

4

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

KWIECIEŃ 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Opory nart

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

W Göttingen przebadano kilka typowych układów nart samolotowych, pokazanych na szkicach (rys. 1-3).

Na rys. 1 pokazano trzy szkice nart pojedynczych. Na rys. 2 pokazano szkic szerokiej, pojedynczej narty w czterech wersjach geometrycznych:

- a) przednia część narty płaska, tył narty wg „a”
- b) przednia część narty płaska, tył narty wg „b”
- c) przednia część narty płaska, tył narty wg „c”
- d) przednia część narty nie jest płaska (wykonana według linii przerywanej na szkicu), tylna część narty wg „c”

Na rys. 3 pokazano szkic narty, która może występować:

- a) jako narta pojedyncza,
- b) jako narta podwójna.

Na rys. 4 pokazano układ odniesienia sił aerodynamicznych i kąta natarcia narty α^0 .

Rysunki 5, 6 i 7 przedstawiają zależności współczynnika oporu poszczególnych modeli badanych od kąta natarcia narty.

Na rys. 5 przedstawiono współczynnik oporu dla modeli pokazanych na rys. 1. Minimalny współczynnik oporu wynosi:

- a) dla modelu 1 $C_x = 0,116$
- b) dla modelu 2 $C_x = 0,091$
- c) dla modelu 3 $C_x = 0,043$

Na rys. 6 przedstawiono współczynnik oporu dla modelu 4 (rys. 2) w omówionych czterech wersjach geometrycznych:

- a) wersja „a” $C_x = 0,028$
- b) wersja „b” $C_x = 0,040$
- c) wersja „c” $C_x = 0,067$
- d) wersja „d” $C_x = 0,056$

Rys. 7 podaje zależność C_x/α^0 dla modelu 5 z nartą pojedynczą i podwójną:

- a) dla narty pojedynczej $C_x = 0,037$
- b) dla narty podwójnej $C_x = 0,036$

Wszystkie współczynniki oporu są odniesione do powierzchni rzutu poziomego narty.

Opory kadłubów-łodzi i pływaków

Urządzenia, pozwalające na start z powierzchni wody i wodowanie, mają z reguły większy współczynnik oporu niż kadłuby samolotów lądowych — ze względu na swój skomplikowany kształt.

Pływaki

Na rys. 1 pokazano typy pięciu pływaków o uproszczonych kształtach. Odpowiadające im współczynniki oporu, odniesione do powierzchni rzutu czołowego, wynoszą:

- dla typu 1 $C_x = 0,410$
- dla typu 2 $C_x = 0,200$
- dla typu 3 $C_x = 0,112$
- dla typu 4 $C_x = 0,128$
- dla typu 5 $C_x = 0,108$

Na rys. 2 a), b), c) przedstawiono trzy pływaki o wyidealizowanych kształtach, obok zaś nich podano odpowiadające wielkości współczynników oporu.

Rys. 3 a), b), c), d) przedstawia cztery typowe przykłady pływaków i charakterystyczne dla nich wielkości współczynników oporu. Wszystkie współczynniki oporu pływaków odniesiono do powierzchni rzutu czołowego.

Kadłuby-łodzi

Wykres zależności współczynnika oporu od prędkości dla czterech kadłubów-łodzi podany został na rys. 4.

(c.d. na IV str. okł.)

TREŚĆ

J. SANDAUER — Informacja o działalności grupy roboczej OSTIV, powołanej do opracowania przepisów budowy szybowców klasy standard	97
M. ŁYŻWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI — Podstawy doboru parametrów turbinowego silnika dwuprzepływowego	98
T. RAJPERT — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. I	105
A. GOŁĘDZINOWSKI, W. RZECZNIK — Szlifowanie kopiowe łopatek za pomocą taśm ściernych	112
Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa	119
Nowości techniczne	122
Errata do art. J. JASIEWICZA	125
Na półkach księgarskich	126
Kronika	126
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	127
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. LEWALSKA: Opory nart	okł.

