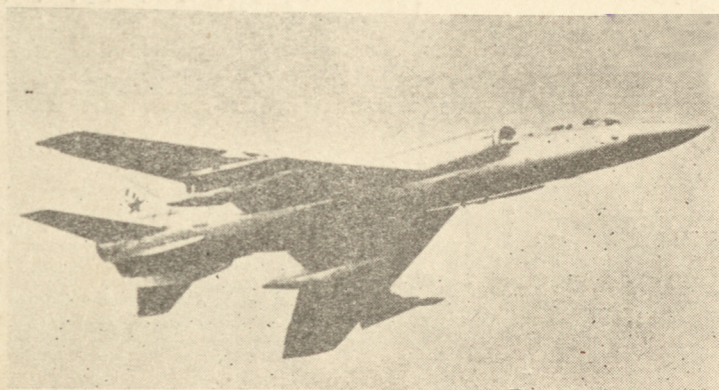


5

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

MAJ 1962



W tym numerze:

Obrabiarki sterowane programowo
w przemyśle lotniczym

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Wytrzymałość płyt prostokątnych

Cz. II

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

Płyty prostokątne obciążone ciśnieniem p kg/cm^2 , równomiernie rozłożonym na całej powierzchni płyty.

- σ_0 kg/cm^2 — naprężenie rozciągające w kierunku osi x w środkowej warstwie płyty (tzw. błonowy stan naprężeń),
 σ_1 kg/cm^2 — maksymalne naprężenie rozciągające w kierunku osi x na powierzchni płyty na połowie jej szerokości (to jest błonowy stan naprężeń + naprężenia od zginania),
 σ_2 kg/cm^2 — maksymalne naprężenie rozciągające w kierunku osi y na powierzchni płyty na połowie jej długości (to jest błonowy stan naprężeń + naprężenia od zginania),
 f cm — maksymalne ugięcie w środku płyty.

Podane zależności są słuszne tylko w granicach sprężystości i odnoszą się do płyt bez wstępnych odkształceń (ugięć). Na wykresach naprężenia σ_0 , σ_1 , σ_2 i ciśnienie p podano w wielkościach bezwymiarowych.

Rys. 11. Krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężyste zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .

Rys. 11 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 7. Sporządzony jest celem określenia maksymalnych ugięć w środku płyty f_{max} dla warunku, gdy krawędzie sprężyste zamocowane ze względu na przesuw mogą się swobodnie obracać.

Krzywe są wyprowadzone dla warunku $\frac{a}{b} \geq 3$. Mogą być jednak

stosowane i dla mniejszych wartości $\frac{a}{b}$, dając wtedy ugięcia nieco większe od rzeczywistych.

Rys. 12. Płyta kwadratowa swobodnie podparta na czterech krawędziach.

Płyta kwadratowa o boku b i bez początkowych odkształceń (ugięć) obciążona jest ciśnieniem p kg/cm^2 , rozłożonym równomiernie na całej powierzchni płyty. Naprężenia σ_0 i σ_1 i ugięcie f podane są w funkcji ciśnienia p . Rozpatrzono dwa przypadki swobodnego podparcia:

- 1) swobodnie podparte krawędzie płyty mogą się swobodnie przesuwać w płaszczyźnie płyty,

2) swobodnie podparte krawędzie płyty są zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty.

Rys. 13. Prostokątna płyta swobodnie podparta z początkowym odkształceniem.

Na rysunku przedstawiono wielkości naprężeń σ_2 w zależności od ciśnienia p i początkowej krzywizny odkształcenia. W obliczeniach

przyjęto, że dla wartości $\frac{f_0}{h} = 0 \div 5$ początkowe odkształcenie płyty wzdłuż szerokości b ma charakter sinusoidy, gdzie f_0 jest maksymalną amplitudą początkowego odkształcenia. Dla wartości

$\frac{f_0}{h} = 10$ przyjęto, że krzywizna początkowego odkształcenia pokrywa się z łukiem koła. Należy zaznaczyć, że postać początkowego odkształcenia ma bardzo duży wpływ na wielkość naprężeń σ_2 dla

wartości $\frac{f_0}{h} > 5$. Krzywe są ważne dla wartości $\frac{a}{b} > 3$.

Rys. 14. Prostokątna płyta sztywno zamocowana z początkowym odkształceniem.

Na rysunku przedstawiono wielkości naprężeń σ_2 w zależności od ciśnienia p i początkowej krzywizny odkształcenia. Linie ciągłe na

rysunku przedstawiają kolejne stosunki $\frac{f_0}{h}$ dla krzywizny, której

początkowe odkształcenie pokrywa się z sinusoidą, a linie przerywane dla krzywizny, której początkowe odkształcenie pokrywa

się z łukiem koła. Krzywe są słuszne dla wartości $\frac{a}{b} > 3$.

Stateczność ściskanych płyt przekładkowych

Oznaczenia ogólne:

h cm — grubość wypełniacza płyty przekładkowej

t cm — grubość pokryć płyty przekładkowej

E kg/cm^2 — moduł Younga dla pokryć

G_x kg/cm^2 — moduł na ścinanie dla wypełniacza w płaszczyźnie xz

(dalszy ciąg na str. 160)

TREŚĆ

| | Str. |
|--|------|
| Doskonalenie kadr technicznych | 129 |
| J. WINIARSKI — Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon” cz. I | 130 |
| M. JEWLEW — Obliczanie odkształceń prętów o zmiennym przekroju metodą wykreślno-analityczną | 133 |
| I. AUERBACH — Doświadczalne metody określania częstości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych | 135 |
| S. SZCZECIŃSKI, M. ŁYZWIŃSKI — Olejenie współczesnych lotniczych silników turbinowych | 138 |
| Z. BRODACKI — Zawory lotnicze | 144 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Obrabiarki sterowane programowo w przemyśle lotniczym | 146 |
| T. RAJPERT — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. II | 150 |
| Na półkach księgarskich | 152 |
| Nowości techniczne | 154 |
| Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa | 158 |
| Kronika | 160 |
| Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — Z. ŁAPIŃSKI: Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. II | okł. |

CONTENTS

| | Page |
|---|----------|
| The Problem of technical staff improvement | 129 |
| J. WINIARSKI — Supersonic trainer T-38 „Talon”, part I | 130 |
| M. JEWLEW — Deformation calculating of the bar with variable cross-section by means of graphical-analytical method | 133 |
| I. AUERBACH — Experimental methods of the natural frequencies assesment of blades in the rotor type machines | 135 |
| S. SZCZECIŃSKI, M. ŁYZWIŃSKI — Lubrication of contemporary aero-turbine engines | 138 |
| Z. BRODACKI — Aircraft valves | 144 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — The numerical-controlled tool-machines in aircraft industry | 146 |
| T. RAJPERT — The aspects of the airfield construction regards to the operation of modern aircrafts and helicopters, part II | 150 |
| On Bookseller's Shelves | 152 |
| Technical news | 154 |
| Aviation Documentation Review | 158 |
| Chronicle | 160 |
| Designer's Data Sheets — Z. ŁAPIŃSKI: The strenght of rectangular plates, part II | on cover |

СОДЕРЖАНИЕ

| | стр. |
|--|---------|
| Проблема повышения квалификации технической кадры | 129 |
| J. WINIARSKI — Сверхзвуковой тренировочный самолет Т-38 „Talon” ч. I | 130 |
| M. JEWLEW — Расчет деформации стержней переменной сечения графоаналитическим методом | 133 |
| J. AUERBACH — Экспериментальные методы определения собственной частоты колебаний лопастей роторных машин | 135 |
| S. SZCZECIŃSKI, M. ŁYZWIŃSKI — Смазка современных авиационных газотурбинных двигателей | 138 |
| Z. BRODACKI — Авиационные клапаны | 144 |
| J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Металлорежущие станки с программным управлением в авиационной промышленности | 146 |
| T. RAJPERT — Проблемы аэродромного строительства с точки зрения эксплуатации современных самолетов и вертолетов, ч. II | 150 |
| На книжных полках | 152 |
| Технические новости | 154 |
| Документальный обзор авиации | 158 |
| Хроника | 160 |
| Конструкторские пособия: Z. ŁAPIŃSKI — Прочность прямоугольных пластин, ч. II | обертка |



NASZA OKŁADKA

Nowoczesny wojskowy odrzutowiec radziecki na pokazie 1961 r. w Tuszyńcu

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Ber-
 żyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Korczyński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr
 inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
 Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

Konto PKO Wrocław, nr 8-6-13768 „Ruch”.



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVII

MAJ 1962 R.

ZESZYT 5

Doskonalenie kadr technicznych

Niezbędnym warunkiem nadążania kierowniczych kadr naszego przemysłu za szybkim rozwojem postępu technicznego jest regularne aktualizowanie wiadomości przez inżynierów i techników. Aktualnemu i ważnemu zagadnieniu doskonalenia kadr technicznych poświęcone było posiedzenie Rady Głównej NOT w dniu 14 lutego rb. Jak wynika z referatu wygłoszonego przez prof. inż. Tadeusza Tymowskiego, mimo wielkiego wzrostu liczności kadr technicznych w ciągu ostatniego 15-lecia, w dalszym ciągu około 40 procent stanowisk pracy w przemyśle obsadzonych jest przez ludzi o niedostatecznych kwalifikacjach. Niewłaściwy jest również stosunek liczby techników przypadających na jednego inżyniera, zatrudnionego w produkcji.

Wobec niewielkich obecnie możliwości powiększenia dopływu nowych kadr ze studiów dziennych, wyrównanie niedoboru kadr technicznych w poważnym zakresie mogą dać studia zaoczne i wieczorowe dla pracujących, i szeroko rozwinięta akcja podnoszenia i doskonalenia posiadanych kwalifikacji przez personel techniczny, pracujący już w produkcji. Stałe doskonalenie posiadanego zakresu wiadomości powinno być uważane za obowiązek każdego technika i inżyniera. Każdy z nich w pierwszych pięciu latach pracy zawodowej powinien zdobyć wiedzę w zakresie swojej kwalifikacji (w dziedzinie, w której pracuje). A zatem co rok należałoby organizować kursy wyższej specjalizacji dla inżynierów i techników. Kursy takie posiadają już u nas swoje tradycje.

W zakresie odświeżania i uzupełnienia posiadanych specjalności sytuacja jest znacznie trudniejsza. Wobec szybkiego postępu techniki istnieje niezbędna potrzeba doszkalania co 5 do 10 lat, w zależności od dziedziny pracy. Rozpoczęcie akcji wymagać będzie — przy grupach przeciętnie 25-osobowych — zorganizowania wielu kursów wyższych i kursów na poziomie średnim.

Pod względem organizacyjnym zasadniczą sprawą jest ustalenie podziału zadań pomiędzy poszczególnych wykonawców i ich koordynacja.

W ogólnych zarysach organizacji doskonalenia kadr technicznych powinny przyswierać następujące zasady:

a) sprawy rozszerzenia dopływu nowych kadr technicznych o odpowiednim poziomie wykształcenia należą do szkolnictwa wyższego,

b) obowiązek doskonalenia kadr inżyniersko-technicznych należy do resortów, które wspólnie z zarządami głównymi stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT powinny — w oparciu o plany rozwoju techniki — opracować coroczne plany doskonalenia kadr,

c) NOT powinna przyjąć pełną odpowiedzialność za poziom kursów organizowanych dla odświeżania i uzupełnia-

nia posiadanych wiadomości przez inżynierów i techników. Z kolei resorty, w porozumieniu z odpowiednimi zarządami głównymi stowarzyszeń, opracowałyby wykaz stanowisk, dla których wprowadza się obowiązek regularnego doskonalenia posiadanej wiedzy.

W dziedzinie doskonalenia kadr technicznych szczególnie poważne zadania stoją przed NOT i stowarzyszeniami naukowo-technicznymi.

Dotychczas w zakresie doskonalenia i uzupełnienia posiadanych specjalności nie zebraliśmy zbyt bogatych doświadczeń. Praca skupiała się przede wszystkim na akcjach odczytowych i organizowaniu konferencji naukowo-technicznych, dotyczących najbardziej aktualnych problemów. W tej sytuacji pomocne mogą być przede wszystkim doświadczenia Związku Radzieckiego, jak również doświadczenia krajów demokracji ludowej i krajów kapitalistycznych.

Potrzebna jest bardzo pomoc kół zakładowych stowarzyszeń NOT w zakresie zachęcania załogi do podnoszenia kwalifikacji. Uznając w pełni konieczność stałego doskonalenia się kadr inżyniersko-technicznych, sprawą wymagającą pilnego rozwiązania jest stworzenie atmosfery osobistego zainteresowania inżynierów i techników. Samo uznanie zasady obowiązkowego, regularnego uzupełniania posiadanej wiedzy — jeszcze wszystkiego nie rozwiązuje.

Dlatego równocześnie powinna być przyjęta zasada, że wysiłek pracowników, wkładany w doskonalenie, powinien znajdować odbicie w ich sytuacji osobistej, materialnej i awansie.

Z zagadnieniem tym łączy się bezpośrednio sprawa prawidłowego rozmieszczenia kadr inżyniersko-technicznych w poszczególnych działach techniki i produkcji. Wiąże się z tym ostry brak dopływu młodych inżynierów i techników bezpośrednio do zakładów produkcyjnych, podczas gdy równocześnie — mimo stosowania administracyjnych środków zaradczych — poważny odsetek młodego narybku technicznego trafia ciągle jeszcze do instytucji centralnych lub do wszelkiego rodzaju instytutów, biur projektowych i konstrukcyjnych.

Waga wyżej poruszonych zagadnień i konieczność ich szybkiego rozwiązania znajduje właściwą ocenę zarówno ze strony władz państwowych, jak i Naczelnej Organizacji Technicznej i stowarzyszeń naukowo-technicznych, a powinna również znaleźć ze strony kół zakładowych, których aktywność zadecyduje o pomyślnym zrealizowaniu uchwał podjętych przez Radę Główną NOT.

Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”

Część I

W miarę wzrostu prędkości samolotów myśliwskich oraz przy powszechnym już dzisiaj zastosowaniu napędu odrzutowego pojawiła się potrzeba samolotów szkolnych i treningowych, których osiągi i właściwości lotne odpowiadałyby samolotom bojowym.

Początkowo sądzono, że szkolenie od razu na lekkich samolotach odrzutowych, takich jak Cessna T-37, czy Fouga „Magister”, wystarczająco przygotuje pilota do latania na nowoczesnym myśliwcu. Jednak w czasie, gdy samoloty takie zaczęły docierać do szkół lotniczych i jednostek wojskowych, prędkość samolotów myśliwskich przekraczała już wyraźnie prędkość dźwięku i piloci, przeszkoleni na szkolnych odrzutowcach, musieli przechodzić szkolenie uzupełniające na dwumiejscowych wersjach treningowych, aktualnie używanych samolotów myśliwskich. Okazało się, że różnica prędkości między szkolnym samolotem odrzutowym a myśliwcem jest już zbyt duża (ponad 700 km/h), aby było możliwe bezpośrednie przejście z samolotu szkolnego na myśliwki. Dodatkową trudność sprawiały jeszcze anomalie pilotażowe, występujące w zakresie prędkości przydźwiękowych. Zastosowanie jako stopnia przejściowego, przestarzałych, wycofywanych z linii samolotów myśliwskich nie stanowiło zadowalającego rozwiązania. Samoloty te bowiem z reguły nie są w stanie przekraczać prędkości dźwięku, a oprócz tego koszty ich użytkowania są bardzo wysokie. Badania, przeprowadzone przez Air Training Command USAF wykazały, że zaprojektowanie, zbudowanie i zastosowanie nowoczesnego naddźwiękowego samolotu treningowego oszczędzi amerykańskiemu podatnikowi w okresie 1960—1970 sumę ca 300 mln dolarów, w porównaniu z zastosowaniem przestarzałych myśliwców jako samolotów treningowych. To zaskakujące zestawienie wynika z faktu, że ogólne koszty użytkowania takiego samolotu składają się w 75% z kosztów bieżącej eksploatacji (obsługa, naprawy, paliwo itp.), a tylko w 25% z kosztów jego zaprojektowania i budowy. Na podstawie podobnych rozważań dowództwo USAF wydało w r. 1956 specyfikację oznaczoną SS-420L, na naddźwiękowy samolot treningowy. Specyfikacja ta stawiała między innymi następujące wymagania:

- 1) start z małych lotnisk; duża prędkość wznoszenia,
- 2) duża prędkość opadania przy lądowaniu,
- 3) zdolność przekraczania prędkości dźwięku w locie poziomym,
- 4) dobre właściwości na dużych wysokościach,
- 5) możliwość wykonywania figur wyższego pilotażu,
- 6) możliwość szkolenia w nawigacji przy dużych prędkościach i wysokościach,
- 7) loty bez widoczności i w nocy.

Zadania tego podjęła się firma Northrop, która już od 1954 r. prowadziła studia nad zmniejszeniem kosztów użytkowania nowoczesnych samolotów odrzutowych. W roku 1955 firma ta rozpoczęła pracę nad lekkim samolotem myśliwskim N-156F, który był doskonałą podstawą do konstrukcji samolotu treningowego. Tak więc w dniu 10 kwietnia 1959 r., a więc po przeszło trzech latach od rozpoczęcia prac konstrukcyjnych, został oblatany pierwszy samolot z serii prototypowej, noszący oznaczenie fabryczne N-156T, znany później jako naddźwiękowy samolot treningowy USAF pod nazwą T-38 „Talon”.

Charakterystyka samolotu (wersja seryjna)

A. Dane geometryczne

| | |
|---|----------------------|
| Powierzchnia nośna | 15,80 m ² |
| Skos skrzydła (po linii 25% cięciw) | 24° |
| Wydłużenie skrzydła | 3,75 |
| Względna grubość profilu skrzydła | 4,8% |
| Powierzchnia usterzenia poziomego (na zewnątrz kadłuba) | 3,55 m ² |

B. Dane ciężarowe

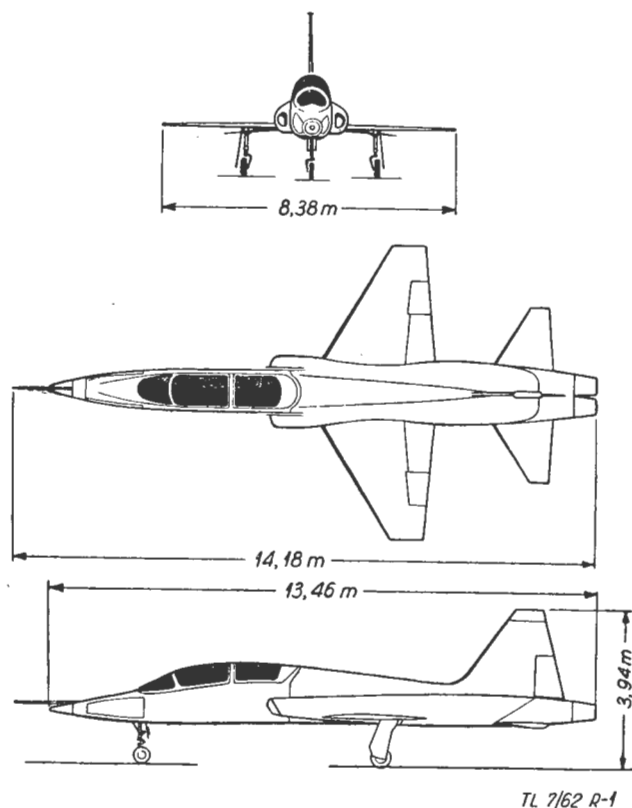
| | |
|--------------------------------------|---------|
| Ciężar całkowity do startu | 5290 kG |
|--------------------------------------|---------|

| | |
|--|---------|
| Ciężar do lądowania (wraz z paliwem na 20 min. wyczekiwania) | 3840 kG |
| Ciężar nominalny (50% paliwa) | 4380 kG |

C. Zespół napędowy

Dwa silniki General Electric J85-GE-5 o ciężarze 238 kG każdy.

| Ciąg statyczny jednego silnika kG: na wysokości $H = 0$ | Liczba obrotów 1/min: |
|--|--------------------------|
| maksymalny z dopalaczem | 1750 |
| maksymalny | 1130 |
| przelotowy ciągły | 930 |
| | 16 500 |
| | 16 500 |
| | 15 675 |



Rys. 1. Samolot T-38 „Talon” w trzech rzutach

D. Charakterystyczne parametry

| | |
|--|-----------------------|
| Obciążenie powierzchni nośnej maksymalne | 324 kG/m ² |
| nominalne | 277 kG/m ² |
| do lądowania | 243 kG/m ² |
| Obciążenie ciągu (ciężar nom. ciąg. max. + dopalacz) | — 1,25 kG/kG |
| (ciężar max. start, ciąg max. + dopalacz) | — 1,51 kG/kG |

E. Niektóre ograniczenia

| | |
|---|------------------------|
| Dopuszczalna liczba Ma | 1,6 |
| Dopuszczalne ciśnienie dynamiczne q | 7400 kG/m ² |

Dopuszczalne prędkości opadania przy lądowaniu:

| Ciężar kG | 5290 | 4800 |
|-------------------------|------|------|
| prędkość opadania m/sek | 2,68 | 3,26 |

| | |
|---|--------------|
| Dopuszczalne obciążenie w locie symetrycznym: | |
| dla ciężaru do 4360 kG | $m = + 7,33$ |
| | — 3,00 |
| dla ciężaru do 5290 kG | + 6,00 |
| | — 2,33 |



Rys. 2. Widok samolotu z boku

F. Osiągi

Osiągi samolotu zestawione są na załączonych wykresach. Niektóre osiągi przy pracy jednego silnika:

Prędkość wznoszenia przy ziemi (ciężar startowy 5290 kG, podwozie i klapy zamknięte — ciąg max.) 34,5 m/sek

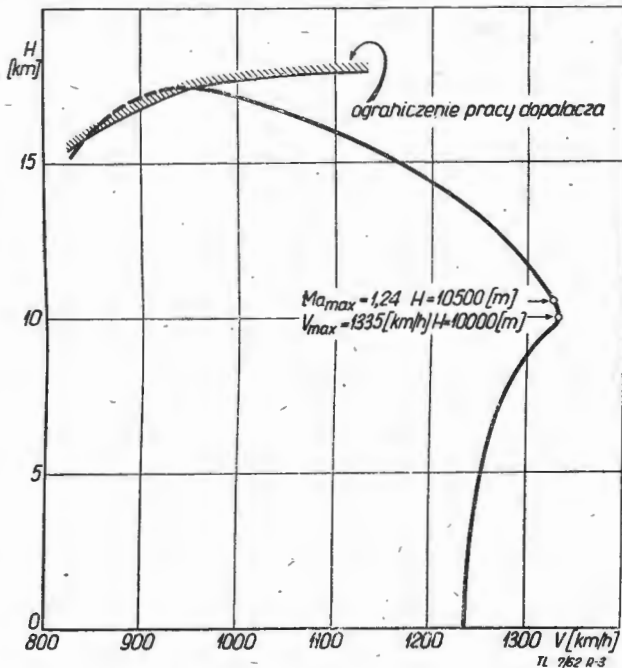
Prędkość wznoszenia przy ziemi (ciężar startowy 5290 kG, podwozie wysunięte, klapy w położeniu startowym) 4,1 m/sek

Pułap praktyczny (ciąg max. + dopalacz) 13 700 m

Maksymalna liczba Ma w locie poziomym 0,9 +

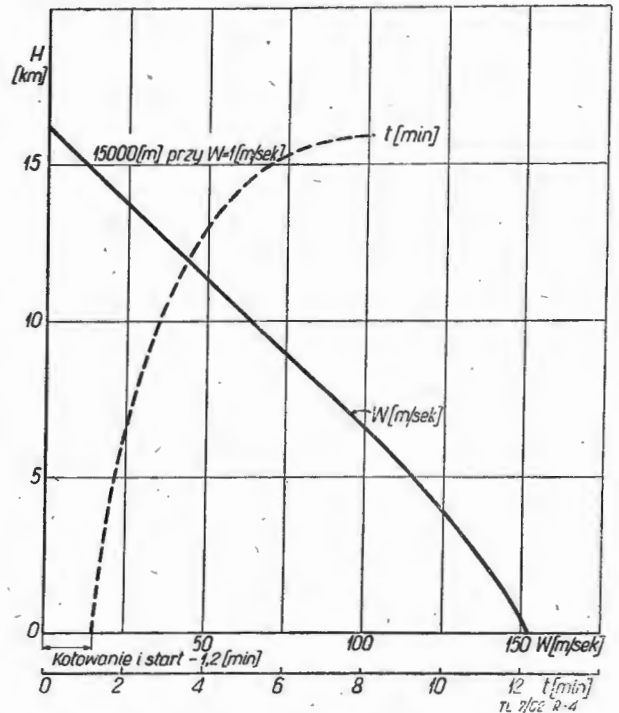
Aerodynamika samolotu

Jak wspomniano na wstępie, opracowanie i budowa prototypu N-156T trwała ponad trzy lata, a więc dość długo, jak na stosunki amerykańskie. Okres ten został wykorzystany na wyjątkowo staranne opracowanie samolotu, między innymi pod względem aerodynamicznym. Wystarczy powiedzieć, że same badania w tunelach aerodynamicznych zajęły ponad 4000 godzin (dla porównania — badania tunelowe przy projektowaniu 70-tonowego naddźwiękowego



Rys. 3. Prędkość maksymalna lotu poziomego, ciężar $Q = 4500$ kG

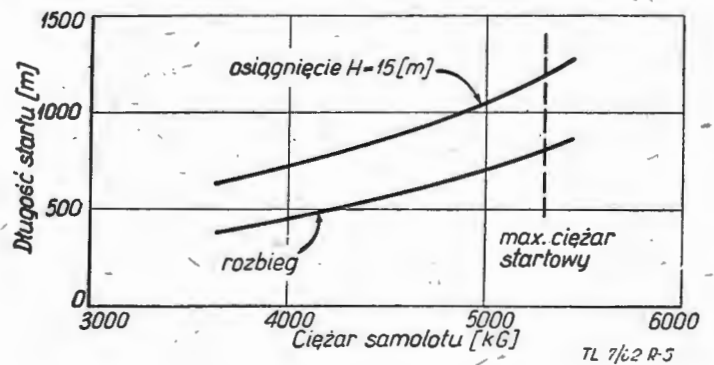
bombowca B-58 „Hustler” zajęły ca 7000 godz.). Tak troskliwe podejście do aerodynamiki samolotu opłaciło się sowicie. Jedynymi zmianami, które poczyniono po pierwszych lotach prototypu, była korekcja w układzie siłowym, serwosterowanie na skutek pewnych rozbieżności (niewielkich zresztą) w wielkościach momentów zawiasowych oraz



Rys. 4. Prędkości i czasy wznoszenia, ciężar przy starcie $Q = 5290$ kG

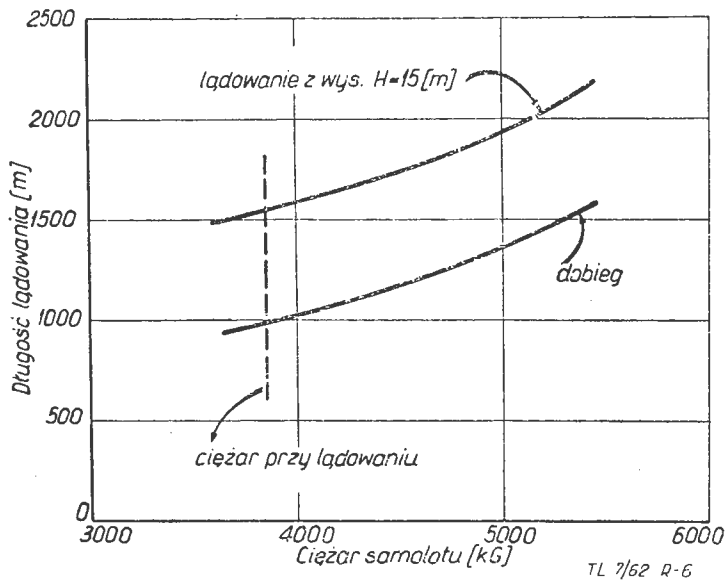
oprofilowanie wylotowych dysz silników dla usunięcia buffetingu przydźwiękowego. Tak dokładne opracowanie aerodynamiczne było konieczne, zważywszy, że ciąg silników, którymi dysponował konstruktor, był stosunkowo niewielki, a wymagania odnośnie osiągnięć samolotu — dość wysokie.

Celem zmniejszenia oporu zastosowano regułę pół, co jest dobrze widoczne w zewnętrznym kształcie kadłuba. Ponadto przednia część kadłuba jest nieco obniżona, tak że w widoku z boku kadłub posiada charakterystyczne „wy-



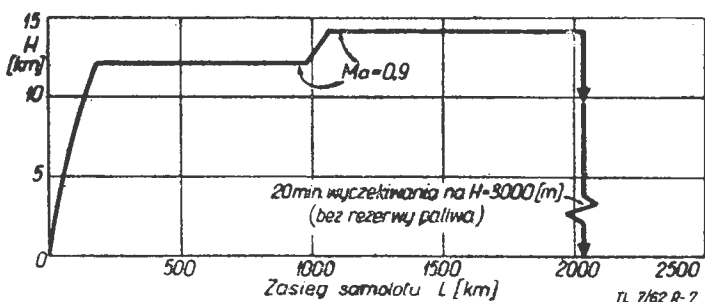
Rys. 5. Długości startów

sklepienie". Takie ukształtowanie kadłuba sprzyja zmniejszeniu oporu w locie na dużych kątach natarcia, to jest w locie powolnym na małych wysokościach oraz w locie na dużych wysokościach i w zakresie nadkrytycznych liczb Ma (gdzie $\frac{dC_z}{d\alpha}$ silnie spada). Zastosowano skrzydło o obrysie trapezowym (zbieżność ca 0,29), małym skosie (24° na $\frac{1}{4}$ cięciwy) i bardzo cienkim profilu ($4,82\%$). Krawędź natarcia skrzydła jest ostra i lekko wygięta w dół, co sprzyja uzyskaniu większej maksymalnej siły nośnej, a także, co najważniejsze, zmniejsza część oporów falowych, zależnych od siły nośnej (jak wiadomo, opory falowe składają się z oporów zależnych od kształtu i oporów zależnych od siły nośnej). Na krawędzi spływu skrzydła znajdują się szczelinowe kłapy o małej rozpiętości, lecz dużej cięciwie oraz bezszczelinowe lotki, które nie znajdują się na końcach skrzydła, lecz mniej więcej w połowie rozpię-

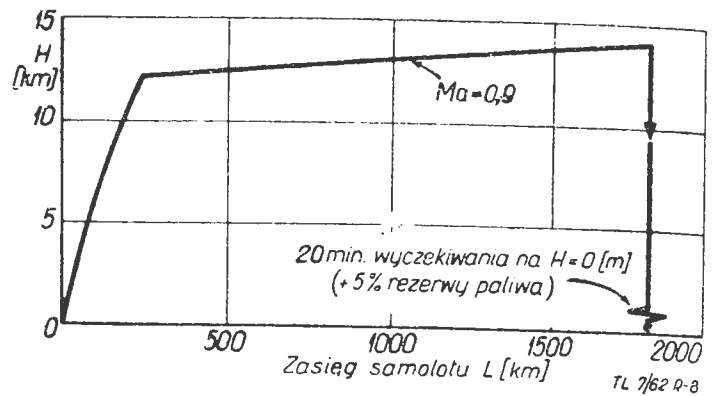


Rys. 6. Długości lądowań

tości. Takie umieszczenie lotek zostało spowodowane koniecznością zmniejszenia wpływu sprężystości skrętnej skrzydła na skuteczność lotki, to jest podniesienia tak zwanej „prędkości rewersu”. Usterzenie poziome płytowe o obrysie zbliżonym do obrysu płata i cienkim profilu umieszczone jest u spodu kadłuba. Usterzenie pionowe składa się ze statecznika o obrysie trapezowym i dużej zbieżności (ca 0,27) oraz steru umieszczonego tylko w dolnej połowie statecznika, co (podobnie jak w lotkach) zmniejsza wpływ sprężystości skrętnej na skuteczność steru. Hamulce aerodynamiczne, składające się z dwóch prostokątnych płyt, umieszczone są na spodniej części kadłuba na wysokości około $\frac{1}{3}$ cięciwy przykadłubowej skrzydła i mogą być otwierane i blokowane w dowolnym położeniu w zakresie od 0° do 50° . Zakresy wychyleń lotek i steru kierunku są różne dla lotu powolnego i szybkiego. Osiągnięto to przez zmianę przełożeń pomiędzy ruchami drążka sterowego, względnie pedałów, a ruchami odpowiednich powierzchni sterowych, w zależności od położenia podwozia (tabela 1).



Rys. 7. Zadanie nawigacyjne — czas lotu 2 godz. 39 min., zasięg 2040 km



Rys. 8. Zadanie przelotowe — czas lotu 1 godz. 54 min., zasięg 1630 km

Tabela 1

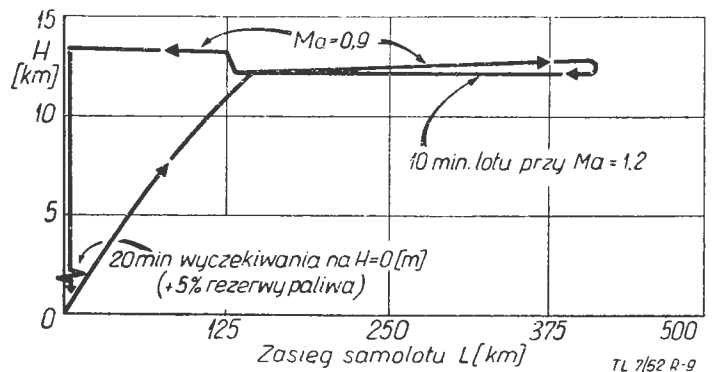
| | lotki | ster kierunku |
|------------------------------------|------------------|----------------|
| lot powolny — podwozie wypuszczone | $\pm 60^\circ$ | $\pm 30^\circ$ |
| lot szybki — podwozie wciągnięte | $\pm 32,5^\circ$ | $\pm 6^\circ$ |

Zapewnia to zadowalającą skuteczność lotek i steru kierunku podczas lądowania, na przykład z bocznym wiatrem, a jednocześnie umożliwia osiągnięcie wymaganych gradientów:

ruch drążka i ruch pedału
 prędkość ką- i kąt ślizgu przy większych prędkościach lotu.
 towa obrotu

(Spełnienie wymaganych warunków w tym względzie jest często dosyć kłopotliwe dla konstruktora).

