebytą drogę lub współrzędne pocisku przy wybranym sposobie obliczenia drogi. Po porównaniu z wartościami zaprogramowanymi, w przypadku ich niezgodności, organy sterowe otrzymują sygnały, które korygują

lot pocisku. System ten odznacza się niezależnością, ponieważ kierowanie pociskiem polega na pomiarach przeprowadzanych na samym pocisku. System ten ponadto nie promieniuje i nie przyjmuje żadnej energii, a zatem niemożliwe jest jego zakłócenie*). Aby jednak otrzymać dobrą dokładność pracy systemu niezbędne jest posiadanie bardzo dokładnych przyspieszeniomierzy, przyrządów całkujących i innych elementów systemu kierowania.

Na przykład przy odległości do celu wynoszącej 8000 km prędkość w chwili wyłączenia silnika powinna się równać 23 800 km/h. W razie powstania błędu w prędkości o 0,1%, występują uchybienia sięgające 30 ÷ 40 km.

Bezwładnościowy system kierowania stosowany jest szeroko w pociskach klasy „ziemia-ziemia” (balistycznych) i „powietrze-ziemia”. Omówione wyżej systemy mogą być stosowane również jako kombinacja systemu radionawigacyjnego i bezwładnościowego, astronawigacyjnego i bezwładnościowego itd.

System sygnałów kierujących i system samonaprowadzania

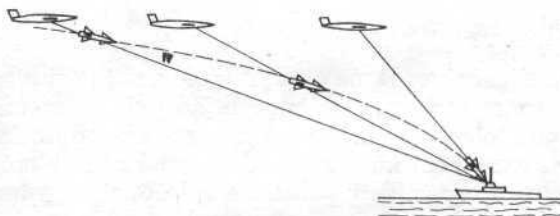
Dotychczas rozpatrzyliśmy systemy kierowania programowego. W czasie lotu pocisku systemy te nie dokonują pomiarów odchylenia jego od celu, lecz odchylenia współrzędnych pocisku, jego prędkości lotu itd. od założonych programem. W ten sposób pociski te nie mają bezpośredniej łączności z celami, dlatego też nie można ich stosować do celów ruchomych.

Pociski przeznaczone do rażenia celów ruchomych przez cały czas powinny „czuć” cele i otrzymywać informację o ich położeniu. Taką informacją może być odbita lub bezpośrednia fala radiowa oraz promieniowanie podczerwone albo optyczne celu. Kątem wyprzedzenia nazywamy kąt zawarty między kierunkiem wektora prędkości pocisku i linią pocisk-cel.

Zatem sposób naprowadzania na cel można podzielić na:

- a) naprowadzanie z zerowym kątem wyprzedzenia (metoda krzywej pościgu),
- b) naprowadzanie ze stałym kątem wyprzedzenia $\eta = \text{const}$,
- c) naprowadzanie ze zmiennym kątem wyprzedzenia $\eta \neq \text{const}$.

Naprowadzanie pocisku z pewnym kątem wyprzedzenia pozwala mu na poruszanie się przy przecinających się kursach z celem (w odróżnieniu od meto-



Rys. 3-340. Schemat naprowadzania pocisku na cel według krzywej pokrycia

dy krzywej pościgu), co przy prawidłowym doborze kąta wyprzedzenia prowadzi do toru, który jest bliski prostoliniowemu (nieznaczne przeciążenia normalne).

Najbardziej korzystny z tego punktu widzenia jest sposób naprowadzania ze zmiennym kątem wyprzedzenia.

Do naprowadzania pocisku szeroko stosuje się metodę krzywej pokrycia (trzech punktów), przy której pocisk w każdym momencie znajduje się na prostej łączącej punkt obserwacyjny z celem (rys. 3-340).

*) Mając na uwadze tylko system bezwładnościowy bez połączenia z innymi.

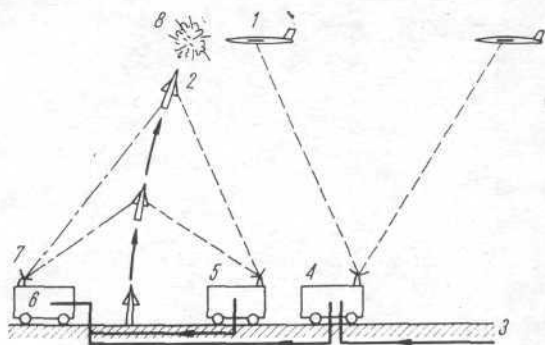
Zależnie od tego, gdzie wypracowane są sygnały kierujące — na pokładzie pocisku lub na punkcie dowodzenia, system kierowania można podzielić na system sygnałów kierujących i system samonaprowadzania.

System sygnałów kierujących. Istota tego systemu polega na tym, że tor lotu pocisku wyznacza się za pomocą sygnałów (komend) otrzymywanych z zewnątrz w zależności od lotu celu. W związku z tym system kierowania przewiduje jednocześnie śledzenie (radiolokacyjne lub optyczne) pocisku i celu. Sygnały przekazywane są na pocisk za pomocą przewodów lub kanałów radiowych.

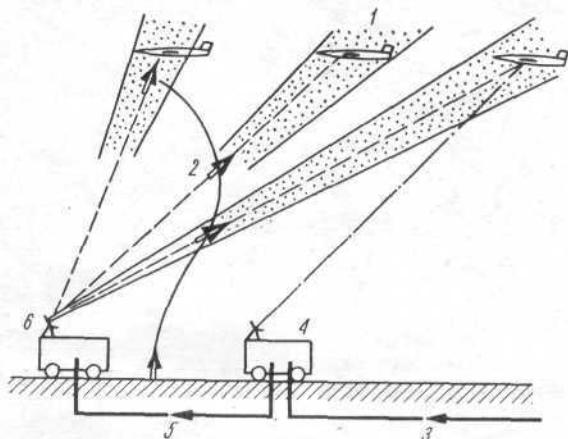
Przybliżanie się pocisku do celu może się odbywać na krzywej pokrycia (rys. 3-340) lub pocisk prowadzony jest z pewnym wyprzedzeniem do punktu

Rys. 3-341. Schemat naprowadzania pocisku za pomocą dwóch radiolokatorów śledzących

1 — cel, 2 — pocisk rakietowy, 3 — łączność z radiolokatorem wczesnego powiadamiania, 4 — radiolokator śledzący cel, 5 — radiolokator śledzący pocisk rakietowy, 6 — maszyna licząca, 7 — nadajnik sygnału skierowanego na pocisk rakietowy, 8 — punkt wybuchu pocisku rakietowego



spotkania się pocisku z celem, którego położenie określa odpowiednia aparatura (rys. 3-341). Ponieważ w czasie lotu cel może wykonywać manewry, dlatego też obliczenia powinny być prowadzone bez przerwy, zmieniając również położenie punktu wyprzedzenia. Jednym z istniejących różnorodnych systemów kierowania jest system wiązki prowadzącej. W czasie lotu pocisk automa-



Rys. 3-342. Schemat naprowadzania za pomocą wiązki prowadzącej

1 — cel, 2 — pocisk rakietowy, 3 — łączność z radiolokatorem wczesnego powiadamiania, 4 — radiolokator śledzący cel, 5 — łączność synchronizacyjna, 6 — radiolokator naprowadzania pocisku rakietowego

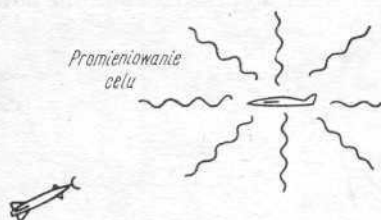
tycznie utrzymuje się na osi wiązki skierowanej na cel, wytwarzanej przez radiolokator śledzący. Zatem zbliżenie pocisku z celem następuje na krzywej pokrycia (rys. 3-342).

Rozpatrzone systemy — szczególnie radiosygnalowe, mają zasadniczą wadę polegającą na tym, że możliwe jest zakłócenie ich pracy.

System samonaprowadzania. W systemach tych wykorzystuje się jakikolwiek rodzaj energii promieniowania, wypromieniowanej (lub odbitej) przez cel. Dzięki temu cel wyodrębnia się na tle otaczających go obiektów i staje się kontrastowy.

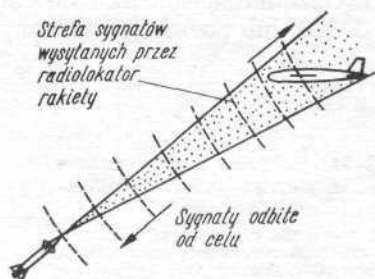
System samonaprowadzania ma kilka odmian, a mianowicie:

- a) samonaprowadzanie bierne polegające na naprowadzaniu na źródło promieniowania, jakim jest sam cel (rys. 3-343),
- b) samonaprowadzanie aktywne polegające na wykorzystaniu energii odbitej od celu; nadajniki i odbiornik przy tym znajdują się na pocisku (rys. 3-344),



Rys. 3-343

Schemat samonaprowadzania biernego

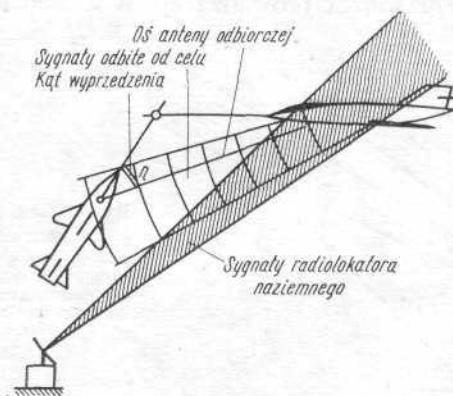


Rys. 3-344

Schemat samonaprowadzania aktywnego

- c) samonaprowadzanie półaktywne polegające na wykorzystaniu energii odbitej od celu. Przy czym na pocisku znajduje się tylko odbiornik energii, a nadajnik znajduje się na zewnątrz pocisku (rys. 3-345) — na ziemi, okręcie itp.

Jedną z najbardziej rozpowszechnionych odmian systemu samonaprowadzania biernego jest system naprowadzania przy wykorzystaniu promieniowania podczerwonego (ciepłego) celu. Wszystkie przedmioty bowiem o tem-



Rys. 3-345. Schemat samonaprowadzania półaktywnego

peraturze wyższej niż zero bezwzględne stanowią źródło promieniowania podczerwonego, które zależy od temperatury i charakterystyki powierzchni ciała promieniującego.

Na pocisku kierowanym montuje się wiele urządzeń służących do określania przesuwania się źródła promieniowania podczerwonego (celu) od osi promieniowania podczerwonego urządzenia pocisku (głowicy naprowadzania pocisku)

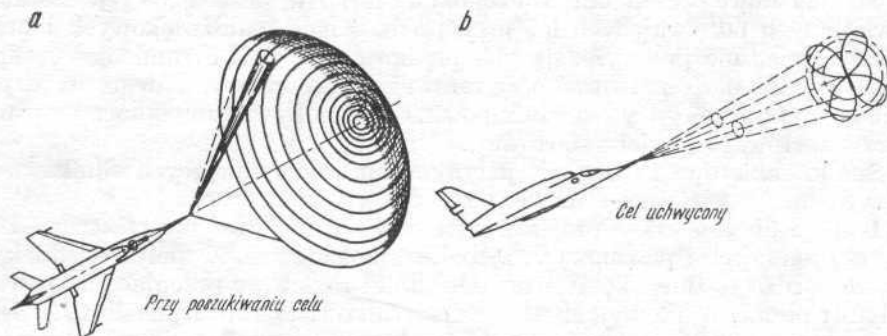
oraz do śledzenia celu, tj. likwidacji tego przesuwania. Systemy naprowadzania za pomocą promieniowania podczerwonego są dość lekkie, mają niewielkie wymiary i są tańsze od systemów radiolokacyjnych. Na przykład system naprowadzania za pomocą promieniowania podczerwonego pocisku „Sidewinder” składa się z takiej samej liczby części, co i radiostacja dalekiego zasięgu. Jej czujnik może wykryć ciepło, które zostało wypromieniowane przez płytkę o mocy 2 kW w odległości 16 km.

Istotną wadą tego systemu jest obniżenie zasięgu działania systemu przy istnieniu chmur, deszczu, dymu, mgły. Ponadto niemożliwe jest naprowadzanie takiego pocisku na cel w kierunku słońca w sektorze $20 \div 30^\circ$.

Zasady działania układu samonaprowadzania aktywnego i półaktywnego nie różnią się od siebie. Cel przez cały czas lotu prowadzony jest przez stację radiolokacyjną, stanowiąc źródło stałego odbijanego promieniowania, według którego odbywa się samonaprowadzanie pocisku. Antena odbiorcza ustawiona na pocisku dysponuje swobodą przesuwania kąтового, prowadząc poszukiwanie (rys. 3-346a) i chwytywanie celu (rys. 3-346b). Antena przez cały czas automatycznie nakierowuje się na cel.

Zadaniem układu naprowadzania w tym przypadku jest nakierowywanie pocisku w taki sposób, aby poruszał się on w kierunku celu z założonym kątem wyprzedzenia.

Pocisk z czynnym układem samonaprowadzania sam napromieniowuje cel za pomocą pokładowego radiolokatora śledzącego, a następnie orientuje się



Rys. 3-346. Poszukiwanie i uchwycenie celu

za pomocą odbitych sygnałów bez jakiegokolwiek pomocy z zewnątrz. Aparatura tego systemu jest jednak w porównaniu z innymi bardziej złożona, cięższa i kosztowniejsza.

Układ samonaprowadzania półaktywnego częściowo wolny jest od wymienionych wyżej wad, ponieważ pocisk ma tylko antenę odbiorczą i odbiornik.

Dość często stosowane są różne kombinacje przy udziale kilku systemów naprowadzania. Na przykład przy zwiększaniu zasięgu lotu pocisku kierowanego za pomocą systemu sygnałów kierujących wzrasta jego niedokładność trafienia w cel. Dlatego też w końcowym odcinku toru lotu pocisku celowe jest stosowanie samonaprowadzania.