CONTENTS

J. SANDAUER — Information of OSTIV working-group activity being called for elaboration of construction requirements of standard class gliders	page	97
M. ŁYŻWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI — Fundamentals of the choosing of ducted-fan turbine engines parameters	98	
T. RAJPERT — The aspects of the airfield construction related to the operations of modern aircrafts and helicopters, part I	105	
A. GOŁĘDZINOWSKI, W. RZECZNIK — The copy-grinding of blades by means of abrasive belts	112	
XV Anniversary Exhibition of Instytut Lotnictwa	119	
Technical News	122	
Erratum to the paper of J. JASIEWICZ	125	
On Bookseller's Shelves	126	
Chronicle	126	
Aviation Documentation Review	127	
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Ski's drags	on cover	

СОДЕРЖАНИЕ

J. SANDAUER — Информация о деятельности рабочей группы OSTIV, призванной для определения норм постройки планеров класса „стандарт”	Стр.	97
M. ЛЫЖВИŃSKI, S. ШЦЕЦИŃSKI — Основы выбора параметров двухконтурного турбореактивного двигателя	98	
T. РАЙПЕРТ — Проблемы аэродромного строительства вытекающие из эксплуатации современных самолетов и вертолетов, ч. I	105	
A. ГОЛЕДЗИНОВСКИ, В. РЗЕЧНИК — Копировальные шлифовальные лопатки абразивными лентами	112	
Выставка XV-летия Авиационного Института	119	
Технические новости	122	
Опечатка к статье J. JASIEWICZ	125	
На книжных полках	126	
Хроника	126	
Документационный обзор авиации	127	
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA: Сопротивления лыжей	обложки	

NASZA OKŁADKA

Samolot PZL-101 przystosowany do rozpylania chemikaliów



TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Korzyński, 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”.



Mgr inż. JUSTYN SANDAUER

629.135.15

Informacja o działalności grupy roboczej OSTIV, powołanej do opracowania przepisów budowy szybowców klasy standard

Na VII Kongresie OSTIV (Międzynarodowej Naukowo-Technicznej Organizacji Szybowcowej), który odbył się w r. 1958 w Lesznie, po ciekawej dyskusji nad trzema referatami, dotyczącymi różnych problemów związanych z przepisami budowy szybowców, postanowiono powołać grupę ekspertów, mającą za zadanie opracowanie międzynarodowych przepisów budowy szybowców klasy standard. Powyższy wniosek został sformułowany z myślą o przyszłym rozszerzeniu przepisów również na pozostałe typy szybowców, co oczywiście stałoby się aktualne w przypadku pozytywnego rozwiązania pierwszego zadania. W skład kilkunastoosobowej grupy roboczej weszło 2 ekspertów polskich, mgr inż. J. Bojanowski i autor, co w pewien sposób potwierdziło zarówno duży autorytet polskiej techniki szybowcowej na forum OSTIV, jak i uznanie dla doświadczenia posiadanego w dziedzinie przepisów budowy szybowców. Oprócz wyżej wymienionych stałych członków w niektórych obradach grupy brali udział ze strony polskiej mgr inż. W. Nowakowski i mgr inż. L. Pituch. Przewodniczącym grupy został p. B. S. Shenstone (W. Brytania), a jego zastępcą p. B. Cijan (Jugosławia).

Pierwsze zebranie robocze odbyło się w styczniu 1959 r. w Wiedniu w celu przedyskutowania dwu przedłożonych projektów — angielskiego i polskiego. Dyskusja nad obydwoma projektami rozpoczęła się od określenia zakresu przepisów. Ustalono, że przepisy OSTIV winny obejmować następujące 3 rozdziały: własności lotne, wymagania wytrzymałościowe i wymagania konstrukcyjne, przy czym zawartość ich winna być ograniczona do niezbędnego minimum. Powyższym wymaganiom redakcyjnym najlepiej odpowiadały przepisy angielskie i one zostały przyjęte jako podstawa do dyskusji.

Odnosnie strony merytorycznej przepisów OSTIV ustalono, że winny one dotyczyć szybowców klasy standard, które zgodnie z postanowieniem FAI (Międzynarodowej Federacji Lotniczej) spełniają następujące warunki:

- 1) rozpiętość nie przekracza 15 m,
- 2) skrzydło nie posiada urządzeń hipernośnych,
- 3) hamulce aerodynamiczne są zabudowane w skrzydle i odpowiednio ograniczają prędkość nurkowania,
- 4) posiadają stałe podwozie.