Ponadto zastosowano urządzenie, które sprzęga ruch steru kierunku z ruchem prawej lotki w ten sposób, że zmniejsza się tłumienie usterzenia kierunku przy obrocie samolotu wokół osi podłużnej. Skuteczność działania tego urządzenia jest zależna od ciśnienia dynamicznego; włącza się ono automatycznie przy prędkości lotu V_p *) = 690 km/h.



Rys. 9. Zadanie lotu naddźwiękowego — czas lotu 1 godz. 8 min., promień działania 410 km

W locie samolot jest bardzo stateczny i sterowany w całym zakresie prędkości. Zespół symulatorów sił oraz zmienność przełożeń w układzie sterowania są uzależnione od ciśnienia dynamicznego, statycznego i liczby Ma tak, że usuwają wszystkie gwałtowne zmiany stateczności w zakresie prędkości przydźwiękowych, a przekraczanie prędkości dźwięku nie wymaga nawet zmiany wyważenia. Przeciągnięcie samolotu jest łagodne i symetryczne. Dla poprawienia tłumienia krótkookresowych wahań podłużnych i kierunkowych przewidziano w układzie sterowania

*) V_p = prędkość przyrządowa.

sterami kierunku i wysokości hydrauliczne tłumiki wa-
hań, które jednak w praktyce okazały się niekonieczne,
ponieważ nawet bez nich samolot wystarczająco tłumi
wspomniane wahania. Jedną z najcenniejszych właściwo-
ści samolotu jest wyjątkowo wysoka prędkość wznoszenia
(szczególnie na małych wysokościach — patrz osiągi samo-
lotu), co daje mu ogromną swobodę manewrowania w płaszczyźnie pionowej. Jest to zasługą — obok starannego

opracowania aerodynamicznego — korzystnej charaktery-
styki pracy silników z dopalaczem na małej wysokości,
mianowicie charakterystyka ciągu z prędkością lotu nie
jest tu ograniczona temperatura, tak że możliwy jest
wzrost ciągu wskutek sprężenia dynamicznego o ca 20%
(w stosunku do ciągu statycznego) przy prędkości $V_p = 900$
km/h na wysokości $H = 0$.

dok. w zesz. 6.

Inż. MIKOŁAJ JEWLEW

539.38:531.224.5

Obliczanie odkształceń prętów o zmiennym przekroju metodą wykresno-analityczną

Wiadomo, że najbardziej efektywną metodą obliczeń odkształceń prętów (belek, dźwigarów) jest metoda Mohra. Dla prętów o stałym momencie bezwładności w podręcznej literaturze podane są tabele dla szybkiego obliczenia całek Mohra przy różnych obciążeniach. Natomiast dla obliczeń prętów o przekroju zmiennym zwykle podany jest ogólny wzór całki Mohra. Praca ta ma na celu sprowadzić obliczenia prętów o zmiennym momencie bezwładności do obliczeń prętów o stałym momencie bezwładności z odpowiednim skorygowaniem, wprowadzając do całki Mohra ogólny wzór na współczynnik korygujący.

W ogólnym przypadku zginania pręta o zmiennym przekroju z pominięciem wpływu sił poprzecznych, wielkość uogólnionego odkształcenia, odpowiadającego jednostkowej sile, wyraża się całką Mohra:

$$\delta = \frac{1}{E} \int_0^l \frac{1}{I_x} M_x M_x^o dx \quad [1]$$

gdzie:

E — moduł sprężystości podłużnej,
 I_x — zmienny moment bezwładności przekroju pręta,
 M_x i M_x^o — momenty zginające od obciążenia zewnętrznego i od jednostkowej siły uogólnionej ($X=1$).

Całka [1] może być zastosowana dla części długości pręta, na której zarówno moment bezwładności przekroju jak i moment zginający są funkcjami ciągłymi i mają ciągle pochodne. Taką część pręta nazwano w nin. artykule — odcinkiem. Założono, że dla odcinka pręta o $0-l$ (rys. 1) funkcje momentu gnącego i momentu bezwładności dane są w formie analitycznej — $M(x)$ i $I(x)$.

Można stwierdzić, że na odcinku $0-l$ istnieje taka wartość momentu bezwładności $I(\xi)$, która pozwoli przedstawić wzór w następującej postaci:

$$\delta = \frac{1}{EI(\xi)} \int_0^l M_x M_x^o dx$$

gdzie: $I_0 < I(\xi) < I_e$.

Oczywiście istnieje taka liczba k , która może spełnić następujące warunki:

$$I(\xi) K = I_0$$

$$I(\xi) K = I_e$$

dla pierwszego warunku: $K < 1$;

dla drugiego warunku: $K > 1$;

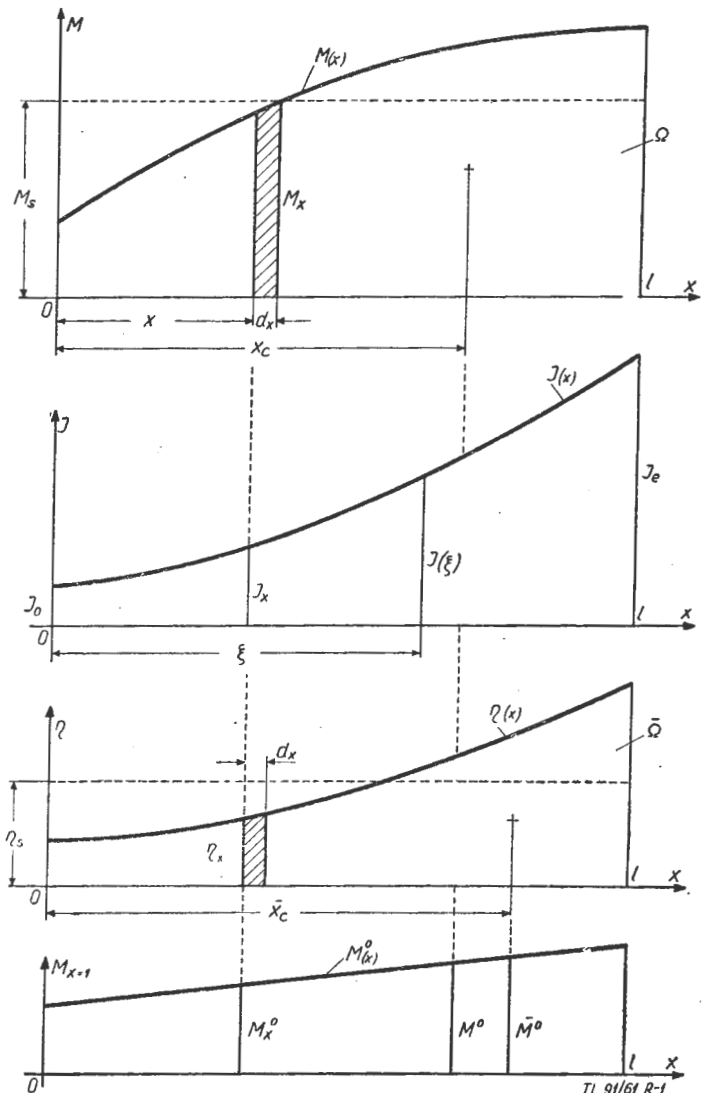
Podstawiając na przykład wielkość

$$I(\xi) = \frac{I_0}{k}$$

do wzoru [1] otrzymamy:

$$\delta = \frac{s}{EI_0} \int_0^l M_x M_x^o dx$$

lub ostatecznie: $\delta = K \cdot \delta_0$



Rys. 1

gdzie:

δ_0 — odpowiednie przesunięcie obliczone dla pręta o stałym momencie bezwładności — I_0 ,

k — współczynnik zależny od przebiegu funkcji I_x i M_x .

Jeżeli pręt posiada kilka odcinków, to całkowite odkształcenie będzie:

$$\delta_s = \sum K \delta_o$$

Wyznaczenie współczynnika k

Wprowadzając dwie pomocnicze funkcje:

$$\alpha(x) = \frac{I_o}{I_x}$$

oraz

$$\beta(x) = \frac{M_s}{M_x}$$

gdzie: $M_s = \frac{1}{l} \int_0^l M_x dx = \frac{\Omega}{l}$ (rys. 1)

otrzymamy:
$$\delta = \frac{1}{E} \int_0^l \frac{M_x M_x^o dx \frac{M_s}{M_x}}{I_x \beta_x \frac{I_o}{I_x}} dx$$

oznaczając: $\eta_x = \frac{\alpha_x}{\beta_x}$

po przekształceniu otrzymamy:

$$\delta = \frac{M_s}{EI_o} \int_0^l M_x^o \eta_x dx$$

M_x^o jest funkcją liniową, można więc stosować metodę Wereszczagina:

$$\delta = \frac{M_s \bar{M}^o}{EI_o} \int_0^l \eta_x dx = \frac{M_s \bar{M}^o}{EI_o} \eta_s l$$

gdzie: $\eta_s = \frac{1}{l} \int_0^l \eta_x dx$

Ponieważ: $M_s = \frac{\Omega}{l}$, to ostatecznie:

$$\delta = \frac{\Omega \bar{M}^o}{EI_o l} \eta_s l = \frac{\Omega M^o}{EI_o} \eta_s \frac{\bar{M}^o}{M^o}$$

Według Wereszczagina:

$$\frac{\Omega M^o}{EI_o} = \delta_o$$

więc uogólnione odkształcenia można przedstawić w prostej formie:

$$\delta = K \cdot \delta_o \quad [2]$$

gdzie:

$$K = \eta_s \cdot \frac{\bar{M}^o}{M^o} \quad [3]$$

M_o i $\bar{M}o$ — odpowiednie współrzędne wykresu momentu gnącego od uogólnionej jednostkowej siły, które leżą na przeciw środków ciężkości powierzchni wykresu momentu gnącego i płaszczyzny ograniczonej funkcją $\eta(x)$ rys. 1, 2.

$$M^o = M_{x=1}^o(x_c)$$

$$\bar{M}^o = M_{x=1}^o(\bar{x}_c)$$

gdzie: x_c i \bar{x}_c — współrzędne środka ciężkości powierzchni wykresu momentu gnącego i powierzchni ograniczonej funkcją $\eta(x)$.

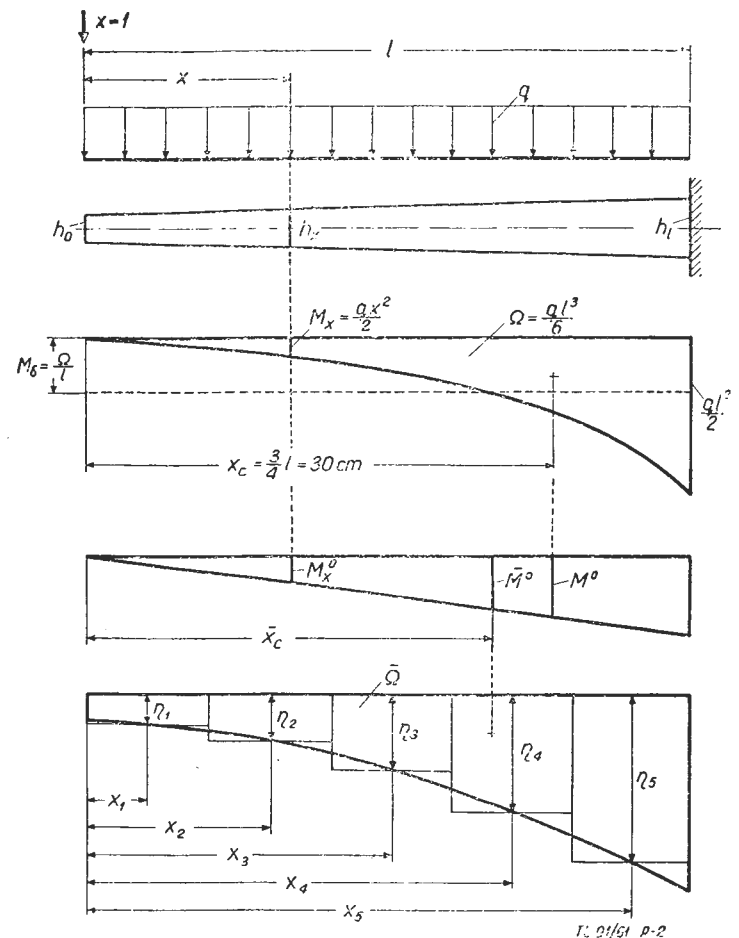
Wielkości x_c i \bar{x}_c wyznacza się z równań momentów statycznych płaszczyzn względem osi rzędnych

$$x_c = \frac{\int_0^l M_x X dx}{\int_0^l M_x dx}$$

$$\bar{x}_c = \frac{\int_0^l \eta_x X dx}{\int_0^l \eta_x dx}$$

PRZYKŁAD.

Obliczyć ugięcie wolnego końca stalowej belki o zmiennym prostokątnym przekroju (rys. 2), obciążonej siłami ciągłymi wzdłuż belki $q = 10$ kG/cm, przy czym:



Rys. 2

$E = 2,10^6$ kG/cm², $b = 2$ cm (szerokość przekroju), $h_0 = 2$ cm, $h_1 = 4$ cm, $l = 40$ cm.

1. Obliczeniowy moment bezwładności

$$I_o = \frac{bh_o^3}{12} = \frac{2 \cdot 2^3}{12} = 1,33 \text{ cm}^4$$

2. Ciągła zmienna wysokość przekroju

$$h_x = h_o + \frac{h_1 - h_o}{e} x = 2 + 0,05x$$

3. Ciągła zmienna wartość momentu bezwładności

$$I_x = \frac{bh^3}{12} - \frac{2}{12}(2 + 0,05x)^3 = 0,00002x^3 + 0,0025x^2 + 0,1x + 7,33$$

4. Wyrażenie funkcji

$$\alpha_x = \frac{I_o}{I_x} = \frac{1,33}{0,00002x^3 + 0,0025x^2 + 0,1x + 1,33}$$

lub

$$\alpha_x = \frac{1}{0,000075x^3 + 0,00188x^2 + 0,025x + 1}$$

5. Wyrażenie funkcji

$$\beta_x = \frac{M_s}{M_x} = \frac{ql^2}{6} : \frac{qx^2}{2} = \frac{1600}{3x^2} = \frac{533}{x^2}$$

6. Wyrażenie funkcji

$$\eta_x = \frac{\alpha_x}{\beta_x} = \frac{x^2}{0,008x^3 + x^2 + 40x + 533}$$

7. Obliczanie wielkości $\bar{\Omega}$ i \bar{X}_s przeprowadza się przybliżonym całkowaniem funkcji $\eta(x)$ metodą prostokątów przy wartościach argumentów $x_1 = 4$ cm, $x_2 = 12$ cm, $x_3 = 20$ cm, $x_4 = 28$ cm i $x_5 = 36$ cm

$$\eta_1 = \frac{4^2}{0,008 \cdot 4^3 + 4^2 + 40 \cdot 4 + 533} = 0,0226$$

$$\eta_2 = \frac{12^2}{0,008 \cdot 12^3 + 12^2 + 40 \cdot 12 + 533} = 0,123$$

$$\eta_3 = \frac{20^2}{0,008 \cdot 20^3 + 20^2 + 40 \cdot 20 + 533} = 0,223$$

$$\eta_4 = \frac{28^2}{0,008 \cdot 28^3 + 28^2 + 40 \cdot 28 + 533} = 0,3$$

$$\eta_5 = \frac{36^2}{0,008 \cdot 36^3 + 36^2 + 40 \cdot 36 + 533} = 0,36$$

Powierzchnia ograniczona współrzędnymi układu i funkcją $\eta(x)$

$$\bar{\Omega} = \frac{l}{5}(\eta_1 + \eta_2 + \eta_3 + \eta_4 + \eta_5) = 8(0,0226 + 0,123 + 0,223 + 0,3 + 0,36) = 8 \text{ cm}$$

Położenie środka ciężkości \bar{X}_s powyżej powierzchni

$$\bar{X}_s = \frac{1}{\bar{\Omega}}(\eta_1 x_1 + \eta_2 x_2 + \eta_3 x_3 + \eta_4 x_4 + \eta_5 x_5) \frac{l}{5} = \frac{1}{8}(0,0226 \cdot 4 + 0,123 \cdot 12 + 0,223 \cdot 20 + 0,3 \cdot 28 + 0,36 \cdot 35) \cdot 3 = 27,4 \text{ cm}$$

8. Średnia wartość funkcji $\eta(x)$

$$\eta_s = \frac{\bar{\Omega}}{l} = \frac{8}{40} = 0,2$$

9. Wielkość współczynnika — K

$$K = \eta_s \cdot \frac{M_s^o}{M_x^o} = 0,2 \cdot \frac{27,4}{30} = 0,183$$

10. Ugięcie

$$y = \frac{ql^4}{8EI_o} \cdot K = \frac{10 \cdot 40^4}{8 \cdot 2 \cdot 10^6 \cdot 1,33} \cdot 0,183 = 2,2 \text{ mm}$$

Powyższa metoda obliczeń odkształceń liniowych i kątowych może być zastosowana zarówno do prętów o pełnych, jak również i o niepełnych przekrojach, w tej liczbie dla prętów cienkościennych.

LITERATURA

1. W. J. Smirnow — Kurs wyższej matematyki, t. I, Moskwa, 1958
2. N. M. Bielajew — Sprotywlenie matieriałow
3. A. A. Popow — Kurs sprotywlenia matieriałow, Maszgiz, 1959.

Mgr inż. IRENA AUERBACH

621-253.3:534.13.014.1

Doświadczalne metody określania częstości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych

Wstęp

Drgania łopatek maszyn wirnikowych stanowią bardzo skomplikowane zjawisko dynamiczne. W związku z tym wszechstronne zbadanie drgań drogą obliczeń matematycznych, następcząc wiele trudności, nie gwarantuje uzyskania dokładnych wyników. Nawet bardzo dokładne metody teoretyczne nie są w stanie uwzględnić wszystkich czynników, wpływających na zjawisko drgań. Dlatego wyniki obliczeń należy traktować tylko jako orientacyjne przed wykonaniem łopatki w metalu.

Wraz ze wzrostem obciążenia dynamicznego poszczególnych elementów, między innymi i łopatek, we współczesnych konstrukcjach specjalnie dużego znaczenia nabiera problem doświadczalnych metod określania drgań, a następnie i naprężeń, powstających od drgań.

Ruch drgający układu określony jest całkowicie, jeżeli znane są: częstości drgań własnych, amplituda i linia ugięcia. Trudność polega na określeniu ich wartości w warunkach roboczych. Daje się odczuwać brak danych doświadczalnych, dotyczących dynamicznej linii ugięcia łopatek w czasie pracy, jak również brak pomiarów bezwzględnych wartości amplitud w tych warunkach.

Jedną z ważniejszych charakterystyk wytrzymałości łopatek, z punktu widzenia drgań, jest częstość drgań własnych.

Istnieje wiele metod pomiaru częstości drgań. Wszystkie te metody można ogólnie podzielić na dwie grupy:

1. Metoda drgań swobodnych.
2. Metoda rezonansowa.

W artykule omówione będą tylko najczęściej stosowane w praktyce metody, dotyczące określania częstości podstawowych.

Należy jeszcze podkreślić, że spośród wszystkich stosowanych metod tylko te pozwalają na uzyskanie wartości częstości wyższych postaci drgań, w których pomiary częstości sprowadzają się do pomiaru częstości prądu zmiennego.

1. Metoda drgań swobodnych

Można tu zrobić podział na dwie grupy metod — metody akustyczne i metody oparte na rejestracji drgań w postaci krzywej.

Metoda akustyczna

Metoda ta omówiona będzie krótko, wyłącznie jako przykład bardzo prostego, nie wymagającego specjalnych urządzeń (jako źródło dźwięku wykorzystuje się generator lampowy) sposobu oceny częstości drgań.

Badaną łopatkę mocuje się w uchwycie, na przykład w imadle, możliwie sztywno i wzbudza się drgania za pomocą gumowego młoteczka. Łopátka, drgając, staje się źródłem dźwięku. Jednocześnie wzbudza się inne źródło dźwięku o zmiennej częstości drgań i dostraja się jego częstość do częstości drgań badanej łopátki.

Przy użyciu wyżej opisanej metody można określić częstości drgań własnych z dokładnością około 0,6%.

Dla łopatek maszyn wirnikowych metoda ta obecnie nie jest stosowana.

Metoda rejestracji drgań

Istnieje szereg sposobów określania częstości, opartych na tej metodzie.

Najprostsze urządzenie tego typu składa się z równomiernie przesuwaną się specjalnej taśmy i cienkiego rylca, zamocowanego na badanej łopátce. W czasie drgań łopátki otrzymuje się na taśmie krzywą, będącą wykresem drgań. Znając odległość, na jaką przesunie się taśma w ciągu sekundy, i przeliczając ilość okresów drgań, przypadających na ten odcinek, otrzymuje się od razu częstość drgań łopátki.

Metoda ta jest również bardzo prosta i może być stosowana z braku bardziej precyzyjnych, ale równocześnie i bardziej skomplikowanych urządzeń.

Jednym z takich precyzyjnych, często stosowanych urządzeń, jest oscylograf pętlicowy.

Użycie jego do badania procesów mechanicznych, jakimi są drgania, wymaga zastosowania elementu pośredniego —

Tabela

| Typ wibratora | Częstotliwość drgań własnych w powietrzu (Hz) | Oporność Ω | Największy dopuszczalny prąd (mA) | Czułość na oscylografie [mm/mA] |
|---------------|---|-------------------|-----------------------------------|---------------------------------|
| I | 5 | 3,5 | 100 | 0,2 |
| II | 10 | 3 | 150 | 0,04 |
| IV | 3 | 6 | 25 | 1,0 |
| V | 2 | 6 | 10 | 2,5 |
| VIII | 1,2 | 14 | 2 | 13,0 |

czujnika, przekształcającego wielkości mechaniczne w proporcjonalne do nich wielkości elektryczne. Czujniki te często mają bardzo prostą konstrukcję, jeśli w układzie pomiarowym zastosuje się wzmacniacz. Zaletą oscylografu pętlicowego jest możliwość jednoczesnej obserwacji i rejestracji badanych zjawisk.

Ponieważ oscylografy te są szeroko rozpowszechnione i często stosowane do badania drgań, niżej będzie krótko opisany ośmiopętlicowy oscylograf radziecki typu MPO-2.

Jest to oscylograf przenośny, zasilany z sieci lub baterii akumulatorów. Rejestracja odbywa się na normalnej taśmie filmowej o szerokości 35 mm. Posiada on osiem wibratorów (pętliczek wymiennych).

W tabeli zestawione są dane, dotyczące częściej używanych typów wibratorów.

Zamiast jednego wibratora wstawia się znacznik czasu zasilany ze wspólnego zasilacza oscylografu i dający na taśmie krzywą o częstości 500 Hz.

Prędkość przesuwania taśmy można zmieniać od 1 do 5000 mm/sek. Specjalna kasetka pozwala na otrzymanie oscylogramów o długości do 5 m — przy prędkości rejestracji do 2 m/sek i o długości do 1,5 m — przy prędkości rejestracji do 5 m/sek. Możliwe jest również automatyczne zatrzymywanie lub uruchamianie taśmy.

Układ optyczny w zasadzie nie różni się od układu optycznego innych oscylografów tego typu.

Badaną łopatkę mocuje się w specjalnym zacisku tak, aby zamocowanie to było maksymalnie sztywne. W miarę możliwości należy dążyć do tego, aby warunki zamocowania w zacisku odpowiadały warunkom rzeczywistym.

Czujnik mocuje się na sztywnej ramie, aby wyeliminować wpływ jego drgań na wyniki pomiaru. Czujnik ustawia się względem łopátki tak, aby podczas drgań zmiana

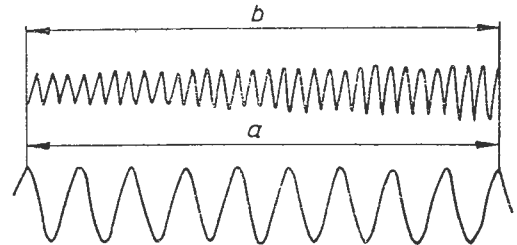
luzu między czujnikiem i łopatką zachodziła w kierunku tych drgań, częstość których będzie mierzona.

Wykres drgań łopátki, otrzymany za pomocą oscylografu, pokazany jest na rys. 1.

Aby określić częstość drgań, należy znać prędkość v przesuwu taśmy i długość l oscylogramu. Po obliczeniu ilości okresów n , otrzymuje się częstość f ze wzoru:

$$f = \frac{n \cdot v}{l} \text{ 1/sek}$$

W praktyce obliczenie to upraszcza się w ten sposób, że zamiast całej taśmy wydziela się odcinek oscylogramu tak, aby mieć na nim pełną ilość okresów drgań łopátki



TL-98/51 R-1

Rys. 1. Oscylogram drgań łopátki; a — wskaźnik czasu, b — drgania łopátki

lub wskaźnika czasu. Po obliczeniu ilości okresów wskaźnika czasu i łopátki określa się częstość ze wzoru:

$$f = f_1 \cdot \frac{n}{n_1}$$

gdzie:

n — ilość okresów drgań łopátki na wydzielonym odcinku,

n_1 — ilość okresów wskaźnika czasu na tym samym odcinku,

f_1 — częstość wskaźnika czasu na sekundę.

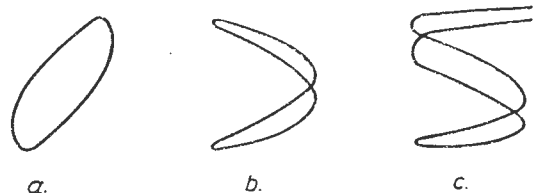
Częstość wskaźnika czasu f_1 jest ściśle ustalona dla każdego oscylografu.

Błąd względny przy takim określeniu częstości drgań łopátki wynosi:

$$\Delta f = \Delta n + \Delta n_1 + \Delta f_1$$

Wskaźnik czasu można wybrać tak, aby jego błąd względny wynosił setne części procentu.

Błąd względny wielkości n i n_1 zależy od długości odcinka oscylogramu i zmniejsza się ze zwiększeniem tego odcinka.



TL-98/51 R-2

Rys. 2. Figury Lissajous; a — pierwsza postać drgań, b — druga postać drgań, c — trzecia postać drgań

Równie szeroko, jak wyżej opisany, stosowany jest oscylograf katodowy.

Zasada działania oparta jest na własności strumienia elektronów, wychylającego się zarówno w polu magnetycznym jak i w polu elektrostatycznym, i przesuwanego się odpowiednio do drgań tych pól, niezależnie od wartości częstości.

Na ekranie przyrządu obserwuje się figury Lissajous.

Dla rejestracji przebiegu drgań do oscylografu katodowego można dołączyć kamerę filmową lub aparat fotograficzny.

Pomiar częstotliwości drgań za pomocą oscylografu katodowego różni się nieco od opisanego wyżej.

Figury Lissajous na ekranie oscylografu otrzymuje się przez wzajemne nałożenie się dwóch napięć sinusoidalnych — generatora i czujnika.

Częstotliwość generatora zmienia się tak, aby odpowiadała ona częstotliwości drgań badanej łopatki. Przy zgodności obu częstotliwości figury Lissajous na ekranie wydają się nieruchome (rys. 2). Przy małej różnicy częstotliwości widoczny jest obrót tych figur jakby wokół osi poprzecznej, przy czym częstotliwość tego obrotu równa jest różnicy częstotliwości drgań łopatki i generatora.

Wielkość błędu przy takim pomiarze częstotliwości drgań łopatek zależna jest tylko od dokładności generatora.

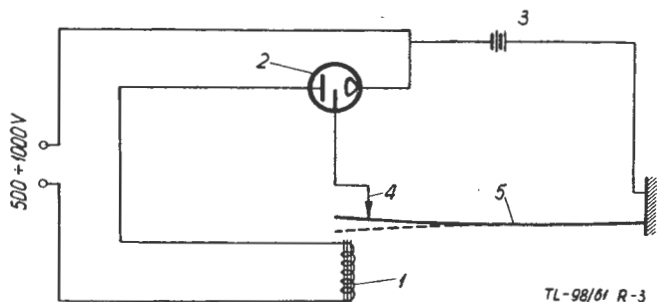
Dla łopatek o częstotliwości 1181 1/sek (obliczonej metodą Rayleigha-Ritza) otrzymano, przy zastosowaniu oscylografu katodowego, wyniki 1108—1210 1/sek. Jako czujnik użyty został mikrofon.

2. Metoda rezonansowa

Przy wyznaczaniu częstotliwości drgań własnych łopatek metodą rezonansową, drgania wzbudza się okresową siłą zewnętrzną o dowolnie zmiennej częstotliwości. Przy zgodności obu częstotliwości — siły wzbudzającej i badanej łopatki, występuje zjawisko rezonansu i gwałtownie rośnie amplituda drgań. Pomiar częstotliwości siły wzbudzającej w chwili rezonansu określa częstotliwość drgań własnych łopatki.

Jako urządzenia wzbudzające — przy częstotliwościach do 100 1/sek — stosowane mogą być różnego rodzaju przyrządy z masą niewyważoną, lub mechanizmy korbowe.

Ze względu na to, że częstotliwości drgań łopatek większości maszyn wirnikowych są znacznie wyższe, urządzenia me-



Rys. 3. Schemat urządzenia do pomiaru częstotliwości; 1 — elektromagnes, 2 — lampa trójelektrodowa, 3 — sucha bateria, 4 — kontakt, 5 — badana łopatka

chaniczne do pomiaru nie są stosowane. Szerokie zastosowanie natomiast przy metodzie rezonansowej znalazły urządzenia elektromechaniczne. Jednym z nich jest urządzenie działające na zasadzie dzwonka elektrycznego.

Przyrząd taki składa się z dwóch zasadniczych części:

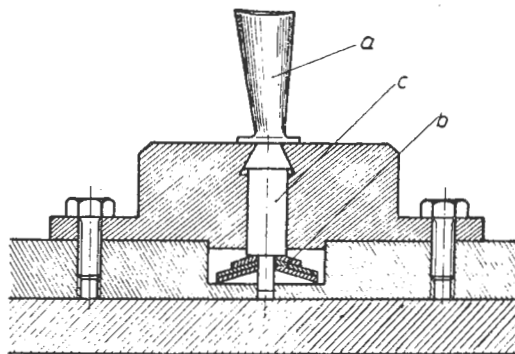
- 1) z zacisku łopatki i
- 2) z elektromagnetycznego układu wzbudzającego.

Na rys. 3 pokazany jest schemat układu wzbudzającego. Urządzenie, jak widać ze schematu, jest bardzo proste i ma tę dodatkową zaletę, że otrzymany prąd zmienia się proporcjonalnie do zmian częstotliwości badanej łopatki.

Prostota urządzenia kryje w sobie jednak i pewne wady, a mianowicie:

- 1) trudność otrzymania częstotliwości wyższych od podstawowych,
- 2) do pomiaru częstotliwości łopatki o dużej sztywności i wysokich częstotliwościach urządzenie nie nadaje się.

W innym, bardziej skomplikowanym urządzeniu produkcji radzieckiej, skonstruowanym w C.K.T.I. — I.R.P.A.,



TL-98/61 R-4

Rys. 4. Przyrząd do mocowania łopatki w czasie prób; a — łopatka, b — sprężyny, c — trzpień

doprowadza się do rezonansu łopatki, drgającej w polu elektromagnetycznym, i częstotliwość drgań własnych łopatki określa się według częstotliwości prądu wzbudzającego.

W tym przypadku, łopatki muszą być wykonane z materiału magnetycznego, albo mocuje się na nich masy magnetyczne, co jednak powoduje obniżenie częstotliwości zmierzonych w porównaniu z rzeczywistą.

Wszystkie opisane wyżej metody dotyczyły częstotliwości statycznych, to znaczy bez uwzględnienia wpływu sił odśrodkowych i temperatury.

Na zakończenie tego krótkiego przeglądu należy jeszcze wspomnieć, że duży wpływ na częstotliwość, mierzoną w warunkach laboratoryjnych, ma sposób zamocowania łopatki.

Początkowo zakładano, że warunki zamocowania łopatki w tarczy i w imadle są identyczne, to znaczy, że częstotliwość drgań łopatek nie zależy od warunków ich zamocowania. W rzeczywistości niemożliwe jest otrzymanie jednakowych warunków zamocowania w imadle i w tarczy wirnika. Wpływ zamocowania jest mniejszy dla łopatek długich, ale jest decydujący w przypadku łopatek krótkich. W związku z tym rozpracowano bardzo dużo sposobów zamocowań badanej łopatki, możliwie najbardziej zbliżonych do warunków pracy — od prostych mechanicznych do hydraulicznych, z możliwością regulacji siły zacisku.

Na rys. 4 pokazane jest zamocowanie łopatki, gwarantujące stały docisk w czasie pomiaru.

Prowadzone są również szeroko badania nad wpływem zamocowania na częstotliwość drgań.

Przy wszystkich pomiarach częstotliwości łopatek, zarówno w warunkach statycznych, jak i dynamicznych, ważną rzeczą jest dobór odpowiedniego czujnika. Do badań statycznych drgań łopatek mogą być użyte czujniki indukcyjne, pojemnościowe, piezoelektryczne.

LITERATURA

1. Papczenko — „Wibraejonnaja procznost' łopatok turbin”
2. Hermann P. — „Schwingungsmessungen an Verdichterschaufeln”
3. Zimmermann R. — „Pomiary naprężeń i drgań metodami elektrycznymi”.

Czas odnowić prenumeratę!

Konto PKO Wrocław, nr 8-6-13768 „Ruch”

Olejenie współczesnych lotniczych silników turbinowych

W artykule omówiono pokrótce rolę i zadania układu olejowego lotniczych silników turbinowych, podano zasady obliczeń koniecznych wydatków oleju oraz przytoczono szereg danych statystycznych, niezbędnych do prawidłowego zaprojektowania układu olejowego jako całości oraz jego podstawowych elementów. Przytoczono również schematy układów olejowych kilku turbinowych silników odrzutowych i śmigłowych. W zakończeniu artykułu opisano pokrótce budowę podstawowych zespołów układów olejowych lotniczych silników turbinowych.

Wstęp

Olejenie łożysk i kół zębatach turbinowych silników odrzutowych i śmigłowych, jak i olejenie wszystkich innych maszyn i silników, jest niezbędne przede wszystkim ze względu na konieczność:

— zwilżania i izolowania filmem olejowym ślizgających się po sobie wzajemnie części łożysk (kulek lub wałków po bieżniach) oraz zębów kół zębatach. Powstały film olejowy zmniejsza współczynnik tarcia i zabezpiecza przed zatarciem;

— odprowadzania ciepła, wywiązującego się na skutek tarcia oraz ciepła doprowadzanego do olejowych części od sąsiadujących z nimi innych elementów konstrukcyjnych, na przykład korpusu łożyska czy wału turbiny;

— odprowadzania produktów ścierania, jak również odizolowania, na przykład łożyska od zanieczyszczeń z zewnątrz. Produkty ścierania powstają w minimalnych ilościach w sposób ciągły, a intensywniej w pierwszych godzinach pracy nowego lub naprawionego silnika, kiedy zachodzi jeszcze proces docierania. Olej odprowadza również do osadników i filtrów produkty spalania i starzenia się oleju.