Zespoły napędowe pocisków rakietowych

Aby otrzymać w silniku siłę ciągu o prostej reakcji, należy nadać wyrzucanej masie gazów odpowiednią prędkość. Prędkość tę otrzymuje się w wyniku przemiany energii chemicznej paliwa na energię kinetyczną gazów.

Do tego celu może być stosowana mieszanka gazów (produktów spalania) i powietrza. Mogą być także wykorzystane gazy o wysokim ciśnieniu i temperaturze, które tworzą się w komorze spalania silnika podczas reakcji chemicznej występującej bez udziału powietrza.

Najbardziej odpowiednimi silnikami do pocisków kierowanych są silniki odrzutowe. Dzieli się one na dwie zasadnicze grupy: silniki przelotowe i silniki raketowe.

Do grupy pierwszej zalicza się:

- strumieniowe silniki odrzutowe,
- pulsacyjne silniki odrzutowe,
- silniki turboodrzutowe.

Do grupy drugiej zalicza się:

- silniki raketowe na paliwo stałe,
- silniki raketowe na paliwo płynne.

W silnikach pierwszej grupy do chwili rozpoczęcia się reakcji chemicznej paliwo znajduje się w stanie stałym.

Silniki turboodrzutowe jako zespoły napędowe stosuje się w niektórych pociskach kierowanych odbywających lot przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych.

Pulsacyjne silniki odrzutowe, mimo stosowania ich w pociskach kierowanych pierwszej grupy, nie mają perspektyw rozwoju i obecnie nie są stosowane.

Strumieniowe silniki odrzutowe używane są w bezzałogowych statkach powietrznych odbywających lot przy prędkościach naddźwiękowych i prędkościach znacznie przewyższających prędkość dźwięku. Strumieniowy silnik odrzutowy nie może pracować przy zerowej prędkości lotu, dlatego też rozpęd pocisku wyposażonego w ten silnik powinien się odbywać za pomocą przyspieszacza startowego (rakiety startowej).

Silniki raketowe są obecnie jedynymi spośród istniejących silników, do których pracy powietrze atmosferyczne nie jest konieczne.

Istnieje obecnie wiele projektów stosowania do lotów w przestrzeni kosmicznej jonowych i plazmowych zespołów napędowych. Zespoły te jednak są jeszcze bardzo ciężkie i kosztowne. Ale silniki raketowe pracujące na paliwie stałym i płynnym nie wyczerpały jeszcze całkowicie swoich możliwości. Dlatego też w najbliższym czasie silniki te staną się prawdopodobnie jedynymi silnikami przeznaczonymi do lotów w przestrzeni kosmicznej.

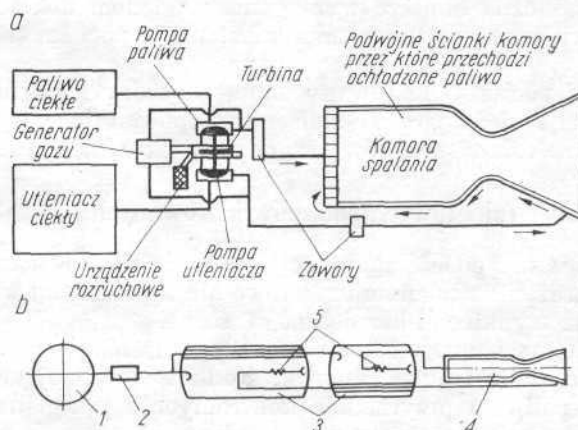
Rozpatrzmy silniki raketowe na paliwo płynne.

Silnik raketowy na paliwo płynne składa się z następujących podstawowych części:

- a) jednej lub kilku komór, w których paliwo płynne uczestniczy w reakcji chemicznej prowadząc do powstawania gazów o wysokim ciśnieniu i temperaturze; następnie gazy powstające w komorze nabierają rozpędu do prędkości naddźwiękowej, dzięki czemu powstaje siła ciągu (odrzut),
- b) urządzenia przymusowego podawania paliwa do komory spalania,
- c) urządzenia sterowniczego.

W silnikach raketowych paliwo płynne stanowią przeważnie dwa składniki płynne: utleniacz płynny (tlen, kwas azotowy itp.) oraz paliwo płynne (spiryty, nafta itp.). Paliwo podawane jest do komory spalania pod ciśnieniem, które powinno być większe od ciśnienia gazów w komorze. Ciśnienie takie może być zapewnione dzięki znajdowaniu się w pocisku zapasu gazu sprężonego, który podawany do zbiorników z paliwem wypiera paliwo do komory spalania. Podawanie paliwa odbywa się według schematu (rys. 3-347a), który nazywany jest zasilaniem nadciśnieniowym.

Przy podawaniu paliwa za pomocą zasilania nadciśnieniowego zbiorniki paliwa powinny być bardzo wytrzymałe na ciśnienie gazu wypierającego. W związku z tym zbiorniki paliwa stają się zbyt ciężkie. Oprócz tego dość ciężkie stają się butle ze sprężonym gazem. Dlatego też do silników o dużej mocy, pracujących przez długie okresy czasu, korzystniejsze jest podawanie paliwa do komory spalania za pomocą pomp napędzanych przez specjalną turbinę gazową. Takie podawanie paliwa odbywa się według schematu przed-

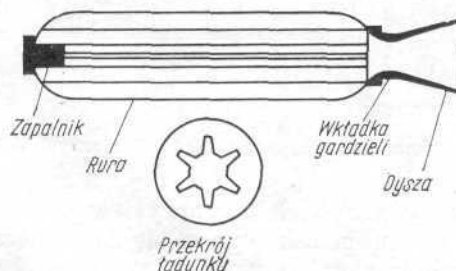


Rys. 3-347. Schemat silnika rakietowego na paliwo płynne

1 — butla z gazem sprężonym, 2 — reduktor ciśnienia gazu, 3 — zbiorniki paliwa, 4 — komora spalania, 5 — zasysacz

stawionego na rysunku 3-347b, nazywanego turbopompowym. Podawanie paliwa za pomocą pompy turbinowej stosuje się we wszystkich dużych pociskach mających silniki na paliwo płynne.

Silniki rakietowe pracujące na paliwie stałym (rys. 3-348) mają pewne zalety w porównaniu z silnikami na paliwo płynne, jeżeli chodzi o prostotę konstrukcji i pewność działania (nie ma instalacji podawania paliwa itd.).



Rys. 3-348. Schemat silnika rakietowego na paliwo stałe

Obecnie, gdy osiągnięte zostały duże postępy w zakresie niezawodności uruchamiania i wyłączania silników na paliwo stałe w żądanym okresie czasu, silniki te znalazły szerokie zastosowanie. Silniki rakietowe na paliwo stałe, które przewyższają siłę ciągu 250 ton (2,5 MN), stosowane są jako zespoły napędowe w pociskach balistycznych o dalekim zasięgu.

Wyposażenie bojowe pocisków raketowych

Wyposażenie bojowe pocisku raketowego składa się z zapalnika, który służy do spowodowania natychmiastowego wyzwolenia energii zawartej w materiale wybuchowym w odpowiedniej chwili, i głowicy bojowej zawierającej materiał wybuchowy. Jeżeli system kierowania pociskiem odznacza się dużą dokładnością, ładunek bojowy może być nieduży. A zatem moc ładunku potrzebna do rażenia celu zależy od dokładności systemu kierowania. Powiększając ładunek bojowy można obniżyć wymagania względem dokładności systemu kierowania; w wielu przypadkach taka konstrukcja pocisku staje się korzystniejsza.

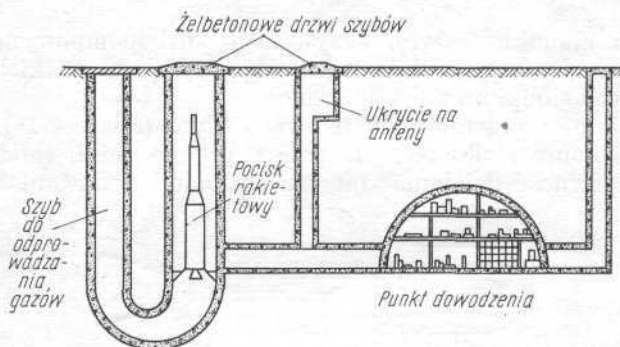
W większości pocisków kierowanych przeznaczonych do niszczenia celów ruchomych stosuje się zapalniki zbliżeniowe powodujące wybuch ładunku bojowego i rażenie celu nawet wówczas, gdy pocisk w niego nie trafi.

Urządzenia startowe raketowych pocisków kierowanych

Żaden współczesny pocisk kierowany nie może się stać skuteczną bronią, jeżeli jego wyposażenie naziemne i startowe nie zapewni mu właściwego przechowywania oraz szybkiego i bezpiecznego startu.

Pełny komplet naziemnego i startowego wyposażenia pocisków kierowanych składa się ze środków transportowych, środków przechowywania, środków do napełniania paliwem przyrządów kontrolnych i przeglądu technicznego, wyrzutni oraz aparatury systemu naprowadzania.

Bazy startowe raket balistycznych dalekiego zasięgu (rys. 3-349) stanowią duże i skomplikowane budowle inżynierskie. Pociski raketowe przechowywane



Rys. 3-349. Umocniona baza startowa rakiet balistycznych dalekiego zasięgu

są w głębokich podziemnych szybach betonowych w położeniu pionowym. Przy przygotowywaniu do startu pocisk wynosi się za pomocą specjalnych podnośników na powierzchnię ziemi lub pocisk startuje bezpośrednio z szybu. Pod ziemią znajduje się punkt dowodzenia, zapasy paliwa i części zapasowe, siłownie elektryczne, warsztaty itd.

Przygotowanie i sprawdzanie gotowości do działania licznych elementów pocisku kierowanego jest bardzo ważną i skomplikowaną operacją. Do tego celu stosuje się różne automatyczne i półautomatyczne urządzenia, które zapewniają sprawdzenie pracy układu zaworów, ustawienie i dostrojenie przyrządów oraz całej aparatury systemu kierowania pociskiem. Urządzenie startowe składa się z wyrzutni i różnego rodzaju wyposażenia dodatkowego. Roz-

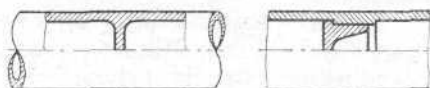
wiązania konstrukcyjne wyrzutni są różne, zależnie od typu pocisków (patrz rys. 3-337, 3-349). Wykonują one jednak te same zadania — mianowicie: zapewniają podparcie pocisków na starcie i zabezpieczają początkowy ich kierunek lotu. Czasami za wyrzutnie służą zasobniki przeznaczone zasadniczo do przewozu i przechowywania pocisków (rys. 3-335).

Rozdział 20

POŁĄCZENIA ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH SAMOLOTU I ICH OBLICZANIE

Wiadomo jest ogólnie, że ta konstrukcja jest lżejsza, która składa się z niezbyt dużej liczby części i połączeń. Liczne połączenia w konstrukcji komplikują ją i powodują wzrost jej kosztów oraz zwiększenie pracochłonności produkcji. Konieczność zmniejszenia liczby połączeń w konstrukcji uwypukliła się jaskrawo wówczas, kiedy powstała potrzeba wykonywania integralnych płyt, niedzielonych węzłów itp. Rozsądny podział na części składowe danej konstrukcji stanowi ważny czynnik w podwyższeniu jej technologii wykonania (patrz rozdz. 6).

W wielu przypadkach jednak konieczne jest zwiększenie liczby części w danej konstrukcji, ponieważ upraszcza to produkcję i polepsza technologiczność wyrobu. Gdy weźmiemy na przykład dwa trzony amortyzatorów przedstawionych na rysunku 3-350, to okazuje się, że trzon wykonany z cienkiej rury z dnem wstawionym pod względem konstrukcyjnym jest prostszy i tańszy w produkcji w porównaniu z trzonem wykonanym z pręta z dnem



Rys. 3-350. Trzony amortyzatorów

jednolitym. Zatem decyzja o konieczności powiększenia wymiarów lub podziale konstrukcji na części może być podjęta dopiero wówczas, gdy zostanie przeprowadzona odpowiednia analiza danej konstrukcji dla konkretnego rodzaju produkcji.

Takie drobne elementy łączące (łączniki), jak: śruby, wkręty, nakrętki, podkładki, nity itp. są przedmiotem normalizacji, ponieważ występują w konstrukcjach masowo. Normalizacja ich ma doniosłe znaczenie, ponieważ zmniejsza się wielkość tych części, skraca się nomenklatura materiałów i półwyrobów, odpada konieczność specjalnego konstruowania elementów łączących do wyprodukowanych wyrobów według nowych projektów, gdyż możliwe jest korzystanie z istniejących znormalizowanych elementów łączących. Ponadto dzięki znormalizowanym elementom łączącym możliwa jest wzajemna zamiana węzłów i podzespołów danych konstrukcji. Produkcją znormalizowanych i zwykłych elementów łączących zajmują się zakłady przemysłowe wyspecjalizowane w procesie produkcji masowej.

Należy podkreślić, że lotnicze elementy łączące różnią się od elementów łączących używanych w przemyśle maszynowym większą wytrzymałością i dokładnością obróbki zewnętrznej. W związku z tym wprowadzono specjalne normy lotnicze na tego rodzaju części.

Rodzaje połączeń

Połączenia elementów konstrukcji dzielą się na rozłączne i nierozłączne.

Połączenia rozłączne są to połączenia, za pomocą których możliwe jest rozbieranie zespołów bez uszkodzenia elementów i części łączących i łączonych. Do tego rodzaju połączeń służą śruby, wkręty, kołki, zamki i wałki.

Połączenia nierozłączne nie pozwalają na rozebranie konstrukcji bez uszkodzenia jej elementów łączonych (połączenia klejowe, spawane) lub elementów, za pomocą których dokonano połączeń (nity normalne, rurkowe). Połączenia nierozłączne dzielą się na wytrzymałościowe i wytrzymałościowo-szczelne.