Ustalono również, że przepisy winny zawierać wymagania minimalne, wystarczające zdaniem komisji dla bezpiecznej eksploatacji sprzętu i stanowiące istotny czynnik w rozwoju szybowców klasy standard jako najprzódniejszych do masowego latania wyczynowego w aeroklubach.

Następne 2 zebrania grupy roboczej w Paryżu (wrzesień 1959 r.) i Kolonii (czerwiec 1960 r.) doprowadziły do zrehabilitowania przepisów OSTIV, które — zbliżone redakcyjnie do przepisów angielskich BCAR Section E — merytorycznie znacznie się od nich różnią, wykazując z kolei duże podobieństwo do przepisów polskich PBSL. Należy podkreślić, że przepisy OSTIV są całkowicie „kryte” przepisami polskimi, tzn. każdy polski szybowiec klasy standard spełnia wymagania OSTIV. Dotyczy to oczywiście zarówno wymagań pilotażowych, jak i wytrzymałościowych oraz konstrukcyjnych.

Opracowanie grupy ekspertów zostało przyjęte w r. 1960 w Kolonii przez VIII Kongres OSTIV i zalecone do ogólne-

go stosowania. Wartość tej pracy polega przede wszystkim na dostarczeniu nowoczesnych i stojących na wysokim poziomie technicznym przepisów budowy szybowców wszystkim państwom nie posiadającym własnych przepisów lub pragnącym unowocześnić przepisy przestarzałe. Istotnym osiągnięciem OSTIV stało się również stworzenie międzynarodowych wymagań, które w zagadnieniu dopuszczania do lotu szybowca wyprodukowanego w innym kraju powinny spełniać podobną rolę, jak przepisy ICAO w lotnictwie komunikacyjnym, tzn. winny stanowić konieczne i wystarczające minimalne kryterium, którego spełnienie pozwala dopuścić sprzęt do użytkowania.

Nowo wybrany na VII Kongresie Zarząd OSTIV postanowił powierzyć grupie roboczej dalsze rozwijanie przepisów oraz jako następne zadanie postawił opracowanie pomocy konstrukcyjno-obliczeniowych dla konstruktorów szybowcowych. Oby tym zagadnieniom zostało poświęcone następne kolejne zebranie grupy, jakie odbyło się w listopadzie 1961 r. w Helsinkach. W dziedzinie przepisów najistotniejszym nowym zagadnieniem był opracowany przez prof. dr W. Fiszdoną (Polska) projekt rozdziału zawierającego wymagania dotyczące aeroelastyczności. Powyższe opracowanie, uwzględniające zarówno kryteria, które zdają egzamin w przepisach samolotowych, jak i polskie doświadczenia z zakresu aeroelastyczności konstrukcji szybowcowych, zostało przez komisję przyjęte jako tymczasowe zalecenie, którego ostateczne zatwierdzenie w formie przepisu wymaga jeszcze dodatkowego udokumentowania obliczeniowego. W celu uzyskania tych danych obliczeniowych została nawiązana przy pomocy OSTIV współpraca między Katedrą Mechaniki prof. W. Fiszdoną i Royal Aircraft Establishment, Farnborough (Anglia), polegająca na dostarczeniu do RAE danych sztywnościowych i masowych szybowców zmierzonych przez Politechnikę Warszawską i przeliczeniu na elektronowej maszynie liczącej wpływ poszczególnych parametrów na prędkość krytyczną flatteru. Wyniki tej ciekawie zapowiadającej się współpracy pozwolą zweryfikować uproszczone formuły przyjęte do wyznaczania prędkości krytycznej w projekcie przepisów OSTIV.

Na zebraniu w Helsinkach zostały również przedyskutowane i przyjęte niektóre zmiany i uzupełnienia przepisów, wnioskowane przez członków komisji i użytkowników. Przewodniczący komisji p. B. S. Shenstone poinformował komisję, że ankieta przeprowadzona wśród wielu aeroklubów wykazała, że przepisy OSTIV zostały z reguły przyjęte albo jako nieoficjalne przepisy państwowe, albo jako minimalne przepisy, których spełnienie pozwala dopuścić do użytkowania szybowiec produkcji zagranicznej.