Konstruktorzy lotniczych silników turbinowych wiele uwagi poświęcają układowi olejowemu, a zwłaszcza olejowaniu łożysk podpierających wirniki sprężarek i turbin oraz olejowaniu kół zębatach przekładni śmigieł w silnikach śmigłowych. Prawidłowo zaprojektowany i wykonany układ olejowy decyduje w znacznym stopniu o właściwościach eksploatacyjnych silnika. Do prawidłowego zaprojektowania układu olejowego konieczne są pewne obliczenia wstępne oraz możliwie najbogatsze dane statystyczne, dotyczące układów olejowych, obciążeń łożysk i kół zębatach silników podobnych osiągamy i konstrukcją do silnika, którego budowę się zamierza.

Poniżej zebrano i przedstawiono obliczenia poszczególnych elementów układu olejowego oraz przytoczono szereg danych statystycznych. Podano również kilka typowych rozwiązań konstrukcyjnych podstawowych zespołów układu olejowego współczesnych turbinowych silników odrzutowych i śmigłowych.

Obliczenie wydatku oleju

Wstępne obliczenia koniecznego wydatku oleju, doprowadzanego do łożyska, prowadzi się w oparciu o obliczenia ilości ciepła wywiązującego się w łożysku na skutek tarcia. Schemat obciążeń działających na łożysko pokazano na rys. 1.

Ciepło tarcia w łożysku można obliczyć z następującej zależności:

$$Q_t = \frac{1}{427} L_t [\text{kcal/min}]$$

gdzie praca tarcia:

$$L_t = \mu \cdot P \cdot \pi D_{sr} \cdot \eta [\text{kGm/min}]$$

gdzie:

P [kG] — siła obciążająca łożysko (dla łożyska przenoszącego siłę osiową $P = A + R$);

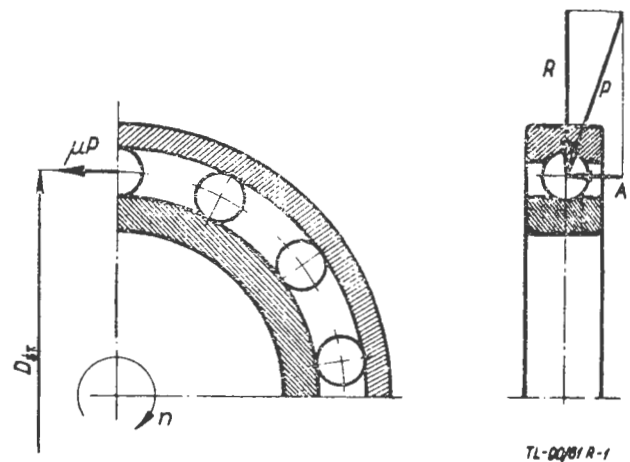
D_{sr} [m] — średnia średnica łożyska;

η [obr/min] — prędkość obrotowa jednej bieżni łożyska względem drugiej;

μ — współczynnik tarcia, który wynosi: dla łożysk kulkowych $\mu = 0,002 \div 0,004$; dla łożysk wałkowych $\mu = 0,003 \div 0,006$.

W czasie rozruchu, przy zimnym oleju (a więc znacznie gęstszym niż w czasie normalnej pracy silnika), współczynnik tarcia może wzrosnąć nawet kilkakrotnie.

W lotniczych silnikach turbinowych ilość ciepła przewodzona do łożysk od sąsiadujących z nimi części, na przykład do korpusów łożysk, wału turbiny itp., zależy przede wszystkim od sposobu i skuteczności chłodzenia tych części silnika. Ilość ciepła doprowadzanego do łożysk z zewnątrz można ustalić dokładnie jedynie w sposób doświadczalny. W przypadku łożysk będących w bezpośred-



Rys. 1. Schemat obciążeń działających na łożysko

niej bliskości tarcz turbiny, ilość ciepła, przenikająca do łożysk z zewnątrz, przekracza ciepło wytwarzane na skutek tarcia dziesięć- lub nawet piętnastokrotnie.

Konieczny wydatek oleju przez łożyska pędni silnika można obliczyć w oparciu o ilość ciepła wywiązującą się w łożysku na skutek tarcia z zależności:

$$V_t = \frac{Q_t}{\gamma \cdot c \cdot \Delta t} [\text{dcm}^3/\text{min}]$$

gdzie:

Q_t [kcal/min] — ciepło tarcia w łożysku. Dla środkowego łożyska silnika klasy RD-45 obliczeniowa wielkość ciepła tarcia jest rzędu ~ 45 kcal/min;

γ [kG/dcm³] = 0,85 \div 0,95 — ciężar właściwy oleju;

c [kcal/kG °C] = 0,5 — ciepło właściwe oleju;

Δt [°C] — przyrost temperatury oleju w łożysku. Dla olejów mineralnych przyjmuje się średnio $\Delta t = 30-50$ °C.

Jednakże, jeżeli konstruktor chce utrzymać maksymalną temperaturę oleju na wyjściu z silnika w granicach 100—120 °C, to wydatek oleju musi być kilkakrotnie większy od obliczonego z powyższej zależności z uwagi na duży przepływ ciepła z korpusów łożysk, wałów i innych części silnika do przepływającego oleju (ze względu na dużą różnicę temperatur między tymi częściami i olejem).

Na podstawie danych statystycznych, dla współczesnych silników odrzutowych i śmigłowych średnich wielkości można stwierdzić, że wydatek oleju przez wszystkie łożyska pędni wynosi średnio:

$$V_l = (3 \div 5) \cdot i [\text{dcm}^3/\text{min}]$$

gdzie:

i — ilość łożysk zespołu wirującego.

Najmniejszy wydatek oleju — $2 \div 3 \text{ dcm}^3/\text{min}$ — przypada na łożysko wałkowe wirnika sprężarki, a największy — $4 \div 6 \text{ dcm}^3/\text{min}$ — na łożysko wirnika turbiny znajdujące się w bezpośredniej bliskości jej tarczy.

W turbinowych silnikach śmigłowych olej odprowadza ciepło nie tylko od łożysk pędni, ale również od łożysk i kół zębatych przekładni śmigła. Konieczny wydatek oleju przepływającego przez przekładnię jest ściśle związany z jej sprawnością mechaniczną.

Można przyjąć, że sprawność jednostopniowej przekładni z walcowym ząbieniem prostym wynosi $\eta_m = 0,99$, a przekładni z ząbieniem skośnym lub daszkowym $\eta_m = 0,98$. Ponieważ przekładnie turbinowych silników śmigłowych są przynajmniej dwustopniowe, można przyjąć, że na ciepło zamienia się $2-3\%$ mocy przekazywanej z turbiny na przekładnię.

Ilość ciepła wywiązującego się w przekładni śmigła można obliczyć z następującej zależności:

$$Q_p = \frac{1}{427} (1 - \eta_m) \cdot N_p \cdot 75 \cdot 60 = 10,5 (1 - \eta_m) \cdot N_p \text{ [kcal/min]}$$

gdzie:

$\eta_m = 0,98 \div 0,97$ — sprawność mechaniczna przekładni N_p [KM] — moc przekazywana na przekładnię.

Ponieważ obudowa przekładni z reguły znajduje się w strumieniu przepływającego ze znaczną prędkością powietrza, przyjmuje się, że $10-20\%$ wywiązującego się w przekładni ciepła jest oddawane za pośrednictwem ścianek (niekiedy specjalnie w tym celu uźebrowanych), do strumienia powietrza.

Stąd, po uwzględnieniu powyższej poprawki, konieczny wydatek oleju przez przekładnię wynosi:

$$V_p = (0,8 \div 0,9) \frac{Q_p}{\gamma \cdot c \cdot \Delta t} = (8 \div 9) (1 - \eta_m) \frac{N_p}{\gamma \cdot c \cdot \Delta t} \text{ [dcm}^3/\text{min}]$$

Dla silnika klasy Rolls-Royce „Tyne” w przekładni wywiązuje się znaczna ilość ciepła, wynosząca $\sim 1600 \text{ kcal/min}$.

Wydatek oleju konieczny do olejenia kół zębatych i łożysk napędu osprzętu silników turbinowych jest tak znikomym w porównaniu z zapotrzebowaniem oleju przez przekładnię i łożyska pędni, że można go pominąć uważając, iż mieści się on w przyjmowanym zawsze zapasie V_z , stanowiącym $20-40\%$ wydatku oleju przepływającego przez łożyska pędni. Przyjmowanie tak znacznego zapasu jest konieczne ze względu na zmniejszanie się ciśnienia, a więc i wydatku oleju ze wzrostem wysokości lotu. (rys. 9).

Ostatecznie, wymagany wydatek oleju w magistrali tłoczącej turbinowego silnika odrzutowego wynosi:

$$V_{tl} = V_l + V_z = V_l + (0,2 \div 0,4) V_l = (1,2 \div 1,4) V_l \text{ [dcm}^3/\text{min}]$$

Wymagany wydatek oleju w układzie olejowym turbino-owego silnika śmigłowego wynosi:

$$V_{tl} = (1,2 \div 1,4) V_l + V_p \text{ [dcm}^3/\text{min}]$$

W przypadku samolotów bojowych, które muszą być przystosowane do gwałtownych i długotrwałych ewolucji, lotów na różnych i szybko zmieniających się wysokościach itd., dla zapewnienia prawidłowego olejenia silnika w tych warunkach może zaistnieć konieczność zwiększenia obliczonego wydatku oleju nawet dwukrotnie.

Ponieważ olej po przejściu przez łożyska i koła zębate ulega silnemu spienieniu, czemu sprzyja uszczelnienie łożysk za pomocą powietrza pobieranego ze sprężarki lub wentylatora chłodzącego, olejowe pompy odsysające muszą zapewniać wielokrotnie większe wydatki niż pompy tłoczące. Na podstawie przeprowadzonej przez autorów analizy układów olejowych wielu turbinowych silników od-

rzutowych i śmigłowych, można stwierdzić, że wydatek pompy ssącej wynosi:

$$V_s = (4 \div 6) V_{tl}$$

Pompy ssące i tłoczące różnią się od siebie jedynie szerokością wieńców kół zębatych.

Zupełnie oddzielne zagadnienie stanowi otwarte olejenie łożysk (na przykład łożysko turbiny silnika Bristol Siddeley „Viper”). W takim przypadku olejenie nie ma na celu odprowadzania ciepła od łożyska, lecz jedynie zmniejszenie współczynnika tarcia i zabezpieczenie przed zatarciem¹⁾. Olej jest doprowadzany do łożyska za pomocą tłoczki pompy dozującej o wydatku $0,3-0,5 \text{ dcm}^3/\text{godz}$.

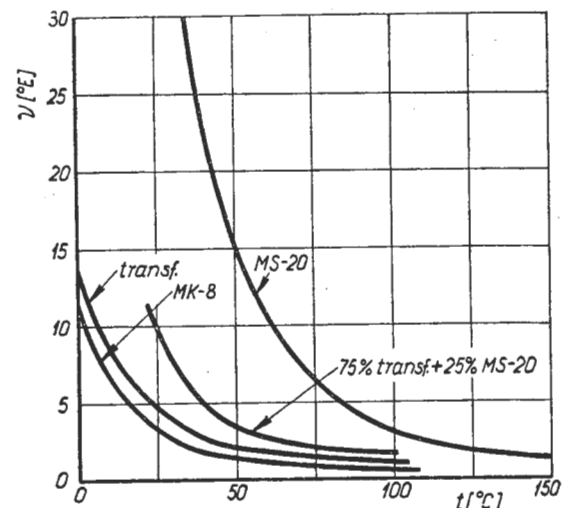
Stosowane oleje

Do olejenia silników turbinowych stosuje się prawie wyłącznie oleje mineralne o niewielkiej lepkości i niskiej temperaturze krzepnięcia. Stosowanie olejów o niskiej lepkości uzasadnione jest tym, że współczynnik tarcia jest tym mniejszy, im niższa jest lepkość oleju. Oleje o niskich lepkościach są znacznie lepiej rozpylane przez wtryskiwacze oleju niż oleje gęste, ponadto wykazują lepszą przyczepność do powierzchni metalu. Lepsze przyleganie oleju do powierzchni jest korzystne nie tylko ze względu na zmniejszenie współczynnika tarcia, ale również ze względu na lepsze odbieranie ciepła.

Zazwyczaj oleje, stosowane w turbinowych silnikach odrzutowych, posiadają lepkość rzędu $1,5 \div 2,5 \text{ }^\circ\text{E}$ w temperaturze $50 \text{ }^\circ\text{C}$, a temperaturę krzepnięcia poniżej $-40 \text{ }^\circ\text{C}$. Do olejów dodaje się niekiedy inhibitory, których stosowanie ma na celu obniżenie temperatury krzepnięcia, zmniejszenie skłonności do pienienia, zwiększenie przyczepności do metali oraz zapobieganie rozkładowi oleju w wysokich temperaturach.

W coraz większej ilości współczesnych silników stosuje się oleje syntetyczne (na przykład estry kwasów organicznych) doskonale pracujące w bardzo szerokim zakresie temperatur, których wartość maksymalna dochodzi do $250-300 \text{ }^\circ\text{C}$. W przypadku silników jednorazowego użytku do olejenia łożysk i kół zębatych napędu osprzętu silnika stosuje się nieraz paliwo (na przykład naftę), co pozwala na znaczne uproszczenie konstrukcji nie tylko układu olejowego, ale i całego silnika.

Na rys. 2 pokazano zmiany lepkości różnych olejów stosowanych w silnikach turbinowych w funkcji temperatury



TL-90/01A-2

Rys. 2. Wykresy zmiany lepkości olejów lotniczych w funkcji temperatury

ry. Dla porównania pokazano również charakterystykę oleju MS-20, stosowanego w lotniczych silnikach tłokowych.

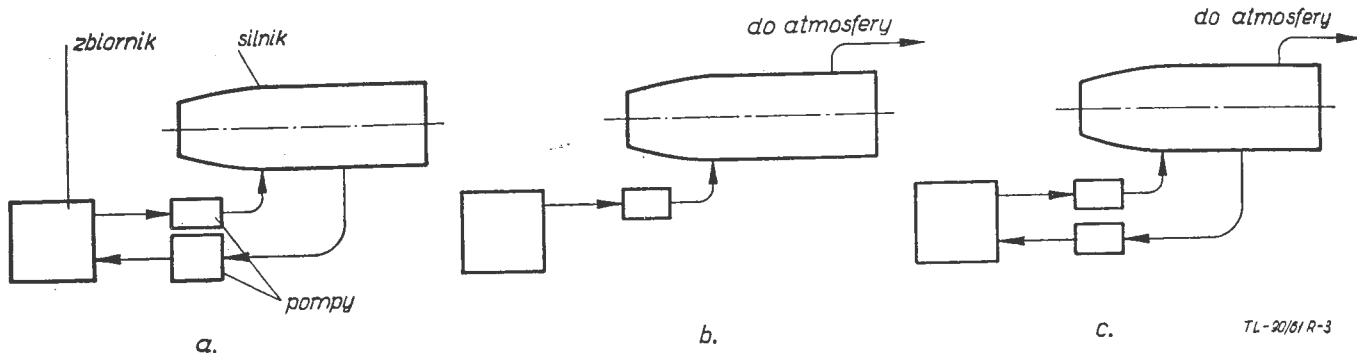
W turbinowych silnikach śmigłowych, ze względu na konieczność olejenia przekładni śmigła, wymagającej stosowania olejów gęstszych, używane są oleje o lepkościach

¹⁾ Chłodzenie łożyska odbywa się za pomocą strumienia powietrza ze sprężarki (przyp. red.).

4÷5 °E w temperaturze 50 °C. W niektórych silnikach śmigłowych stosowana jest 75% mieszanina oleju transformatorowego z olejem MS-20 lub MK-22.

Układy olejowe współczesnych turbinowych silników odrzutowych i śmigłowych

Ze względu na przyjęty ogólny schemat układu olejowego rozróżnia się układy zamknięte, otwarte i mieszane. W układach zamkniętych (rys. 3a) olej podawany jest ze zbiornika poprzez pompę tłoczącą do silnika, a następnie powraca do zbiornika na skutek działania pompy ssącej.

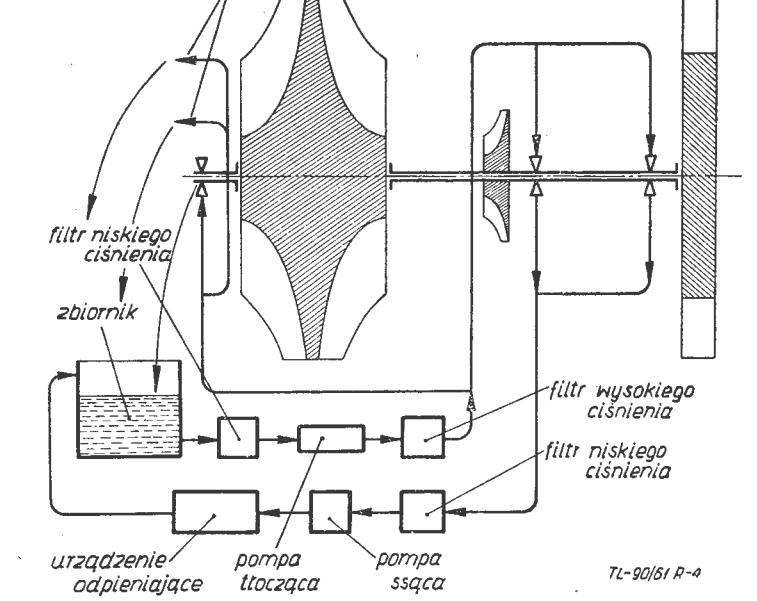


Rys. 3. Schematy ogólne układów olejowych

Według tego schematu wykonane są układy olejowe zdecydowanej większości silników. Rys. 3b przedstawia schemat układu otwartego, w którym olej ze zbiornika jest podawany przez pompę tłoczącą do silnika. Z łożysk olej wydostaje się na zewnątrz do atmosfery. Według tego sche-

podparta na trzech łożyskach. Skrzynia napędu osprzętu znajduje się w przedniej części silnika, dolna część skrzyni stanowi zbiornik olejowy z umieszczonymi w nim pompami olejowymi i filtrami. Pompa tłocząca podaje olej wspólnym przewodem do łożyska środkowego i tylnego oraz oddzielnym przewodem do łożyska przedniego i kół zębatych (wraz z łożyskami) skrzyni przekładniowej napędu osprzętu. Wydatek i ciśnienie oleju pompy tłoczącej regulowane jest za pomocą zaworu redukcyjnego, znajdującego się za filtrem wysokiego ciśnienia.

Ssąca pompa olejowa odbiera olej tylko z łożyska środkowego i tylnego, z łożyska przedniego i skrzyni napędu



Rys. 4. Schemat układu olejowego silnika RD-45

matu pracują niekiedy układy olejowe niewielkich silników jednorazowego użycia.

W niektórych przypadkach, jak na przykład w silniku Bristol Siddeley „Viper”, stosowany bywa układ mieszany, w którym zasadniczą część podawanego do silnika oleju wraca do zbiornika przepompowywana przez pompę ssącą, a część (z łożyska turbiny) jest wyrzucana do atmosfery (rys. 3c).

Poniżej opisano szczegółowiej układy olejowe kilku współczesnych turbinowych silników odrzutowych i śmigłowych.

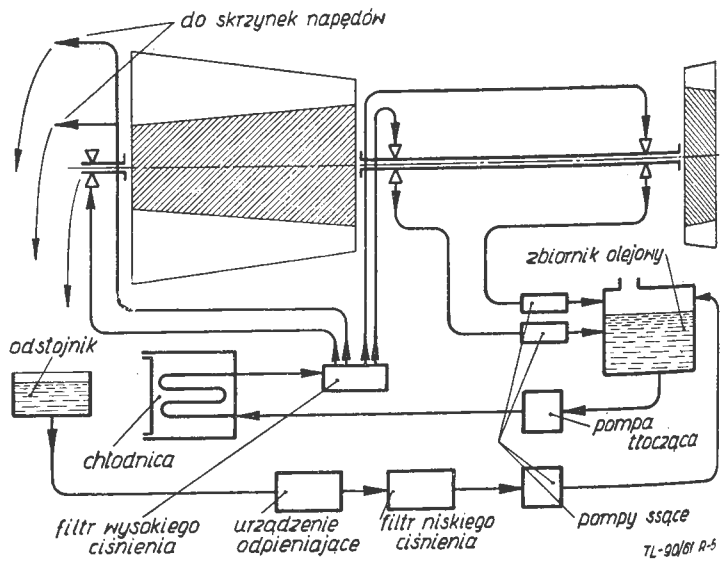
Na rys. 4 przedstawiono schemat układu olejowego turbinowego silnika odrzutowego RD-45. Układ składa się ze zbiornika, pompy tłoczącej, pompy ssącej, filtrów niskiego i wysokiego ciśnienia oraz urządzenia odpienającego oleju wysysany przez pompę z łożysk. W układzie tym, podobnie jak w układzie wielu współczesnych silników średniej wielkości, brak jest chłodnicy. Pędnia silnika jest

osprzętu olej splywa pod działaniem własnego ciężaru. Układ olejowy tego silnika nie jest przystosowany do pracy w warunkach długotrwałego lotu plecowego.

W większych turbinowych silnikach odrzutowych stosuje się w celu zmniejszenia ilości oleju, znajdującego się w układzie, chłodnice, w których ciepło od oleju odprowadza się zwykle do paliwa. Stosowanie chłodnicy takiego typu ma tę zaletę, że paliwo jest podgrzewane przed wejściem do silnika oraz zapewnia małe wymiary chłodnicy i nie zwiększa oporu czołowego samolotu.

Na rys. 5 pokazano schemat układu olejowego silnika Bristol Siddeley „Sapphire”. W układzie olejowym tego silnika, podobnie jak w innych większych silnikach, w których poszczególne łożyska pędni są bardziej odległe od siebie, z łożyska środkowego i tylnego olej jest odprowadzany przez oddzielne pompy ssące. Stosowanie oddzielnych pomp ma na celu zapobiegnięcie zassaniu powietrza z jednego z przewodów, co grozi zalaniem drugiego łożyska olejem. Z łożyska przedniego i skrzyni napędu osprzętu, podobnie jak w silniku RD-45, olej splywa do zbiornika pod własnym ciężarem.

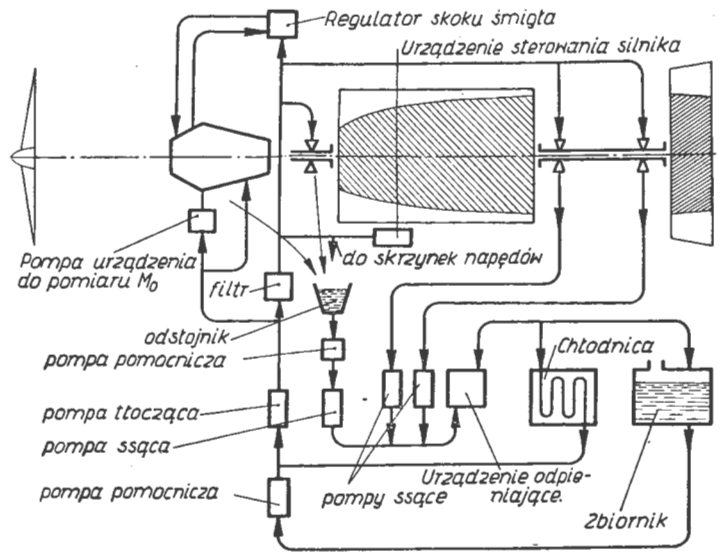
W turbinowych silnikach śmigłowych układ olejowy jest bardziej złożony ze względu na przekładnię, która wymaga doprowadzania dużych ilości oleju. W układach olejowych tych silników znajduje się chłodnica (tego typu co w silnikach łokowych), w której ciepło od oleju odprowadzane jest bezpośrednio do przepływającego przez chłodnicę strumienia powietrza. Na rys. 6 pokazano schemat układu ole-



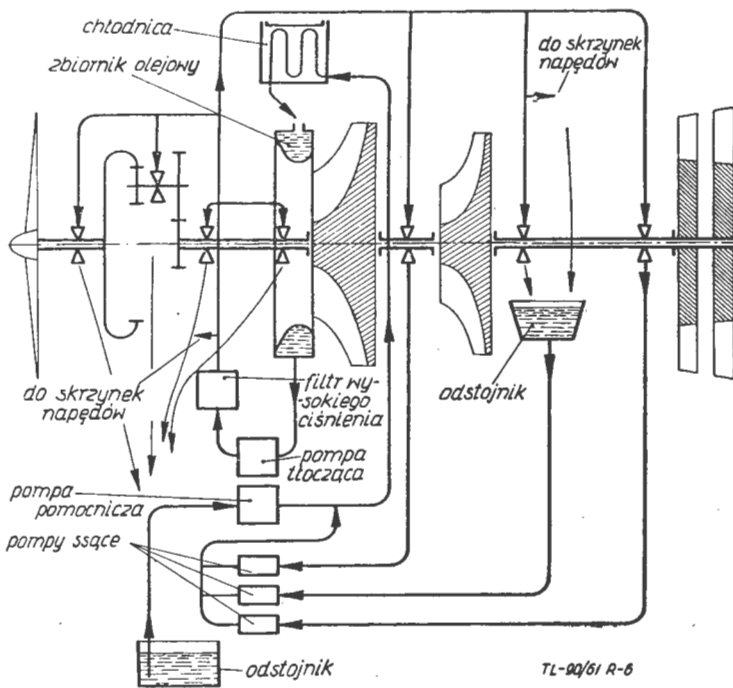
Rys. 5. Schemat układu olejowego silnika Bristol Siddeley „Sapphire”

owego angielskiego turbinowego silnika śmigłowego Rolls-Royce „Dart”. Silnik ten posiada w swoim układzie olejowym jedną pompę tłoczącą, trzy pompy ssące oraz jedną pompę pomocniczą, przelączającą olej z odstojuka do chłodnicy. W układzie znajdują się dwa odstojuki, co zostało podyktowane koniecznością odprowadzania oleju z przekładni i przedniej skrzyni napędu osprzętu oraz oddzielenie z tylnej skrzyni napędu osprzętu. W tej ostatniej znajduje się poza tym odśrodkowy odpieniacz oleju.

Układ olejowy turbinowego silnika śmigłowego AI-20 (rys. 7) posiada jedną pompę tłoczącą, trzy pompy ssące oraz dwie pompy pomocnicze: jedną odsysającą olej z odstojuka, drugą — podającą olej ze zbiornika do pompy tłoczącej. Podczas pracy silnika na mocy maksymalnej przepływa przez silnik prawie 130 dcm³/min oleju. Pompy olejowe umieszczone są w dolnej części silnika, przy czym ich osie obrotów są usytuowane poziomo. Prędkości obrotowe pomp są bliskie 6000 obr/min. W układzie znajduje się odśrodkowy odpieniacz i powietrzna chłodnica oleju. Olej z przedniego łożyska pędni oraz z przekładni sływa pod własnym ciężarem do odstojuka, skąd za pomocą pompy pomocniczej i pompy ssącej przekazywany jest do chłodnicy i zbiornika olejowego. Układ olejowy — oprócz olejowania łożysk i kół zębatach — zasila urządzenia pomiaru momentu obrotowego, regulator skoku śmigła oraz układ sterowania silnika.



Rys. 7. Schemat układu olejowego silnika AI-20



Rys. 6. Schemat układu olejowego silnika Rolls-Royce „Dart”

Konstrukcja podstawowych części układu olejowego

Pompy

Stosowane w silnikach turbinowych pompy olejowe są z reguły typu zębatego. Pompy zębate odznaczają się prostą konstrukcją, małą ilością części, dostatecznie dużym wydatkiem przepływu oleju przy małych wymiarach pompy oraz stosunkowo dużą sprawnością objętościową ($\eta_v = 0,8 \div 0,9$). Pompy nie będą na tym miejscu opisywane, ponieważ są szeroko znane nie tylko w lotnictwie, ale i w innych dziedzinach techniki.

Zawory redukcyjne

Wymagane ciśnienie oleju przelączanego przez pompy utrzymuje się za pomocą zaworu redukcyjnego. Ilość oleju upuszczanego na stronę ssącą pompy zależy nie tylko od wyregulowania zaworu i ciśnienia panującego po stronie ssącej pompy (ciśnienie to zależy od wysokości lotu), ale i od prędkości obrotowej pompy, lepkości oleju (zmiennej z temperaturą) itd. Na rys. 8 pokazano zawór redukcyjny

układu olejowego silnika RD-45. W warunkach ustalonych, gdy zawór jest w położeniu zamkniętym, siła nacisku sprężyny wynosi:

$$P_{spr} = \frac{\pi}{4} d^2 (p_o - p_H) \text{ [kG]}$$

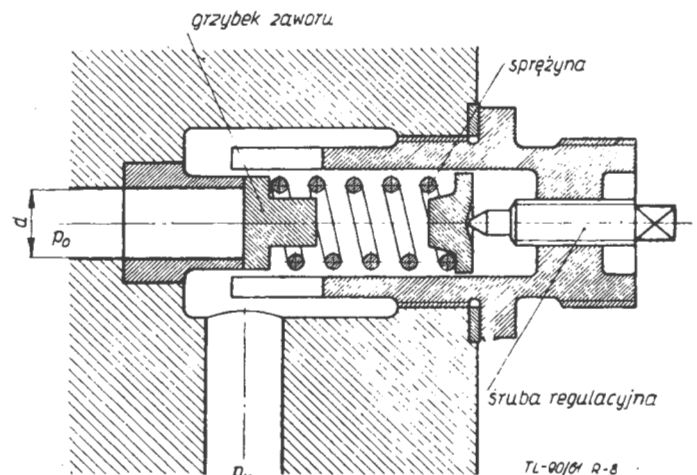
gdzie:

- d [cm] — czynna średnica grzybka zaworu,
- p_o [kG/cm²] — ciśnienie oleju w przewodzie za pompą,
- p_H [kG/cm²] — ciśnienie w przewodzie ssącym pompy (zmiennie z wysokością lotu).

Przekształcając powyższą zależność można wyznaczyć zmianę ciśnienia za pompą, regulowanego zaworem redukcyjnym, od ciśnienia p_H :

$$p_o = \frac{4 \cdot P_{spr}}{\pi \cdot d^2} + p_H = const + p_H \text{ [kG/cm}^2\text{]}$$

Na rys. 9 pokazano wykres, który przedstawia, jak zmienia się ciśnienie oleju za pompą w funkcji wysokości lotu. Ponieważ przy małych prędkościach obrotowych silnika (na przykład na „małym gazie”) ciśnienie za pompą spada poniżej wartości regulowanej przez zawór redukcyjny, co jest wynikiem znacznych procentowo przecieków w samej pompie na skutek zmniejszonej prędkości obrotowej należy w lotach wysokościowych tak sterować silnikiem, aby ciśnienie oleju p_o nie spadło poniżej pewnej wartości dopuszczalnej, na przykład 1 kG/cm², gdyż groziłoby to

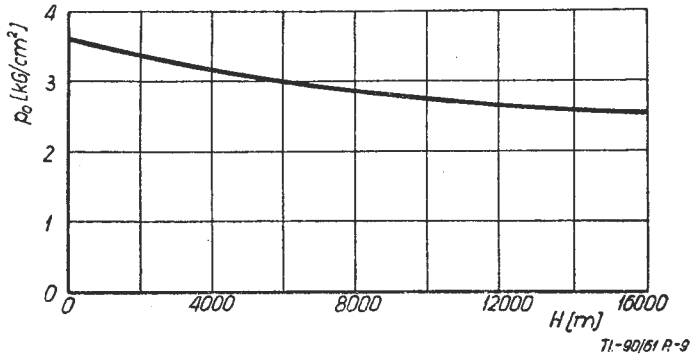


Rys. 8. Zawór redukcyjny

zbyt ubogim olejeniem silnika. Dlatego w kabine samolotu znajduje się wskaźnik ciśnienia oleju, ułatwiający prawidłowe sterowanie silnikiem, zapobiegające przedwczesnemu zużyciu łożysk i kół zębatach.

Przewody i wtryskiwacze

W silnikach turbinowych olej jest rozprowadzany zazwyczaj za pomocą przewodów rurowych i tylko w niektórych miejscach za pomocą kanałów wierconych w korpusach silnika. Średnice przewodów i kanałów, którymi przepływa



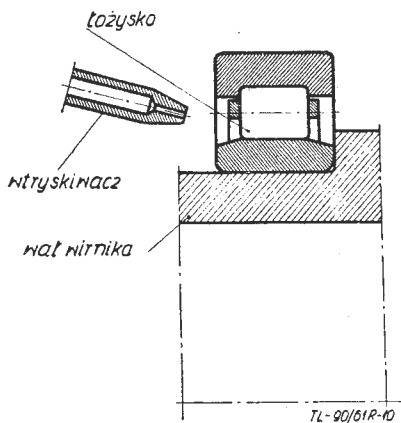
Rys. 9. Charakterystyka wysokościowa zaworu redukcyjnego

olej, wyznacza się w oparciu o przyjętą prędkość przepływu oleju, która według danych statystycznych wynosi średnio 3÷5 m/sek.

Łożyska i koła zębata silników turbinowych są olejone olejem rozpylonym za pomocą wtryskiwaczy. Konieczność olejowania rozpylonym do postaci mgły olejem jest podyktowana dużymi prędkościami toczenia się po sobie oraz poślizgu części olejonych. Koła zębata przekładni turbinowych silników śmigłowych i koła skrzyni napędu osprzętu charakteryzują się prędkościami obwodowymi, dochodzącymi do 80 m/sek. Bieżnie łożysk mają względem siebie prędkości rzędu 50÷70 m/sek.