Zależnie od stopnia występujących przesunień elementów łączonych, różnią się w połączeniach rozłącznych następujące połączenia: spoczynkowe, o ruchu ograniczonym i ruchowe.

Połączenia spoczynkowe wykluczają wzajemne przesuwanie się łączonych części (np. połączenie węzła stykowego z dźwigarem skrzydła, wspornika zawieszenia steru z dźwigarem statecznika poziomego itd.).

Połączenia o ruchu ograniczonym odznaczają się rzadko powtarzającymi się przesunięciami względnymi, występującymi przy krótkotrwałym obciążeniu znacznie mniejszym od obliczeniowego (przeguby zastrzałów podwozia, połączenia elementów sterowania klapami itd.).

Połączenia ruchowe charakteryzują się często powtarzającymi się przesunięciami względnymi elementów łączonych, występującymi przy obciążeniu obliczeniowym (przeguby układu sterowania sterami i lotkami, przeguby zawieszenia sterów itd.).

Wreszcie zależnie od sposobu przenoszenia sił, połączenia rozłączne dzielą się na węzłowe i wzdłuż obrysu.

Przy połączeniach węzłowych przenoszenie sił z jednej łączonej konstrukcji na drugą odbywa się za pośrednictwem kilku węzłów (dwóch — czterech).

Przy połączeniach wzdłuż obrysu siły przenoszone są z jednej łączonej konstrukcji na drugą poprzez dużą liczbę śrub, za pomocą których odbywa się łączenie kątowników i łączników położonych wzdłuż obrysu łączonych konstrukcji.

Połączenia zawiasowe

Zawiasy używane są dość często tak w połączeniach spoczynkowych, jak i w połączeniach ruchowych rozłącznych elementów konstrukcji. Na rysunku 3-351 pokazane jest połączenie, które składa się z podwójnego (widełek) i pojedynczego ucha. Na rysunku 3-36a, b przedstawione jest połączenie, które składa się z ucha potrójnego (grzebień) i podwójnego. Ucha połączone są ze sobą za pomocą sworznia.

Zastosowanie podwójnych i potrójnych uch uwarunkowane jest koniecznością zwiększenia powierzchni ścinania sworznia i zgniatania ucha (sworznia). Tak więc połączenie pokazane na rysunku 3-351 ma dwie płaszczyzny ścinania sworznia i jedną powierzchnię zgniatania odpowiadającą szerokości pojedynczego ucha lub sumarycznej szerokości ucha podwójnego. Połączenie przedstawione na rysunku 3-36b ma cztery płaszczyzny ścinania i jedną powierzchnię zgniatania odpowiadającą szerokości ucha podwójnego lub potrójnego.

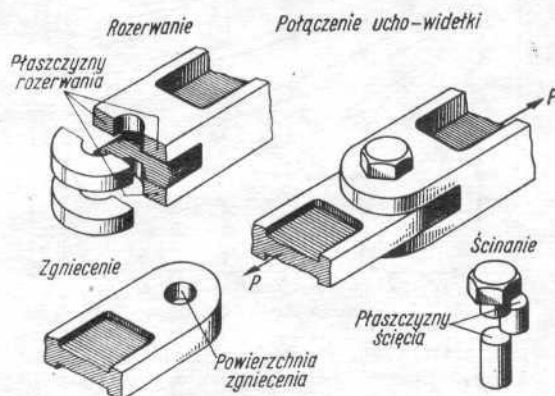
Obliczanie ucha na rozerwanie obciążonych siłą P wykonuje się według wzoru

$$\sigma = \frac{P}{F} \leq k_1 \cdot \sigma_w \quad (103)$$

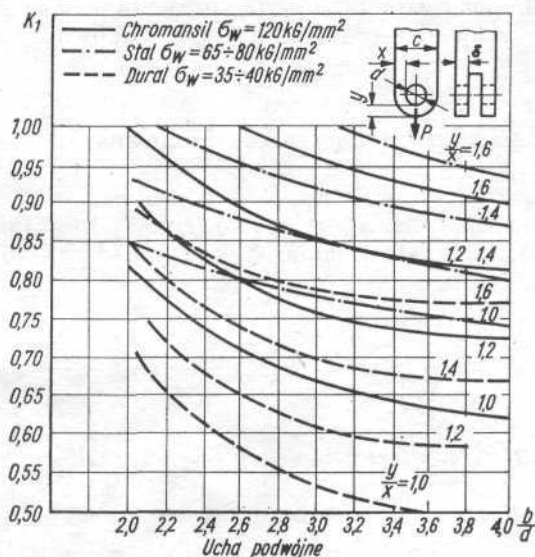
gdzie:

$F = n \cdot (b - d) \cdot \delta$ — pole przekroju poprzecznego ucha wzdłuż środka otworu,
 n — liczba ucha,
 k_1 — współczynnik korygujący, który uwzględnia nierównomierność podziału naprężeń w przekroju ucha, określany za pomocą wykresów (rys. 3-352, 3-353).

Współczynnik k_1 zależy od mimośrodowości $e = \frac{y}{x}$ i stosunku szerokości ucha b do średnicy otworu d .



Rys. 3-351. Połączenie „ucho-widelki”



Rys. 3-352. Wykres współczynnika korygującego, który uwzględnia nierówności rozkładu naprężeń w przekroju ucha podwójnego

W celu zapewnienia jednakowej wytrzymałości połączenia widelkowego, sumaryczna szerokość uch dwóch łączonych części powinna być mniej więcej jednakowa. Ucha sprawdza się również na zgniatanie według wzoru:

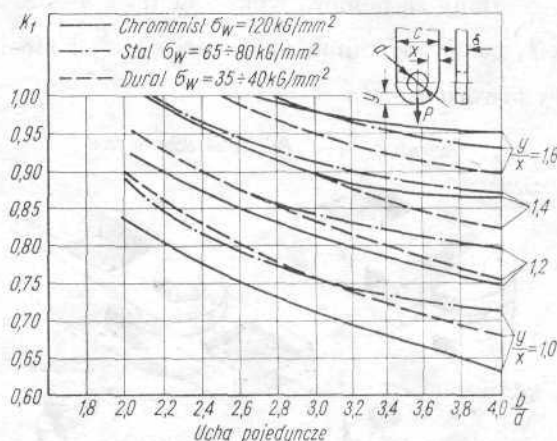
$$\sigma_{zgn} = \frac{P}{F_{zgn}} \leq \sigma_{wzgn} \quad (104)$$

gdzie:

$F_{zgn} = n \cdot d \cdot \delta$ — powierzchnia zgniatania uch,

n — liczba uch,

σ_{wzgn} — granica wytrzymałości uch na zgniatanie.

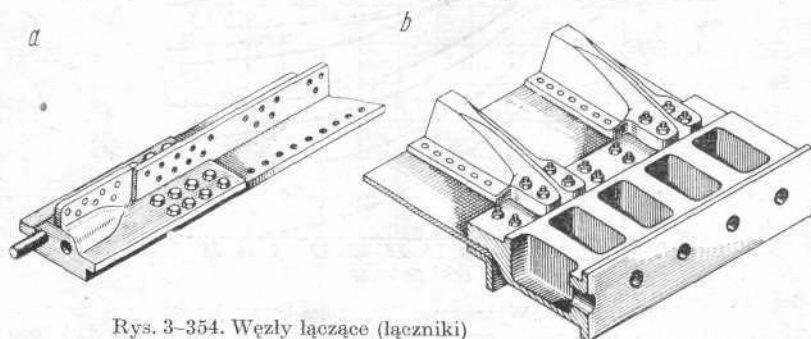


Rys. 3-353. Wykres współczynnika korygującego, który uwzględnia nierówność rozkładu naprężeń w przekroju ucha pojedynczego

Przyjmuje się, że granica wytrzymałości ruchowych połączeń powinna wynosić $0,2 \sigma_w$, dla połączeń o ograniczonym ruchu — $0,65 \sigma_w$, dla spoczynkowych rozłącznych połączeń — σ_w oraz dla spoczynkowych nierozłącznych połączeń — $1,3 \sigma_w$.

Połączenia za pomocą łączników i kątowników stykowych

Łączniki są to węzły, które łączą dwie części cienkościennych konstrukcji za pomocą śrub pracujących na rozciąganie (rys. 3-354a). Podobnie obciążone są śruby w połączeniach kątownikami stykowymi (rys. 3-354b).



Rys. 3-354. Węzły łączące (łączniki)

W odróżnieniu od połączeń zawiasowych, w których sworznie pracujące na ścinanie i zginanie wymagają bardzo dokładnego pasowania, w połączeniach dokonywanych za pomocą łączników i kątowników stykowych nie jest konieczne dokładne pasowanie. Dzięki temu połączenia takie upraszczają obróbkę styków i obniżają koszt produkcji.

W celu stworzenia możliwości przejmowania siły poprzecznej w miejscach połączeń, powinno się przewidywać specjalne węzły z dokładnie dopasowanymi śrubami pracującymi na ścinanie. W ten sposób mamy do czynienia z rozgraniczeniem czynności śrub styku — jedne przejmują siły rozciągające uwarunkowane istnieniem momentu zginającego, drugie — siły poprzeczne.

Połączenia nitowe

Wymiary i sposób rozmieszczania nitów

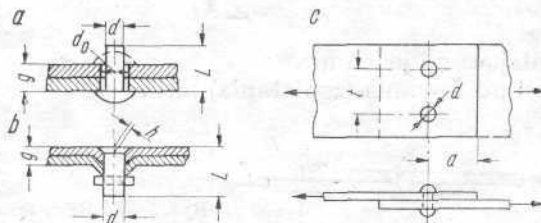
Podstawowe rodzaje nitów stosowanych w budowie samolotów zestawione są w załączniku 5.

Stosowane do budowy samolotów nity mają następujące średnice znormalizowane [mm]: 1; 1,4; 1,6; 2; 2,6; 3; 3,5; 4; 5; 6; 7; 8; 10.

Nitów o średnicy większej niż 10 mm nie stosuje się przy budowie samolotów ze względu na trudności, jakie napotyka się przy nitowaniu na zimno.

Do określenia średnicy otworów pod nity służy następująca zależność;

$$d_{\text{otw}} = d_{\text{nit}} + 0,1 \text{ [mm]}$$



Rys. 3-355. Sposób obliczania długości nitów

Długość nitu oblicza się według następującego wzoru (rys. 3-355a):

$$L = d + \frac{d_0^2}{d^2} \cdot g \text{ [mm]}$$

a długość nitu wpuszczanego do gniazda wytłaczanego (rys. 3-355b)

$$L = g + h + 1,3 \cdot d \text{ [mm]}$$

gdzie:

- g — grubość nitowanego kompletu,
- d_0 — maksymalna dopuszczalna średnica otworu,
- d — średnica nitu,
- h — wysokość główki nitu wpuszczanego.

Wymiar L zaokrągla się do $\pm 0,5$ mm zgodnie z długościami znormalizowanymi.

Do określenia zasadniczych wymiarów charakteryzujących względne rozmieszczenie nitów posługujemy się następującymi zależnościami empirycznymi (rys. 3-355c).

Podziałka nitów dla szwu jednociętego

$$t \approx 3 \cdot d$$

dla szwu dwuciętego

$$t \approx 5 \cdot d$$

Odległość od osi nitu do krawędzi arkusza blachy

$$a \approx 2 \cdot d + 2 \text{ [mm]}$$

Średnicę nitu i potrzebną grubość blachy wynikającą z warunku wytrzymałości można otrzymać przez wykonanie obliczeń połączenia nitowego na wytrzymałość.

Obliczanie połączeń nitowych

W połączeniach konstrukcji samolotu nity pracują na ścinanie, zgniatanie i w wielu przypadkach (połączenie pokrycia ze szkieletem) na odrywanie główek.

Rozpatrzmy sposób obliczania nitów pracujących na ścinanie i zgniatanie.

Najczęściej spotykanymi szwami nitowymi są szwy jednocięte (rys. 3-356a) i dwucięte (rys. 3-356b).

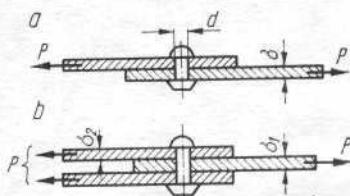
Rozkład siły P na nity wzdłuż szwu przyjmuje się proporcjonalnie względem powierzchni ścinania (zgniatania) nitu, tj.

$$P_{ni} = P \cdot \frac{F_i}{\sum F_i} \quad (105)$$

gdzie:

P_{ni} — siła działająca na jeden nit,

F_i — powierzchnia ścinania (zgniatania) nitu.



Rys. 3-356. Szwyt nitowe
a — jednocięte, b — dwucięte

Przy równych powierzchniach ścinania (zgniatania) nitów ($F_i = \text{const}$)

$$P_{ni} = \frac{P}{n} \quad (105a)$$

gdzie n — liczba nitów w szwie.

Nity oblicza się za pomocą wzorów znanych z opracowań „części maszyn”:

$$\text{na ścinanie: } \tau = \frac{P_{ni}}{n_1 \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4}} \leq \tau_w$$

$$\text{na zgniatanie: } \sigma_{zgn} = \frac{P_{ni}}{d \cdot \delta} \leq 1,3 \sigma_w$$

gdzie:

P_{ni} — siła działająca na jeden nit,

d — średnica nitu,

n_1 — liczba powierzchni ścinanych,

- δ — grubość blachy (kompletu), w której zginiaty jest nit (na przykład w połączeniu przedstawionym na rysunku 3-356b należy brać mniejszą z grubości: δ_1 lub $2 \cdot \delta_2$),
 i — numer porządkowy nitu,
 σ_w — granica wytrzymałości materiału nitu na rozciąganie (przy sprawdzaniu arkusza blachy na zginiatanie pod nitem — granica wytrzymałości materiału arkusza blachy),
 τ_w — granica wytrzymałości materiału na ścinanie.