O wartości wydatku oleju podawanego przez wtryskiwacz, przy określonym ciśnieniu wytwarzanym przez pompę, decyduje średnica i ukształtowanie kalibrowanego otworu wtryskiwacza. Rys. 10 przedstawia wtryskiwacz i sposób jego umieszczenia względem łożyska. Wydatek wtryskiwacza strugowego można obliczyć z następującej zależności:

$$v = 66,7 \cdot \mu_w \cdot d^2 \frac{p_0 - p_H}{\rho} \quad [\text{dcm}^3/\text{min}]$$



Rys. 10. Olejenie łożyska

gdzie:

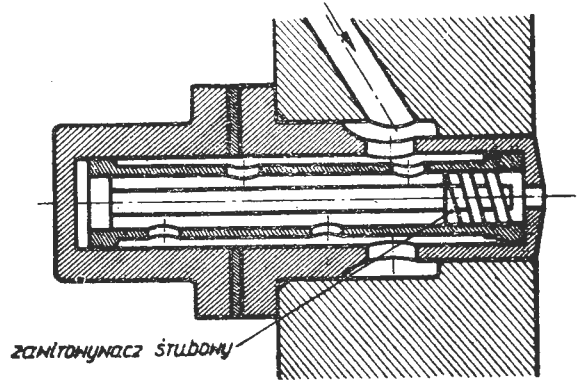
- $\mu_w = 0,60 \div 0,85$ — współczynnik wydatku zależny od kształtu otworu kalibrowanego,
- d [dcm] — średnica otworu wtryskiwacza. Średnica ta, jak wynika z przeglądu wielu konstrukcji, jest nie mniejsza niż 0,5—1,0 mm,

- ρ [kgsek²/dcm⁴] — gęstość oleju,
- p_0 [kg/cm²] — ciśnienie oleju w przewodzie przed wtryskiwaczem,
- p_H [kg/cm²] — ciśnienie w komorze łożyska równe w przybliżeniu ciśnieniu otoczenia (ze względu na odpowietrzanie silnika).

Wtryskiwacze strugowe stosuje się przede wszystkim do rozpylania oleju podawanego na koła zębata. Na łożyska pędni najczęściej podaje się olej rozpylony za pomocą wtryskiwaczy wirowych (w niektórych silnikach stosuje się do tego celu również wtryskiwacze strugowe). Na rys. 11 pokazano wtryskiwacz wirowy, stosowany (między innymi) przez angielską firmę Rolls-Royce. Ruch wirowy nadawany jest strudze wypływającego strumienia za pomocą specjalnego zawirowywacza śrubowego. Wydatek takiego wtryskiwacza można obliczyć według zależności przytoczonej powyżej, przyjmując $\mu_w = 0,2 \div 0,8$ w zależności od wielkości zawirowania. Im większe zawirowanie, tym mniejsza wartość współczynnika μ_w . Od wielkości zawirowania zależy wielkość kąta wierzchołkowego rozpylanego stożkowo strumienia oraz wielkość rozpylonych kropelek.

Urządzenia odpieniające

Olej rozpylony przez wtryskiwacze, oraz przez obracające się z dużymi prędkościami koła zębata i łożyska, osiada w dolnych częściach komór łożysk lub w specjalnych od-



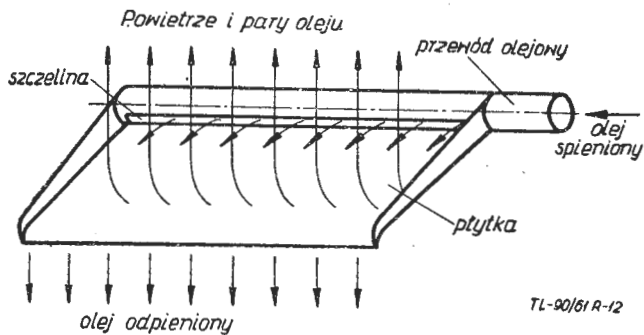
Rys. 11. Wtryskiwacz wirowy

stojnikach oleju w postaci bardzo silnie spienionej. Objętość oleju spienionego w silniku jest większa od objętości oleju nie spienionego (porównując stan oleju w odstojniku, to jest już częściowo odpienionego) kilka- lub nawet kilkunastokrotnie. Przeciętnie spieniony olej spływający z łożysk zawiera w swojej objętości około 70÷80% powietrza i par oleju. Utrudnia to w sposób zasadniczy odprowadzenie oleju z punktów olejonych oraz pomieszczenie go w zbiorniku. Dlatego we wszystkich silnikach turbinowych stosuje się specjalne urządzenia odpieniające.

Odpienianie oleju może następować w silniku w sposób swobodny lub w sposób wymuszony. Odpienianie oleju w sposób swobodny odbywa się w układzie olejowym (na przykład silnik RD-45). Spieniony olej splywa z łożysk do komór łożysk, stanowiących jakby wstępne odstojniki, skąd odsysany jest pompą ssącą i podawany do odpieniacza oleju, pokazanego na rys. 12. Odpieniacz oleju w tym silniku stanowi pozioma płytką, na którą wylewa się szerokim strumieniem (a więc cienką warstwą) spieniony olej ze szczeliny wyciętej wzdłuż przewodu doprowadzającego olej. Pęcherzyki olejowe — stykając się bezpośrednio z atmosferą — szybko pękają, uwolnione z pęcherzyków powietrze i pary oleju uchodzą do atmosfery, a odpieniony olej ścieka z płytki do zbiornika.

Prawie każdy współczesny turbinowy silnik odrzutowy, na przykład B.S. „Sapphire” czy śmigłowy, na przykład AI-20, ma specjalny odpieniacz odśrodkowy. W odpieniaczu odśrodkowym odpienianie oleju zachodzi w sposób wymuszony wskutek działania sił odśrodkowych. Odśrodkowy odpieniacz olejowy (rys. 13) składa się z wirnika mającego kilka przegród i drażony wałek z wierconymi promieniowo otworami, którymi „wyciśnięte” z oleju siłami odśrodkowymi powietrze wydostaje się do atmosfery poprzez odpowietrznik zbiornika, skrzyni napędu osprzętu lub prze-

kładni. Prędkości obrotowe odpieniaczy odśrodkowych zależą od średnicy wirników. Prędkości obwodowe wirników odpieniaczy, według statystyki, wynoszą 14–30 m/sek. Na przykład w silniku R. R. „Dart” prędkość ta wynosi około 25 m/sek. Olej zbiera się na wewnętrznej stronie ścianki wirującego bębna i stamtąd odprowadzany jest do zbiornika lub chłodnicy. Na tej ścianie osiadają także ewentualne zanieczyszczenia oleju — produkty ścierania części silnika i rozkładu oleju.

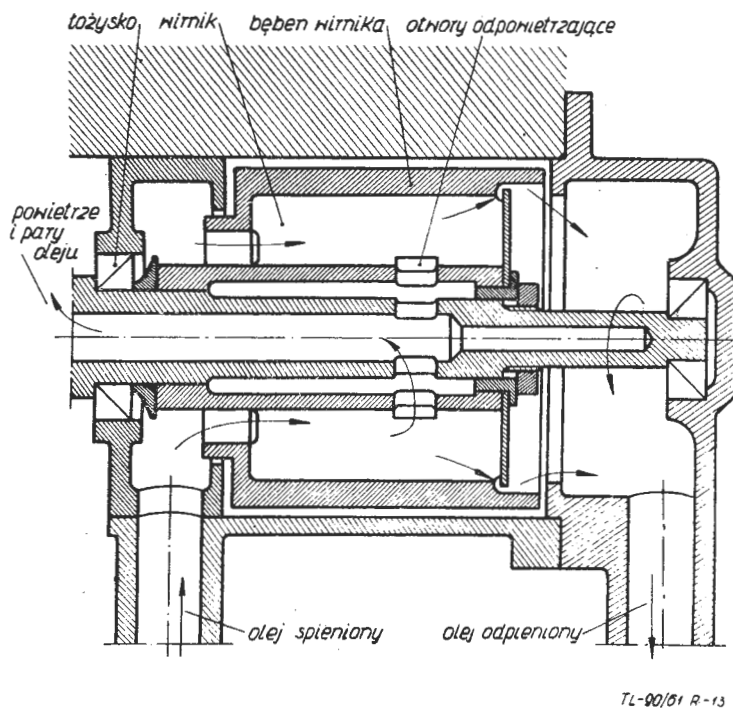


Rys. 12. Płytkowy odpieniacz oleju

Filtry

Przeznaczeniem filtrów jest usuwanie z oleju zanieczyszczeń, przyspieszających zużycie części silnika. Zanieczyszczeniami takimi mogą być frakcje smoliste oleju, produkty jego spalania, cząstki metaliczne i wreszcie zanieczyszczenia wodą. Obecność wody silnie wzmacnia pienienie oleju.

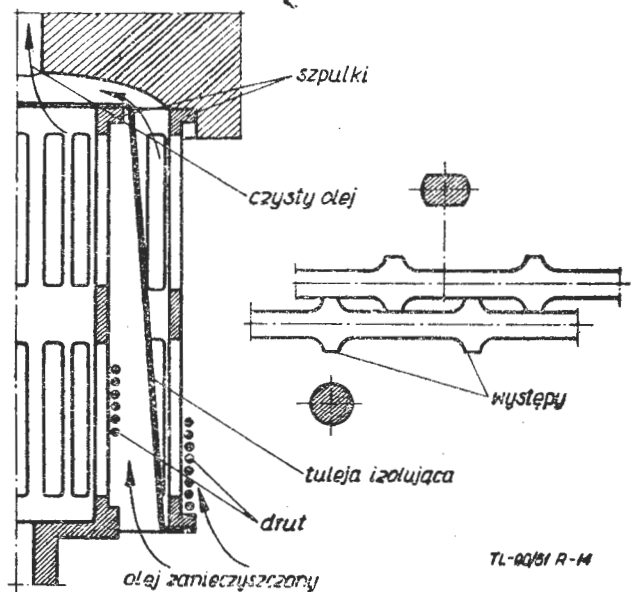
W turbinowych silnikach odrzutowych stosuje się zwykle filtry siatkowe. W turbinowych silnikach śmigłowych, oprócz filtrów siatkowych, stosuje się nieraz filtry magne-



Rys. 13. Odśrodkowy odpieniacz oleju

tyczne w celu zatrzymania produktów ścierania kół zębatych. Filtry siatkowe, pracujące w magistrali niskiego ciśnienia, mają stosunkowo niewielką gęstość siatki, która wynosi 100–500 oczek/cm². Siatka jest rozpinana na odpowiednio ukształtowanym szkielecie tłoczonym z blachy stalowej. Filtry pracujące w magistrali wysokiego ciśnienia mają w zasadzie taką samą konstrukcję, jednakże gęstość siatki jest znacznie większa i wynosi zwykle 3000–4000 oczek/cm². Ogólna powierzchnia filtru wysokiego ciśnienia może być mniejsza niż filtru niskiego ciśnienia.

Na uwagę zasługuje ciekawa konstrukcja filtru wysokiego ciśnienia silnika RD-45, pokazana na rys. 14. Jest to filtr, w którym oczka siatki tworzą szczeliny powstałe między zwojami ciasno nawiniętego na szpulę drutu o odpowiednim — widocznym na rysunku — profilu. Drut ten po przeciągnięciu zostaje przewalcowany w ten sposób, że spłaszczone go, pozostawiając występy, które ustalają odległości między sąsiednimi zwojami.



Rys. 14. Filtr oleju

Reasumując, należy stwierdzić, że projektowanie układu olejowego do współczesnego silnika turbinowego jest rzeczą trudną i wymagającą od konstruktora dużego doświadczenia i wielu wnikliwych badań na prototypie silnika. Ostateczna postać układu olejowego może być ustalona dopiero po przeprowadzeniu szeregu badań zużycia części na silniku produkowanym seryjnie i pracującym w różnych warunkach. Pamiętać należy o tym, że niejednokrotnie konstrukcja poszczególnych elementów układu olejowego decyduje o żywotności silnika.

LITERATURA

1. Skubaczewskij — Awiacjonnyje gazoturbinnyje dwigateli, Oborongiz, 1955
2. Polikowskij — Samolietnyje siłowyje ustanowki, Oborongiz, 1952
3. Rowinskij — Teoria awiacjonnoho dwigatiela — Woizdat, 1949
4. Wachal — Materiały pędne i oleje silnikowe, Wyd. MON, 1959
5. Bortnikow i inni — Awiacjonnyje dwigateli, Maszgziz, 1951
6. Opisy konstrukcji i instrukcje obsługi silników
7. Prospekty fabryczne silników

Za granicą czasopisma techniczne oraz wszystkie inne czasopisma polskie zamawiać można w Przedsiębiorstwie Eksportu i Importu „RUCH”, Warszawa, ul. Wilcza 46, skrót telefoniczny „Exprimruch” — Warszawa, konto bankowe: Narodowy Bank Polski, Warszawa, ul. Warecka 10, nr 2-6-71.

Zawory lotnicze

Zawory wchodzą w skład instalacji hydraulicznych i pneumatycznych samolotów. Mają one różne przeznaczenia, a mianowicie — mają zapewniać właściwy kierunek przepływu, zabezpieczyć przed przekroczeniem dopuszczalnego ciśnienia, wyregulować ciśnienie w instalacji lub w jednym z jej obwodów, itp.

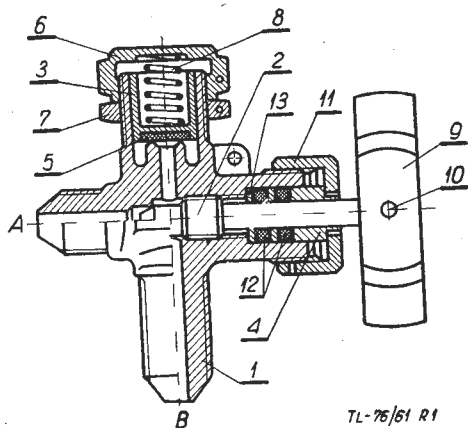
Z uwagi na ważną rolę, jaką zawory spełniają w instalacjach energetycznych samolotu, stawia się im poważne wymagania. Wymagania te określić można następująco:

1) działanie zaworów powinno być prawidłowe w całym zakresie temperatur występujących w czasie eksploatacji. Zawory muszą więc pracować i ich parametry muszą być zgodne z warunkami technicznymi na ogół w temperaturach od -60°C do $+50^{\circ}\text{C}$. Oczywiście różne zawory posiadają różne temperatury pracy i bada się je w określonych, właściwych temperaturach;

2) zawory powinny wykazywać zewnętrzną szczelność całkowitą, natomiast dopuszczają się minimalną nieszczelność wewnętrzną, o ile nieszczelność ta nie wpłynie ujemnie na działanie instalacji;

3) ciśnienie otwarcia zaworu powinno być ściśle określone. Różnica ciśnienia na początku i na końcu otwarcia nie powinna wynosić więcej, niż 10% ciśnienia początkowego;

4) histereza zaworu, polegająca na różnicy ciśnień otwarcia i zamknięcia zaworu, powinna być minimalna;

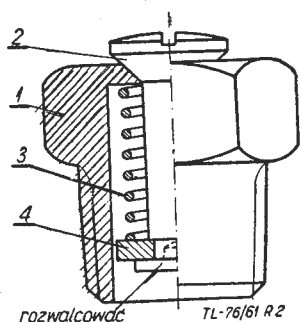


Rys. 1. Zawór zasilania. 1 — korpus; 2 — oś; 3 — grzybek; 4 — tulejka; 5 — przekładka uszczelniająca; 6 — nakrętka regulująca; 7 — nakrętka; 8 — sprężyna; 9 — pokrętko; 10 — kołek; 11 — nakrętka rad.; 12 — pierścień gum.; 13 — podkładka

5) opory hydrauliczne zaworu powinny być jak najmniejsze.

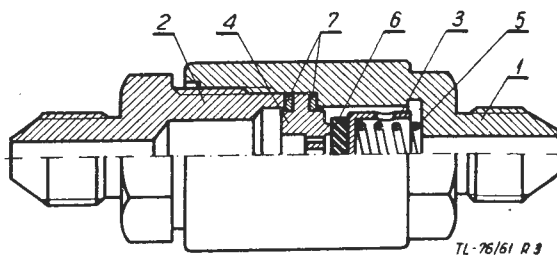
Zawory można podzielić na kilka grup.

Pierwszą grupę stanowią zawory bezpieczeństwa. Są to zawory instalacji hydraulicznej i pneumatycznej, wmontowane w odpowiednią sieć samolotu. Mają one za zadanie zabezpieczyć przed przekroczeniem ciśnienia dopuszczalnego w danej instalacji. Działanie ich jest krótkotrwałe, okresowe.



Rys. 2. Zawór bezpieczeństwa. 1 — korpus; 2 — grzybek; 3 — sprężyna; 4 — podkładka

Rys. 1 przedstawia zawór zasilania. Ciśnienie robocze zaworu 50 kg/cm^2 . Przeznaczony jest on do zasilania pokładowej butli powietrza i utrzymania danego ciśnienia. W przypadku zwyżki ciśnienia ponad 50 kg/cm^2 , zawór bezpieczeństwa otwiera się, przepuszczając nadmiar powietrza do atmosfery. Gdy ciśnienie spadnie w instalacji do 45 kg/cm^2 , zawór bezpieczeństwa zamyka się. Oczywiście, nastąpi to w przypadku, gdy jest przepływ przez zawór, to jest wówczas, gdy oś zaworu nie zamyka przepływu. Na rysunku pokazany jest zawór w pozycji nie pracującej; przepływ powietrza przez zawór jest zamknięty stożkową częścią osi. Zawór pracuje w granicach temperatur od $+20^{\circ}\text{C}$ do -55°C .



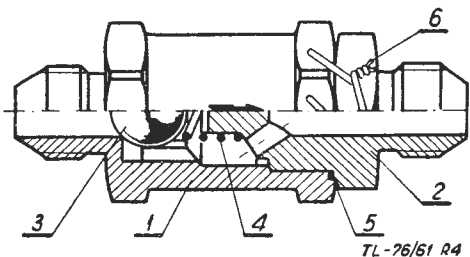
Rys. 3. Zawór zwrotny powietrzny. 1 — korpus; 2 — łącznik; 3 — zawór; 4 — wkładka; 5 — sprężyna; 6 — guma; 7 — podkładka

Rys. 2 przedstawia zawór bezpieczeństwa, służący do kontroli napełniania zbiorników olejowych. Pracuje na ciśnienie 4 kg/cm^2 , z tym, że przy ciśnieniu $0,5\text{ kg/cm}^2$ zawór jest całkowicie szczelny. Początek otwarcia zaworu znajduje się w granicach $2-4\text{ kg/cm}^2$. Zamknięcie następuje przy ciśnieniu $0,5\text{ kg/cm}^2$. Zawór ten jest bardzo mały, ciężar jego wynosi 7 g .

— Drugą grupę stanowią zawory zwrotne. Są to zawory, zapewniające stały kierunek przepływu cieczy lub powietrza i uniemożliwiające zmianę tego kierunku.

Rys. 3 przedstawia typowy zawór zwrotny instalacji powietrznej. Wmontowany jest on w instalację samolotu i służy do automatycznego zamykania przewodu powietrznego przy odwrotnym kierunku działania powietrza. Odwrotne działanie powietrza może wynosić zarówno 3 kg/cm^2 , jak również 150 kg/cm^2 . Ciśnienie powietrza przepływającego przez zawór otwiera go już przy nadciśnieniu 1 kg/cm^2 . Zawór pracuje w zakresie temperatur od $+20^{\circ}\text{C}$ do -55°C .

Rys. 4 przedstawia zawór zwrotny instalacji hydraulicznej. Działanie — jak zaworu opisanego wyżej. Ciśnienie



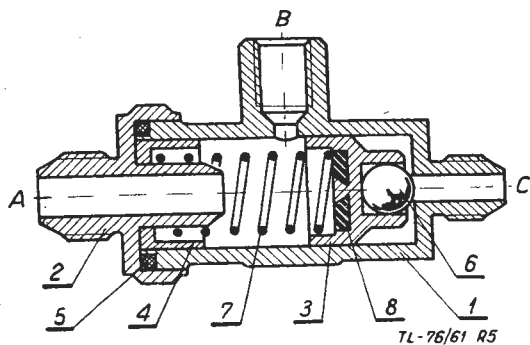
Rys. 4. Zawór zwrotny hydrauliczny. 1 — korpus; 2 — łącznik; 3 — kulka; 4 — sprężyna; 5 — uszczelka; 6 — drut zabezpieczający

robocze 150 kg/cm^2 . Odwrotne działanie cieczy na zawór może wynosić 20 i 200 kg/cm^2 . Zawór pracuje w zakresie temperatur od $+20^{\circ}\text{C}$ do -55°C .

— Trzecia grupa — to zawory przełączające. Jeżeli pewien odbiornik może być zasilany z dwóch źródeł energii, to zawory przełączające zapewniają przepływ z jednego źródła, odłączając jednocześnie drugie źródło.

Rys. 5 pokazuje zawór przełączający, awaryjny. Pracuje on z dwoma sieciami: normalną, z którą współpracuje na

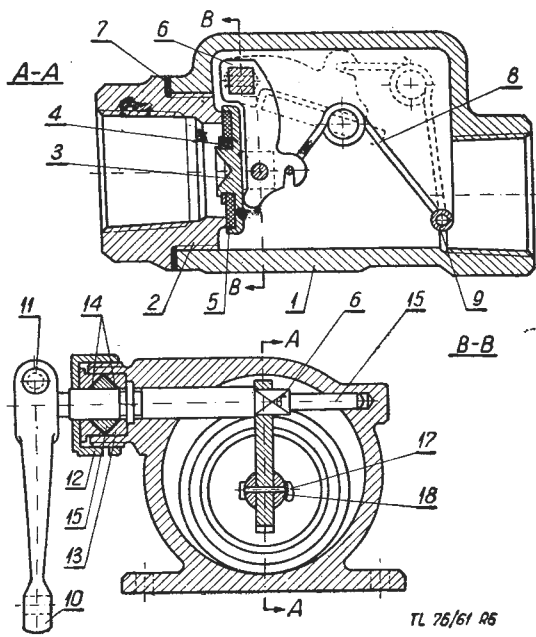
ciśnieniu 150 kG/cm² oraz awaryjną — na ciśnieniu 100 kG/cm². Zawór ten służy do automatycznego przełączania cylindrów podwozia i klap w sieci roboczej hydraulicznej, na awaryjną powietrzną. W przypadku awarii układu hydraulicznego powietrze dopływa z butli awaryjnej przez łącznik „C” i pokonując nacisk sprężyny — przemieszcza



Rys. 5. Zawór przełączający. 1—korpus; 2—łącznik; 3—grzybek; 4—tulejka; 5—uszczelka gum.; 6—kulka; 7—sprężyna; 8—guma

łtok na lewo. Dzieje się to aż do momentu zakrycia przez uszczelnienie gumowe łącznika „A” i w ten sposób otwiera się przepływ powietrza przez łącznik „B”. Zawór pracuje w zakresach temperatur od +20 °C do -55 °C. — Czwartą grupę zaworów stanowią zawory spełniające specjalne zadania w instalacji.

Rys. 6 przedstawia zawór przelotowy do benzyny. Ciśnienie robocze zaworu 0,5 kG/cm². Zawór służy do szybkiego zamykania przewodu zasilania układu paliwowego. Zawór ma dwa położenia dokładnie ustalone: zamknięcia i otwarcia. W położeniu zamkniętym zawór odcina strumień paliwa i jest dociskany do gniazda króćca.



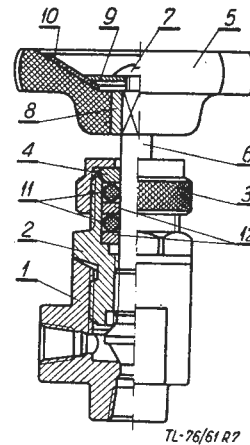
Rys. 6. Zawór przelotowy do paliwa. 1—kadłub; 2—króciec; 3—grzybek zaworu; 4—podkładka; 5—uszczelka gum.; 6—dźwignienka; 7—uszczelka; 8—sprężyna; 9—rurka spręż.; 10—dźwignia; 11—wkret; 12—nakrętka dławika; 13—tuleja dławika; 14—uszczelka gumowa dławika; 15—pierścień dławika; 16—oś; 17—zawlecza; 18—wałek; 19—podkładka

Przy ciśnieniu paliwa w kierunku strzałki na korpusie szczelność polepsza się. W celu otwarcia zaworu przekręca się dźwignię o 65°. Wówczas zawór dotyka górnej ścianki kanału przelotowego korpusu i otwiera swobodny przepływ paliwa. Zawór pracuje w zakresie temperatur od +20 °C do -55 °C.

Rys. 7 przedstawia zawór sprężonego powietrza. Typ ten używany jest na ciśnienie robocze 150 kG/cm². Zawór posiada dwa położenia: otwarte i zamknięte. Otwiera się przez obracanie pokrętła w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu wskazówek zegara (w przybliżeniu 1,5 do 3

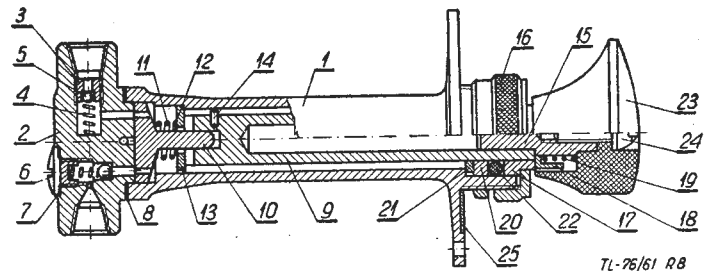
obrotów), póki odwrotny stożek trzpienia nie oprze się o gniazdo króćca. Zawór zamyka się przez obracanie pokrętłem w kierunku odwrotnym — do oporu. Zawór ten pracuje w zakresie +20 °C do -55 °C.

Rys. 8 przedstawia pompkę zastrzykową do benzyny. Przeznaczona ona jest do wtryskiwania paliwa do cylindrów silnika podczas rozruchu. Jeden skok nurnika wytwarza próżnię 80 mm słupa rtęci. Pojemność robocza 8 cm³. W głowicy pompki znajduje się jeden kanał wlotowy i dwa wylotowe. Benzyna dostaje się do pompki przez zanurzenie głowicy pompki do wanny z benzyną i przez zassanie jej ruchem rączki do oporu. Następnie, w zależności od tego, w który silnik ma być wtrysnięte paliwo — przekręca się rączką nurnik o 120° w prawo lub w lewo, wtedy suwak zamyka kanał wlotowy i jeden wylotowy, a odkrywa drugi wylotowy. Gdy spokojnym ruchem naciśnię się tłok w pompce — następuje wtrysk benzyny do silnika. Pompka pracuje w zakresie temperatur +20 °C do -55 °C.

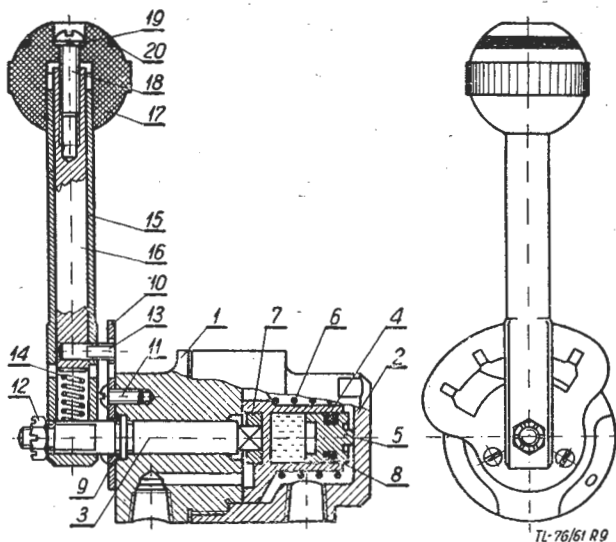


Rys. 7. Zawór sprężonego powietrza. 1—kadłub; 2—króciec; 3—nakrętka; 4—tulejka; 5—pokrętło; 6—trzpień; 7—wkret; 8—wkładka; 9—podkładka; 10—tabliczka; 11—pierścień gum.; 12—podkładka

Rys. 9 przedstawia zawór sterowania klapami. Zawór ten, wmontowany do instalacji powietrznej samolotu, służy do sterowania rozdziałem powietrza. Ciśnienie robocze do 50 kG/cm². Zawór posiada cztery położenia neutralne i trzy robocze przy odchyleniu rączki o 30° w jedną stronę, i o 30° oraz 60° w drugą stronę. W położeniu neutralnym zaworu sprężone powietrze ze zbiornika lub instalacji jest doprowadzone do kanałów w pokrywie i przyciska suwak do korpusu. W tym położeniu każdy z trzech pozostałych kanałów zaworu jest połączony przez wyfrezowanie w suwaku i wytoczenie w korpusie z otworem przelotowym w korpusie, to jest z atmosferą. Położeniu naturalnemu zaworu odpowiada pokrywanie się rysek, wybitych na osi i tarczy ustalającej. Położenie robocze uzyskuje się przez obrót rączki, w tym celu należy nacisnąć kulę, wprowadzić kołek wycięcia tarczy ustalającej i obrócić rączką w położenie skrajne prawe do oporu. W tym położeniu zaworu powietrze dostaje się przez podłużne przelotowe wycięcie i otwór przelotowy w suwaku do kanałów 1 i 3,



Rys. 8. Pompka zastrzykowa do benzyny. 1—kadłub; 2—głowica kadłuba; 3—gniazdo zaworu; 4—sprężyna; 5—kulka; 6—zaśllepka; 7—uszczelka; 8—uszczelka; 9—trzpień tłoka; 10—suwak; 11—sprężyna; 12—podkładka; 13—podkładka; 14—kołek; 15—kołmórka tłoka; 16—nakrętka; 17—tulejka; 18—gniazdko; 19—sprężyna; 20—pierścień dławika; 21—podkładka; 22—pierścień uszczel.; 23—rączka; 24—wkret; 25—tabliczka, blacha biała



Rys. 9. Zawór sterowania klapami. 1 — kadłub; 2 — pokrywa; 3 — oś; 4 — suwak; 5 — kadłub; 6 — sprężyna; 7 — tulejka; 8 — pierścień; 9 — podkładka; 10 — tarcza ustal.; 11 — wkręt; 12 — nakrętka; 13 — korek; 14 — sprężyna; 15 — dźwignia; 16 — trzpień; 17 — gałka; 18 — wkręt; 19 — podkładka; 20 — masa świecąca

połączonych przewodami rurowymi z cylindrem roboczym; ciśnienie na tłok cylindra powoduje wówczas podniesienie klap. Powietrze z przeciwnej strony tłoka cylindra roboczego wychodzi przez wyfrezowanie suwaka i kanał drugi do atmosfery. Przy wychyleniu rączki w lewo o 30° od położenia neutralnego, powietrze dostaje się do kanałów 2 i 3 przez podłużne przelotowe wycięcie i otwór przelotowy w suwaku, (kanały są połączone przewodami rurowymi z cylindrem roboczym) i ciśnienie na tłok cylindra, powodując opuszczenie klap o 20° . Powietrze z przeciwnej strony tłoka wychodzi przez wyfrezowanie suwaka i kanał pierwszy do atmosfery. Przy wychyleniu rączki o 60° od położenia neutralnego, suwak łączy kanał 1 i 3 z atmosferą, co powoduje wychylenie klap o 40° .

W opisie podanym powyżej ujęte zostały tylko niektóre zawory jako typowe dla danej grupy.

Mgr inż. JERZY BUĆ
Mgr inż. RYSZARD ZIELIŃSKI
Politechnika Warszawska

621.9—52:629.13.002.53

Obrabiarki sterowane programowo w przemyśle lotniczym

We współczesnej technologii budowy samolotów i silników lotniczych, dla otrzymania powierzchni kształtowych stosowane są następujące metody:

- 1) odlewanie (precyzyjne — metodą traconego wosku i mrożonej rtęci, kókilowe, pod ciśnieniem),
- 2) kucie na gorąco (swobodne, półprecyzyjne i precyzyjne),
- 3) kucie na zimno, prasowanie i walcowanie,
- 4) metalurgia proszków,
- 5) obróbka elektroerozyjna, trawienie,
- 6) obróbka na obrabiarkach do obróbki kopiowej.

Oczywiste jest, że wymienione metody obróbki złożonych powierzchni elementów ulegają ciągłemu rozwojowi wraz z postępem techniki. Powstają w zakresie metod zupełnie nowe sposoby obróbki, nowe rozwiązania urządzeń, maszyn i obrabiarek. Gwałtowny rozwój elektroniki prowadzi do automatyzacji procesów odlewniczych, kucia, spawania, prasowania i obróbki skrawaniem. Omówienie nowych rozwiązań, związanych z zastosowaniem automatyki w zakresie poszczególnych metod w ramach jednego, czy nawet cyklu artykułów, jest bardzo trudne ze względu na obszerność zagadnienia. Zajmiemy się więc bliżej omówieniem nowych możliwości, które stwarza zastosowanie obrabiarek sterowanych programowo w przemyśle lotniczym.

Pierwsze prace nad obrabiarkami sterowanymi programowo zostały podjęte przez Massachusetts Institute of Technology w 1949 r. pod protektoratem kierownictwa sił powietrznych USA. Przyczyna takiej współpracy jest jasna, gdyż przemysł lotniczy znacznie częściej niż inne gałęzie przemysłu zmienia modele swoich wyrobów. Wprowadzenie każdej nowej konstrukcji, nawet w przypadku produkcji małoseryjnej, prowadzi do ogromnych nakładów materialnych, finansowych, a poza tym jest ograniczone czasem, potrzebnym na przygotowanie technologiczne. Dlatego przemysł lotniczy jest, bardziej od innych, zainteresowany w szukaniu efektywnych (wydajnych) i tanich sposobów wykonania elementów zarówno w produkcji jednostkowej, jak i małoseryjnej. Obecnie w Stanach Zjednoczonych obrabiarki sterowane programowo najszerszej stosowane są w przemyśle lotniczym, na którego usługach jest już dziesięć typów obrabiarek (patrz rys. 1), które zdały egzamin produkcyjny.

Obok pokazanych na rysunku obrabiarek, należy wymienić jeszcze wiertarkę współrzędnościową (na przykład produkowaną przez firmę Pratt & Whitney Co). Zastosowanie stołu krzyżowego (koordynatowego), sterowanego taśmą perforowaną lub magnetyczną, do wiercenia na uniwersalnej wiertarce konwencjonalnej, pozwala na otrzy-

manie znacznie większych dokładności oraz na zwiększenie wydajności (a także w wielu przypadkach na wyeliminowanie przyrządów wiertarskich).

Jak kształtuje się wydajność przy obróbce na obrabiarkach sterowanych programowo, można przedstawić na dwu przykładach zaczerpniętych z praktyki amerykańskiej firmy lotniczej „Martin”, produkującej na tych obrabiarkach części do sterowanego pocisku rakietowego TM-61-„Mata-dor” oraz elementy łodzi latającej P6M.

PRZYKŁAD 1. Porównanie czasów obróbki tego samego elementu (tabela):

- a) przy obróbce na frezarce konwencjonalnej,
- b) przy obróbce na frezarce sterowanej programowo.