Przy sprawdzaniu nitów celowe jest posługiwanie się gotowymi tablicami, w których zawarte są obciążenia niszczące nitów: na ścinanie P_{scin} dla jednej powierzchni ścinania i na zginiatanie P_{zgn} . Obciążenia te zależą od materiału nitu i jego średnicy oraz od materiału, z którego wykonana jest blacha, i od jej grubości (załączniki 6, 7).

Obciążenia wzięte z tablic porównuje się z obciążeniami działającymi — P_{ni} .

Warunek wytrzymałości:

$$P_{ni} \leq P_{\text{scin}}$$

$$P_{ni} \leq P_{\text{zgn}}$$

Przykład. Znaleźć P_{scin} i P_{zgn} dla dwuciętego nitu wykonanego ze stopu duraluminiowego D18, $d = 3,5$ mm. Arkusz blachy wykonany jest z D16, $\delta = 1,5$ mm.

W załączniku 6 szukamy P_{scin} dla dwuciętego nitu, która równa się 185 kG (1810 N).

Zatem dla dwuciętego nitu

$$P_{\text{scin}} = 2 \cdot 185 = 370 \text{ kG (3620 N)}$$

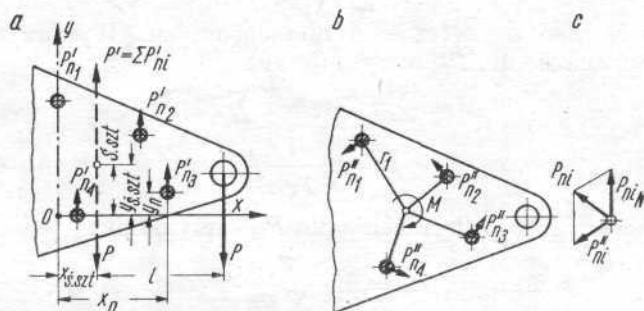
W załączniku 7 szukamy $P_{\text{zgn}} = 365$ kG (3580 N). Wytrzymałość połączenia określa się zginiataniem blachy.

Dla nitu pracującego na zerwanie główki w przybliżeniu można przyjąć obciążenie niszczące

$$P_{\text{zerw}} \approx 0,4 \cdot P_{\text{scin}}$$

gdzie P_{scin} — obciążenie niszczące na ścinanie jednociętego nitu.

Rozpatrzmy obciążenie połączenia nitowego pokazanego na rysunku 3-357. Przyjmujemy następujące założenia: przy odkształceniu (ścianiu,



Rys. 3-357. Obciążenie połączenia nitowego

zginiataniu) nitów przesunięcie węzła będzie się składało z przesunięcia postępowego w kierunku równoległym do siły P oraz obrotu węzła względem punktu nazywanego środkiem sztywności połączenia nitowego. W ten sposób środkiem sztywności połączenia jest punkt, w którym przyłożenie siły wywołuje jedynie postępowe (bez obrotu) przesunięcie węzła.

Przyjęte założenie pozwala na oddzielne rozpatrywanie obciążenia siłą P przyłożoną do środka sztywności połączenia przedstawionego na rysunku

3-357 i momentem względem środka sztywności $M = P \cdot l$ oraz na sumowanie otrzymanych sił działających na nit.

Rozpatrzmy działanie siły P .

Przy przesuwaniu postępowym węzła odkształcenia wszystkich nitów są równe, a zatem równe są również naprężenia, które w nich występują. Siły zaś występujące w nitach P_{ni} są proporcjonalne względem powierzchni ich ścinania*). Oznacza to, że punkt przyłożenia wypadkowej P' sił P_{ni} znajduje się w środku sztywności powierzchni nitów ścinanych (na rys. 3-357 przedstawione są reakcje nitów). Równowaga siły zewnętrznej P i sił wewnętrznych P' możliwa jest tylko w tym przypadku, kiedy one przechodzą przez jeden punkt. Zatem środek sztywności zbiega się ze środkiem ciężkości powierzchni nitów ścinanych. Stąd współrzędne środka sztywności w układzie prostokątnym współrzędnych oblicza się ze wzoru:

$$x_{sc} = \frac{\sum F_i \cdot x_i}{\sum F_i}; \quad y_{sc} = \frac{\sum F_i \cdot y_i}{\sum F_i} \quad (106)$$

gdzie:

x_i, y_i — współrzędne środków nitów,
 F_i — powierzchnie nitów ścinanych,
 i — numer porządkowy nitu.

Siłę P_{ni} — można wyznaczyć za pomocą wzorów (105, 105a).

Rozpatrzmy działanie momentu M (rys. 3-357b).

Podczas obrotu węzła następuje odkształcenie nitu, a tym samym występuje w nim naprężenie, które jest proporcjonalne względem promienia r_i łączącego środek sztywności ze środkiem nitu.

W związku z tym siła występująca w nicie P_{ni}'' jest proporcjonalna względem promienia r_i oraz powierzchni ścinanego nitu i skierowana prostopadle do promienia r_i .

$$P_{ni}'' = k \cdot F_i \cdot r_i$$

gdzie k — stały współczynnik proporcjonalności.

Z warunku równowagi węzła wynika, że moment sił wewnętrznych występujących w nitach względem środka sztywności

$$\sum P_{ni}'' \cdot r_i$$

powinien się równać zewnętrznemu momentowi M . Wykorzystując wyżej przytoczone wyrażenie dla P_{ni}'' otrzymujemy:

$$M = \sum P_{ni}'' \cdot r_i = k \sum F_i \cdot r_i^2$$

$$k = \frac{M}{\sum F_i \cdot r_i^2}$$

Podstawiając wartość k do wyrażenia dla P_{ni}'' otrzymamy:

$$P_{ni}'' = M \cdot \frac{F_i \cdot r_i}{\sum F_i \cdot r_i^2} \quad (107)$$

O ile chodzi o nity jednakowej średnicy, wzory (106) i (107) upraszcza się:

$$x_{sc} = \frac{\sum x_i}{n}; \quad y_{sc} = \frac{\sum y_i}{n} \quad (106a)$$

$$P_{ni}'' = M \cdot \frac{r_i}{\sum r_i^2} \quad (107a)$$

gdzie n — liczba nitów w złączu.

*) Zakładamy, że odkształceniem obliczeniowym jest ścięcie nitu.

Suma (Σ) rozprzestrzenia się na wszystkie nity.

Obliczone za pomocą wzorów (105), (107) wartości P'_{ni} oraz P''_{ni} , składamy graficznie i otrzymujemy siłę obciążającą nit (rys. 3-357c).

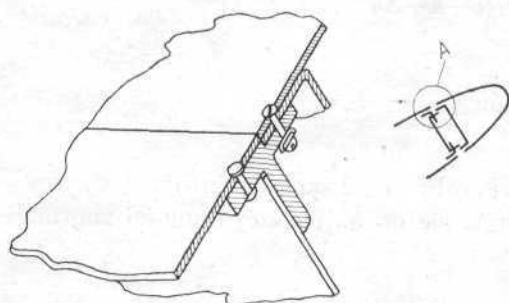
$$\bar{P}_{ni} = \bar{P}'_{ni} + \bar{P}''_{ni} \quad (108)$$

Wytrzymałość nitu obciążonego siłą P_{ni} sprawdza się podobnie jak wyżej.

Połączenia śrubowe

Podstawowe rodzaje śrub, wkrętów, nakrętek i podkładek stosowanych w budowie samolotów zestawione są w załącznikach 8-11.

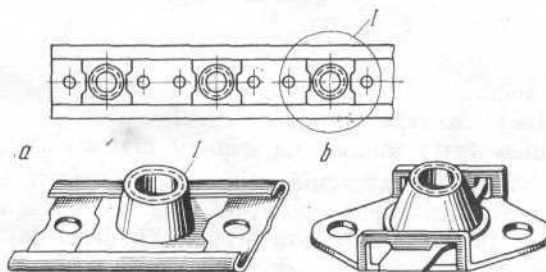
W miejscach konstrukcji, gdzie brak jest dogodnych podejść umożliwiających zakręcanie nakrętek na śruby, poszczególne elementy konstrukcyjne łączy się za pomocą wkrętów i nakrętek śrub kotwowych. Podstawowe rodzaje nakrętek lotniczych zestawione są w załączniku 12. Przykład przymocowania noska skrzydła za pomocą nakrętek śrub kotwowych przedstawiono na rysunku 3-358. Nakrętka taka jest samozabezpieczająca się, ponieważ znajdujące się



Rys. 3-358
Przymocowanie krawędzi natarcia
skrzydła za pomocą nakrętek kotwowych

w jej główce przecięcia po zaciśnięciu nakrętki zmniejszają się, przez co nakrętka staje się sprężynująca.

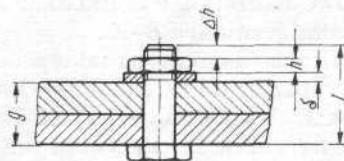
W celu zmniejszenia wymagań dotyczących dokładności ustawiania nakrętek śrub kotwowych (co znacznie upraszcza ich ustawienie) obecnie szeroko stosuje się luźne nakrętki śrub kotwowych (rys. 3-359a), umieszczone na taśmie (kształtowniku), przemieszczające się na niej w granicach między występami



Rys. 3-359. Nakrętki kotwowe o ruchu posuwistym
a — zamocowanie w taśmie, b — zamocowanie za pomocą płytki

wypukłymi (punktami), tj. w granicach $1,5 \div 2$ mm. Punkty wypukłe wytłaczane są w taśmie. Taśmę przynitowuje się do szkieletu i w czasie przymocowywania do niego pokrycia niezgodność osi otworów znajdujących się w pokryciu z osiami nakrętek kompensuje się możliwością przesunięcia się nakrętek. Możliwe jest grupowe (przy użyciu długiej taśmy) i pojedyncze ustawienie luźnych nakrętek śrub kotwowych (rys. 3-359b). Wkręty stosuje się wówczas, gdy nie ma możliwości zakręcenia nakrętki na śrubę oraz wtedy, kiedy połączenie nie pracuje na ścinanie.

Podkładki osłaniają nie pracującą część gwintu i zwiększają powierzchnię zgniataną pod nakrętką lub główką śruby. Podkładki zabezpieczające służą do zabezpieczenia przed poluzowaniem się nakrętki na śrubie.



Rys. 3-360
Obliczanie długości śruby

Długość śruby oblicza się według wzoru (patrz rys. 3-360).

$$L = g + \delta + h + \Delta h$$

gdzie:

L — długość śruby,

g — grubość łączonych elementów,

δ — grubość podkładki,

h — wysokość nakrętki,

Δh — zapas nagwintowanej części śruby ($1 \div 2$ skoki gwintu).

Otrzymaną długość śruby zaokrągla się do najbliższej długości znormalizowanej.

Obliczanie połączeń śrubowych

Śruby w połączeniach powinny pracować na ścinanie, zgniatanie i rozierwanie.

Wytrzymałość śruby na ścinanie oblicza się za pomocą wzoru:

$$\tau = \frac{P_{sr\ ścin}}{n \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4}} \leq \tau_w \quad (109)$$

gdzie:

$P_{sr\ ścin}$ — siła ścinająca śrubę,

n — liczba płaszczyzn ścinających śrubę,

τ_w — granica wytrzymałości na ścinanie materiału śruby*).

Naprężenia powstające przy zgniataniu śruby równe są naprężeniom występującym przy zgniataniu ucha pod śrubą, dlatego też śruba powinna być sprawdzana na zgniatanie tylko w tym przypadku, jeżeli jej materiał słabszy jest od materiału ucha (bywa to jednak rzadko).

*) W razie braku innych danych, τ_w przyjmuje się w przybliżeniu $0,6 \sigma_w$.

Jeśli chodzi o sprawdzenie śruby na rozciąganie, wykonuje się to w przekroju nagwintowanej jej części według wzoru

$$\sigma = \frac{P_{\text{sr rozc}}}{\frac{\pi \cdot d_1^2}{4}} \leq 0,65 \sigma_w \quad (110)$$

gdzie:

$P_{\text{sr rozc}}$ — siła rozciągająca śrubę,
 d_1 — wewnętrzna średnica gwintu.

Współczynnik 0,65 uwzględnia skupienie naprężeń występujących w nagwintowanej części śruby.

Jeżeli śruba ulega jednocześnie rozciąganiu przez siłę $P_{\text{sr rozc}}$ i ścinaniu przez siłę $P_{\text{sr ścin}}$, to obliczanie wytrzymałościowe śruby przeprowadza się na ścinanie:

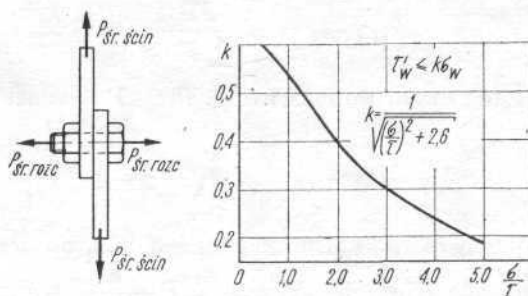
$$\tau = \frac{P_{\text{sr ścin}}}{n \cdot F} \leq k \cdot \sigma_w \quad (111)$$

gdzie:

F — pole przekroju śruby,

k — współczynnik, który określany jest za pomocą rysunku 3-361 w zależności od stosunku $\frac{\sigma}{\tau}$, gdzie $\sigma = \frac{P_{\text{sr rozc}}}{F}$.

Przy doborze średnicy śrub wykonanych z materiałów D1T, stali 45 i 30HGSA pracujących jedynie na rozrywaniu lub ścinaniu, celowe jest posługiwanie się danymi tablicy (patrz załącznik 13).



Rys. 3-361. Wykres wyznaczający współczynnik k w zależności od stosunku $\frac{\sigma}{\tau}$

Odpowiednie grupy śrub, tak jak i nitów, mogą być obciążane siłą przyłożoną do środka sztywności tej grupy i poza nim.

Termin „środek sztywności” używany w połączeniach śrubowych odnosi się również do połączeń nitowych. Jego współrzędne określa się według wzoru (106).

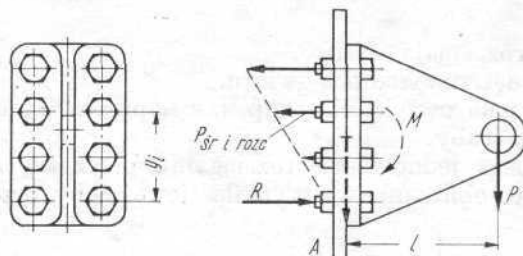
Jeżeli siła przyłożona jest w środku sztywności połączenia śrubowego, to obciążenie działające na jedną śrubę oblicza się za pomocą następującego wzoru:

$$P_{\text{sr } i} = P \frac{F_i}{\sum F_i} \quad (212)$$

gdzie F_i — powierzchnia ścinania (zgniatania lub rozrywania) śruby.

Jeżeli siła jest przyłożona poza środkiem sztywności, to moment siły zewnętrznej względem środka sztywności połączenia może przy tym działać

w płaszczyźnie prostopadłej do osi śrub (rys. 3-357) — wówczas śruby pracują tylko na ścinanie (zgniatanie), oraz w płaszczyźnie równoległej do osi śrub — wówczas śruby pracują na ścinanie (zgniatanie) od siły zewnętrznej i na rozrywanie od siły pochodzącej od momentu (rys. 3-362). W pierwszym przypadku obliczanie sił działających na śrubę przeprowadza się według wzorów (105),



Rys. 3-362. Śruby pracujące na ścinanie i rozerwanie

(107), (108). W przypadku drugim wspornik oprze się dolną krawędzią (przy danym kierunku siły) o ściankę A i śruby wówczas będą pracować na rozrywanie.

Zakładając, że reakcja R ścianki przechodzi wzdłuż osi śruby dolnej i że siła $P_{sr \text{ i rozc}}$ rozrywająca śrubę proporcjonalna jest do współrzędnej y_i śruby, odliczonej od śruby dolnej (niepracującej), otrzymamy wzór do określenia $P_{sr \text{ i rozc}}$, który jest analogiczny do wzoru (107):

$$P_{sr \text{ i rozc}} = M \frac{F_i \cdot y_i}{\sum F_i \cdot y_i^2} \quad (113)$$

Wyprowadzenie tego wzoru opuszczamy. Przy $F = \text{const}$ wzór ten upraszcza się:

$$P_{sr \text{ i rozc}} = M \cdot \frac{y_i}{\sum y_i^2} \quad (113a)$$

W przypadku przedstawionym na rysunku 3-362, oprócz siły $P_{sr \text{ i rozc}}$ na śrubę działa również siła ścinająca $P_{sr \text{ i scin}} = P \cdot \frac{F_i}{\sum F_i}$, w związku z czym śruba powinna być sprawdzona również na ścinanie z uwzględnieniem rozciągania według wzoru (111).

Właściwości nitowych i śrubowych połączeń szczelnych

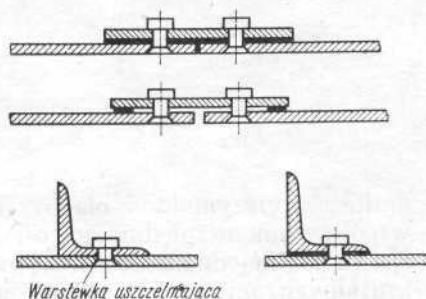
Połączenia elementów współczesnych kabin ciśnieniowych muszą być wykonane szczelnie.

Charakterystyczną właściwością połączeń nitowych i śrubowych jest możliwość zmniejszenia podziałki nitów i śrub, zwiększenia liczby ich rzędów i możliwość stosowania specjalnych materiałów uszczelniających, do których zalicza się taśmy płócienne pokryte materiałem uszczelniającym, kity, pasty, plecionki itp.

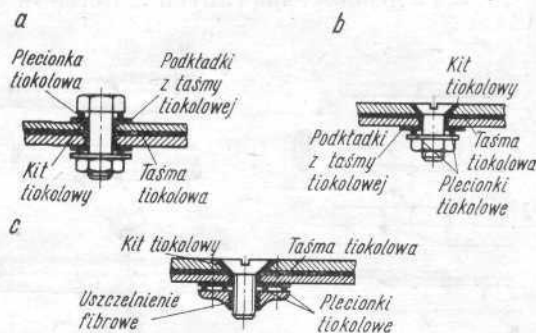
Szczelność połączeń zapewnia się przez pokrywanie ich powierzchni materiałami uszczelniającymi (uszczelnianie powierzchniowe) oraz za pomocą wprowadzania uszczelnacza między łączone części lub między części i nity albo śruby (uszczelnienie wewnątrz szwu). Do najczęściej używanych materia-

łów uszczelniających należą pasty samowulkanizacyjne U-30M, UT-31, roztwór ciekły WTUR, kit i taśma płócienna TG-18 przesycona kitem i inne materiały.

Na rysunkach 3-363, 3-364 przedstawione są typowe połączenia nitowe i śrubowe (uszczelnione).



Rys. 3-363. Typowe konstrukcje szczelnych połączeń nitowych



Rys. 3-364. Uszczelnienie połączeń śrubowych

a — uszczelnienie śrub z wystającymi łbami, b — uszczelnienie śrub z łbami wpuszczanymi, c — uszczelnienie nakrętek kotwowych

Sposób obliczania wytrzymałościowego połączeń szczelnych nie różni się od wyżej omówionego obliczania połączeń zwykłych.

Połączenia spawane

Połączenia spawane szeroko stosowane są obecnie w nowoczesnej budowie samolotów. Spawanie zapewnia otrzymanie odpowiednich elementów o złożonej konfiguracji przez połączenie prostych części.

Stosowanie konstrukcji spawanych zamiast nitowych zmniejsza ich ciężar oraz obniża pracochłonność przy ich wykonywaniu. Nowoczesne metody spawania pozwalają na utrzymanie przy tym wystarczająco wytrzymałego i trwałego szwu spawanego. Spawanie szczególnie szeroko stosowane jest w konstrukcjach układów podwozi, sterowania i w zespołach silników. Do otrzymania odpowiednich jakościowo połączeń spawanych zaleca się stosunek grubości elementów spawanych od 1:1 do 1:2. Na rysunku 3-365 przedstawiono kilka rodzajów szwów spawanych.

Szwy spawane w połączeniach powinny być tak rozmieszczane, aby mogły pracować na ścinanie. W związku z tym sposoby połączeń blach i rur przedstawione na rysunku 3-365*b, c, e, g* są odpowiedniejsze od połączeń pokazanych na rysunku 3-365*a, d, f*.

Szwy spawane oblicza się na ścinanie lub rozerwanie według wzorów:

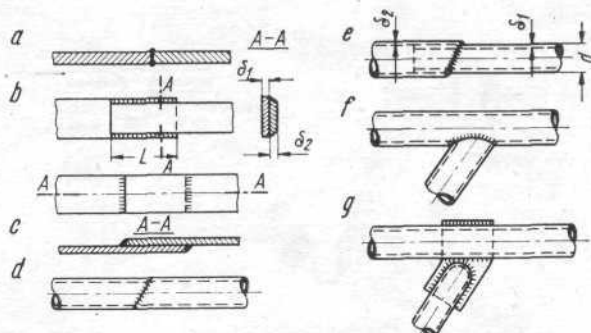
$$\tau = \frac{P}{F_{\text{ścin}}} \leq \varphi \cdot \tau_w \quad (114)$$

$$\sigma = \frac{P}{F_{\text{roz}}} \leq \varphi \cdot \sigma_w \quad (115)$$

gdzie:

$\tau_w \approx 0,6 \sigma_w$, σ_w — granica wytrzymałości blachy (rury) na rozciąganie,
 φ — współczynnik uwzględniający osłabienie materiału przez spawanie (niejednorodność szwu, powstawanie zmian strukturalnych, naprężenie szczątkowe), który może być przyjęty jako 0,8,

$F_{\text{ścin}}, F_{\text{roz}}$ — powierzchnia szwów spawanych obliczana jako iloczyn liczby szwów przez obwód jednego szwu L i przez mniejszą z grubości spawanych materiałów δ_{min} .



Rys. 3-365. Sposoby połączeń blach i rur

$$F = n \cdot L \cdot \delta_{\text{min}}$$

Tak na przykład dla rysunku 3-365*b* przy $\delta_1 < \delta_2$

$$F = 2 \cdot L \cdot \delta_1$$

a dla rysunku 3-365*e* przy $\delta_1 < \delta_2$

$$F = \pi \cdot d \cdot \delta_1$$

Szwy spawane prętów o przekroju rurowym oblicza się przy pomocy wzorów doświadczalnych.

Połączenia klejowe metali

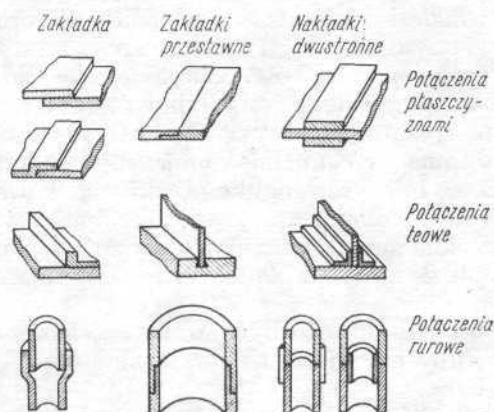
Obecnie coraz częściej stosuje się przy budowie samolotów łączenie niektórych elementów konstrukcji za pomocą klejów. W porównaniu do połączeń nitowych — połączenia klejowe podnoszą wytrzymałość konstrukcji na zmęcze-

nie, dają gładką powierzchnię, polepszają szczelność konstrukcji oraz obniżają koszty projektowania i produkcji. W budowie samolotów stosowane są tzw. połączenia kombinowane — klej z nitami, lub zgrzewanie punktowe (patrz rys. 3-29).

Stosowane są obecnie kleje na bazie tworzyw sztucznych — żywic, wytrzymałych na temperatury 200°C (473°K) i powyżej.

W temperaturach zwykłych granica wytrzymałości połączenia klejowego równa się 150÷200 kG/cm² (15÷20 MN/m²).

Sposoby połączeń klejowych pokazane są na rysunku 3-366.



Rys. 3-366. Zalecane sposoby połączeń klejowych

Połączenia klejowe pracują dobrze na ścinanie, lecz mało odporne są na rozerwanie (oddzieranie), tj. na siłę rozciągającą, przyłożoną do krawędzi blachy prostopadle do powierzchni sklejaných. W związku z tym końce takich szwów zaleca się wzmacniać nitami lub zgrzewaniem oporowym (kontakto- wym).

Wadą połączeń klejowych jest możliwość zmian ich własności mechanicznych zależnie od temperatury.

Obecnie stosuje się dość często klejenia przy wykonywaniu dwuwarstwowych pokryć duraluminiowych lub stalowych z metalowym wypełniaczem komórkowym.

Rodzaje i charakterystyka stosowanych klejów przy różnych temperaturach zestawione są w załączniku 14.

Wytrzymałość połączenia klejowego pracującego na ścinanie sprawdza się według wzoru:

$$\tau = \frac{P}{n \cdot b \cdot l} \leq \tau_w \quad (116)$$

gdzie:

b, l — szerokość i długość szwu klejowego,
 n — liczba szwów.

Połączenia za pomocą kompensatorów

Kompensator jest to specjalne urządzenie stosowane w połączeniach konstrukcji, umożliwiające eliminowanie odchyłek powstałych w procesie montażu poszczególnych części. Tak więc kompensator pozwala na wykonywanie po-

szczególnych części o znacznych odchyłkach ich wymiarów od wartości znamionowej (nominalnej), które wyrównują się przy łączeniu tych części. Obniżenie wymagań co do dokładności wytwarzania części przy jednoczesnym zachowaniu dokładności zespołu montażowego, płyty lub podzespołu, powoduje obniżenie pracochłonności jego wykonania oraz kosztów produkcji.

Na przykład przy montażu skrzydła z miejscem podziału w płaszczyźnie cięciw począwszy od pokrycia (rys. 3-16) dokładność zewnętrznych obrysów skrzydła zależy od dokładności urządzeń, w których układa się pokrycie. Niedokładności występujące wzdłuż górnej i dolnej części dźwigarów kompensowane są przekładką dobieraną podczas montażu. Zastosowanie kompensatora wykonanego z kątownika do połączenia podłużnicy z żebrą lub wręgą (rys. 3-57e) umożliwia wykonywanie wręg i żeber ze znacznymi tolerancjami.

Kompensator regulujący (rys. 3-247) ma końcówkę widelkową z gwintem, wkręconym w ciągnię instalacji sterowania (lub w zastrzał zamocowania silnika, w trzon cylindra amortyzatora podwozia itp.). W ten sposób niedokładność odległości między dwoma przegubami kompensuje się przez wkręcanie lub wykręcanie (wydłużanie lub skracanie) końcówki widelkowej.

Stosowana jest również kompensacja niedokładności występujących przy wykonywaniu części składanych przez pozostawianie specjalnych naddatków na ich powierzchniach stykowych. Naddatki te zdejmuje się po zakończeniu montażu części.

Środkiem kompensacyjnym może być również zwiększenie średnicy otworów względem średnicy śruby pracującej na rozciąganie oraz luźne nakrętki śrub kotwowych.

Rozpatrzone przykłady nie obejmują wszystkich rodzajów kompensatorów. Naświetlają one jedynie ich przeznaczenie jako elementów, które w najprostszy sposób kompensują niedokładności wytwarzanych części przy ich montażu.