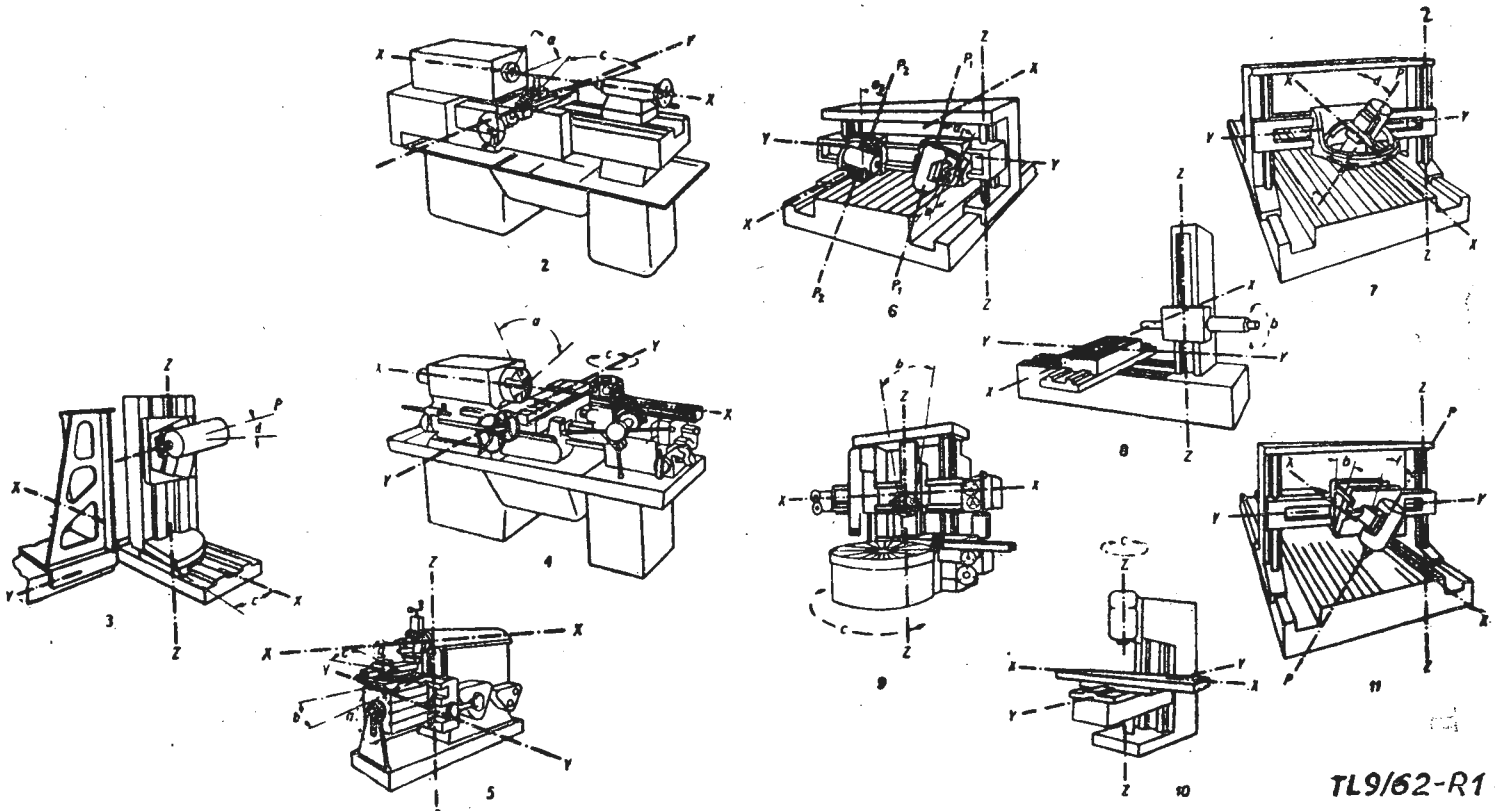
Obróbka zawiera następujące podstawowe operacje: 1 — wytaczanie dużego otworu, 2 — obróbka kopiowa powierzchni zewnętrznej (obrys), 3 — obróbka kopiowa powierzchni wewnętrznej z jednej strony, 4 — obróbka kopiowa powierzchni wewnętrznej z drugiej strony.

Należy nadmienić, że dane te pochodzą sprzed lat około pięciu, a przez ten okres technika przygotowania samego programu na obrabiarki sterowane programowo posunęła

| Etapy produkcji | Nakłady czasu w godz. | |
|--|-----------------------------|-----------------------------------|
| | Obrabiarka konwencjonalna a | Obrabiarka sterowana programowo b |
| 1. Konstruowanie przyrządu dla roz-taczania otworu | 20 | 0 |
| 2. Wykonanie przyrządu dla roz-taczania otworu | 50 | 0 |
| 3. Konstruowanie przyrządów mocu-jących | 16 | 23 |
| 4. Wykonanie przyrządów mocu-jących | 40 | 48 |
| 5. Konstruowanie szablonów | 24 | 0 |
| 6. Wykonanie szablonów | 60 | 0 |
| 7. Zestawianie karty technologicznej | 0 | 14 |
| 8. Zapis na taśmie | 0 | 4 |
| 9. Praca maszyny cyfrowej | 0 | 1 |
| Łączny czas przygotowawczy | 210 | 90 |
| 10. Ustawienie oprzyrządowania | 3,75 | 1,0 |
| 11. Czas maszynowy | 1,75 | 1,0 |
| Łączny czas obróbki jednego ele-mentu | 5,5 | 2,0 |

się znacznie naprzód; zatem czasy podane w tabeli 1 w rubryce drugiej będą jeszcze mniejsze. Wprowadza się także przyrządy uniwersalne, których zastosowanie pozwala czasy podane w punktach 3, 4 (dotyczy rubryki II) zmniejszyć w wielu przypadkach prawie do zera.

złożonych obrabiarkach, są najlepszym obiektem do stosowania sterowania liczbowego ciągłego. W innych, prostszych przypadkach, można stosować prostsze układy sterowania, na przykład sterowanie punktowe lub odcinkowe. W każdym przypadku należy przed zastosowaniem danego



TL9/62-R1

Rys. 1. Typy obrabiarek sterowanych programowo, stosowanych przez amerykański przemysł lotniczy; 2—tokarka, 3—obrabiaarka do objętościowego i kształtowego frezowania, 4—rewolwerówka, 5—strugarka poprzeczna, 6—frezarka do obróbki skrzydeł samolotu, 7—frezarka podłużna, 8—wytaczarka pozioma, 9—karuzelówka (lub wytaczarka pionowa), 10—frezarka pionowa, 11—frezarka podłużna

PRZYKŁAD 2 przedstawimy w postaci wykresu słupkowego. Jest to zestawienie graficzne czasów przygotowawczych i wykonawczych szablonów dla wykonania elementów samolotu przy obróbce na obrabiarkach konwencjonalnych i sterowanych programowo (rys. 2).

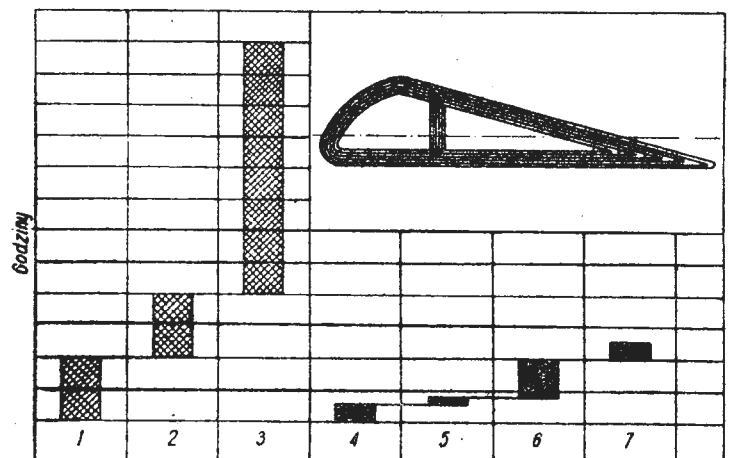
Ogólnie można powiedzieć, że obrabiarki ze sterowaniem liczbowym ciągłym mają dwie podstawowe zalety: 1) — możliwość otrzymania żądanych wymiarów geometrycznych z bardzo dużą dokładnością, bez nakładów na wykonanie kopiałów lub modeli; 2) — możliwość zabezpieczenia takiego sterowania obrabiarką, które pozwoli zbliżyć się maksymalnie do optymalnych parametrów skrawania (a zatem maksymalnego zmniejszenia czasu maszynowego obróbki). Te dwie zalety oraz stosowanie maszyn liczących do: przygotowywania programu na obrabiarkę, programu produkcyjnego, do wyznaczania parametrów skrawania, najsłuszniejszego zużycia materiałów, a nawet do opracowywania procesu technologicznego itp., tworzą podstawę dużych potencjalnych możliwości rozwoju i zastosowania sterowania liczbowego.

Przy prawidłowym wykorzystaniu zalet i możliwości sterowania liczbowego obrabiarkami powinien być spełniony przynajmniej jeden z poniższych warunków (lub oba jednocześnie): po pierwsze — powinna istnieć duża różnica między czasem potrzebnym na wykonanie kopiałów lub krzywek a czasem niezbędnym na przygotowanie programu. Po drugie — powinna być znacznie zwiększona wydajność jako skutek dokładniejszego i lepszego sterowania obrabiarką w porównaniu z tą, którą może zabezpieczyć pracownik o średnich kwalifikacjach. W ogólnym przypadku oba te warunki są w prostej zależności od złożoności elementu, to znaczy, że efekt sterowania liczbowego jest na ogół proporcjonalny do złożoności elementu i jego czasu maszynowego. Elementy złożone, przy kopiowej obróbce których wymagane są drogie kopiały, krzywki, a także operatorzy umiejący pracować na

systemu przeprowadzić szczegółową analizę techniczno-ekonomiczną w odniesieniu do konkretnej maszyny i konkretnych wyrobów. Stosowanie obrabiarek sterowanych programowo, bez przeprowadzenia takiej analizy i bez odpowiedniego przygotowania produkcji, może wywołać skutki wręcz przeciwne do oczekiwanych.

Obróbka na zwykłych obrabiarkach

Obróbka na obrabiarkach z programowym sterowaniem



TL 9/62-R2

Rys. 2. Zestawienie czasów na obróbkę szablonów dla wykonania części samolotu przy pracy na obrabiarkach zwykłych i z programowym sterowaniem; 1—obliczenie współrzędnych i rozrysowanie, 2—trasowanie na półfabrykacie, 3—wycinanie i opłowanie szablonu, 4—zestawienie karty technologicznej, 5—zarys na taśmie magnetofonowej, 6—praca urządzenia liczącego i wyprodukowanie taśmy magnetycznej, 7—ustawienie na obrabiarence i obróbka

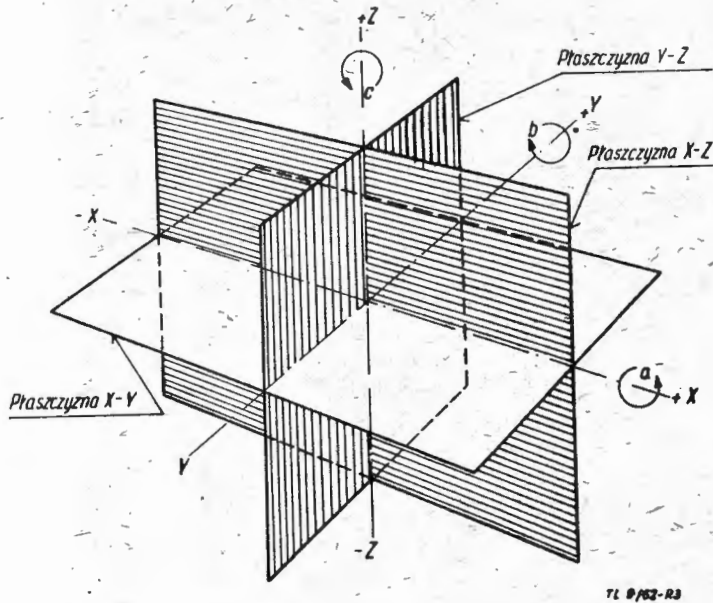
Problemy towarzyszące wprowadzaniu obrabiarek sterowanych numerycznie do produkcji są omówione bliżej w poprzednim artykule¹⁾.

UKŁAD WSPÓLRZĘDNYCH OBRABIARKI. REJESTRY INFORMACJI. ZAPIS KONTURÓW ELEMENTÓW

1. Układ współrzędnych obrabiarki

Za podstawowy system odniesienia, zarówno w USA, ZSRR, jak i w Polsce, przyjęto układ współrzędnych prostokątnych, przedstawiony na rys. 3. Oś X pokrywa się z kierunkiem posuwu wzdłużnego obrabiarki. Oś Y leży w płaszczyźnie poziomej i pokrywa się z kierunkiem posuwu poprzecznego. Oś Z jest prostopadła do osi X i Y.

Oprócz tego wprowadzono następujące oznaczenia na obrót: *a* — względem osi X, *b* — względem osi Y, *c* —



Rys. 3. Układ współrzędnych prostokątnych przyjęty w obrabiarkach sterowanych programowo.

względem osi Z. W przypadku, gdy oś wrzeczona nie jest równoległa do żadnej z trzech osi X, Y, Z, oznaczamy ją przez *P* (patrz rys. 1).

Na rys. 1 oznaczone są osie współrzędnych prostokątnych, związanych z obrabiarką, przyjęte jako standardowe przez amerykańskie stowarzyszenie przemysłowców lotniczych.

2. Rejestry informacji

Możliwości rejestrowania (gromadzenia) informacji o elemencie lub o procesie technologicznym, celem ich odtworzenia, jest dosyć dużo i są one na ogół znane. Wychodząc z potrzeb konstrukcji obrabiarek można podzielić je na następujące kategorie:

2.1. Rejestry informacji geometrycznych. Do nich będą należały: a) kształtowe narzędzia skrawające; b) tłoczniaki, matryce itp. narzędzia dla obróbki bezwiotrowej; c) kopiały, szablony, modele; d) sprawdziany robocze (na przykład do wiertła); e) krzywki płaskie, bębnowe i inne, wpływające na kształtowanie części w czasie obróbki.

2.2. Rejestry informacji o czasie podania sygnału na przełączenie. Są to rejestry odnoszące się do koordynowania w czasie różnych ruchów i ich szybkości. Rejestry te dzielą się na dwie grupy: a) rejestry — praca których zależy od czasu, b) rejestry — praca których jest funkcją przemieszczenia. Do rejestrów pierwszej grupy będą należały wały lub taśmy przesuwające się ze stałą szybkością i które oddziałują na odpowiednie krzywki, podające sygnały na włączenie zadanego ruchu. Kolejność tych ruchów jest stałą funkcją czasu.

Przy pracy rejestrów drugiej grupy koordynacja sygnałów w czasie zależy od szybkości przemieszczania się narzędzia lub półfabrykatu. W zależności od rodzaju prowadnic, na których ustawione są sztywne lub regulowane opory (zderzaki), rejestry drugiej grupy dzielą się na wzdłużne (przy prowadnicach prostych) i bębnowe (przy prowadnicach pierścieniowych). Wspomniane zderzaki podają mechaniczne, elektryczne, hydrauliczne lub pneumatyczne sygnały na przełączenie.

2.3. Rejestry informacji o kolejności sygnałów na przełączenie. Zasada pracy takich rejestrów zawiera się w tym, że kolejny ruch rozpoczyna się dopiero po otrzymaniu sygnału o zakończeniu ruchu poprzedniego. Do tego rodzaju rejestrów będą należały układy (łańcuchy) hydrauliczne, elektryczne i pneumatyczne. Układy te mogą być stałe lub regulowane z możliwością zmiany programu.

2.4. Odległościowy pomiar i obserwacja. Zdalne przełączanie i sterowanie położeniem.

2.4.1. Odległościowy pomiar i obserwacja. Ogólnie znane przyrządy do zdalnego pomiaru, na przykład liczby obrotów, szybkości skrawania, posuwu itp. Telewizyjne oprzyrządowanie dla obserwacji trudno dostępnych miejsc.

2.4.2. Zdalne przełączanie. Może być dokonywane bezpośrednio z obrabiarki lub pulpitu sterowniczego, ręcznie za pośrednictwem urządzeń zdalnego sterowania (elektromechanicznych, fotoelektrycznych, magnetycznych, elektrohydraulicznych i innych).

2.4.3. Zdalne sterowanie położeniem. Może być dokonywane na przykład przez zdalne ustawianie skal i zderzaków za pomocą urządzeń elektromechanicznych. Innym sposobem będzie liczbowy zdalny pomiar drogi (metodą rejestrowania i porównywania sum impulsów).

2.5. Rejestr centralny. Praca według zasady odtwarzania (reprodukcji). Przy wykonywaniu pierwszej sztuki wszystkie informacje o procesie obróbki są rejestrowane w szybkiej pamięci magnetycznej (na taśmie magnetycznej) lub w rejestrze przekątnikowym. Metoda ta nie jest obecnie stosowana.

2.6. Liczbowe sterowanie programowe. Liczbowe wprowadzenie wszystkich informacji w jednym punkcie obrabiarki lub pulpitu sterowania.

W charakterze rejestrów informacji dla automatycznych czytelników obrabiarek są stosowane:

- karty dziurkowane — dla zapisu małych ilości informacji,
- taśmy dziurkowane — dla zapisu dużych ilości informacji,
- taśmy magnetyczne,
- taśmy fotograficzne.

Podobny rozwój zapisywania i rejestrowania informacji obserwuje się nie tylko w obrabiarkach. Wyżej wymienione metody są stosowane w wielu innych urządzeniach pomiarowych, sterowniczych itp.

3. Zapis konturów elementów

Kontury części obrabianych za pomocą obróbki skrawaniem mogą być zadane jednym z trzech sposobów: matematycznym, graficznym i tablicowym.

Sposób matematyczny zapisu może być podany: a) analitycznie, gdy poddany obróbce kontur elementu jest zadany równaniem $y = f(x)$; b) parametrycznie, gdy obrabiany kontur zadany jest własnymi parametrami; według których można zapisać równanie.

Przy graficznym sposobie zadania obrabianego konturu punkty pośrednie, należące do konturu, mogą być znalezione drogą bezpośredniego pomiaru rysunku. Dla części, których kontur jest zadawany sposobem graficznym, byłoby właściwe skonstruowanie automatycznego urządzenia, przekształcającego rysunek krzywoliniowego konturu na dane liczbowe.

¹⁾ „Technika Lotnicza” zesz. 5 i 10/61.

Przy tablicowym sposobie zapisu krzywoliniowego konturu, w tabeli podaje się współrzędne poszczególnych punktów konturu względem przyjętego układu odniesienia, najczęściej prostokątnego, rzadziej biegunowego. Powierzchnie zapisywane sposobem tablicowym są stosowane w tych gałęziach techniki, gdzie niezbędny kształt powierzchni zadaje się wychodząc z fizycznych warunków jej pracy. Do nich przykładowo będą należały aerodynamiczne warunki opływu takich elementów, jak łopatki turbin i sprężarek, śmigła, niektóre części kadłuba samolotu (mowa o obrabianych skrawaniem) oraz specjalne konoidy mechanizmów liczących, zbudowanych według danych tablicowych.

W lotnictwie powierzchnie krzywoliniowe są zadawane najczęściej dwoma ostatnimi sposobami, to znaczy — graficznym i tablicowym.

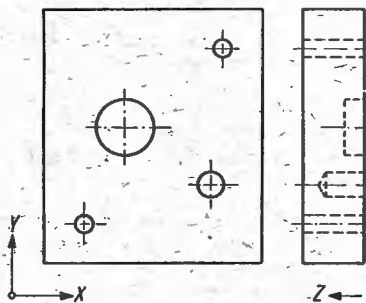
Ponieważ w zasadzie nie buduje się obrabiarek z układem biegunowym odniesienia, zatem powierzchnie elementów przeznaczonych do obróbki na obrabiarkach sterowanych programowo należy podawać w układzie współrzędnych prostokątnych. Sposób wymiarowania elementów w układzie współrzędnych prostokątnych zostanie omówiony w innym artykule.

Wychodząc z zasad wymiarowania i rodzajów obróbki elementów, możemy wyróżnić następujące przypadki sterowania liczbowego:

1. Sterowanie przy nieistnieniu funkcjonalnej zależności między współrzędnymi X, Y, Z (rys. 4). Przypadek ten ma miejsce przy następujących operacjach:

- | | |
|---|---------|
| a) wiercenie, rozwiercanie, pogłębianie | X, Y, Z |
| b) wycinanie otworów, dokładne spawanie | X, Y |
| c) płaskie frezowanie i struganie | X |
| d) toczenie | X, Y |
| e) szlifowanie płaskie i na okrągło | X, Y |

Do grupy tej należy zaliczyć obróbkę następujących elementów lotniczych: wiercenie dokładnych otworów



TL 9/62-R4

Rys. 4. Przykład elementu, w którym brak jest funkcjonalnej zależności między współrzędnymi X, Y, Z.

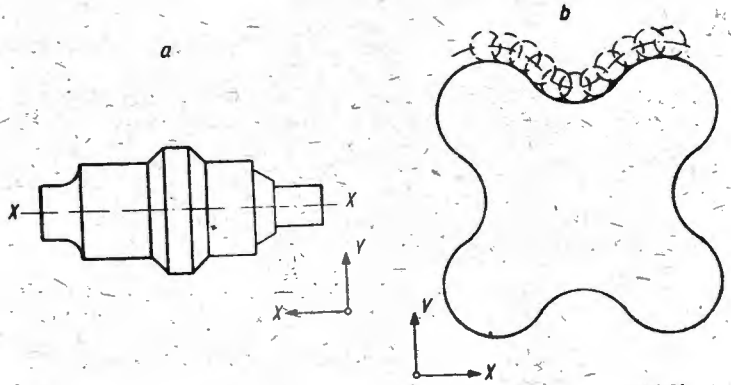
o ciasnych tolerancjach rozstawienia (np. w karterach silników tłokowych), frezowanie płaszczyzn karterów i skrzynek rozrzędu, wytaczanie otworów itp.

2. Sterowanie przy istnieniu zależności między dwiema współrzędnymi, na przykład X i Y (rys. 5a, b). Przypadek ten ma miejsce przy następujących operacjach:

- toczenie kopiowe,
- frezowanie powierzchni kształtowej.

Do grupy tej należy zaliczyć obróbkę następujących elementów lotniczych:

- powierzchnie integralne skrzydeł, dźwigary, powłoki integralne skrzydeł,
- nieokrągłe koła zębate, krzywki płaskie (na przykład rozrzędu silnika gwiazdowego),
- powierzchnie kształtowe wirników turbin i sprężarek odśrodkowych, dyszy wlotowych,
- dyfuzory łopatkowe,
- płyty z rowkami kształtowymi (na przykład falowody),
- kopiały do łopatek i niektóre łopatki turbin i sprężarek,
- matryce, szablony,
- elementy silników raketowych.



TL 9/62-R5

Rys. 5. a) element obrotowy z funkcjonalną zależnością między współrzędnymi X, Y; b) frezowanie kształtowe przy istnieniu funkcjonalnej zależności między współrzędnymi X, Y

3. Sterowanie przy istnieniu zależności między współrzędnymi X, Y, Z. Do tego przypadku będzie należało frezowanie objętościowe powierzchni zewnętrznych i wewnętrznych (przy istnieniu posuwu skokowego względem jednej z osi — odpowiada to drugiemu przypadkowi). Na przykład obróbka następujących elementów lotniczych:

- krzywka przestrzenna (typu konoidy), dźwigary, powierzchnie integralne nośne (opływowe).

Przypadek pierwszy nie wymaga komentarzy, natomiast w przypadku drugim i trzecim obrabiane powierzchnie mogą być zadane każdym z trzech sposobów zapisu. Z punktu widzenia pracochłonności obliczeń najwygodniej jest mieć powierzchnię zadaną sposobem matematycznym. Jeżeli jednak przy sposobie tablicowym gęstość podawania poszczególnych punktów konturu jest wystarczająco duża (wynikająca z podziałki interpolacji), wówczas bezsprzecznie jest lepszy sposób tablicowy.

Zastosowanie obrabiarek sterowanych programowo do obróbki wymienionych elementów lotniczych nie wyczerpuje oczywiście wszystkich możliwości. Istnieje jeszcze cały szereg części, na przykład osprzętu lotniczego, które można wykonywać na wymienionych obrabiarkach.

Opisane sposoby rejestrowania danych i zapisu konturu elementów stwarzają duże możliwości elastycznej zmiany produktu i produkcji. Zmiany wprowadzane przez konstruktora, nawet jeżeli są dość zasadnicze, nie wpływają w istotny sposób na wzrost kosztów produkcji i czas wykonania.

Omówienie sposobu przygotowania informacji dla frezarek sterowanych programowo przy obróbce części o konturach krzywoliniowych nastąpi w kolejnym artykule.

LITERATURA

- Farmer P. I. — „Aircraft Production” 1957/12, str. 490—504
- Gimon W. — „Werkstatt u. Betrieb” 1957/11, str. 791—798.

Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców

Cz. II

W I części omówiono szereg problemów związanych z budownictwem współczesnych lotnisk. W części II przedstawiono niszczący wpływ oddziaływania spalin i paliwa na nawierzchnie lotniskowe oraz charakterystykę uniwersalnych nawierzchni lotniskowych.

Oddziaływanie spalin i paliwa na nawierzchnie lotniskowe

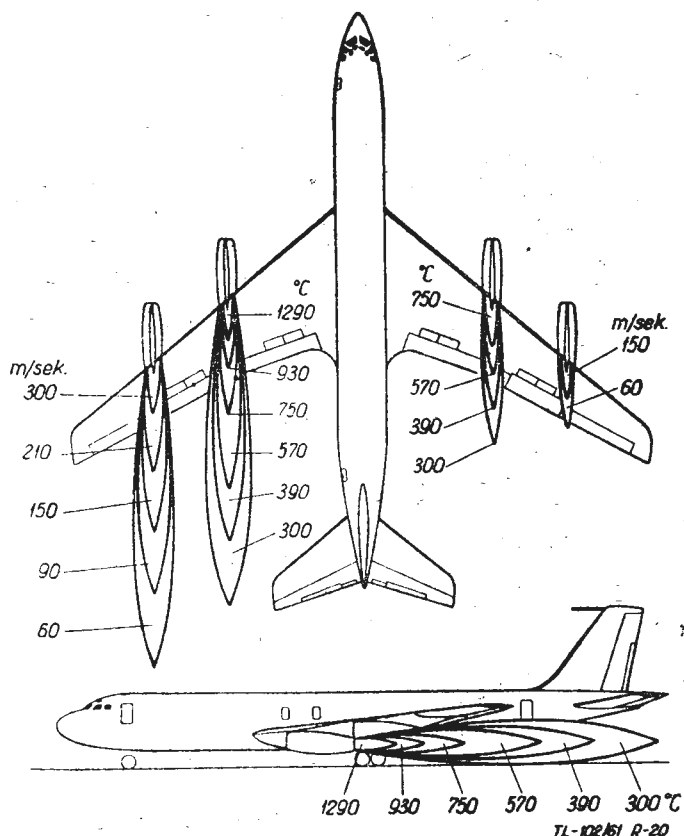
Wprowadzenie do eksploatacji samolotów o napędzie odrzutowym wyłoniło dodatkowe trudności lotniskowe. Wiążą się one z oddziaływaniem wysokich temperatur na nawierzchnię lotniskową, przekraczających wielokrotnie temperaturę atmosferyczną, a wywoływanych przez gazy spalinowe, wydalone z dysz silników samolotowych z ich oddziaływaniem dynamicznym oraz z oddziaływaniem paliw.

Wielkość nagrzewania nawierzchni przez gazy spalinowe, wydalone przez silniki odrzutowe, zależy od następujących czterech elementów:

- temperatury gazów spalinowych i średnicy otworu dyszy wylotowej;
- nachylenia strumienia gazów spalinowych w stosunku do nawierzchni, określonego kątem zawartym pomiędzy osią dyszy wylotowej i powierzchnią nawierzchni lotniskowej;
- wysokości położenia osi otworu dyszy wylotowej nad nawierzchnią;
- czasu trwania oddziaływania strumienia gazów spalinowych na nawierzchnię.

Wielkość oddziaływania strumienia odrzutowego na nawierzchnię lotniskową zależy od:

- maksymalnej temperatury gazów spalinowych (rys. 20),
- prędkości poruszania się wyrzucanych gazów spalinowych (rys. 20).



Rys. 20. Prędkość i temperatura wyrzucanych gazów spalinowych z dysz silników samolotu turbodrzutowego Boeing 707 w czasie startu, kołowania i biegu jałowego

US. Corps of Engineers, w celu stwierdzenia okresu oddziaływania gazów spalinowych na górną powierzchnię nawierzchni betonowej, przeprowadził obserwację nawierzchni w czasie eksploatacji najrozmaitszych typów samolotów w najważniejszych bazach lotniczych. Na podstawie przeprowadzonych obserwacji i prób ustalono, że nawierz-

Tabela 2

| Wyszczególnienie charakterystyk samolotów | Samoloty | |
|---|--------------------------|-----------------------|
| | współczesne | przyszłości |
| Odległość otworu wylotowego od nawierzchni | 0,8—1,25 m | 0,3 m |
| Kąt nachylenia osi silnika | 15° | 20°—90° |
| Temperatura wyrzucanych gazów spalinowych | do 800 °C | do 3000 °C |
| Szybkość wyrzucanych gazów spalinowych | 450 m/sek | 2400 m/sek |
| Czas oddziaływania strumienia gazów spalinowych na nawierzchnię | 14 min | nie znane |
| Ciśnienie w pneumatykach podwozia samolotowego | 14—21 kG/cm ² | 28 kG/cm ² |

chnie są najbardziej narażone na oddziaływanie gazów spalinowych w okresie:

- 1) rozruchu silników;
- 2) kontroli silników przed startem;
- 3) prac związanych z przeprowadzeniem napraw i bieżącym utrzymaniem silników.

W tabeli 2 zestawione są wielkości temperatury powierzchni betonowych nawierzchni lotniskowych, wywołwane przez oddziaływanie gazów spalinowych, w zależności od typów samolotów oraz charakterystyk ich silników. Wyniki prób, przedstawionych w tej tabeli, były uzyskane z prac przeprowadzonych na samolotach odrzutowych, bez stosowania dopalaczy. W czasie prób nie były stosowane również na silnikach tłumiki hałasu.

W tabeli 3 podane są niektóre charakterystyki współczesnych samolotów oraz przewidywania dla samolotów przyszłości, wiążące się z oddziaływaniem strumieni gazów spalinowych na nawierzchnie lotniskowe.

Należy liczyć się z tym, że wraz z wprowadzaniem wciąż nowych typów samolotów wzrastać będą wymagania w stosunku do betonowych nawierzchni. Dla współczesnych samolotów temperatura strumienia gazów spalinowych, oddziaływających bezpośrednio na nawierzchnię, wynosi do 800 °C przy prędkości wypływu strumienia do 450 m/sek. Przewiduje się, że w niedalekiej przyszłości wielkości te mogą wzrosnąć do 3000 °C i 2400 m/sek. W takich warunkach niemożliwe będzie eksploatowanie normalnych nawierzchni lotniskowych, poprzecinanych dużą ilością szczelin. Już obecnie czynione są liczne próby wyeliminowania z nawierzchni szczelin, przede wszystkim przez stosowanie nawierzchni betonowych wstępnie sprężonych.

Na wykresie rys. 21 przedstawiono wyniki doświadczeń związanych z ustaleniem zależności pomiędzy temperaturą powierzchni nawierzchni lotniskowej a ciągiem silnika, przeprowadzonych na dwóch turbodrzutowych silnikach

Tabela 3

| Wyszczególnienie charakterystyk | Typy samolotów | | | |
|--|--------------------------------------|-------------|------------------------------|------------------------------------|
| | myśliwskie | | bombowce i samoloty-tankowce | samoloty lotnictwa komunikacyjnego |
| | wprowadzone na uzbrojenie do 1945 r. | współczesne | | |
| Wysokość osi dyszy wylotowej nad nawierzchnią lotniskową | 102—152 | 157—246 | 160—254 | 155—229 |
| Kąt nachylenia osi dyszy wylotowej *) | od 0 do -8 | od -6 do +3 | od -1,5 do -5,5 | od -3,5 do -5,0 |
| Ciąg pojedynczego silnika odrzutowego | 1,8—2,7 | 4,3—10,6 | 2,7—6,8 | 5,0—7,5 |
| Pomierzona temperatura powierzchni nawierzchni lotniskowej | 47—124 | 68,3—149 | 85—149 | 93,3—149 63—85 **) |

*) Kąt z minusem jest kątem poniżej poziomu.
**) Wynik z zastosowaniem tłumika hałasu.

typu IT3C-6, wmontowanych na samolocie Boeing 707, przy następujących warunkach:

- silniki były wyposażone w tłumiki hałasu i urządzenia odwracające ciąg, które nieznacznie obniżają temperaturę gazów;
- osł silników była nachylona do poziomu pod kątem 2°;
- wysokość osi dyszy wewnętrznego silnika turbodrzutowego (nr 2), nad powierzchnią ziemi dla samolotu Boeing, o ciężarze 112 ton, wynosiła 1450 mm, a silnika zewnętrznego (nr 1) 2030 mm.

Doświadczenia te wykazały, że maksymalna temperatura powierzchni nawierzchni dla wewnętrznego silnika turbodrzutowego dochodziła do 104° w punkcie, na odległości 10,7 m, zaś dla silnika zewnętrznego 93° — w odległości 16,8 m od silnika.

Instytuty naukowo-badawcze różnych państw, w czasie wykonywanych prac, zaobserwowały kilka wypadków uszkodzenia nawierzchni betonowej i stwierdziły, że odporność nawierzchni na niszczące działanie gazów spalinowych, przy równoczesnym obciążeniu nawierzchni w czasie pracy silników odrzutowych, zależy od:

- czasokresu oddziaływania gorących gazów i obciążenia;
- temperatury nawierzchni betonowej;
- rodzaju kruszywa zastosowanego do budowy nawierzchni;
- rodzaju środka wiążącego, to jest cementu, użytego do produkcji betonu;
- stanu eksploatacyjnego nawierzchni i warunków wilgotności.

W czasie tankowania samolotów odrzutowych rozlewa się znaczna ilość paliwa, charakteryzującego się małą zdol-

nością wyparowywania, powodującego niszczenie urządzeń szczelin przez rozmiękczenie mas zalewowych. Stwierdzono, że rozlane paliwo nie wpływa ujemnie na samą nawierzchnię wykonaną z cementu portlandzkiego, zaś na lotniskach z nawierzchniami czarnymi powoduje ich rozmiękczenie. Niszczące działanie rozlewanej paliwa na nawierzchniach lotniskowych zwiększa się w miejscach, w których występuje równocześnie działanie cieplne i dynamiczne strumieniami gazów, wyrzucanych z dysz silników odrzutowych.

Oprócz rozlewania się paliwa w czasie tankowania samolotów, dostaje się ono na nawierzchnię lotniskową również na skutek przecieków powstających w czasie eksploatacji samolotów.

W celu ochrony nawierzchni lotniska przed niszczącym oddziaływaniem przedostającego się na nią w różnych ilościach paliwa, w niektórych państwach stosują oczyszczanie i zmywanie specjalnymi rozpuszczalnikami zanieczyszczonych paliwem powierzchni, neutralizującymi ujemne oddziaływanie paliwa.

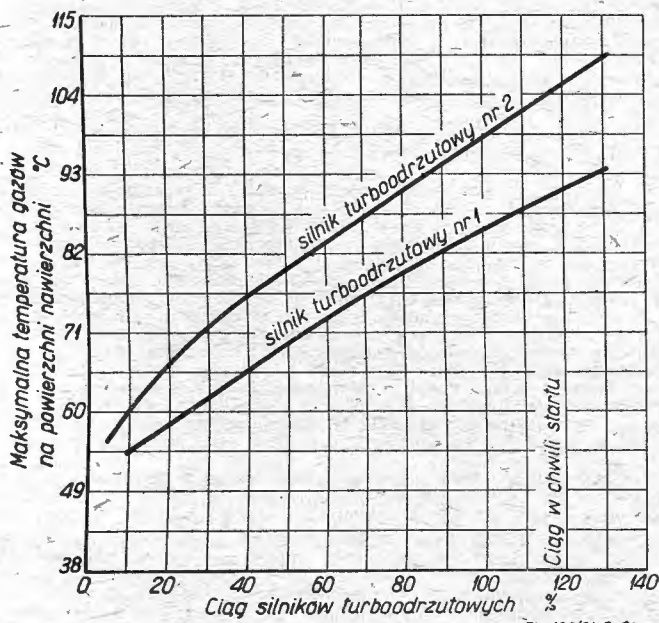
Według ostatnich zaleceń, przy budowie i utrzymaniu nawierzchni betonowych, na odcinkach, na które często przedostaje się paliwo napędowe, powinno stosować się kombinowane wypełnienie szczelin (kity i masy zalewowe), odporne na działanie smarów i paliw oraz cieczy technicznych, gdyż w przeciwnym przypadku — jak już wspomniano — jest ono rozmiękczone, a następnie wydmuchiwane strumieniem gazów spalinowych.

Poza oddziaływaniem na nawierzchnię paliw napędowych w stanie zimnym, należy uwzględnić również oddziaływanie gorących materiałów napędowych, wyrzucanych łącznie z gazami spalinowymi z dysz silników samolotów odrzutowych. Oddziaływanie na nawierzchnię paliw w stanie gorącym jest znacznie groźniejsze od oddziaływania wyżej opisanego.

Wyrzucany materiał pędny zmniejsza masę bitumiczną czarnych nawierzchni lotniskowych i masę zalewową w nawierzchniach betonowych do tego stopnia, że po ostygnięciu traci ona pierwotne zdolności fizyczno-chemiczne. Przewodzi to do tego, że kolejno po sobie następujące oddziaływania wyrzucanych gazów mogą spowodować uszkodzenia nawierzchni.

Są znane w praktyce eksploatacji lotnisk wypadki poważnych uszkodzeń bitumicznych nawierzchni lotniskowych w wyniku szkodliwego oddziaływania gorących materiałów pędnych w połączeniu ze strumieniem gazów spalinowych, wyrzucanych z silników odrzutowych i na przykład na lotnisku Rio de Janeiro uszkodzenia były tak duże, że musiano zamknąć je dla ruchu samolotów odrzutowych.

Próbowano przeciwstawiać się temu zjawisku przez lepsze zagęszczenie warstwy bitumicznej i stosowanie mas bitumicznych o większej gęstości. Chodzi bowiem o możliwie maksymalne wyeliminowanie porów w nawierzchni, gdyż paliwo pozostające w porach działa niszcząco na nawierzchnię, powodując znaczne przyspieszenie jej erozji. Doświadczenia wykazały, że nawierzchnia bitumiczna o właściwym zagęszczeniu jest wystarczającą do przejścia oddziaływania wyrzucanego paliwa pędnego, jednak na okres nie przekraczający 6 miesięcy.



Rys 21. Wykres zależności temperatury nawierzchni lotniskowej od ciągu silników turbodrzutowych

Uniwersalne rozwiązania nawierzchni lotniskowych

Każda betonowa droga startowa, by mogła sprostać swym zadaniom w dobie współczesnych potrzeb eksploatacyjnych, powinna posiadać odpowiednią długość, szerokość i grubość oraz charakteryzować się:

- małym zużyciem powierzchniowym, spowodowanym ruchem podwozi samolotów i naziemnych środków transportu zmechanizowanego, przenoszących poważne obciążenie na nawierzchnię;
- odpornością na niszczące działanie gazów spalinowych i wysokich temperatur;
- odpornością na niszczące działanie paliw, smarów i cieczy technicznych;
- odpornością na niszczące działanie czynników atmosferycznych;
- brakiem kurzu i łatwością oczyszczania;
- odpornością na wsiąkanie wód opadowych;
- równością nawierzchni, która nie może być śliska i musi posiadać spadki umożliwiające w jak najkrótszym czasie odprowadzenie wód opadowych do urządzeń chłonnych systemu odwadniającego;
- wyraźną widocznością z wysokości, wyróżniającą się od przyległego terenu otaczającego;
- możliwością nadania nawierzchni, przy użyciu cementów kolorowych, żądanej barwy;
- przydatnością dla różnego rodzaju ruchu lotniczego, niezależnie od warunków atmosferycznych;
- wywoływaniem małego szumu podczas ruchu i nieznacznych wstrząsów podczas kołowania lub holowania samolotów;
- odpornością na tworzenie się wysadzin w czasie budowy, jak i w okresie eksploatacji.

We Francji w 1946 roku rozpoczęto prace doświadczalne nad możliwością zastosowania betonów wstępnie sprężanych do budowy nawierzchni lotniskowych, posiadających wszystkie wyżej wymienione cechy.

Zasada wstępnie sprężenia betonu polega na tym, że zjawisku naprężeń rozciągających, jakie mogłyby powstać w nawierzchni w czasie jej eksploatacji pod wpływem

działania obciążeń, zapobiega się już w czasie budowy nawierzchni przez wywołanie sztucznego ściskania w strefie normalnie pracującej na rozciąganie. Przekrój poprzeczny ściska się większymi siłami niż tego wymagają warunki pracy przekroju pod działaniem obciążeń zewnętrznych i dlatego też przy całkowitym obciążeniu pracuje on tylko na ściskanie. Innymi słowy mówiąc, należy stwierdzić, że zasada wstępnie sprężonego betonu polega na zniweczeniu naprężeń rozciągających w betonowej konstrukcji nawierzchni.

Pierwszą drogę startową z betonu wstępnie sprężonego (odcinki doświadczalne o różnym rozwiązaniu konstrukcyjnym) wybudowano na lotnisku komunikacyjnym Paris-Orly. Przy budowie tej nawierzchni zastosowano wstępne sprężenie do 34 kG/cm², dzięki czemu nawierzchnia, przy grubości zaledwie 16 cm, posiada wytrzymałość odpowiadającą pospolitej nawierzchni betonowej o grubości 30 cm. Nawierzchnia wydłużenia drogi startowej, wykonanego na lotnisku komunikacyjnym Schwechat pod Wiedniem, przy wstępnym sprężeniu 15 kG/cm² w kierunku podłużnym i 7 kG/cm² w kierunku poprzecznym, posiada grubość 20 cm. Jej zdolność nośna odpowiada zdolności nośnej nawierzchni ze zwykłego betonu o grubości przekraczającej 26 cm.

Trwałość nawierzchni z betonów wstępnie sprężonych nie zmniejsza się z upływem czasu, podczas gdy w nawierzchniach z pospolitego betonu okres służby eksploatacyjnej jest funkcją intensywności ruchu. Nawierzchnia w drugim przypadku poddana jest stopniowemu i równocześnie długiemu okresowi starzenia się.

Jedną z charakterystycznych i istotnych cech nawierzchni z betonów wstępnie sprężanych jest ich mniejsza wrażliwość na wahania temperatury i zmiany wilgotności, występujące w przekroju poprzecznym nawierzchni.

Dzięki stosowaniu płyt o bardzo dużych długościach, sięgających przeważnie 120 m, redukuje się olbrzymią ilość szczelin dylatacyjnych i skurczowych, podnosząc tym odporność nawierzchni na działanie spalin oraz poprawiając w poważnym stopniu równość nawierzchni. Stosowanie długich płyt w znacznym stopniu obniża koszty eksploatacyjne.



na półkach księgarskich

Ossnowy Projektowania Uprawiających Snariadow, Aerodinamika, E. A. Bonney, Reaktywne Dwigateli, M. J. Zucrow, Praktyka Konstruowania i Rascziota, K. U. Besserer, Gosudarstwennoje Izdatielstwo Fiziko-Matematicheskoi Litieratury, Moskwa, 1960 r., stron 672, cena 23 rb. 55 kop.

Tłumaczenie z języka angielskiego wykonali I. B. Ikonnikow i A. N. Rubaszow. Książka ta jest przekładem drugiego tomu wychodzącej w USA szóstotomowej serii „Podstawy projektowania sterowanych pocisków”. Książka dzieli się na trzy części — aerodynamikę, silniki raketowe, praktyka konstruowania i obliczania. W części pierwszej została omówiona rola aerodynamiki w opracowaniu sterowanych pocisków, wpływ warunków meteorologicznych przy projektowaniu pocisków, aerodynamika prędkości nadźwiękowych w projektowaniu pocisków, wymagania aerodynamiki przy ogólnym zaprojektowaniu pocisku, charakterystyki aerodynamiczne całego pocisku, pomiary w tunelach aerodynamicznych i na strzelnicach balistycznych, badania w locie i wyznaczanie toru lotu oraz aerodynamiczne problemy startu i okresu rozpędzania. W części drugiej podano klasyfikację i podstawowe charakterystyki silników raketowych dla pocisków, omówiono twierdzenie o zamianie ilości ruchu, podano podstawy dynamiki gazów, ruchu gazu w dyszy i dyfuzorze oraz opisano silniki turbinowo-odrzutowe, silniki odrzutowe przelotowe i przytoczono podstawy teorii silników raketowych. W części trzeciej podano charakterystyki obliczeniowe pocisków oraz omówiono uwzględnienie warunków zewnętrznych, zapewnienie sprawności pocisku, jego mechanizmów i aparatury elektronowej, opisano technikę montażu aparatury elektronowej i ogólne zasady projektowania sterowanych pocisków. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, fotografiami, wykresami i tabelami. Do każdej części książki dołączony jest obszerny wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów oraz pracowników instytutów technicznych. LS.

Aeromechanika, D. M. Prickler, W. A. Turjan, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 280, cena 7 rb. 55 kop.

W książce przedstawione są zasady lotu, podstawy aerodynamiki skrzydła i samolotu, równania ruchu samolotu i podstawowe zagadnienia jego stateczności i sterowności. W osobnym obszernym rozdziale dano podstawowe wiadomości z aerodynamiki dużych prędkości wraz z równaniami dynamiki gazów, kształtu wlotu i wylotu silnika, zjawiska fal uderzeniowych aerodynamiki skrzydła przy dużych prędkościach. Omówiono też aerodynamikę i cha-

rakterystyki śmigieł, zespoły silnikowe, podstawowe stany lotu samolotu, jak lot poziomy, wznoszący, ślizgowy i nurkowy, loty krzywoliniowe-zakręt, loty figurowe, korkociąg, start i lądowanie. Osobno przedstawiono zagadnienie obliczania osiągow samolotu, omawiając w osobnym ustępie dane wyjściowe do obliczania osiągow. W rozdziale o stateczności i sterowności wyjaśniono zagadnienia wyważenia, sterowności i zwrotności, stateczności podłużnej, poprzecznej i kierunkowej oraz sił na sterownicach i momentów zawiasowych. W dodatku dano krótką tabelę atmosfery normalnej oraz przykłady danych profili. Jest to podręcznik przeznaczony dla średnich technicznych szkół lotniczych. LS.

Teoria i rascziot nasosow zidkostnych raketnych dwigatielej, B. W. Owslannikow, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 246, cena 6 rb. 30 kop.

W książce przedstawiona jest teoria i metody obliczeń pomp silnikowych raketowych na paliwo płynne, rozpatrzone zagadnienie kavitacji w pompach osrodkowych, strat i współczynnika sprawności pomp osrodkowych, własności takich pomp i wymagań im stawianych przy przetaczaniu paliw. W dalszych rozdziałach podano metody opracowania charakterystyk pomp, pracy pomp i układu zasilania, regulacji pomp, wyznaczania sił działających na wirnik pompy oraz zasad obliczania i projektowania pomp, ustalania profilu łopatek wirnika, wstępnego obliczenia kavitacji, urządzeń doprowadzających i odprowadzających ciecz. W uzupełnieniu dano przykład obliczenia pompy osrodkowej oraz krótkie wiadomości o wykonanych pracujących pompach na silnikach raketowych. Treść uzupełniono dwustu trzema rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół lotniczych oraz dla konstruktorów. LS.

Pribory i metodika issledowanija oblikow s samolota. W. A. Zajciew, A. A. Ledochowicz, Gidromieteorologičzeskoje Izdatielstwo, Leningrad, 1960 r., stron 176, cena 7 rb. 30 kop.

W książce podany jest opis lotniczo-meteorologicznych przyrządów do wykonywania pomiarów temperatury i wilgotności powietrza, okresowych zmian temperatur w chmurach i poza nimi oraz widzialności zawartości wody i wielkości kropel. Podano szczegółowsze opisy pomiaru temperatur, wilgotności i ciśnienia powietrza za pomocą samolotowego meteorografu, pomiaru wilgotności powietrza z samolotu za pomocą higrometru kondensacyjnego, rejestracji elementów meteorologicznych na samolocie. Podano także metodykę pomiarów pojedynczych i grupowych elementów me-

teorologicznych w locie. W dwu końcowych rozdziałach opisano przyrządy lotnicze pokładowe, stosowane przy sondowaniu atmosfery za pomocą samolotu oraz stanowisko przyrządów na samolocie i niektóre własności pomiaru i opracowania danych aerologicznych. Przyrządy, opisane w książce, przeszły badania laboratoryjne i eksploatacyjne i są produkowane w małych seriach. Treść uzupełniono obszernym wykazem literatury (99 pozycji). Książka przeznaczona jest dla specjalistów, wykonujących pomiary meteorologiczne. LS.

Rascziot triechstojnych panielej, A. Ja. Aleksandrow, Ł. E. Briukier, Ł. M. Kurszin, A. P. Prusakow, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 272, cena 15 rb 20 kop.

W książce zawarte są wzory i wykresy do obliczania wytrzymałości trzywarstwowych płyt prostych i zakrzywionych, z różnymi wypełnierzami. Treść książki podzielona jest na trzy części. W pierwszej części rozpatrzono zagadnienia stateczności płyt trzywarstwowych z wypełniaczem jednorodnym, piankowym, komórkowym, żebrowym, z warstwami zewnętrznymi o różnych grubościach, dla różnych warunków podparcia i różnych układów obciążeń zewnętrznych. Rozpatrzono też stateczność cylindrów wykonanych z płyt trójwarstwowych. W części drugiej omówiono zginanie poprzeczne płyt trójwarstwowych dla różnych typów wypełniaczy, warunków podparcia płyt i układów obciążeń. Zagadnienia powyższe rozpatrzono też dla płyt krzywych i cylindrów trójwarstwowych. W osobnym ustępie przedstawiono zagadnienie drgań swobodnych płyt trójwarstwowych. W części trzeciej opisano zagadnienie zginania poprzeczno-podłużnego płyt trójwarstwowych dla różnych typów wypełniaczy, warunków podparcia i układu obciążeń. Podano również metody przeprowadzania badań i przykładowe wyniki prób oraz zasady wyboru optymalnych parametrów płyt i zakres stosowności podanych wzorów. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, fotografiami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów i obliczeniowców oraz pracowników instytutów techniczno-naukowych. LS.

Aerodynamika balszich skorostiej — szimajemaja židkost', E. Karafoli. Izdatielstwo Akademiij Nauk SSSR, Moskwa, 1960 r., stron 740, cena 36 rb.

Jest to tłumaczenie rosyjskie M. A. Pawlichiny wykonane z wydania w języku angielskim, to natomiast było tłumaczone z oryginału rumuńskiego i wydane w roku 1956 w Bukareszcie. W książce tej rozpatrzone są zjawiska aerodynamiczne spotykane przy dużych prędkościach ruchu gazów oraz przepływy poddźwiękowe, jak i naddźwiękowe. Treść dzieli się na dziewięć obszernych rozdziałów. Ponieważ aerodynamika dużych prędkości wymaga specjalnych wiadomości z matematyki i fizyki autor umieścił na początku pracy rozdział, podający najczęściej stosowane wzory analizy wektorowej oraz pewne zagadnienia z termodynamiki gazów. We właściwym temacie podstawowe zależności, określające ruch ściśniętej cieczy z uwzględnieniem prędkości dźwięku i liczby Macha, przepływy jednowymiarowy ustalony, z uwzględnieniem przepływu przez rury i dysze oraz zjawiska fal uderzeniowych, ogólne rozpatrzenie przepływu poddźwiękowego oraz rozpatrzenie przepływu przydźwiękowego i wpływu ściśniętości na skrzydło o skończonej rozpiętości. W dalszych rozdziałach przedstawiono zagadnienia przepływu naddźwiękowych, teorię profilów dla prędkości naddźwiękowych, przepływy naddźwiękowe około ciał obrotowych teorię skrzydeł skończonej rozpiętości w strumieniu naddźwiękowym o obrysach zwykłym trapezowym, z dużym skosem, delta i trójkąta, przepływ złożony około skrzydeł trójkątnych i ich zastosowanie dla określenia charakterystyk aerodynamicznych. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, fotografiami, wykresami i tabelami. Każdy rozdział uzupełniony jest wykazem literatury. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów aerodynamicznych, inżynierów obliczeniowców i konstruktorów. LS.

Sprawocznik po gidrawliczeskim soprotiwlenjam, I. E. Idielczik, Gosenergoizdat, Moskwa, 1960 r., stron 464, cena 22 rb. 50 kop.

Podręcznik oporów hydraulicznych zawiera dane dotyczące współczynników oporów tarcia w rurach prostych i kanałach oraz współczynników miejscowych oporów hydraulicznych różnych części kształtowych, urządzeń dławiających przegród i innych elementów sieci hydraulicznych i gazowych oraz niektórych urządzeń i aparatów przemysłowych stosowanych przy oczyszczaniu gazów, wymianie ciepła, wentylacji i innych działach techniki. Podręcznik zawiera dwadzieścia rozdziałów. Kolejno zestawione są ogólne wiadomości z hydrauliki i mechaniki cieczy i gazów wraz z tabelami danych technicznych cieczy i gazów, przepływy przez rury i kanały proste, przepływ strumienia przez otwory, współczynniki przy płynnej zmianie prędkości strumienia, współczynnik zmiany kierunku strumienia współczynnik łączenia i rozdziału strumienia, dane ruchu strumienia przez przeszkody równomiernie rozłożone w przekroju, przepływ strumienia przez armaturę i labirynty. W końcowych rozdziałach zebrane zostały dane o opływie ciał strumieniem w rurach i kanałach, wypływie strumienia z rur kanałów oraz przepływ strumienia przez różne aparaty. W szeregu rozdziałów umieszczone są dane o przepływie gazów w tunelach aerodynamicznych i ich częściach, w częściach silników spalinych, oraz o opływie ciał smukłych i przepływach przez chłodnice. Podręcznik przeznaczony jest dla inżynierów różnych specjalności. LS.

Woprosy rascziota elementow awiacionnyh konstrukcij — rascziot triechstojnyh panielej i oblotcziek, sbornik statiej nr 2, ried. A. Ja. Aleksandrow, Ł. M. Kurszin, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 136, cena 8 rb 95 kop.

W zbiorze tym, który jest z tego zakresu zeszytem drugim, umieszczone są prace teoretyczne i doświadczalnie-badawcze z dziedziny wytrzymałości wielowarstwowych konstrukcji z lekkimi wypełnierzami piankowymi i sztywnymi wypełnierzami falistymi i ulowymi. W kolejnych pracach rozpatrzono zagadnienia wyznaczenia zredukowanych parametrów sprężystych dla wypełniaczy ulowych miejscowej stateczności płyt trójwarstwowych przy ścisnieniu z wypełniaczem falistym, stateczności trójwarstwowych skorup cylindrycznych poza granicą sprężystości, zginania prętów trójwarstwowych obciążeniem skupionym i ciągłym, obliczania płyt trójwarstwowych przy równoczesnym działaniu poprzecznego obciążenia ściskania i ścinania. Dalsze prace omawiają podłużno-

-poprzeczne zginanie płyt z wypełniaczem sztywnym, ściskanie płyt podpartych, wybór parametrów płyt trójwarstwowych ścisnionych z wypełnierzami lekkimi, oraz wyniki badań prostokątnych płyt trójwarstwowych przy ścisnieniu podłużnym. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów, obliczeniowców oraz pracowników instytutów technicznych. LS.

Angio-russkij słowar po aerogidrodinamike, M. G. Kotik, Główna Riedakcija Inostronnych Nauczno Techniczeskich Słowariej Fizmatgiza, Moskwa, 1960 r., stron 457, cena 10 rb. 5 kop.

Jest to angielsko-rosyjski słownik z zakresu aero- i hydrodynamiki zawierający około 12 000 słów z dziedziny teoretycznej i doświadczalnej aerodynamiki i hydrodynamiki, aerodynamicznych obliczeń różnych typów aparatów latających, aerodynamiki przemysłowej, wyposażenia i przyrządów pomiarowych do badań aerodynamicznych na ziemi i w locie. W słowniku umieszczono też terminy z zakresu hydrauliki, termodynamiki, budowy maszyn hydraulicznych oraz pewną ilość wyrażeń matematycznych stosowanych w aerodynamice. Podano również porównawczy wykaz oznaczeń angielskich, amerykańskich i radzieckich. Dodano poglądowe rysunki z oznaczeniami i nazwami szczegółów. LS.,

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, NR 9/61

T. Królikiewicz: „Tankowanie w powietrzu“. Tankowanie w powietrzu pozwala na zwiększenie zasięgu samolotu lub na zabranie większego ładunku. Szereg fabryk opracowało własne modele urządzeń do tankowania, urządzenia stałe lub podczepiane, które pozwalają przetrwać w powietrzu paliwo z szybkością 2000 litrów na min.

E. Kokotkiewicz: „Problemy kabin treningowych“. Obecny stan automatyki, elektroniki i cybernetyki pozwala budować kabiny treningowe, które zapewniają pełne odzwierciedlenie warunków lotu. Godzina treningu pilota w nowoczesnej kabine kalkuluje się poniżej 10% kosztu treningu w powietrzu.

WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, NR 10/61

E. Cichosz: „Uciszenie hałasu silników odrzutowych“. W ostatnich latach uczyniono znaczny krok na drodze do poznania przyczyn powstawania hałasu silnika odrzutowego. Pozwala to na budowę coraz doskonalszych urządzeń uciszcujących zarówno dla samolotów jak i hamowni. Jednak problem uciszenia hałasu silnika odrzutowego jest jeszcze daleki od rozwiązania w pełni zadowalającego.

J. Grzegorzewski: „Bariera cieplna“. Występowanie bariery cieplnej zależne jest zarówno od szybkości, jak wysokości lotu. Występowanie wysokich temperatur na powłoce samolotów zmusza do szukania nowych, kosztownych tworzyw konstrukcyjnych. Dodatkową trudność sprawia fakt, że materiały trudnotopliwe są na ogół bardzo kruche.

*

Wydawnictwo MON w zasłużonej już Bibliotece Popularnej Wiedzy Technicznej (seria „Sowy“) wypuściło ostatnio trzy książki lotnicze.

Współczesne lotnictwo wojskowe, Z. Rózbicki, MON, Warszawa 1961 r., str. 160, cena 10 zł. Książeczka popularnie zaznajamia czytelników ze współczesnymi samolotami bojowymi. Szereg rozdziałów poświęcono silnikom lotniczym oraz pociskom odrzutowym. Podano liczne schematy zjawisk, zachodzących w technice lotniczej.

Czym samolot walczy, Z. Sierski, J. Grzegorzewski, MON, Warszawa 1961 r., str. 159, cena 9 zł. Po wstępnym zarysie historycznym zapoznano czytelników z uzbrojeniem raketowym, rodzajami i budową pocisków. W dalszym ciągu opisano wyrzutnie lotnicze oraz konstrukcję pocisków kierowanych. Dziełko kończą rozdziały poświęcone bombom lotniczym.

Automaty w samolocie, J. Sienkiewicz, MON, Warszawa 1961 r., str. 175, cena 9 zł. Autor w przystępnej formie zapoznaje czytelników z zasadami działania oraz funkcjami automatów w samolocie. Pisze o pilocie automatycznym, typach nawigatorów, regulatorach i synchronizatorach parametrów silników odrzutowych, wreszcie o automatyzacji warunków bytu człowieka podczas lotu. Książeczka zapoznaje na koniec z przewidywaniami perspektywicznymi.

Prace Instytutu Techniki Ciężkiej w zesz. 16, (PWN), Warszawa 1961 r., str. 56, cena 13 zł, zamieszczają: Metodę projektowania układu łopatkowego sprężarek osiowych — S. Kuczewskiego, oraz Badania przepływu w kanałach wentylatorów osiowo-akcyjnych — J. Nowakowskiego.

Mechanika procesów tłoczenia blach, Z. Marciniak, WNT, Warszawa 1961 r., str. 270, cena 43 zł. Omówiono tu podstawy teoretyczne i analizę procesów technologicznych tłoczenia blach, a mianowicie: gięcia, rozciągania, tłoczenia powłok cienkościennych i grubościennych, ciągnięcia, oraz zamieszczono przykłady stosowania metod analizy procesów tłoczenia w praktyce inżynierskiej.

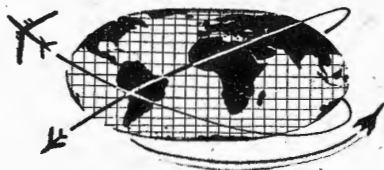
Wielki słownik techniczny rosyjsko-polski, WNT, Warszawa 1961/62 r., str. 1400, cena 180 zł, 2 tomy; A—O i π—я. Dawno oczekiwane nowe wydanie obejmuje bogaty zbiór terminów z zakresu nauk podstawowych i stosowanych, procesów technologicznych oraz maszyn, nazwy surowców i półproduktów. Podano również nazwy zawodów i terminy z zakresu ekonomii i organizacji przemysłu oraz nazwy wyrobów. Słownik obejmuje około 120 000 haseł wyjściowych. Ważne, że terminy podano z akcentami. Drugi tom zawiera również skróty techniczne.

Psychologia lotnawo truda, K. K. Płatonow, Wojennoje Izdatielstwo Ministierstwa Oborony Sojuza SSR, Moskwa, 1960 r., str. 352, cena 7 rb. 85 kop.

W książce przedstawione są: przedmiot, metody i historia psychologii pracy załóg latających w powietrzu, osobliwości procesów

psychicznych w czasie pracy pilotów, problemy uwagi, myślenia pamięci, emocji i psychomotoryki, analiza psychologiczna pracy w powietrzu oraz osobliwości psychologiczne lotu szkolnego, lotu według przyrządów i lotów: wysokościowego, szybkiego i kosmicznego. Rozpatrzono też specjalne zagadnienia szkolenia psychologii lotniczej, jak psychologiczna racjonalizacja szkolenia lotniczego, stanów pracy lotniczej i odpoczynku, przyswajania techniki lotniczej, oraz badania psychologiczne w praktyce lekarsko-lotniczych diagnoz.

W książce podane są ogólne wiadomości teoretyczne i opisy sposobów badania zdolności lotniczych uczniów i pilotów i ich błędnych czynności, rozpatrzone są też metody psychologiczne badania przyczyn wypadków lotniczych. Autor w konkretnych przypadkach wskazuje jak ważne jest uwzględnienie praw psychologii w czasie różnych czynności lotniczych. Książka przeznaczona jest dla instruktorów szkół lotniczych, lekarzy lotniczych oraz załóg latających. L. S.

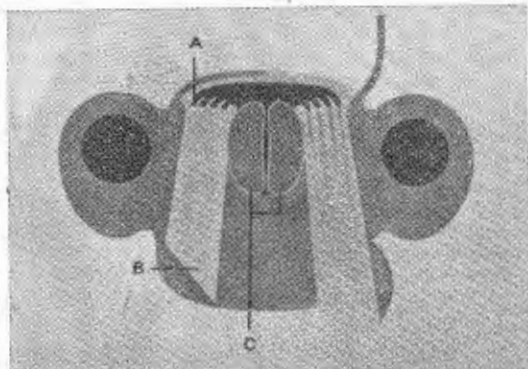


NOWOŚCI TECHNICZNE

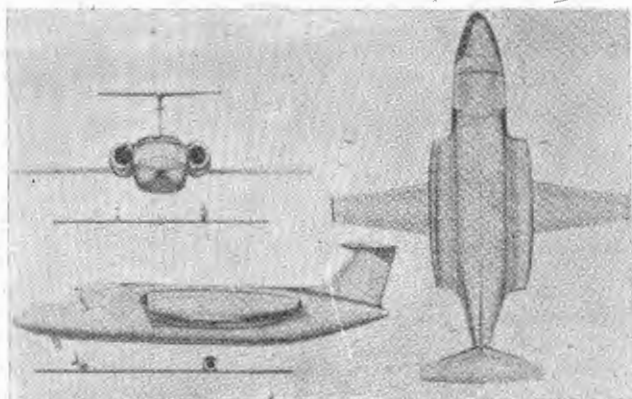
SZCZEGÓŁY SAMOLOTU „HUMMINGBIRD”

W jednym z poprzednich zeszytów T. L. zamieszczono w „Nowościach technicznych” wzmiankę o doświadczalnym samolocie pionowego startu Lockheed „Hummingbird”, w którym do zwiększenia „wyporu” silników w czasie startu i lądowania wykorzystano zjawisko eejkcji. Obecnie są już dostępne niektóre szczegóły budowy i dane samolotu.

Samolot został zaprojektowany jako średniopłatowiec, z dwoma gondolami silnikowymi umieszczonymi na skrzydłach, bezpośrednio przy kadłubie, i z usterzeniem w kształcie litery T. Siedzenia pilotów znajdują się obok siebie.



W kadłubie, między silnikami, umieszczono komorę mieszania, zamykaną od góry i dołu klapami. W czasie pionowego startu i lądowania strumienie wylotowe silników odrzutowych są kierowane, po uprzednim otwarciu klap komory mieszania, do komór zbiorczych C, znajdujących się w komorze mieszania. Rozmieszczone wzdłuż komór zbiorczych dysze A przyspieszają gazy silnikowe kierując je równocześnie w dół komory mieszania, do jej wylotu. Uchodzące z dysz A gazy zasysają powietrze z otoczenia i porywają je ze sobą, dzięki czemu możliwe jest zwiększenie ciągu silników o około 40%. Niewielka część gazów



z komory mieszania jest doprowadzana do dysz sterujących, umocowanych na końcach skrzydeł oraz w nosie i ogonie kadłuba. Ciąg tych dysz jest regulowany automatycznie za pomocą urządzenia ustataczniającego.

Napęd samolotu stanowią dwa silniki Pratt and Whitney JT 12A-3 o ciągu 1360 kG każdy.

Przejęciowa faza startu samolotu „Hummingbird” przebiega w następujący sposób. Bezpośrednio po oderwaniu się od ziemi pilot wciąga podwozie i za pomocą dysz sterujących pochyla cokolwiek samolot do przodu. Powstaje dzięki temu skierowana do przodu składowa pozioma siły nośnej, pochodzącej od silników, która przyspiesza samolot do prędkości około 150 km/h; przy tej prędkości wypór skrzydeł jest już na tyle duży, że gazy wylotowe jednego z silników można skierować do dyszy napędowej. Po

Dane samolotu

| | |
|--|------------|
| Rozpiętość | 7,61 m |
| Długość | 9,75 m |
| Ciężar własny | 2265 kG |
| Ciężar całkowity | |
| w przypadku pionowego startu | 3265 kG |
| Prędkość maksymalna | |
| na wysokości 10 500 m | 835 km/h |
| Prędkość wznoszenia | |
| a) dwa silniki | |
| ciąg startowy | 91,4 m/sek |
| ciąg nominalny | 60,9 m/sek |
| b) jeden silnik | |
| ciąg nominalny | 20,3 m/sek |
| Zasięg z ładunkiem 136 kG | 537 km |
| Droga konwencjonalnego startu | |
| ponad 15-metrową przeszkodą | 630 m |

osiągnięciu prędkości 230 km/h przełącza się drugi silnik i zamyka kłapy komory mieszania. Lądowanie ma przebieg odwrotny. Po zdławieniu silników i zmniejszeniu prędkości lotu jeden z silników przełącza się „na wypór”, po czym zwiększa się jego prędkość obrotową. Następnie tę samą czynność powtarza się z drugim silnikiem.

Samolot może również startować i lądować w sposób konwencjonalny, w związku z czym jego skrzydła zaopatrzone w kłapy.

Przypuszcza się, że samoloty opisanego typu znajdują zastosowanie do celów rozpoznawczych i łącznikowych w pasie przyfrontowym; duże przyspieszenia i prędkość wznoszenia oraz duża zwrotność na małych wysokościach lotu, w połączeniu z możliwością operowania z przygodnych lądowisk, pozwala na niespodziewane pojawianie się samolotu nad linią frontu i równie szybką ucieczkę. W. K.

POTEZ 840 — FRANCUSKI SAMOLOT PASAŻERSKI NA KRÓTKIE TRASY

Jednym z warunków opłacalności lotniczej komunikacji pasażerskiej na krótkich trasach jest rozporządzenie samolotami o dużej prędkości przelotowej i odpowiednim komforcie wyposażenia oraz wykonywanie przelotów z dużą częstością; z dużą częstością przelotów łączy się ko-

nieczność ograniczenia liczby miejsc pasażerskich samolotu do około 20, w celu osiągnięcia wysokiego współczynnika „zapełnienia” kabiny. Wymaganiom tym odpowiada w pełni nowy francuski samolot pasażerski Potez 840, wyposażony w cztery turbiniowe silniki śmigłowe Turbomeca „Astazou” II.