Lotnicze koła hamowane pod ogumienie o wysokim ciśnieniu

Oznaczenie ogumienia i koła	Indeks koła	Obciążenie postojowe przy ciężarze startowym samolotu		Obciążenie w ogumieniu		Obciążenie maksymalne dopuszczalne	Osiadanie ogumienia przy P_{md}	Energia pochłaniania na przez ogumienie przy δ_{md}	Ciężar kół bez ogumienia	Ciężar ogumienia
		$P_{post\ start}$ [kg]	$P_{post\ ład}$ [kg]	p_o [kg/cm ²]	P_{md} [kg]					
570 × 140 W	Kt 51	1 200	950	7	5 250	85	190	3 000	240	32,2
600 × 155 W	Kt 44	2 100	1 940	6,8	5 800	91	245	5 770	280	40,2
660 × 160 W	Kt 28	2 900	2 175	9	8 300	89	315	6 530	275	38
660 × 160 W	Kt 63	2 900	2 200	9	8 300	89	315	7 250	320	61
660 × 200 W	Kt 37	3 600	2 710	9	9 300	107	430	7 540	315	50
800 × 200 W	Kt 50	4 250	3 350	9	13 000	132	720	11 400	300	80
800 × 225 W	Kt 39	4 200	2 980	9	14 200	132	800	10 500	300	58
800 × 225 W	Kt 52	4 200	3 000	9	14 200	132	800	11 500	300	77
880 × 230 W	Kt 69	5 100	3 900	10,5	15 500	130	900	12 750	360	103
950 × 250 W	Kt 59	4 600	3 800	9	14 000	130	820	11 500	340	99
1000 × 280 W	Kt 72	5 265	4 600	8	17 500	155	1 200	13 150	300	120
1050 × 300 W	Kt 77	5 800	5 400	5,5	16 000	188	1 370	14 500	185	154
1100 × 330 W	Kt 16/2	9 500	6 800	9	32 000	197	2 680	23 700	300	250
1150 × 355 W	Kt 36/3	12 000	11 000	8,5	36 000	212	3 220	30 000	260	200
1160 × 390 W	Kt 76	10 000	7 000	12,5	31 800	160	2 150	25 000	360	190
1260 × 390 W	Kt 42	12 000	9 500	8	37 700	233	3 880	34 000	340	275
1500 × 500 W	Kt 25	20 000	13 000	9,2	68 000	305	8 900	45 000	300	260
1500 × 500 W	Kt 43	26 000	15 000	11	81 500	312	10 900	48 750	320	295
1500 × 500 W	Kt 58	25 000	13 000	11	81 500	312	10 900	48 750	320	158,5
1700 × 500 W	Kt 31	23 000	14 000	9,5	28 000	313	10 000	51 700	300	330

Lotnicze koła hamowane pod ogumienie półbalonowe

Oznaczenie ogumienia	Indeks koła	Obciążenie postojowe przy ciężarze startowym samolotu		p_0 [kg/cm ²]	P_{md} [kg]	δ_{md} [mm]	E_{md} [kg/m]	P_{gr} [kg]	V_{oderw} [km/h]	V_{lad} [km/h]	$Q_{koła}$ [kg]	Q_{ogum} [kg]
		$P_{post\ start}$ [kg]	$P_{post\ lad}$ [kg]									
500 × 150	K141-T 141	480	480	2,5	1 800	88	60	5 000	120	105	8,2	6,9
595 × 185	K134-T 334	630	630	2,5	2 550	106	140	4 200	105	84	10,5	9,8
600 × 180	K142-T 342	1300	1300	4,5	4 500	104	200	8 400	155	140	13,4	10,3
800 × 260	K163-T 163	2800	2800	4,5	8 900	165	670	14 200	160	150	34	24,5
900 × 300	K145-T 545	3833	3830	4,7	12 300	187	1055	21 300	160	140	48	36,5
1200 × 450	7755—774	6000	6000	3,8	20 800	271	2600	33 500	125	110	51	81

Załącznik 3

Lotnicze koła niehamowane pod ogumienie o wysokim ciśnieniu

Oznaczenie ogumienia i koła	Indeks koła	Maksymalne obciążenie po- stojowe na koło		Obciążenie dynamiczne		Osładanie ogumienia przy P_{dyn}		Ciśnienie użytkowe w ogu- mieniu		Obciążenie maksymalne do- puszczalne		Osładanie ogumienia przy P_{md}		Energia pochłaniana przez ogumienie przy δ_{md}		Obciążenie graniczne pro- mienkowe		Prędkość oderwania		Prędkość lądowania		Ciężar koła bez ogumienia		Ciężar ogumienia	
		$P_{post\ max}$ [kg]		P_{dyn} [kg]		δ_{dyn} [mm]	p_0 [kg/cm ²]	P_{md} [kg]		δ_{md} [mm]		E_{md} [kg/m]		P_{gr} [kg]		V_{oderw} [km/h]		V_{lad} [km/h]		$Q_{koła}$ [kg]		Q_{ogum} [kg]			
570 × 1408	K 283	800		2 000		42	7	5 250	85		190		11 200	250		190		8,9		8,9					
600 × 1558	K 252	1 490		2 100		46	6	5 150	90		220		10 700	275		200		10		10,6					
660 × 160 W	K 257	2 250		2 750		47	7,5	6 100	87		227		14 600	270		200		14		15					
		1 300*		—		60	7,5	6 100	87		227		14 600	270		210*									
900 × 275 W	K 270/2	3 150		5 200		79	5,5	13 000	159		880		17 400	300		240		27		37,5					
900 × 275 W	K 286	3 150		5 200		79	5,5	13 000	159		880		17 400	300		240		21		37,5					
1100 × 330 W	K 278	9 500		12 000		98	9	31 000	197		2 680		47 000	300		210		52		67					
1700 × 550 W	K 282	21 000		31 000		156	9,5	78 000	313		10 000		85 000	300		230		170		226					

*) Obciążenia i prędkości podane są dla koła podskrzydłowego podczas zakrętu samolotu.

Lotnicze koła niehamowane pod ogumienie półbalonowe

Oznaczenie ogumienia i koła	Indeks koła	Maksymalne obciążenie po- stojowe											
		$P_{\text{post max}}$ [kg]	P_{dyn} [kg]	δ_{dyn} [mm]	P_0 [kg/cm ²]	$P_{\text{mł}}$ [kg]	$\delta_{\text{mł}}$ [mm]	$E_{\text{mł}}$ [kg/m]	P_{gr} [kg]	V_{oderw} [km/h]	$V_{\text{ład}}$ [km/h]	$Q_{\text{koła}}$ [kg]	Q_{ogum} [kg]
200 × 80	41-3	165	165	16	3,5	465	32	6	790	160	90	0,8	1,3
300 × 125	K 350	370	500	32	3,5	1340	65	36	2190	200	150	1,9	3,6
400 × 150	44-1	925	1050	49	4	3000	99	130	6170	205	205	3,3	5,2
470 × 210	K 353	1150	1600	57	3,5	4500	115	200	7500	185	175	4,7	9,0
500 × 125	K 250	575	670	32	3,5	1800	64	50	2920	165	150	9,0	5,9
600 × 180	K 277	810	1700	52	4,5	4500	104	200	7150	255	234	6,7	10,3
600 × 250	45-1	1300	1750	79	2,5	4470	159	315	7650	125	110	6,7	15,7
700 × 150	39-7	925	1300	47	3,5	3300	94	135	6750	165	150	8,0	11,1

Dane obliczeniowe do doboru średnicy nitów

Średnica nitu [mm]	Siła niszcząca nitu przez ścinanie w jednej płaszczyźnie [kg]				
	AMg5	D18	W-65	15A	20GA
2,6	90	100	135	180	265
3	120	135	175	240	350
3,5	165	185	240	325	480
4	215	240	315	425	630
5	335	375	490	665	980
6	480	535	705	960	1410
7	655	730	960	1310	1920
8	855	955	1255	1710	2510
10	1335	1490	1965	2670	3930
12	1925	2150	2825	3850	5650

Podstawowe rodzaje nitów stosowanych przy budowie samolotów

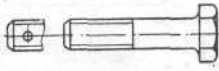
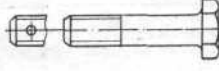
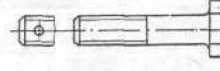
Typ nitu		Zwykłe		O wysokiej wytrzyma- łości na ścinanie		Do nitowania jednostronnego					
						wybuchowe o dwóch komorach		z rdzeniem		rurkowe	

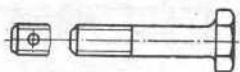
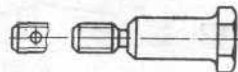
Dane obliczeniowe do doboru średnicy nitów

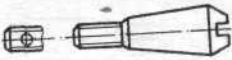
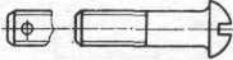
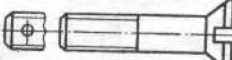
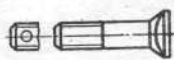
Śred- nica nity [mm]		Materiał blachy	Siła niszcząca blachy przez zgniecenie zależnie od jej grubości [kg]																	
			0,3	0,4	0,5	0,6	0,8	1	1,2	1,5	1,8	2	2,5	3	3,5	4	5	6	8	10
2,5	D16A-T 20	45 55	60 70	75 90	95 110	125 145	155 180	215												
3	D16A-T 20	55 65	70 85	90 105	110 125	145 170	180 210	250	315	380										
3,5	D16A-T 20	65 75	85 100	105 120	125 145	170 195	210 245	295	365	440	490	610	735							
4	D16A-T 20		95 110	120 140	145 170	190 225	240 280	335	420	505	560	700	840	980	1120	1400	1680			
5	D16A-T 20				180 210	240 280	300 350	420	525	630	700	875	1050	1225	1400	1750	2100	2800	3500	
6	D16A-T 20						360 420	505	630	755	840	1050	1260	1470	1680	2100	2520	3360	4200	
7	D16A-T 20								735	880	980	1225	1470	1715	1960	2450	2940	3920	4900	
8	D16A-T 20									1010	1120	1400	1680	1960	2240	2800	3360	4480	5600	
10	D16A-T 20											1750	2100	2450	2800	3500	4200	5600	7000	
12	D16A-T 20													2940	3360	4200	5040	6720	8400	

Uwaga: w granicach grubych linii — zalecane grubości blachy.

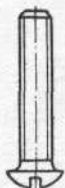
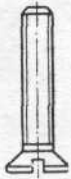
Śruby lotnicze

Nazwa	Szkiełko	Pasowanie	Znak stali lub stopu	Zalecane średnice	Cechy	Zasadnicze przeznaczenie
Śruba z łbem sześciokątnym		S _s	45 38HA 30HGSA H17N2 D1-T i D1-P L62PT i LS59-1	2,6—18 4—18 5—24 5—18 5—12 4—12	3001A 3002A 3003A 3004A 3005A 3006A	podstawowa śruba pracująca na rozrywanie
Śruba z łbem sześciokątnym o zmniejszonych rozmiarach i krótką częścią nagwintowaną		S _s	45 30HGSA D1-T i D1-P	5—18 5—12	3016A 3017A 3018A	podstawowa śruba pracująca na rozrywanie
Śruba ze zmniejszonym łbem sześciokątnym o dokładności trzeciej klasy (H ₃)		H ₃	30HGSA	5—24	3021A	podstawowa śruba pracująca na ścinanie w ważnych połączeniach

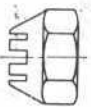
Nazwa	Szkic	Paso- wanie	Znak stali lub stopu	Zalecane średnice	Cecha	Zasadnicze przeznaczenie
Śruba z łbem sześciokątnym o do- kładności trzeciej klasy (S_3) i krótką częścią nagwintowaną		S_3	30HGS A	5—24	3024 A	podstawowa śruba pra- cująca na ścinanie w ważnych połączeniach
Śruba z łbem sześciokątnym do połączeń przegubowych o do- kładności drugiej klasy (H)		H	30HGS A	4—22	3027 A	osie zawiasów
Śruba z łbem sześciokątnym stop- niowa		S_3	30HGSNA	6—24	3030 A	osie zawiasów

Śruba stożkowa			30HGSA H17N2	3—20 5—18	3033A 3034A	do szczególnie ważnych połączeń pracujących na ścinanie
Śruba z łbem półokrągłym		S ₆	45 30HGSA H17N2 D1-T i D1-P L62PT i LS59 1-L62PT i LS59-1 niemagnet	1,7—10 5—10 1,7—10 3—10 1,7—6 1,7—6	3050A 3051A 3052A 3053A 3054A 3054A niemagnet	do niezbyt ważnych połączeń pracujących na rozierwanie i ścinanie
Śruba z łbem stożkowym (wpuszczanym) o kącie 90°		S ₃	45 30HGSA H17N2 D1-T i D1-P L62PT i LS59-1 L62PT i LS59-1 niemagnet	1—10 5—10 1—10 3—10 1—6 1—6	3063A 3064A 3065A 3066A 3067A 3067A niemagnet	do połączeń pracujących na ścinanie przy niemożności zastosowania śruby o łbie wysokim
Śruby z łbem stożkowym (wpuszczanym) o kącie 90° o dokładności trzeciej klasy (H ₃)		H ₃	30HGSA	5—20	3079A	do ważnych połączeń pracujących na ścinanie

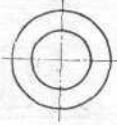
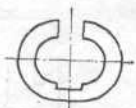
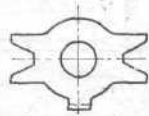
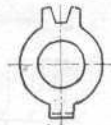
Wkręty

Nazwa	Szkic	Znak stali lub stopu	Zaleca- ne śred- nice	Cecha	Zasadnicze przeznaczenie
Wkręt z łbem sześciokątnym		45	2,6 ÷ 10	3151A	Do połączeń, w których nakrętka jest jedną z części
Wkręt z łbem walcowym (cylindrycznym)		10 H17N2 P62PT i LS59-1 Ł62PT i LS59-1 niemagnet	1 ÷ 10 1 ÷ 10 1 ÷ 6 1 ÷ 6	3157A 3158A 3159A 3159A niemagnet	Do połączeń, w których nakrętka jest jedną z części
Wkręt z łbem półokrągłym		10 H17N2 D1-T i D1-P Ł62PT i LS59-1 Ł62PT i LS59-1 niemagnet	1,7 ÷ 10 1,7 ÷ 10 3 ÷ 10 1,7 ÷ 6 1,7 ÷ 6	3166A 3167A 3168A 3169A 3169A niemagnet	Do połączeń, w których nakrętka jest jedną z części
Wkręt z łbem stożkowym (wpuszczanym) o kącie 90°		10 H17N2 D1-T i D1-P Ł62PT i LS59-1 Ł62PT — LS59-1 niemagnet	1 ÷ 10 1 ÷ 10 3 ÷ 10 1 ÷ 6 1 ÷ 6	3177A 3178A 3179A 3180A 3180A niemagnet	Do połączeń, w których nakrętka jest jedną z części

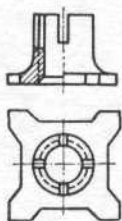
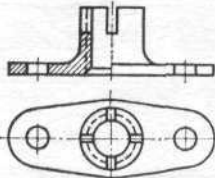
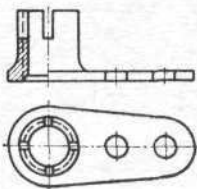
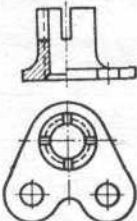
Nakrętki

Nazwa	Szkic	Znak stali lub stopu	Zaleca- ne śred- nice	Cecha	Zasadnicze przeznaczenie
Nakrętka sześciokątna, wy- soka		A12 30HGSA H17N2 EJ481 D1-T LS59-1 LS59-1 niemagn.	4 ÷ 18 5 ÷ 24 2 ÷ 18 5 ÷ 18 4 ÷ 12 4 ÷ 12 4 ÷ 12 niemagn.	3301A 3302A 3303A 3304A 3305A 3306A 3306A niemagn.	do śrub pra- cujących na rozerwanie
Nakrętka sześciokątna, nis- ka		A12 H17N2 EJ481 D1-T LS59-1 LS59-1 niemagn.	5 ÷ 24 5 ÷ 18 5 ÷ 18 5 ÷ 12 5 ÷ 12 5 ÷ 12 niemagn.	3310A 3311A 3312A 3313A 3314A 3314A niemagn.	do śrub pra- cujących na ścinanie
Nakrętka sześciokątna do połączeń nieobliczenio- wych (zabezpieczająca)		A12 i 20 D1-T i D16A-T LS59-1 LS59-1 niemagn.	2 ÷ 42 2 ÷ 12 2 ÷ 12 2 ÷ 12 niemagn.	3320, 3321A 3322A 3323A 3323 niemagn.	do połączeń nieoblicze- niowych (za- bezpieczają- ca)
Nakrętka sześciokątna ko- ronowa, wzmocniona		A12 30HGSA H17N2 EJ481 D1-T	4 ÷ 18 5 ÷ 24 5 ÷ 18 5 ÷ 18 5 ÷ 12	3326A 3327A 3328A 3329A 3330A	do śrub pra- cujących na rozerwanie
Nakrętka sześciokątna ro- wkowa, niska		A12 H17N2 EJ481 D1-T LS59-1 LS59-1 niemagn.	4 ÷ 24 4 ÷ 18 4 ÷ 18 5 ÷ 12 4 ÷ 12 4 ÷ 6 niemagn.	3341A 3342A 3343A 3344A 3345A 3345A niemagn.	do śrub pra- cujących na ścinanie
Nakrętka samozabezpie- czająca się, sześciokąt- na, wysoka		30HGSA	3 ÷ 24	3350A	do śrub pra- cujących na rozerwanie
Nakrętka samozabezpie- czająca się sześciokąt- na, niska		30HGSA	5 ÷ 24	3355A	do śrub pra- cujących na ścinanie

Podkładki

Nazwa	Szkic	Znak stali lub stopu	Cecha
Podkładka		D16A-T 10,20 i 10G2A AMcAM 30HGSA 1H18N9T M3M L62T i LS59-1 niemagnet.	3401A 3402A 3403A 3404A, 3405A 3406A 3407A 3408A niemagn.
Podkładka sprężysta		20 L62M	3420A 3421A
Podkładka zabezpieczająca z wewnętrzными zębami		65G Br0F6,5-0,15	3431A 3432A
Podkładka zabezpieczająca, dwustronna z oporą		20 1H18N9T	3451A 3452A
Podkładka zabezpieczająca, jednostronna z oporą		20 1H18N9T	3463A 3464A

Nakrętki kotwiczne

Nazwa	Szkic	Znak	Oznaczenie na rysunku, gwint o średnicy d
Nakrętka samozabezpieczająca się, luźna		1954A56	znak — d
Nakrętka samozabezpieczająca się, dwuskrzydłkowa		1956A56	znak — d
Nakrętka samozabezpieczająca się, jednoskrzydłkowa		1958A56	znak — d
Nakrętka samozabezpieczająca się, kątowa		1960A56	znak — d

Dane obliczeniowe do doboru średnicy śrub

Średnica śruby	Skok gwintu	Siła niszcząca śrubę przez ścinanie w jednej płaszczyźnie [kG]			Siła niszcząca śrubę przez rozciąganie [kG]		
		D1-T	stal 45	stal 30HGSA	D1-T	stal 45	stal 30HGSA
		pasowanie S ₅	pasowanie H ₉				
3	0,5	176	283	484	160	285	520
4	0,7	313	504	860	320	503	920
5	0,8	498	787	1 344	510	805	1 480
6	1	723	1 140	1 946	725	1 150	2 110
8	1,25	1 290	2 030	3 465	1 315	2 070	3 800
10	1,5	2 036	3 181	5 432	2 060	3 270	6 000
12	1,5	2 931	4 563	7 791	3 080	4 850	8 940
14	1,5	4 013	6 232	10 640	4 300	6 829	12 540
16	1,5	5 264	8 151	13 926	5 700	9 297	17 048
18	1,5	6 685	10 373	17 710	7 350	12 133	22 247
20	1,5	8 242	12 792	21 840	9 160	15 345	28 136
22	1,5	1 000	15 457	26 390	11 250	18 934	34 716
24	1,5	11 925	18 409	31 430	13 680	22 900	41 983
27	1,5	—	23 315	39 807	—	29 550	54 180
30	1,5	—	28 805	49 180	—	37 050	67 930

Uwaga. Przyjęto następujące naprężenia niszczące:

na ścinanie śrub

dla D1-T — 27 kG/mm²dla stali 45 ÷ 41 kG/mm²dla stali 30HGSA — 70 kG/mm²

na rozciąganie śrub

dla D1-T — 38 kG/mm²dla stali 45 ÷ 60 kG/mm²dla stali 30HGSA — 110 kG/mm²

Wytrzymałość statyczna połączeń klejowych

Nazwa kleju	Temperatura [°C]							Materiały klejone
	—60	20	60	100	150	200	300	
	Granica wytrzymałości połączeń duraluminium na ścinanie [kG/cm ²]							
BF-2	70	200	95	40	13	—	—	aluminium i jego stopy, miedź i jej stopy, różne gatunki stali, tworzywa sztuczne, szkło organiczne, drzewo, fibra, skóra, por- celana, ceramika
PU-2	135	190	140	80	14	—	—	duraluminium z piankowym tworzywem sztucznym PS- 1 i laminatem szklanym KAST
WS-10-T	120	130	—	—	100	—	40	aluminium i jego stopy, stale, laminat szklany, piankowe tworzywo sztuczne
WK-32-200	180	170	160	—	—	70	35	aluminium i jego stopy, stale,
WK-32-EM	110	150	170	20	—	—	—	„ „
MPF-1	—	150	775	—	—	—	—	„ „

Literatura

1. Архангельский Г. И., Проектирование элементов конструкции самолетов, Оборонгиз, 1955
2. Астахов М. Ф. и др., Справочная книга по расчету самолета на прочность. Оборонгиз, 1954
3. Бойцов В. В. и др., Сборочные и монтажные работы, Оборонгиз, 1959
4. Бельский В. Л. и др., под редакцией Кана С. Н., Конструкция летательных аппаратов, Оборонгиз, 1963
5. Григорьев В. П., Технология самолетостроения, Оборонгиз, 1960
6. Жовинский Н. Е., Тепловой барьер при сверхзвуковых скоростях полета, Воениздат, 1959
7. Кан С. Н., Прочность самолета, Оборонгиз, 1955
8. Кан С. Н., Свердлов И. А., Расчет самолета на прочность, Оборонгиз, 1958
9. Келдыш М. В., Гроссман Е. Н., Марин Н. И., Вибрации на самолете, БНТ, 1942
10. Комитет технической терминологии АН СССР, «Терминология конструкции и прочности самолетов», АН СССР, 1954
11. Макаревский А. И., Француз Г. А., Силы, действующие на самолет в полете и при посадке, БНТ, 1943
12. Остославский И. В., Аэродинамика самолета, Оборонгиз, 1957
13. Поликовский В. И., Самолетные силовые установки, Оборонгиз, 1952
14. Прицкер Д. М., Турьян В. А., Аэромеханика, Оборонгиз, 1960
15. Протопопов А. Б., Жулев В. И., Конструкция и работа частей самолета, Воениздат, 1958
16. Ростовцев Г. Г., Пановко Я. Г., Строительная механика самолета, т. I—III, ЛКВВИА, 1950—1953
17. Федоров В. И., Конструкция реактивных самолетов, Воениздат, 1960
18. Феодосьев В. И., Синярев Г. Б., Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1960
19. Фомин Н. А., Проектирование самолетов, Оборонгиз, 1961
20. Шульженко М. Н., Мостовой А. С., Курс конструкций самолетов, Оборонгиз, 1956
21. Периодическая советская и зарубежная печать
22. Технические описания самолетов Ил-18, Ту-104, Ан-10А, Ан-24

SKOROWIDZ

- Amortyzator** 333, 403
- łoża silnikowego 333—334
 - podwozia 403—404
 - olejowo-gazowy 404—411
- automatyczne stacje międzyplanetarne 434
- Bariera cieplna** 103
- bazy startowe rakiet balistycznych 448
- belka 11, 156
- bezpieczeństwo lotu 115
- bezzałogowe rakiety kierowane 434
- - geofizyczne 434
 - - meteorologiczne 434
- bezzałogowe statki powietrzne 433—435
- bombowce strategiczne 79
- bombowce taktyczne 79
- budowa kratownic płaskich 14
- - przestrzennych 28
 - kadłubów 278
 - usterzenia 252
- Charakterystyki skrzydła** 148
- chłodnice 343
- choroba wysokościowa 292
- chwyty powietrza 323—326
- - boczne 325
 - - czołowe 323—324
 - - skrzydłowe 326
- ciąg sterowy 349
- - elastyczny 349, 359
 - - mieszany 351
 - - sztywny 349, 359
- cięcia skrzydła 150
- steru 130
- ciągła układu sterowego 368
- ciężar konstrukcji samolotu 134
- ładunku 134
 - paliwa 134
 - pocisków średniego zasięgu 437
 - samolotu w locie 127
 - uzbrojenia i wyposażenia 135
 - załogi 134
 - zespołu napędowego 134
- ciśnienie atmosferyczne 292
- prędkości (dynamiczne) 105
 - cząsteczkowe ciśnienie tlenu 292
- części układu sterowego 368—373
- części znormalizowane 73
- czop silnika 332
- Długość dobiegu** 132
- rozbiegu 131, 133
- dobieg 97
- dobór materiału 106
- dobór silnika 123
- dodatkowe punkty podparcia 402—403
- dolnopłat 84
- drażek sterowy 364—365
- drewno 114
- drżania skrzydła 219
- układu sterowego 376—377
 - usterzenia 249
- drzwi wejściowe 309
- duraluminium 109
- dwupłaty 82
- dysza wylotowa 326—327
- dźwigar 156, 182
- belkowy 183
 - kadłuba 278—279
 - kratownicowy 184
- dźwignia układu sterowego 370
- Efektywność trymerowa** 358
- elementy wytrzymałościowe 11
- energia kinetyczna 404
- etapy projektowania i prób samolotu 144
- Flatter skrzydła** 219
- giętno-lotkowy 223
 - giętno-skrętny 220
 - usterzenia 250
- fotel katapultowy 304—305
- nawigatora 303
 - pilota 303
 - radiotelegrafisty 303
- Golenie podskrzydłowe** 403
- podwozi, chowanie 393
 - półwidlaste 389
 - widlaste 389
 - z amortyzatorami 386

- z kołami podwójnymi 389
- golenie z osią wspornikową 389
- gondole silników 337—338
- górnołat 86
- grubość pokrycia kadłuba 278

Hałas w kabine 308

- hamulce 413
- dętkowe 415
- szczękowe 413—414
- tarczowe 415

Instalacja olejowa 348

- paliwowa 343—346
- startowa rakiety 435
- interferencja skrzydła 86
- izolacja cieplna 308
- izolacja dźwiękowa 308