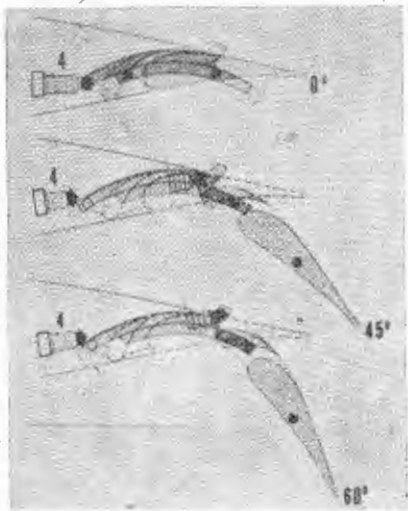
Potez 840 jest całkowicie metalowym dolnopłatem. Trapezowe skrzydło jest zaopatrzone w pojedynczy dźwigar; po obu stronach dźwigara znajdują się skrzynkowe kesony. Grubość pokrycia skrzydła wynosi 2 mm przy kadłubie i spada do 0,8 mm na jego końcach. Konstrukcja skrzydła odpowiada wymaganiom „fail safe” i „safe life”, tzn. że elementy nośne są tak wymiarowane, aby w przypadku uszkodzenia jednego z nich pozostałe elementy mogły zapewnić odpowiedni stopień bezpieczeństwa; poza tym możliwość powstania uszkodzenia jest niewielka. Skrzydło jest wyposażone w dwuszczelinowe klapy, których mechanizm wysuwania jest oparty na patencie Poteza. Przy starcie klapy wychyla się pod kątem 20°, przy podchodzeniu do lądowania — pod kątem 45° i przy lądowaniu — pod kątem 60°. W skrzydle znajdują się integralne zbiorniki paliwa o pojemności 1622 l.

Do klimatyzacji kabiny wykorzystuje się powietrze ze sprężarek silników, przy czym przed doprowadzeniem do kabiny jest ono chłodzone. Termostat utrzymuje w kabi-



nie temperaturę w granicach od 12 do 28 °C, zależnie od wymagań. Ciśnienie w kabine zmienia się automatycznie w zależności od ciśnienia zewnętrznego — na wysokości lotu 6000 m w kabine panuje ciśnienie odpowiadające wysokości 2500 m.

Jak już wspomniano, samolot Potez 840 ma cztery silniki Turbomeca „Astazou” II. Rozważano również możliwość zastosowania dwóch silników Turbomeca „Bastan”.



Na cztery silniki zdecydowano się z dwóch przyczyn: w przypadku uszkodzenia jednego z silników spadek mocy rozporządzalnej jest stosunkowo niewielki; dzięki większej powierzchni skrzydła, pozostającej pod działaniem strumieni zaśmigłowych, ciężar całkowity samolotu może być większy o 25% przy tej samej mocy silników i długości drogi startu.

Silniki „Astazou” II mają moc startową (na wale) 530 KM przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,264 kg/KMh

i ciężar 123 kg. Maksymalna moc trwała na wysokości 6000 m i przy prędkości lotu 500 km/h wynosi 365 KM. Silniki są wyposażone w trójłopatowe śmigła Ratier-Figeac o średnicy 2,1 m i prędkości obrotowej 2400 obr/min. Sterowanie silników odbywa się przy stałej prędkości obrotowej. Gondole silnikowe mają kształt cylindryczny i średnicę 0,51 m.

Istnieje kilka wersji samolotu Potez 840: „Luxe” z kabiną o 16 miejscach pasażerskich, „Courtoisie” o 24 miejscach, z fotelami ustawionymi oparciami do ścian, ta sama wersja z dwoma ławkami wzdłuż ścian oraz wersja służbowa „Affaires” o ośmiu miejscach.

Wymiary

| | |
|---------------------------------|-------------------|
| Rozpiętość | 19,4 m |
| Długość | 15,6 m |
| Wysokość | 5,4 m |
| Powierzchnia skrzydła | 35 m ² |
| Wydłużenie skrzydła | 10,75 |

Ciężary i osiągi wersji 24-miejscowej

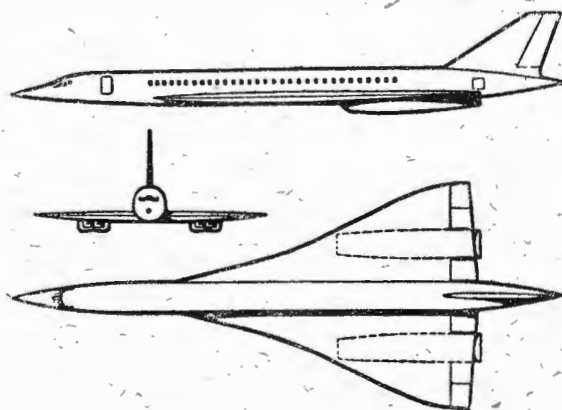
| | |
|--|------------|
| Ciężar własny | 4965 kg |
| Ciężar paliwa | 1221 kg |
| Ciężar ładunku | 2160 kg |
| Ciężar całkowity | 8500 kg |
| Prędkość maksymalna na wysokości 6000 m | 540 km/h |
| Prędkość przelotowa na wysokości 6000 m | 520 km/h |
| Prędkość wznoszenia (na poziomie morza) | 11,1 m/sek |
| Prędkość wznoszenia z trzema silnikami | 6,7 m/sek |
| Pałap praktyczny | 11 000 m |
| Długość drogi startu z maks. obciążeniem | 780 m |
| Długość drogi lądowania z rezerwą paliwa | 680 m |
| Maksymalny zasięg z rezerwą paliwa | 1050 km |

W. K.

PRZYSPIESZENIE PRAC NAD NADDŹWIĘKOWYMI SAMOLOTAMI PASAŻERSKIMI

Niedawno opublikowano niektóre szczegóły dotyczące budowy francuskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego średniego zasięgu „Super-Caravelle”. Samolot jest projektowany przez firmę Sud-Aviation i Marcel Dassault, jednak przewiduje się, że względu na wysokie koszty rozwojowe (oceniane na 286 milionów dolarów), współpracę innych firm europejskich — prowadzi się już na ten temat rozmowy z angielską wytwórnią British Aircraft Corporation.

Pewnym zaskoczeniem jest ustalenie krótkich terminów rozwoju samolotu — prototyp ma odbyć pierwszy lot w ro-



ku 1965, a pierwszy seryjny samolot ma wejść do eksploatacji w roku 1968. Zwraca uwagę stosunkowo niska cena samolotu seryjnego — określa się ją na około 7 milionów dolarów (amerykańskie naddźwiękowe samoloty pasażerskie dalekiego zasięgu mają kosztować do 20 milionów do-

larów). Oblicza się, że jednostkowe koszty eksploatacji samolotu „Super-Caravelle” będą mniejsze, a w najgorszym razie równe kosztom jednostkowym obecnie użytkowanych poddźwiękowych samolotów odrzutowych.

Samolot „Super-Caravelle” ma trójkątne skrzydło („delta”) z krawędzią natarcia w kształcie litery S. Jego konstrukcja jest zaprojektowana według zasady „fail safe”. Pod skrzydłem są umieszczone cztery silniki zabudowane w dwóch gondolach o regulowanych wlotach. Kadłub ma kształt cylindryczny. Trójkątne podwozie jest chowane do kadłuba. Kabina może pomieścić 100 pasażerów. W konstrukcji samolotu zastosowano stopy lekkie, jedynie stery mają być wykonane ze stali, a gondole silnikowe — z tytanu. Do napędu samolotu są przewidziane cztery silniki Bristol Siddeley „Olympus” 593 o ciągu 13 000 kG każdy (silniki te mają być budowane przy współpracy francuskiej wytwórni SNECMA).

Samolot „Super-Caravelle” będzie mógł startować z istniejących obecnie pasów startowych; prędkość naddźwiękową będzie rozwijał dopiero na wysokości powyżej 12 000 m, a przeloty z prędkością naddźwiękową będzie wykonywał na wysokości przekraczającej 15 000 m.

Dane samolotu

| | |
|-------------------------------|-----------|
| Rozpiętość | 23,0 m |
| Długość | 54,0 m |
| Ciężar ładunku | 10 000 kG |
| Ciężar całkowity | 90 000 kG |
| Prędkość przelotowa | Ma = 2,2 |
| Największy zasięg | 4500 km |

Prace Francuzów nad samolotem „Super-Caravelle” wywarły duży wpływ na amerykańskie plany w dziedzinie naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Zdecydowano się mianowicie przyspieszyć prace nad samolotem dalekiego zasięgu o prędkości $Ma = 3$ — próby w locie prototypu mają rozpocząć się w roku 1967 zamiast w roku 1970.

W. K.

SILNIK DWUPRZEPLYWOWY DO PRZECHWYTYWACZA „MIRAGE”

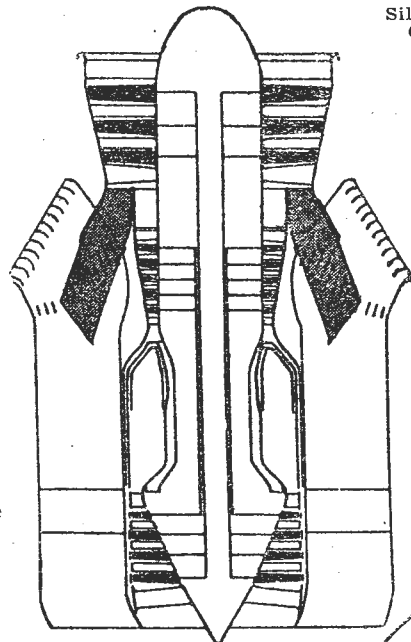
Podano do wiadomości, że francuski samolot przechwytyjący pionowego startu Marcel Dassault „Mirage” III V zostanie wyposażony w dwuprzepływowy silnik napędowy SNECMA TF106. Silnik ten jest odmianą silnika Pratt and Whitney JTF10. W odróżnieniu od tego ostatniego w silniku francuskim zastosowano trzystopniowy wentylator i spalanie w kanale zewnętrznym, poza dopalaniem za komorą zmieszania strumienia zewnętrznego i wewnętrznego (spalanie w kanale zewnętrznym — tzw. „plenum chamber burning” — ma tę poważną zaletę, że daje znaczny przyrost ciągu silnika przy stosunkowo niewielkim wzroście jednostkowego zużycia paliwa). Bez dopalania ciąg silnika ma wynosić 5100 kG, z dopalaniem — 9000 kG. Do wytwarzania wyporu w czasie pionowego startu i lądowania samolotu „Mirage” III V mają służyć silniki Rolls-Royce RB. 162.

W. K.

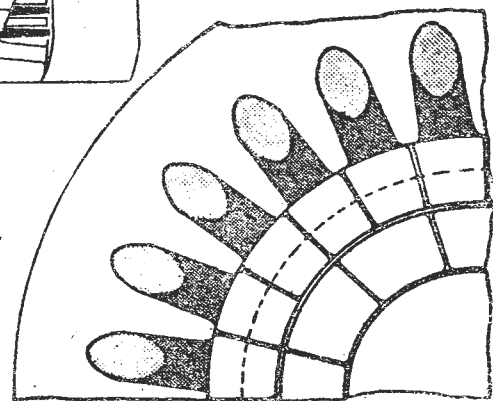
SILNIK NOŚNY GRIFFITHA

W pracach firmy Rolls-Royce nad silnikami nośnymi do samolotów pionowego startu decydującą rolę odegrał kierownik naukowy tej firmy A. A. Griffith. Jego pomysłem jest, między innymi, niżej opisany projekt silnika nośnego, odznaczającego się podobno wyjątkowo dużym stosunkiem ciągu do ciężaru, małym jednostkowym zużyciem paliwa i małym hałasem wytwarzanym przez gazy wylotowe. Jak widać z załączonego schematu, jest to silnik dwuprzepływowy z dodatkową zewnętrzną osłoną, tworzącą wokół silnika pierścieniowy kanał. Do części wlotowej kanału są wprowadzone rozgałęzienia wylotu sprężarki niskiego ciśnienia. Wypływające z tych rozgałęzień powietrze powoduje zasysanie powietrza z otoczenia i jego przepływ przez kanał. Daje to znaczne zwiększenie ciągu silnika bez poważniejszego wzrostu godzinowego zużycia paliwa. Uciszające działanie dodatkowego strumienia powietrza, otaczającego główny strumień wylotowy, polega

Silnik nośny Griffitha



Wprowadzenie rozgałęzień wylotu sprężarki niskiego ciśnienia do części wlotowej kanału



na tym, że strumień ten mając stosunkowo dużą prędkość zmniejsza gradient prędkości między głównym strumieniem wylotowym i powietrzem otoczenia, a tym samym — turbulencję powstającą na granicy strumienia wylotowego.

Nie wiadomo jeszcze, czy koncepcja Griffitha znalazła zastosowanie w rozwijanych obecnie nowych silnikach nośnych Rolls-Royce.

W. K.

SZCZEGÓŁY BUDOWY DRUGIEGO STOPNIA RAKIETY „SATURN”

Budowa drugiego stopnia trójstopniowej odmiany rakiety „Saturn”¹ przypadła w udziale, w wyniku zwycięstwa w konkursie, firmie Douglas Aircraft Co. Pierwsza rakieta „Saturn” wyposażona w drugi stopień, który nosi oznaczenie S-IV, ma zostać wystrzelona w 1963 roku.

Stopień S-IV jest napędzany przez sześć silników Pratt and Whitney RL10A-3 o ciągu 6800 kG każdy (łącznie ciąg 40 800 kG). Poszczególne silniki są zamocowane przegubowo, co umożliwi sterowanie stopniem. Paliwem jest ciekły wodór, utleniaczem — ciekły tlen. Komory spalania silników są chłodzone wodorem, który jest przetłaczany ze zbiornika do kanałów w ścianach komór spalania, a następnie do wtryskiwaczy w komorach spalania. Część wodoru podgrzanego w wyniku chłodzenia komór spalania jest wykorzystywana do napędu turbin pomp tłoczących paliwo i utleniacz.

Jak widać ze schematu, stopień składa się z czterech grup konstrukcyjnych: z górnego elementu łączącego, zbiornika wodoru i tlenu 4, dolnego elementu łączącego 2 i z ramy przejmującej ciąg silnika 1. Górny element łączący służy do mocowania następnego stopnia rakiety. Zbiornik jest przedzielony za pomocą półkolistej przegrody 3, która stanowi równocześnie izolację cieplną, zabezpieczającą przed przepływem ciepła z ciekłego tlenu do ciekłego wodoru. Zbiornik jest zaopatrzony w dysze opróżniające 5. Dolna część łącząca służy do mocowania stopnia S-IV do pierwszego stopnia rakiety. Silniki mają osłonę cieplną 7.

¹ Istnieją trzy odmiany rakiety „Saturn”: trzystopniowa C-1, czterostopniowa C-2 i pięciostopniowa C-3.

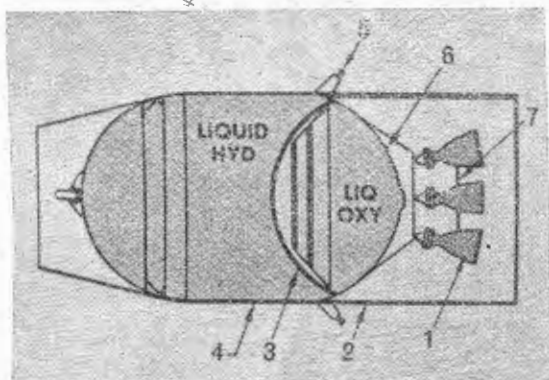
Dane stopnia S-IV

| | |
|--------------------------------------|----------|
| Długość | 12,62 m |
| Średnica | 5,54 m |
| Ciężar własny | 5520 kG |
| Ciężar paliwa i utleniacza | 45300 kG |
| Ciężar całkowity | 40800 kG |

Bardzo niska temperatura ciekłego wodoru ($-252,8^{\circ}\text{C}$) narażała konstruktorom liczne trudności, brak bowiem było doświadczeń, na podstawie których można by wnioskować o zachowaniu się materiałów zbiornika w tej temperaturze pod złożonymi naprężeniami. Zaprojektowanie zbiornika jest utrudnione faktem, że musi on być skonstruowany w sposób optymalny pod względem ciężaru dla dwóch różnych przypadków obciążenia — dla przypadku obciążenia w locie, pochodzącego od ciągu silników, drgań, podmuchów, sił aerodynamicznych, sił sterowania i od ciśnienia wewnętrznego, oraz dla przypadku obciążenia na ziemi i na wyrzutni, gdy na zbiornik działa ciężar własny, siła wiatru i gdy brak stabilizacyjnego działania ciśnienia wewnętrznego.

Pokrywy zbiornika — górna i dolna — składają się z sześciu segmentów z blachy ze stopu aluminiowego o grubości 6,35 mm, spawanych ze sobą w automatycznym urządzeniu. Przegroda wewnętrzna jest typu przekładkowego. Ściany zbiornika są usztywnione od wewnątrz w sposób integralny. Usztywnienia te przejmują 85% obciążeń pochodzących od ciśnienia wewnętrznego. Wielu badań wymagało znalezienie odpowiedniego materiału do wewnętrznej izolacji zbiornika. Materiał ten musi być odporny na duże uderzenia cieplne w czasie napełniania zbiornika i równocześnie musi zapobiegać przechodzeniu ciepła z otoczenia do zbiornika.

W celu przeprowadzenia badań nad zachowaniem się materiałów i zespołów w niskich temperaturach zbudowano w Santa Monica laboratorium z komorami wysoko-



ściowymi, tunelami aerodynamicznymi, urządzeniami do badania odporności na uderzenia cieplne, na drgania i do badania przecieków.

Stopień S-IV ma być przetransportowany na Cape Canaveral na kadłubie samolotu Douglas C-133.

Należy dodać, że stopień S-IV będzie również zastosowany jako trzeci stopień w odmianie C-3 rakiety „Saturn”;

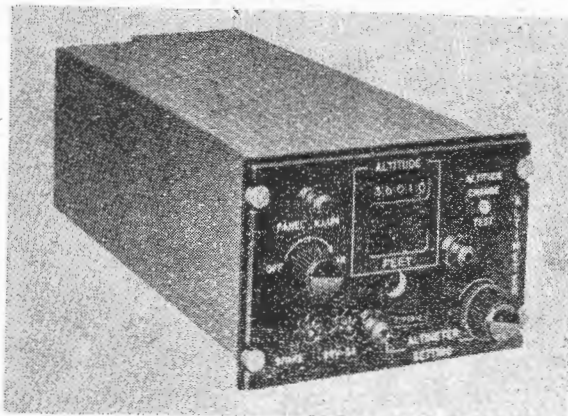
drugi stopień tej rakiety będzie napędzany czterema silnikami — na ciekły wodór i tlen — Rocketdyne J-2, rozwijającymi ciąg 90 000 kG każdy.

W. K.

629-1.052.2

WYSOKOŚCIOMIERZ O DUŻEJ DOKŁADNOŚCI WSKAZAŃ

Amerykańska firma Litton Systems skonstruowała bardzo dokładny i odznaczający się dużą prostotą budowy wysokościomierz. Zawiera on elementy elektroniczne i mechaniczne, które dokonują pomiaru ciśnienia atmosferycznego i przeliczają wynik pomiaru na odpowiadającą mu wysokość, która zostaje przedstawiona na wskaźniku. Wyniki pomiaru mogą być równocześnie przekazywane na



urządzenia automatycznego sterowania samolotu. Dokładność wskazań na wysokości 9000 m wynosi 6 m. Duże przyspieszenia, drgania i temperatury nie mają wpływu na dokładność przyrządu. Przyrząd można zabudować w tablicy pokładowej, ponieważ powierzchnia płyty czołowej wynosi tylko 135 cm².

W. K.

ODPORNE NA WYSOKIE TEMPERATURY TAŚMY IZOLACYJNE

Firma Minnesota Mining and Manufacturing Co. produkuje taśmy izolacyjne, które znajdują szerokie zastosowanie w technice raketowej (rakiet „Titan”, pojemnik „Mercury”). Taśma składa się z aluminiowej folii o grubości 0,0127 mm i z warstwy tkaniny szklanej o grubości 0,0508 mm i jest pokryta nieorganicznym klejem o podstawie silikonowej. Wytrzymuje długotrwałe temperatury od 260 do 320 °C, a w sposób krótkotrwały — 1650 °C. Taśma jest przeznaczona głównie do ochrony odpornych na wysokie temperatury kabli elektrycznych, wyłączników, zaworów itp; odznacza się dużą zdolnością odbijania promieniowania podczerwonego, łatwością stosowania, dużą giętkością pozwalającą na zwinianie w spirale bez obawy uszkodzenia warstwy odbijającej, trwałością klejenia i powolnym starzeniem. Ciężar taśmy wynosi 2,23 G na 1 m długości i 1 cm szerokości, wytrzymałość na rozciąganie — 13,4 kG na 1 cm szerokości.

W. K.

Sprostowanie

W artykule wstępnym „Rok 1962 w przemyśle lotniczym” (zesz. 12/61) zauważyliśmy następujące omyłki: lewa szpalta od dołu, wiersz 28 — zamiast „2-4” powinno być „2-osobowa”; wiersz 16 — zamiast „104” powinno być „101”; wiersz 8 — zamiast „68” powinno być „6S”; prawa szpalta, wiersz 29 od dołu — zamiast „4,575” powinno być „4, 575”.

W artykule mgr inż. Szymona Pileckiego „Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu” (zesz. 12/61), str. 292, wzór 1 — zamiast tg⁻¹ powinno być arctg.

W artykule mgr inż. Bohdana Jancołowicza „Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 „Caravelle” w podpisach pod rysunkami 3, 4, 5, 6, 7, 13 i 17 podano zbyt liczny tekst napisów umieszczonych na rysunkach.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK XII

WARSZAWA, MAJ 1962 r.

ZESZYT 5

Gwiazdkami obok liczb oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

MATERIAŁY

98* 669.15.24.26:539.434 ILot
Poulingnier J.: Fluage periodique rapide. Cas du nicral D, alliage refractaire Fe-Ni-Cr. Szybkie periodyczne pełzanie: przypadek stopu NICRAL D, o składzie Fe-Ni-Cr, odpornego na wysokie temperatury. Rech. aero, lip.—sierp. 1961, nr 83, s. 33—40, rys. 4, ods. 31.

Dokonano przeglądu prac na temat zjawiska pełzania, zawierających inne niż w niniejszym sprawozdaniu zmienności obciążenia i zmiany temperatury. Niniejsza praca stanowi dążenie do otrzymania informacji, jakie koncepcje z klasycznej teorii pełzania mogą być zastosowane do pełzania pod działaniem bardzo szybkiej deformacji, lub też ma ustalić, w jakim stopniu wyniki doświadczenia przy dużej szybkości mogą wyjaśnić zjawiska zachodzące przy małej prędkości. Dokonano badań na stopie Nicral przy temperaturach 800, 1000 i 1300 stopni C, dla obciążeń pomiędzy 4—7 kG/mm² do 0,6—0,15 kG/mm² oraz dla różnych okresów obciążenia. J. N.

99* 669 715.629.979 ILot
Chopin R.: Determination of the deep-drawing capacity of aluminium and its alloys. Określenie zdolności do głębokiego ciągnięcia aluminium i jego stopów. Sheet Metal Industr., wrzesień, 1961, t. 38, nr 413, s. 637—643, rys. 14.

Autor uważa, że jedynie badania w pełnej skali, przeprowadzone dla wielu średnic i grubości, umożliwiają wykreślenie krzywych, które przez interpolację dostarczają praktycznych informacji dla głębokiego ciągnięcia. Wykazano wpływ takich parametrów, jak grubość i stan metalu, promień i szybkość ciągnięcia. J. N.

100* 669.15.018.296:621.9:621.357 ILot
Probert L. E., Rollinson J. J.: Hydrogen embrittlement of high tensile steels during chemical and electrochemical processing. Skruszenie wodorem wysoko wytrzymałych stali w czasie procesu chemicznego i elektrochemicznego. Electroplating, wrzesień 1961, t. 14, nr 9, s. 323—326, 342, rys. 2.

Pierwsza z czterech części artykułu zajmuje się wykryciem skruszenia wodorem. Dla wykrywania skruszenia podaje się słuszność zastosowania następujących badań: badanie uderzeniowe, rozrywające, rozrywające pod obciążeniem, badanie na zmęczenie (zmienne gięcie), badanie na gięcie. J. N.

HYDROAEROMECHANIKA

101* 533.697:533.695.5:621—253 ILot
Gołos S., Krajewski B.: Wyznaczenie pola prędkości w szczelinie międzywieńcowej z uwzględnieniem wpływu kształtu ścian obudowy. Prace Instyt. Lotn. Warszawa 1961, nr 13, s. 3—18, rys. 4, tab. 9, ods. 11.

Przeptyw ustalony czynnika ściśliwego i nielepkiego w układzie osiowo-symetrycznym przy częściowo zadanych parametrach; poszukiwane są parametry uzupełniające geometrię przepływu. Nowe ujęcie matematyczne zagadnienia przepływu umożliwia bardziej dokładne i szybsze obliczanie z racji uniknięcia pomocniczych obliczeń graficznych, które są głównym źródłem błędów. Dzięki wprowadzeniu wielkości bezwymiarowych można było ułożyć tablice ułatwiające znacznie obliczenia, przy czym długi wywód matematyczny sprowadza się w końcowej fazie do dwu równań liniowych z dwiema niewiadomymi.

102* 533.6.011.72 ILot
Lubarski G. Ja.: O kinetycznej teorii uderzeń wołn. O kinetycznej teorii fal uderzeniowych. Z. eksp. i teor. Fiz., 1961, t. 40, nr 4, s. 1050—1057, ods. 6.

Struktura fali uderzeniowej o małym natężeniu, w gazie jednotatomowym, została zbadana w znacznych odległościach od czoła fali. Obliczenie jest oparte na równaniu kinetycznym z uproszczoną całką kolizji, zawierającą stały czas kolizji. J. N.

103* 533.6.071.3 ILot
Janik F.: Obliczenie stałego przełożenia aerodynamicznego wagi samostatecznej. Prace Inst. Lotn., Warszawa, 1961, nr 13, s. 23—29, rys. 8, tabl. 1.

Zjawisko niestateczności wagi w tunelu aerodynamicznym. Podano schemat skonstruowanej przez autora tzw. „aerodynamicznej wagi samostatecznej” mającej te własności, że siły aerodynamiczne, działające na model płata lub samolotu, ustataczniają wagę podczas pomiarów. Powstał jednak przy tym problem stałego przełożenia sił, który został w tym artykule rozwiązany.

104* 533.6.011:538.6 ILot
Stendera J.: Przepływ elektrycznie przewodzącej cieczy w obecności osiowo-symetrycznego pola magnetycznego. Prace Inst. Lotn. Warszawa, 1961, nr 13, s. 19—22.

Wpływ osiowo-symetrycznego pola magnetycznego na ustalony przepływ cieczy lepkiej, nieściśliwej, wzdłuż nieskończonego dłu-

giego porowatego cylindra. Równania [23], [26], [30] przedstawiają rozkład prędkości w funkcji promienia. Równania [26] i [31] przedstawiają rozkład składowej H natężenia pola magnetycznego w funkcji promienia. Dodatkowo wyznaczono rozkład temperatury w funkcji promienia [36].

105* 533.6.013.8 ILot
Sandauer J.: Statystyczna metoda wyznaczania obciążeń sztywnego samolotu w burzliwej atmosferze. Prace Inst. Lotn., Warszawa, 1961, nr 15, s. 9—19, rys. 9, ods. 6.

Statystyczna metoda wyznaczania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze, oparta na uogólnionej analizie harmonicznej i rachunku prawdopodobieństwa, pozwala obliczyć pełne spectrum obciążeń zmęczeniowych samolotu warunkujących jego żywotność. Podstawowy wpływ na charakterystykę obciążeń zmęczeniowych samolotu mają: widmo gęstości mocy turbulencji atmosferycznej oraz przepustowość widmowa samolotu. W oparciu o przykłady obliczeniowe samolotów komunikacyjnych przeanalizowano zależność przepustowości widmowej sztywnego samolotu od jego parametrów geometrycznych i aerodynamicznych, uzyskując metodę szybkiej oceny wpływu zmiany tych parametrów na charakterystykę obciążeń zmęczeniowych sztywnego samolotu.

106* 533.6.013.65 ILot
Aubin W. M.: Some considerations of the effects of mission on roll requirements. Kilka rozważań na temat wpływu przeznaczenia samolotu na wymagania odnośnie własności przechyłowych. Aerospace Engng., wrzesień, 1961, t. 20, nr 9, cz. 1, s. 16—17, 45—51, rys. 17, ods. 6.

Teoretyczne i doświadczone badanie wpływu zdolności przechyłowych na zdolność samolotu do wykonywania taktycznych manewrów w różnych zastosowaniach, ograniczone do samolotu wysoko wyczynowego, przeznaczanego do przechwytywania i wsparcia naziemnego.

Wyniki analiz teoretycznych zostały skojarzone z wynikami studiów na naśladowniku i badań w locie. Uwzględniono burzliwe powietrze (turbulencja ciągła i oddzielne podmuchy) oraz wymagania manewrów przechyłowych (roll manoeuvre). J. N.

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I WYPOSAŻENIE

107* 629.136.039 ILot
Ground effect machines: three reports. Trzy sprawozdania na temat pojazdów na poduszce powietrznej. Engineering, 15 wrzesień, 1961, t. 192, nr 4978, s. 330—331.

Sprawozdanie z postępu projektów i konstrukcji aparatów poduszkowych trzech angielskich firm; 1) angielski British-Norman CC-2 poduszkiowiec, mogący zabrać dziewięciu pasażerów; 2) Vickers-Armstrongs Ltd VA-1 (poduszkiowiec doświadczalny, ważyący 3,300 funtów), VA-2 (statek poduszkowy, może zabierać czterech do pięciu ludzi) oraz VA-3 (ważyący 10 ton i mogący zabrać 24 pasażerów); 3) Saunders-Roe SRN2 (działający doświadczalny aparat), ważyący 27 ton i mogący zabrać 54 do 66 pasażerów. Tłumaczenie ILot: B-1374. J. N.

108* 533.6.015:629.136.039:518.3 ILot
Fielding P. G.: Performance nomograms for GEM's. Nomogramy dla obliczania osiągnięć pojazdów na poduszce powietrznej. Aerospace Engng., sierpień, 1961, t. 20, nr 8, s. 10—11, 67—70, rys. 3.

Przedstawiono nomogramy dla następujących czynników, interesujących konstruktorów poduszkiowców: 1) wymagania mocy unoszenia, 2) wymagania mocy dla jazdy poziomej, 3) manewrowanie (zdolność do wznoszenia, dystans zatrzymania, promień zakrętu). Dokładność wykresów jest wystarczająca dla większości studiów projektowych. Tłumaczenie ILot: B-1375. J. N.

109* 533.662.6:620.135.4.03 ILot
Woprosy aerodynamiki niesuszczonych wintow wiertolotow. Zagadnienia aerodynamiki wirników nośnych śmigłowców. Trudy Mosk. Awiac. Inst. nr 142, 1961, s. 142, rys. 83, ods. 22.

Wyniki doświadczeń badań wirników śmigłowca-samolotu w zawisie i zalecenia dla doboru najkorzystniejszych parametrów ciężko obciążonych wirników. Uogólniona wirowa teoria wirnika nośnego śmigłowca pozwala wyznaczyć prędkości indukcyjne w dowolnym punkcie przestrzeni przy podstawowych warunkach lotu. Wyniki badań aerodynamicznych i obliczenie charakterystyk lotnych wirnika nośnego śmigłowca w warunkach pionowego lądowania. Metody wyznaczenia charakterystyk wirnika. R. S.

110* 629.13.014.59 ILot
Ostosławski I. W., Strażewa I. W.: O formowaniu kontura sterowania samolotem. O kształtowaniu zarosu sterowania samolotem. Trudy Mosk. Awiac. Inst. nr 124, 1960, s. 97, rys. 28, tabl. 1, ods. 4.

Podłużna i poprzeczna sterowność i stateczność współczesnego samolotu, wyposażonego w pilota automatyczne lub statystyczny. Badanie przeprowadzono za pomocą najprostszych metod liniowej teorii regulacji. Przybliżona metoda wykreślniczo-analityczna doboru właściwego położenia środka ciężkości samolotu i przepustowości urządzeń automatycznych. Sposób polepszenia charakterystyk ste-

rowności i zwrotności wysokościowych samolotów drogą zastosowania stabilizatorów. R. S.

111* 532.574.6:629.13.05:621.431.75 ILot
Seroka J.: Przepływomierz napięciowy do pomiaru wydatku paliwa na samolocie. Prace Inst. Lotn., Warszawa, 1961, nr 13, s. 30—34, rys. 8, ods. 7.

Zasada działania przepływomierza i jego konstrukcja. Metody obliczeń uwzględniające wpływ poszczególnych czynników na pracę przepływomierza, jak również metody obliczeń układu pomiarowego przepływomierza oraz dynamika nadajnika. Wartości wielkości charakterystycznych wykonanego pierwowzoru przepływomierza oraz wyniki z prób, którym został on poddany.

112* 629.13.066 ILot
Gutowski M. W.: Posobje po projektowaniu i raszczotu elementów i sistiem awiacionnowo elektrooborudowanija. Wypusk I. Samolotnije elektrosieti. Podręcznik projektowania i obliczania części i ustrojów elektrycznego wyposażenia samolotów. Zeszyt I. Elektroenergetyczne sieci samolotów. Moskwa, 1961, s. 139, rys. 80, tabl. 12, ods. 6.

Metody projektowania elektrycznego wyposażenia samolotów: podstawowe zasady doboru rodzaju prądu, napięcia; sposoby przesyłania i rozdziału energii elektrycznej; metody obliczania na nagrzewanie i straty napięć w sieciach elektroenergetycznych prądu stałego i zmiennego. R. S.

113* 629.13.066 ILot
Samolotnije elektrooborudowanije. Elektryczne wyposażenie samolotów. Zbiór art. nr 1 pod red. A. F. Fiedosiejewa. Moskwa, Oborongiz, 1960, s. 105, rys., tabl., ods.

Projektowanie, obliczenia, i użytkowanie elektrycznego wyposażenia samolotów i aparatury (silniki elektryczne, rozruszniki — prądnice, regulatory, przyrzady) oraz zastosowanie pokryć odpornych na ciepło i materiałów izolacyjnych.

114* 629.13.012.31:656.7.08 ILot
Martin-Baker Mark 4 ejection seat. Siedzenie wyrzucane Martin-Baker Mark. 4. Engineering, 1 wrześ. 1961, t. 192, nr 4976, s. 286—288, rys. 5.