Jednopłaty 82, 84

- jednostkowe zużycie paliwa 123

Kabiny 291

- ciśnieniowe 291—297
- - - typu regeneracyjnego 292—293
- - - typu wentylacyjnego 292—293
- pasażerskie 305—310
- załogi 298

kadłub samolotu 63, 272

- - belkowy 277
- - kratownicowy 277
- - o kształcie łodzi 273
- - o kształcie gondoli 273
- - o kształcie wagonu 273
- - półskorupowy 279
- - skorupowy 280
- wytrzymałościowy rakiety 434

kąt natarcia 136

- skosu skrzydła 128
- ustawienia skrzydła 136

kłapa krokodylowa 229, 232

- odciążająca 246
- szczelinowa 229, 232
- wyważająca 247—249

klasyfikacja kierowanych pocisków rakietowych 435

- kratownic płaskich 16
- kratownic przestrzennych 28—29
- podwozi 386—388
- samolotów, przeznaczenie 77
- samolotów, cechy konstrukcyjne 82
- statków powietrznych 425
- układów sterowych 349—351

kolumna koła sterowego 365

- koło lotnicze 413

- ogonowe 402

- kolpak piasty śmigła 338

- komfort podróży 308

- kompensacja aerodynamiczna 244

- ciężarowa 225

- osiowa 245

- skupiona 245

- wewnętrzna 245

- konstrukcja cienkościenna pracująca na ścinanie 54

- konstrukcja cienkościenna pracująca na skręcanie 58

- konstrukcja amortyzatorów 409—410

- integralna 174

- klejona 174

- ładowni 312

- łoża silnika tłokowego 327—330

- - - turbośmigłowego 330

- - - turbodrzutowego 331—332

- o pokryciu wielowarstwowym 175

- przedziałów na paliwo 340—341

- z masy plastycznej 178

- zbiorników 340

- kratownice 11

- płaskie 14

- proste 16

- przestrzenne 14

- swobodne 16—17

- zamocowane 16

- złożone 16

- kształtowniki 186

- kształty kadłubów 273—275

- kształty skrzydeł 149, 150

- kształty usterzenia 240—244

Laminat szklany 114

- ładowanie 96

- lot krzywoliniowy w płaszczyźnie poziomej 94

- - - pionowej 89

- poziomy 89

- szybowy 96

- w burzliwej atmosferze 91

- lotki 258—261

Ładunek użyteczny 434

- łączenie kadłubów 288

- łączenie szeregowo i równoległe rakiet 435

- łączniki 182, 449

- łopaty wirnika 429—430

- łoża silnika 327

Magistrala chłodnego powietrza 294

- gorącego powietrza 294

- masa plastyczna 178
- materiały dźwiękochłonne 308
- mechanizacja skrzydła 226—237
- mechanizm efektywności trymerowej 358
- mechanizmy sterujące 302
- metoda kolejnego rozwiązywania węzłów 19, 31
- metoda przekrojów 13, 24, 32
- moc silnika 126—127
- Nagrzewanie aerodynamiczne 102—103
- napężanie zbiorników 346
- napężenie termiczne 214
- naprowadzanie z zerowym kątem wyprzedzenia 442
 - metodą pokrycia 442
 - ze stałym kątem wyprzedzenia 442
 - ze zmiennym kątem wyprzedzenia 442
- natężenie dźwięku 308
- niemetale 114
- nieodwracalny układ sterowy 359
- niezawodność samolotu 72
 - konstrukcji 72
- niezmiennność kratownicy 14
- nity 453
- normowanie obciążeń 100
- normy wytrzymałościowe 100, 264
- nożny mechanizm sterowania 349
- nożycie podwozia 390
- Obliczanie kadłuba belkowego 314, 316
 - kratownic płaskich 19
 - kratownic przestrzennych 31, 32
 - łoża silnikowego 335—336
 - podwozia 417—425
 - połączeń nitowych 454—456
 - połączeń śrubowych 458—460
 - prętów ściskanych 39
 - przekroju skrzydła 206—214
 - układu sterowego 373—376
 - zeber 218—219
- obciążenie aerodynamiczne 195
 - bieżące 195—196
 - jednostkowe skrzydła 120, 125
 - kadłuba 312—313
 - łoża silnikowego 327
 - masowe 197
 - podczas lądowania 197—198
 - podwozia 384—385
 - skupione 283
 - śrub 425
 - układu sterowego 373
 - usterzenia 262—265
- obrobka antykorozyjna 109
- obudowa silnika 330
- odeinek toru lotu pocisku 437
- odpowietrzanie instalacji paliwowej 346
- odwracalny układ sterowy 357
- ograniczenia prędkości samolotów 105
- okna kabin 309—310
- opór czołowy 275
 - falowy 275
- osłona kabiny 275, 298
 - silnika 337—338
- oś sztywności 210—203
- Parametry samolotu 115
- pasy dźwigarów 183
- pawinol 115
- pedały 367
- pełzanie materiału 103
- pionowa siła ciągu 427
- pionowy start i lądowanie 425—427
- plan sił Cremony 22
- płóza 417
- plyta 279
 - cienkościenna 13
- pneumatyki kół lotniczych 415
 - o niskim ciśnieniu (balonowe) 415, 417
 - o średnim ciśnieniu (półbalonowe) 415, 417
 - o wysokim ciśnieniu 415
- pociski balistyczne 436—437
 - kierowane 434, 437
 - klasy „powietrze-ziemia” 439
 - klasy „powietrze-powietrze” 439
 - klasy „ziemia-powietrze” 438
 - niekierowane 437
 - rakietowe 434
- podłoga ładowni 312
- podłużnica 158, 186
- podpory kratownic płaskich 14
 - kratownic przestrzennych 28
- przegubowe 14
- rolkowe 15
- poduszkowce 433
- podwozie samolotu 377
 - chowane 379
 - jednośladowe 378—379
 - na kołach 379
 - na płozach 380
 - o układzie belkowo-zastrzałowym 389—390
 - o układzie kratowo-belkowym 392
 - o układzie kratownicowym 389
 - o układzie wolnonośnym 389—390
 - stałe 379
 - sztywne 386

- teleskopowe 386
- wielośladowe 378
- podział konstrukcji 77, 449, 178
- pokładniki 283
- pokrycie 158, 191—192
 - kadłuba 277—280, 283
 - wielowarstwowe skrzydła 175
- pokrywy luków 297
- polietylen 114
- połączenia 75
 - elementów konstrukcji 449—453
 - kadłubów 288
 - klejowe 462, 75
 - nierozłączne 450
 - nitowe 453, 75
 - o ruchu ograniczonym 450
 - rozłączne 450
 - ruchowe 450
 - skrzydeł 178
 - spawane 461, 75
 - spoczynkowe 450
 - śrubowe 457
 - węzłowe 450
 - wzdłuż obrysu 182, 288, 450
 - za pomocą kompensatorów 463
 - za pomocą łączników i kątowników 452—453
 - zawiasowe 450
- położenie środka ciężkości samolotu 137—140
- pomieszczenie bagażowe 310
 - ładunkowe 310
- powierzchnia sterów (lotek) 130
 - usterzenia 129
- półwyroby 73—74
- praca płyty 52
- prędkość lądowania 66, 132
 - maksymalna 65, 130
 - wznoszenia 65
- pręt 11
- pręty ściskane 36
- profil skrzydła 148
 - dwuwypukły niesymetryczny 149
 - dwuwypukły symetryczny 149
 - z podgiętą krawędzią spływu 149
- projekt roboczy 144
 - szkicowy 144
 - wstępny 133—135, 144
- próby statyczne 144
- przeciążenie 105
 - maksymalne 91—94
- przednia goleń podwozia 398—401
- przedziały na paliwo 343
- przeguby płaskie 29
 - przestrzenne 28
- przygotowanie pocisku kierowanego 448
- przypadki prętów zerowych 21
- przrządy pilotażowo-nawigacyjne 299
 - pokładowe 302
- przyspieszeniomierz 94
- pulap 65, 131, 133
- Rakieta** jednostopniowa 435
 - wielostopniowa 435
- rama 13, 332
- redan 433
- regulacja temperatury 294
- reguła pół 86
- rewers lotek 250
- rezonans 376—377
- ręczny mechanizm sterowania 349
- rodzaje podwozi 379—380
 - połączeń 450
- rolki 29
- rozkładanie kratownic przestrzennych na kratownice płaskie 35
- rozmieszczenie usterzenia 240—241
- rozstaw kół podwozia 130, 137
- rysunek szkicowy 115
- Samoloty**
 - bombowe 79
 - cywilne 80
 - ćwiczebne i doświadczalne 82
 - lądowo-wodne 64
 - myśliwskie 78
 - pionowego startu i lądowania 425—428
 - specjalne 82
 - szkolne 82
 - transportowe 80—81
 - typu „kaczka” 88
 - typu „latające skrzydło” 87
 - wielozadaniowe 80
 - wodne 431—432
 - wojskowe 77—80
- satelita Ziemi 434
- silniki 123—124, 319—322
 - przelotowe 446
 - pulsacyjne 446
 - raketowe na paliwo ciekłe i stałe 124, 446
 - strumieniowe 124, 446
 - tłokowe 123—124
- silniki turbodwusopłotowe 123—124, 446
- turbośmigłowe 123—124
- siła aerodynamiczna 275
 - ciągu 123—124

- ciśnienia wewnętrznego 275
- masowa 91, 275
- nośna 90
- pionowa 427
- poosiowa 178
- tarcia 222
- tłumiąca 222
- wymuszająca 222
- sloty 229, 231
- slupki 183—184
- skafander do lotów wysokościowych 298
- skos skrzydła 128—129
 - prosty 153
 - ujemny (do przodu) 153
- usterzenia 129
- skośna fala uderzeniowa 275
- skręcanie kadłuba 313
 - ograniczone 60
- skrzydło 63, 147
 - delta 154, 170
 - dźwigarowe 159—160
 - jednodźwigarowe 160
 - półskorupowe 159—163
 - proste 150
 - prostokątne 150
 - skorupowe 159
 - skośne 151, 163—169
 - trapezowe 151
 - wolnonośne 86
 - zastrzałowe 87
- sposoby zamocowania końców pręta 37
- stale 109
 - o małej zawartości węgla 109
 - o średniej zawartości węgla 109
 - stopowe 109
 - żaroodporne 109
- statecznik pionowy 253—257
 - poziomy 253—257
- stateczność kierunkowa statyczna 384
- stateczność prętów ściskanych 36
- stateczność samolotu 64, 142, 237
 - kierunkowa 238
 - podłużna 238
 - poprzeczna 238
- stateczność podwozia 383
- statyczna niewyznaczalność kratownic płaskich 26
- statyczna wyznaczalność kratownic płaskich 17
- statycznie wyznaczalne kratownice przestrzenne 28
- statki powietrzne 425
- statyka konstrukcji lotniczych 11
- statystyka 116
- sterownica nożna dźwigniowa 354
 - nożna wychylana 354
 - ręczna z drążkiem sterowym 353
 - z kołem sterowym 353
- sterowność 238
- stery 258
 - gazowe 364, 428
 - strumieniowe 364, 428
- stopień zaopatrzenia w energię 120
- stopy 109
 - aluminium 109
 - aluminium-magnezowe 109
 - aluminium-manganowe 109
 - magnezu 114
 - tytanu 114
- system astronawigacyjny 441
 - bezwładnościowy 442
 - kierowania pociskiem raketowym 440
 - radionawigacyjny 441
 - samonaprowadzania 444
 - sygnałów kierujących 443
 - wiązki prowadzącej 443
 - za pomocą promieniowania podczerwonego 444—445
- szkielet kadłuba 277
- szkło krzemowe 115
 - organiczne 115
- sztywność konstrukcji 71
- szwy nitowe 454
- Ścianka wzdłużna 156, 185
- ściskane płyty cienkie 44
- śmigłowiec 428—431
- średnia cięciwa aerodynamiczna 141
- średniopłat 86
- środek ciężkości samolotu 140—141
- środek ciężkości składowych ciężaru samolotu 140
- środek parcia 210—211
 - sztywności 201—203
- śruba 180, 458
- Technologiczność konstrukcji 72
- temperatura 106
- tłoczywo proszkowe 114
- tor lotu fotela 304
 - obliczeniowy 440
 - naprowadzania 440
 - pocisku balistycznego 436
 - programowany 440
- trzon amortyzatora 386—387
- tworzywo piankowe 114
- tylna goleń podwozia 402

typy podwozi 378
typy sterownice 353
typy układów sterowych 359

Udarność 108

udźwig 66
układ sterowy 65, 349
- konstrukcyjny kadłubów 276—278
- konstrukcyjny skrzydeł 159
- wylotowy 326—327
układy konstrukcyjne samolotów 87
urządzenie przeciwbłodzeniowe 192—194
- startowe rakietowych pocisków kierowa-
nych 448
- wyważające 247
usterzenie 64, 237
- kierunku 64
- wysokości 64
uszczelnienie drzwi 309
- okien 310
uzbrojenie samolotu 66

Warunki mocowania kratownic płaskich 14 warunki mocowania kratownic przestrze- nnych 28

warunki niezmienności geometrycznej krato-
wnicy 17, 18, 30
węzeł łączący 178—180
- widlasty 179—180
wirnik nośny 429
włazy zapasowe 309
wózek podwozia 388
wręgi kadłuba 283
wskaźniki ekonomiczne 77
wskaźniki eksploatacyjne 71
współczynniki ciężarowe 117
- bezpieczeństwa 97, 99—100, 312
- ciężaru względnego zespołów samolotu 117
- geometryczne 118
- lotno-techniczne 120
- momentu statycznego 118
- przeciążenia dopuszczalnego 90, 97
- redukcyjne 48, 51
- sprawności śmigła 125
- statystyczne 116
- udźwigu 117, 125
wydłużenie kadłuba 120, 275
- skrzydła 118, 156
wykładnik politropowy 413

wykres momentów skręcających 203—205, 269

- momentów zginających 201, 266
- obciążeń podwozia 418—422
- sił poprzecznych 198, 266
wypełniacz 175
wyposażenie bojowe pocisku raketowego 448
wyrównywanie przy lądowaniu 96
wysokość znamionowa 131
wytrzymałość jednostkowa materiałów 107—
108
wytrzymałość kadłubów na zmęczenie 317
wytrzymałość konstrukcji 71
wytrzymywanie przy lądowaniu 97
wyważenie samolotu 133, 142
wyznaczanie sił w prętach kratownic 19, 31
względna grubość profilu skrzydła 118, 148
względna powierzchnia usterzenia, sterów
i lotek 120
wzmocniacz hydrauliczny 355—357
wznios skrzydła 149
wzór Tetmajera 38
- Eulera 37

Zabezpieczenie przeciwpożarowe 344

zalety podwozia z przednim punktem pod-
parcia 380—381
zapalnik pocisku raketowego 448
zapobieganie flutterowi 224
zasięg lotu 65, 68, 131, 133
zasysanie 325
zawiasy 450
zawieszenie kół dźwigniowe 387
- - półdźwigniowe 387
zawieszenie silnika 332
zbieżność skrzydła 156
zbiorniki na paliwo 339
- - miękkie 342—343
- - rozchodowe 345
- - sztywne 340—341
zespół napędowy 64, 318—323
zespół pocisków rakietowych 445
zwrotność 66

Żebro 158, 187

- belkowe 188
- kratownicowe 188—190
- kratownicowo-belkowe 188—189
- normalne 188
- wzmocnione 188