Opisano rozwój, projekt podstawowy, konstrukcję oraz sposób działania tego wyrzucanego siedzenia samolotowego. Jest ono obecnie używane w 35 różnych krajach. J. N.

SILNIKI LOTNICZE

115* 621.45:629.135.456.03 ILot
Wilde G. L.: Jet lift engines and power plants for V.T.O.L. aircraft. Nośne silniki odrzutowe i układy silnikowe dla samolotów pionowego startu i lądowania (PSL). J. Royal Aeronaut. Soc., wrześ. 1961, t. 65, nr 609, s. 599—612, rys. 22, ods. 1.

Możliwość zastosowania specjalnych, lekkich, turboodrzutowych silników nośnych dla PSL (VTOL), udowodniono w samolocie Short S.C.1., gdzie zastosowano silniki Roll-Royce RB.108. Przewidywano rozszerzenie tej zasady dla samolotów o innej konfiguracji oraz silników jeszcze lżejszych. Rozważono użycie odchylanego strumienia dla PSL i silników dwuprzepływowych łącznie z silnikami nośnymi. J. N.

116* 629.138.5.035.5 ILot
Nichols M. R.: Supersonic transport propulsion requirements. Wymagania dla napędu w transporcie naddźwiękowym. Aerospace Engng., wrześ. 1961, t. 20, nr 9, s. 12—13, 58—63, rys. 14, ods. 8.

Przegląd trudności projektowych i charakterystyk eksploatacyjnych naddźwiękowego samolotu transportowego oraz ich wpływ na wymogi odnośnie napędu. Wykazano, że wymagania te są bardziej surowe dla naddźwiękowego transportowca niż dla naddźwiękowego samolotu wojskowego w dziedzinie szumu przy starcie, podmuchu dźwiękowego (sonic boom), sprawności w warunkach pozaoblotowych i żywotności silnika.

Silniki, znajdujące się obecnie w rozwoju, nie wydają się zdolne do sprostania tym wszystkim zasadniczym wymaganiom. Z analizy wynika, że aż do prędkości podróźnej Macha 2,5 silnik dwuprzepływowy o małym stosunku wydatków wydaje się najlepszym źródłem mocy. Dla podróźnych liczb Macha 3 lub więcej uważa się, że najkorzystniejszy system napędowy prawdopodobnie będzie łączył w sobie cechy zarówno silnika dwuprzepływowego, jak i silnika strumieniowego. J. N.

117* 536.46:545.7 ILot
Chomiak J.: O dokładności pomiarów przy badaniu procesów spalania w silnikach przepływowych za pomocą uproszczonej analizy spalin. Prace Inst. Lotn. Warszawa, 1961, nr 15, s. 20—25, rys. 4, ods. 6.

Stwierdzono, że metody oparte na pomiarze zawartości mniejszej ilości jak trzy składniki spalin, co pozwala na określenie takiej samej ilości elementów strat spalania — nie są wystarczająco uzasadnione i mogą dawać dokładne wyniki jedynie w stosunkowo wąskich zakresach pomiarowych. Za poprawne uznać można natomiast pomiary uproszczone, uzupełnione niewielką ilością pomiarów dokładnych, określających wzajemną ich współzależność. Podstawowym zagadnieniem dla uzyskania wysokiej dokładności jest przy analizie spalin wyeliminowanie lub zwiększenie dokładności pomiarów pośrednich, a więc pomiaru zawartości CO₂.

118* 621.45—52 ILot
Awtomatyczeskoe riegulirovanije awiadwigatielej. Sbornik statiej. Wypusk 3. Awtomatyczna regulacja silników lotniczych. Zbiór artykułów. Zeszyt 3. Moskwa, 1961, Oborongiz, 133, rys. 77, tabl. 8, ods. 19.

Rozpatrywano zagadnienia właściwego obliczania elementów układu sterowania, określono charakterystyki silników turboodrzutowych jako przedmiotu regulacji, określono przekąźnikowe działania regulatorów, dające możliwość otrzymania założonej jakości procesu, dano ocenę metody badania układu sterowania z obiektem zastąpionym modelem. R. S.

TLUMIKI HAŁASU

119* 534.83:620.178.3:629.135.2 ILot
Clarkson B. L., Ford R. D.: Further analysis of the random vibration of the Caravelle jet noise test section. Dalsza analiza bezładnych drgań w części samolotu Caravelle badanej na hałas strumienia wylotowego. Univ. of Southampton, Dep. Aeronautics and Astronautics, wrześ. 1961, s. 15, rys. 36, ods. 2. (ILot 24592).

Zostały zanalizowane drgania, wzbudzone przez szum strumienia wylotowego, w szeregu płyt pokrycia bocznego tylnej części kadłuba samolotu Caravelle. Stwierdzono, że przyległe płyty — aż do trzech włącznie — mogą sprzęgać się razem, przy czym dalsze przyległe płyty nie drgają w fazie. Były studiowane również drgania płyt pokrycia górnej powierzchni steru wysokości, a i tutaj stwierdzono, że żebra działają jak sztywne wsporniki. Każda para płyt pomiędzy dwoma żebrawami jest sprzężona drganiowo, jednak postaci modułów nie zostały zadowalająco określone. J. N.

120* 534.83.:629.135.45 ILot
Robinson D. M., Bowsher J. M.: A subjective experiment with helicopter noises. Subiektywne doświadczenie z hałasami śmigłowca. J. Royal Aeronaut. Soc., wrześ. 1961, t. 65, nr 609, s. 635—637, rys. 6, tabl. 5, ods. 6.

Dokonano subiektywnego pomiarzenia jakościowego szumu 4 śmigłowców i jednego samolotu odrzutowego w różnych fazach lotu, za pomocą rejestracji na taśmie magnetofonowej. Hałasy były również analizowane od strony widma; pomierzono poziomy ciśnienia dźwięku. Następnie porównano metody oceny szumu. Metody były następujące: Zwickera (fony), PNdB (siyszalny poziom szumu), poziom A (dowolny poziom odniesienia), poziom głośności (Stevens, fony) i ogólny poziom ciśnienia dźwięku. J. N.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

121* 621.431.75:621.9 ILot
Technologičeskije metody powyszenija kaczestwa dietalej i uzłow awiadwigatielej. Technologiczne metody podwyższenia jakości części i podzespołów silników lotniczych. Trudy Mosk. Awiac. Inst. nr 140, Moskwa, 1961, s. 148, rys. 67, tabl. 12, ods. 64.

Uogólniono wyniki badań doświadczalnych nad wpływem czynników technologicznych na jakość wyrobów, rozpatrzono metody badań na drgania materiałów żarowytrzymałych oraz części i podzespołów silników lotniczych, wyjaśniono niektóre zagadnienia technologii wykonania kół zębatach.

Znaczna część artykułów tego zbioru zawiera materiały badań doświadczalnych nad naprężeniami szczątkowymi i wytrzymałością zmęczeniową stopów żarowytrzymałych, w zależności od dokładnych i wykańczających metod obróbki. R. S.

122* 621.45:620.197.7:666.762 ILot
Potter D. M.: Ceramic coatings. Pokrycia ceramiczne. Aircr. Prod. październik 1961, t. 23, nr 10, s. 534—538, rys. 6.

Opisano rozwój procesu Solaramic dla pokrywania części silnika lotniczego za pomocą ceramiki, w celu uodpornienia ich na wysokie temperatury. Następnie przedyskutowano przygotowanie ceramicznej prąznki. J. N.

123* 669.715:629.138.5(44) ILot
Le Grand R.: Anwendung von Leichtmetallen beim Bau der Caravelle. Zastosowanie metali lekkich w budowie samolotu Caravelle. Aluminium, 1961, r. 37, nr 8, s. 505—514, rys. 26, tabl. 2.

Podstawowe zasady konstrukcyjne samolotu Caravelle. Wyjaśniono szczegółowo sposoby budowy kadłuba, skrzydeł, lotek, usterzenia wysokościowego, steru kierunkowego i podwozia. W ciężarze całkowitym konstrukcji przypada 70% na metale lekkie, 26% na stałe oraz 4% na pozostałe materiały. Opisano obróbkę mechaniczną, spawanie, nitowanie oraz metody ochrony przed korozją. R. S.

124* 669.715:621.793 ILot
Campbell H. S.: Surface preparation of aluminum alloys for metal spraying. Przygotowanie powierzchni stopów aluminiowych do natryskiwania metalem. J. Royal Aeronaut. Soc., wrześ. 1961, t. 65, nr 609, s. 633.

Opisano badania, które wykazują, że natryskiwanie metalu na właściwie przygotowane powierzchnie wysokowytrzymałych stopów aluminiowych zabezpiecza je przeciwko korozji naprężeniowej. Zasadniczą rzeczą jest odpowiednie przylgnięcie natrykiwanego pokrycia. J. N.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

KRONIKA

W grudniu ub. r. odbyło się pierwsze plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP, którego tematykę omówiliśmy w artykule wstępnym zeszytu 1/62.

Po przemówieniach dokonano wyboru Prezydium Zarządu Głównego SIMP oraz przewodniczących komisji. W skład Zarządu Gł. weszli: jako przewodniczący — kol. Z. Muszyński, jako wiceprzewodniczący — koledzy J. Jabikiewicz, J. Kaczmarek, A. Sułkowski i S. Zbiński, Sekretarzem generalnym został kol. Ryszard Gdulewski, skarbnikiem zaś — L. Lewandowski. Jako jeden z dziewięciu członków wszedł do Zarządu kol. min. Fr. Waniołka. Przewodniczącym Gł. Komisji Weryfikacyjno-Kwalifikacyjnej został kol. prof. I. Brach, Gł. Komisji Rewizyjnej — kol. E. Mańkiewicz, zaś Gł. Sądu Koleżeńkiego — kol. L. Uzarowicz.

Ponadto powołano na przewodniczących komisji: Bytowej — kol. K. Roehrycha, Odczytowej — W. Stolarka, Odznaczeń i Wy różnień — H. Treberta, Szkoleniowej — K. Ochęduszkę, Technicznej Ochrony Pracy — M. Rzęckiego, Wydawniczej — H. Chmielewskiego.

Wyniki pracy lotniczej APRL w 1961 r. przedstawiają się imponująco. W 1000 kołach lotniczych skupia się 70 tys. członków. W szybownictwie wylatano 64 tys. godzin, przeleciało 371 tys. km i uzyskano 205 srebrnych, 43 złote i 20 diamentowych odznak. Na samolotach wylatano 55 tys. godzin. Wykonano 20 tys. skoków spadochronowych.

II Szybowcowe Zawody Krajów Socjalistycznych odbędą się w czerwcu w Lesznie, z udziałem ekip pilotów ze Związku Radzieckiego, Bułgarii, Chin, Czechosłowacji, NRD, Rumunii i Węgier. Barwy polskie reprezentować będą piloci: J. Pieczewski, J. Popiel, M. Gorzelak, E. Makula, A. Witek, J. Adamek, T. Góra. Zwycięzcy wejdą w skład ekipy na IX Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Argentynie (luty 1963 r.).

Aeroklub Poznański otrzymał „link trenera” (symulator lotu) do nauki i treningu pilotażu bez widoczności. Oto realny dowód postępu technicznego w wyszkoleniu lotniczym.

Aeroklub Podkarpacki (w Krośnie) i Podhalański (w Nowym Sączu) obchodzą wielkie święto: jubileusz 30-lecia istnienia. Re-dakcja składa dzielnym góralom wiele życzeń okolicznościowych.

Minister Komunikacji wręczył wysokie odznaczenia państwowe czterem zasłużonym pracownikom Polskich Linii Lotniczych „Lot”. Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski udekorowany został pilot L. Tokarczyk, pracujący w lotnictwie 22 lata; Złote Krzyże Zasługi otrzymali piloci J. Makarczyk i H. Tuliszko oraz radiooperator R. Zakrzewski.

Staraniem Koła Zakładowego SITK przy Departamencie Lotnictwa Cywilnego odbyło się już kilka prelekcji, poświęconych zagadnieniom lotniczym, a mianowicie: Z. Lewandowski — Nadzór KCSP podczas budowy i eksploatacji samolotu; G. Keskusa — Organizacja ruchu lotniczego w PRL; T. Buczyński — Środki łączności radiowej; K. Mierzwińskiego — Zastosowanie radaru. Zaplanowane są dalsze odczyty.

Na Okęciu, na południe od skrzyżowania Al. Żwirki i Wigury z ulicą im. 17 Stycznia, prowadzone są roboty ziemne i drogowe. Przebudowuje się tam drogi startowe lotniska w związku z mającą się wkrótce rozpocząć budową nowego portu lotniczego. Lotnisko ma być przystosowane do przyjęcia największych samolotów komunikacyjnych. Główna droga startowa jest przedłużona o kilometr. Drogi startowe będą poszerzone do 60 m. Z każdej strony drogi zbuduje się pasy startowe 2 km długie i 150 m szerokie.

Drogi startowe jeszcze w tym roku otrzymają oświetlenie naprowadzające lądujący samolot i orientujące pilota co do prawidłowego kąta schodzenia. Projekty przewidują oświetlenie płyty startowej światłami jarzeniowymi, umieszczonymi w jej płaszczyźnie. Radar precyzyjny (dostosowany do przedłużonych dróg startowych) oraz zmontowanie urządzeń radiowych do lądowania na przyrządy (tzw. system ILS), pozwoli na znaczne zwiększenie bezpieczeństwa ruchu lotniczego. Z budową Międzynarodowego Dworca Lotniczego wiąże się drogowe inwestycje miejskie. Al. Żwirki i Wigury zostanie przedłużona na trasie drogi, prowadzącej w kierunku południowego krańca Warszawy (na Górkiewki). Wjazd na lotnisko będzie zlokalizowany od strony przedłużonej Al. Żwirki i Wigury. W pierwszej kolejności zostanie wybudowane jedno pasmo jezdni tego przedłużenia, o szerokości 10 m.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Wytrzymałość płyt prostokątnych

(dalszy ciąg z II str. okł.)

G_y , kg/cm^2 — moduł na ścinanie dla wypełniacza w płaszczyźnie yz
 D_y , $\text{kg cm}^2/\text{cm}$ — sztywność na zginanie płyty przekładkowej na jednostkę długości wokół osi x

D_q , kg/cm — sztywność na ścinanie płyty przekładkowej na jednostkę długości w płaszczyźnie yz

$D_{q,x}$, kg/cm — sztywność na ścinanie płyty przekładkowej na jednostkę szerokości w płaszczyźnie zx

ν — liczba Poissona dla pokrycia

m — liczba półfal wyboconej płyty przekładkowej wzdłuż długości płyty

P_{cr} , kg/cm — siła krytyczna ze względu na wyboconie przy ściskaniu na jednostkę długości

I_x , cm^4/cm — moment bezwładności przekroju o jednostkowej długości wokół osi y

I_y , cm^4/cm — moment bezwładności przekroju o jednostkowej długości wokół osi x .

Rys. 15. Płyta przekładkowa ściskana swobodnie, podparta na czterech krawędziach.

Płyta jest ściskana wzdłuż osi x . Pokrycie płyty izotropowe o $\nu = 0,3$, wypełniacz z materiału o własnościach ortotropowych i zerowej sztywności na zginanie. Na wykresie podane są wartości siły krytycznej P_{cr} dla różnych wartości $\frac{P_E}{D_{qy}}$ i $\frac{D_{qy}}{D_{qx}}$. Wypełniacz

nie posiada sztywności na zginanie oraz sztywności na rozciąganie i ściskanie w płaszczyźnie pokrycia, posiada tylko sztywność na ściskanie o kierunku osi z . Wartości P_{cr} są obliczone dla $\nu = 0,3$.

Wpływ ν na wielkość P_{cr} jest znikomy i dla $\frac{D_{qy}}{D_{qx}} > 0,5$ zupełnie zanika tak, że P_{cr} mogą być określone na podstawie wykresu dla różnych wartości ν . Podane krzywe na wykresie są słuszne dla

$\frac{a}{b} > 1$. Wielkości P_E , $D_{q,x}$, $D_{q,y}$ obliczamy z następujących zależności:

$$P_E = \frac{2 \cdot \pi^2 \cdot E \cdot t \cdot (t+h)^2}{b^2 \cdot (1-\nu^2)} \text{ kg cm}; D_{qx} = \frac{G_x (h+t)^2}{h}; D_{qy} = \frac{G_y (h+t)^2}{h}$$

W przypadku, gdy $\frac{a}{b} < 1$ z podanych krzywych nie możemy korzystać, gdyż dają zbyt małe siły krytyczne w porównaniu z rzeczywistymi siłami jakie może przenieść płyta. Dla wartości $\frac{a}{b} < 1$ P_{cr} obliczamy z zależności.

$$\frac{P_{cr}}{P_E} = \frac{\frac{1}{4} \left(\frac{m}{\beta} + \frac{\beta}{m} \right)^2}{1 + \gamma \left(\frac{m}{\beta} \right)^2 + \frac{1}{2} \gamma k (1-\nu) \left[1 + \left(\frac{m}{\beta} \right)^2 \right]}{1 + k \left[\gamma + \left(\frac{m}{\beta} \right)^2 \right]}$$

gdzie:

$$\beta = \frac{a}{b}, \gamma = \frac{D_{qy}}{D_{qx}} \text{ i } k = \frac{P_E}{4 \cdot D_{qy}}$$

Obliczając P_{cr} należy kolejno podstawić $m = 1$ i $m = 2$ i jako krytyczną wartość wziąć tę, która daje mniejszą wartość $\frac{P_{cr}}{P_E}$.

Rys. 16. Płyta przekładkowa ściskana swobodnie, podparta na krawędziach obciążonych i sztywno zamocowana na krawędziach nie obciążonych.

Wszystkie oznaczenia i uwagi odnośnie charakterystyki wytrzymałościowej płyty z rys. 15 są ważne dla płyty z rys. 16, z wyjątkiem tego, że podane krzywe na rys. 16 są ważne już od $\frac{a}{b} \geq 0,5$.

Ponadto krzywe z rys. 16 mogą być stosowane do płyty ściskanej, sztywno zamocowanej na wszystkich czterech krawędziach dla $\frac{a}{b} > 2$.

Rys. 17. Płyta przekładkowa z wypełniaczem pofalowanym, swobodnie podparta na czterech krawędziach.

Płyta jest ściskana wzdłuż osi x . Pokrycie płyty przekładkowej izotropowe o $\nu = 0,3$, a wypełniacz pofalowany. Sztywność na ścinanie płyty przekładkowej D_{qx} jest nieskończenie wielka, a sztywność D_{qy} określamy na podstawie doświadczeń bądź z krzywych podanych na rys. 19 (nieco dalej). Na rysunku podano wielkości siły krytycznej w zależności od $\frac{D_x}{D_y}$ i $\frac{P_E}{D_{qy}}$. Wpływ ν na wielkość P_{cr} jest znikomy, stąd podane krzywe mogą być stosowane i dla innych wartości ν . Podane krzywe na wykresie są ważne dla $\frac{a}{b} > 1$. Wielkości P_E , D_x , D_y , ν_x , ν_y obliczamy z następujących zależności:

$$P_E = \frac{4 \cdot \pi^2 \cdot D_y}{b^2 \cdot (1 - \nu_x \cdot \nu_y)} \text{ KG.cm}; \quad D_x = E \cdot I_x$$

$$D_y = \frac{E \cdot I_y}{1 - \nu^2 \cdot \left(1 - \frac{E I_y}{E I_x}\right)}; \quad \nu_x = \nu, \quad \nu_y = \nu \cdot \frac{D_y}{D_x}$$

W przypadku, gdy $\frac{a}{b} < 1$, P_{cr} obliczamy z następującej zależności dla $m = 1$:

$$P_{cr} = \frac{1}{4} \left[\frac{k}{2} \cdot \frac{A - \nu^2}{A(1 + \nu)} \left[A \left(\frac{m}{\beta}\right)^2 + 2 \left(\frac{m}{\beta}\right)^2 \cdot (A + A\nu - \nu) + 1 \right] + \left(\frac{\beta}{m}\right)^2 \left[A \left(\frac{m}{\beta}\right)^4 + 1 + k \left[1 + \left(\frac{m}{\beta}\right)^2 \cdot \frac{A - \nu^2}{2A(1 + \nu)} \right] + \frac{2 \left(\frac{m}{\beta}\right)^2 \cdot \frac{A - \nu^2 + A\nu + A\nu^2}{A(1 + \nu)}}{1 + k \left[1 + \left(\frac{m}{\beta}\right)^2 \cdot \frac{A - \nu^2}{2A(1 + \nu)} \right]} \right] \right]$$

gdzie:

$$\beta = \frac{a}{b}, \quad A = \frac{D_x}{D_y} \quad \text{ i } \quad k = \frac{P_E}{4D_{qy}}$$

Pokrycie płyt przekładkowych z pofalowanym wypełniaczem powinno ponadto być sprawdzone ze względu na wyboczenia lokalne. Chodzi o to, że lokalne wyboczenie o krótkiej fali wyboczenia — zginając pokrycie — powoduje zmniejszenie sztywności giętych D_x i D_y płyty przekładkowej.

Rys. 18. Płyta przekładkowa ściskana z wypełniaczem pofalowanym, swobodnie podparta na krawędziach obciążonych i sztywno zamocowana na krawędziach nie obciążonych.

Wszystkie oznaczenia i uwagi odnośnie charakterystyki wytrzymałościowej płyty z rys. 17 są ważne dla płyty z rys. 18, z wyjątkiem tego, że podane krzywe na rys. 18 są ważne już od $\frac{a}{b} \geq 0,5$. Ponadto krzywe z rys. 18 mogą być stosowane do płyty sztywno zamocowanej na wszystkich czterech krawędziach dla $\frac{a}{b} > 2$.

Rys. 19. Poprzeczna sztywność D_{qy} przekładkowej płyty z wypełniaczem pofalowanym.

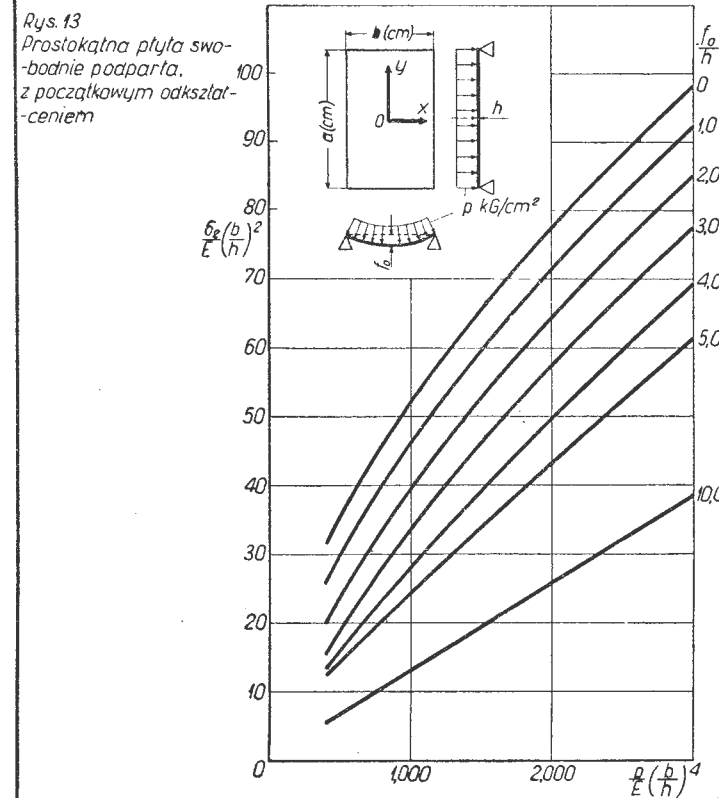
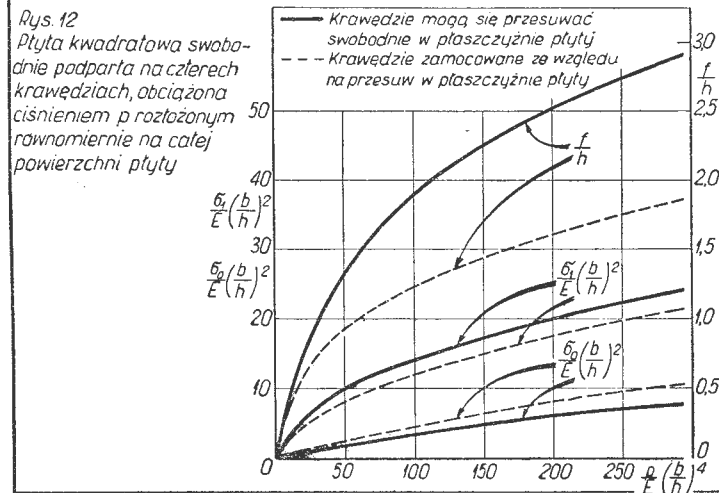
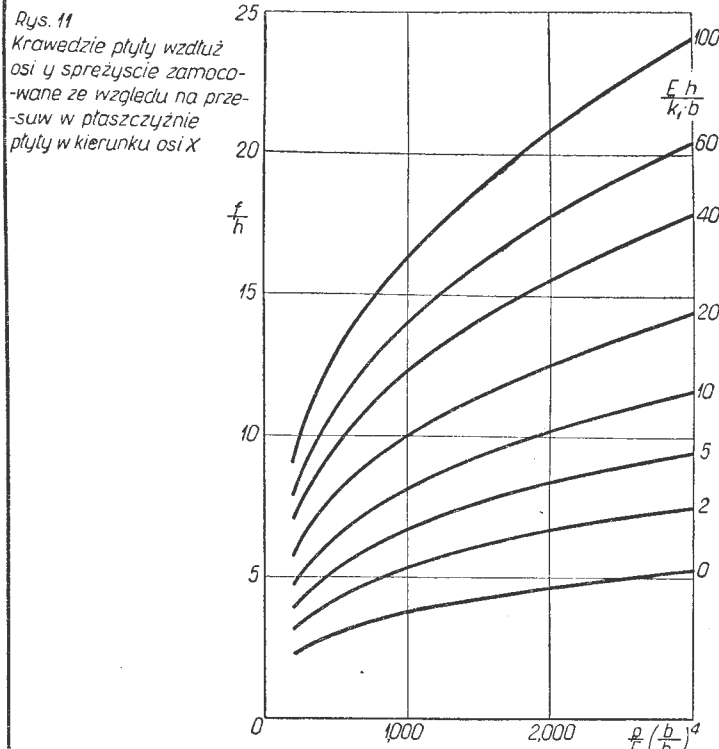
Wymiary charakterystyczne dla przekładkowej płyty z wypełniaczem pofalowanym są przedstawione na rys. 19. D_{qy} jest sztywnością poprzeczną płyty przekładkowej na jednostkę długości w płaszczyźnie yz .

Na wykresie przedstawiono współczynnik sztywności K w funkcji kąta θ i P : $(h - t_c)$. Między K i D_{qy} istnieje następująca zależność:

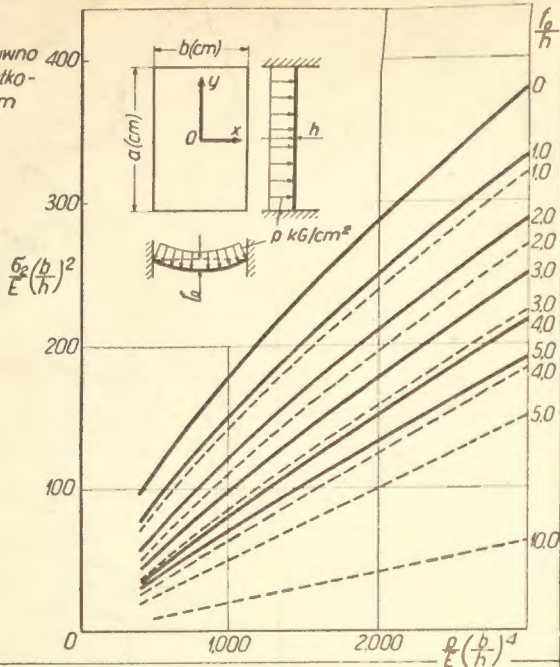
$$D_{qy} = K \cdot \frac{E}{1 - \nu^2} \cdot (h + t) \cdot \left[\frac{t_c}{h - t_c} \right]^3 \cdot \left\{ 1 + \left[1 - \frac{t_c}{t} \right] \cdot \left[0,17 + 0,01 \cdot (90 - \theta) \right] \right\}$$

Pofalowany wypełniacz składa się z odcinków prostych i łuków o promieniu $r = 0,18 h$. Obliczenie przeprowadzono dla warunku, że wypełniacz i pokrycia mają jednakowe moduły E i jednakowe ν . Należy jednak dodać, że przyjęcie różnych wartości E i ν dla wypełniacza i pokrycia ma znikomy wpływ na D_{qy} . Stąd podane wielkości D_{qy} na wykresie mogą być stosowane dla wszystkich spotkanych w praktyce wartości E i ν .

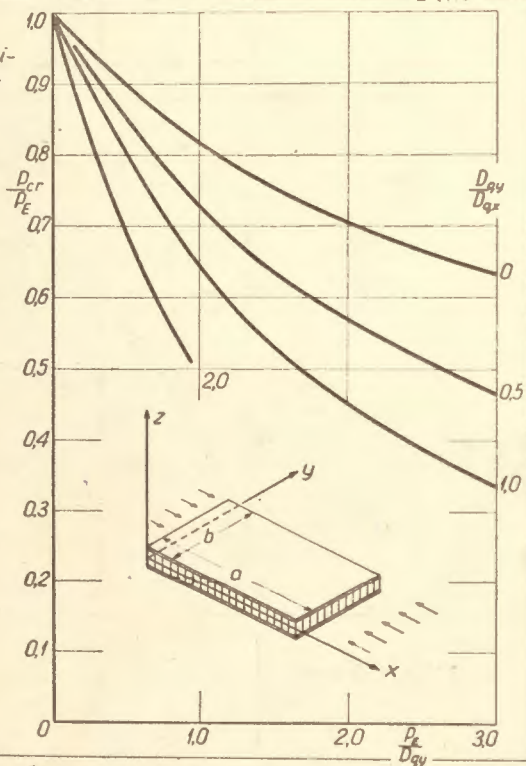
Krzywe, podane na wykresie, wyprowadzono dla warunku $\frac{t_c}{t} = 1,0$ i promienia łuków $r = 0,18 h$. Dla $\frac{t_c}{t} = 0,6 \div 1,25$ i $r = 0,12 \cdot h \div 0,27 \cdot h$, wartości D_{qy} uzyskane z wykresu będą się różnić ok. 15% od rzeczywistych wartości D_{qy} .



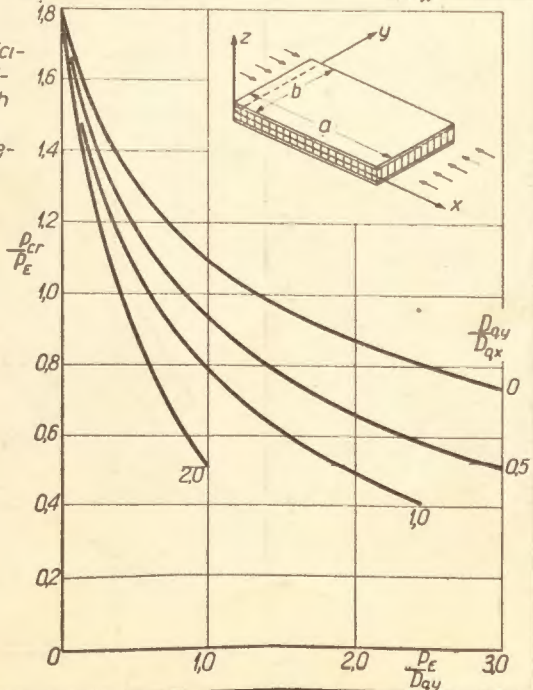
Rys. 14
Prostokątna płyta sztywno zamocowana z początkowym odkształceniem



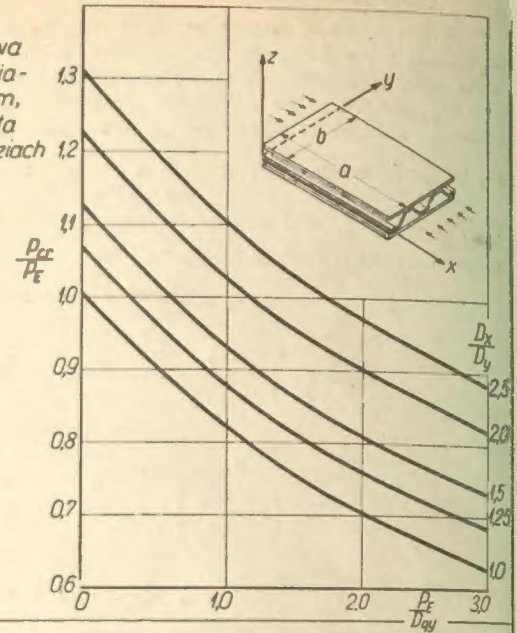
Rys. 15
Płyta przekładkowa ściśkana, swobodnie podparta na krawędziach



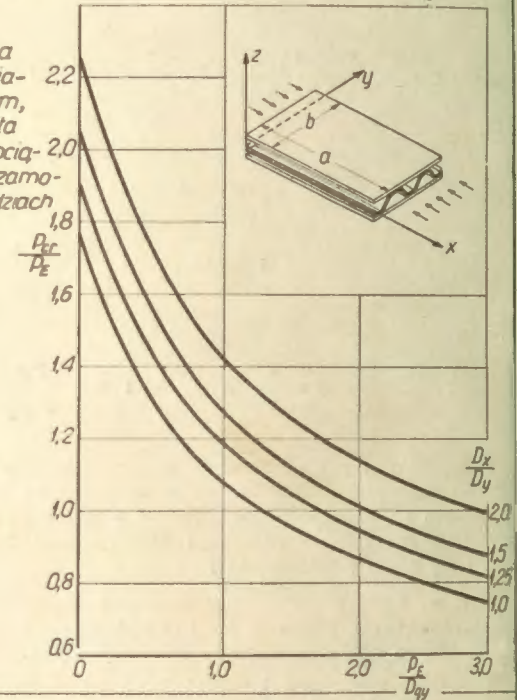
Rys. 16
Płyta przekładkowa ściśkana, swobodnie podparta na krawędziach obciążonych i sztywno zamocowana na krawędziach nieobciążonych.



Rys. 17
Płyta przekładkowa ściśkana, z wypełnieniem pofalowanym, swobodnie podparta na czterech krawędziach



Rys. 18
Płyta przekładkowa ściśkana z wypełnieniem pofalowanym, swobodnie podparta na krawędziach obciążonych i sztywno zamocowana na krawędziach nieobciążonych



Rys. 19
Poprzeczna sztywność D_{xy} przekładkowej płyty z wypełnieniem pofalowanym.