Powyższe powinno więc stanowić niewątpliwą pomoc przy eksporcie polskiego sprzętu szybowcowego.

W dalszej dyskusji nad udziałem szybowców klasy standard w natępnych mistrzostwach świata oraz w konkursie OSTIV uznano za konieczne dopuszczenie do mistrzostw i konkursu każdego szybowca spełniającego wymagania regulaminu, bez względu na to, czy szybowiec jest prototypem, czy egzemplarzem seryjnym. Sugestie niektórych aeroklubów zastąpienia klasy standard monotypem uznano za zbyt daleko idące i zgodzono się, że rozwiązanie tego istotnego — z punktu widzenia zabezpieczenia za-

wodnikom równych szans — zagadnienia nastąpi poprzez ściśle zbliżenie osiągnięć kilku szybowców klasy standard, które staną się tym samym „rozszerzonym monotypem”.

W trakcie dyskusji nad drugim tematem zebrania, tj. nad zagadnieniem opracowania pomocy konstrukcyjno-obliczeniowych dla konstruktorów szybowcowych, ustalono, że winny one składać się z nowoczesnych danych o wysokim poziomie naukowo-technicznym, które jednak w żadnym przypadku nie mogą być traktowane jako podręcznik zastępujący gruntowną wiedzę i znajomość rzemiosła konstrukcyjnego. Zgodnie z wnioskiem p. B. Cijana przyjęto następujący układ rozdziałów:

1. Wstęp
2. Projekt aerodynamiczny
3. Obciążenia
4. Konstrukcja i wytrzymałość
5. Analiza ciężarowa
6. Własności lotne
7. Wykresy

i wybrano dla nich redaktorów, którzy mają za zadanie zlecenie poszczególnych opracowań oraz recenzji i sukcesywne przekazywanie gotowych materiałów naczelnemu redaktorowi p. B. S. Shenstone'owi.

Ostatnim punktem porządku dziennego zebrania w Helsinkach było omówienie tematyki technicznej następnego

Kongresu OSTIV, który odbędzie się w r. 1963 w czasie rozgrywania szybowcowych mistrzostw świata. Ustalono, że następujące tematy zostaną zalecone autorom referatów technicznych:

1. Aerosprężystość
2. Struktura podmuchu (prądu wznoszącego)
3. Aerodynamika lotek
4. Konstrukcje metalowe
5. Niekonwencjonalne rozwiązania konstrukcyjno-technologiczne
6. Obciążenia przy lądowaniu i lądowaniu awaryjnym
7. Szkolenie i trening
8. Wybór konkurencji podczas zawodów, w zależności od warunków meteorologicznych
9. Krótkie komunikaty dotyczące pojedynczych, szczególnych problemów.

Szczegółowe informacje dotyczące trybu zgłaszania referatów, jak również dokładny termin i miejsce IX Kongresu OSTIV zostaną rozesłane członkom OSTIV w r. 1962.

Podsumowując dotychczasowe wyniki pracy grupy ekspertów oraz dalsze zadania, jakie sobie ona stawia, wydaje się, że można wskazać na tę inicjatywę OSTIV jako na dobry przykład pożytecznej, międzynarodowej współpracy naukowo-technicznej.

Mgr inż. MIECZYŚLAW ŁYŻWIŃSKI
Mgr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

621.438:621.454

Podstawy doboru parametrów turbinowego silnika dwuprzepływowego

Artykuł podaje ogólne wiadomości, które mogą być pomocne przy projektowaniu silników dwuprzepływowych. W części opisowej artykułu, opierającej się na analizie kilkunastu wykonanych konstrukcji, rozpatrzono cechy charakterystyczne tych silników oraz podano zakresy wartości podstawowych parametrów. W analitycznej części artykułu rozważono zasadnicze równania, warunkujące optymalną pracę silnika i objaśniono je wykresami.

Wstęp

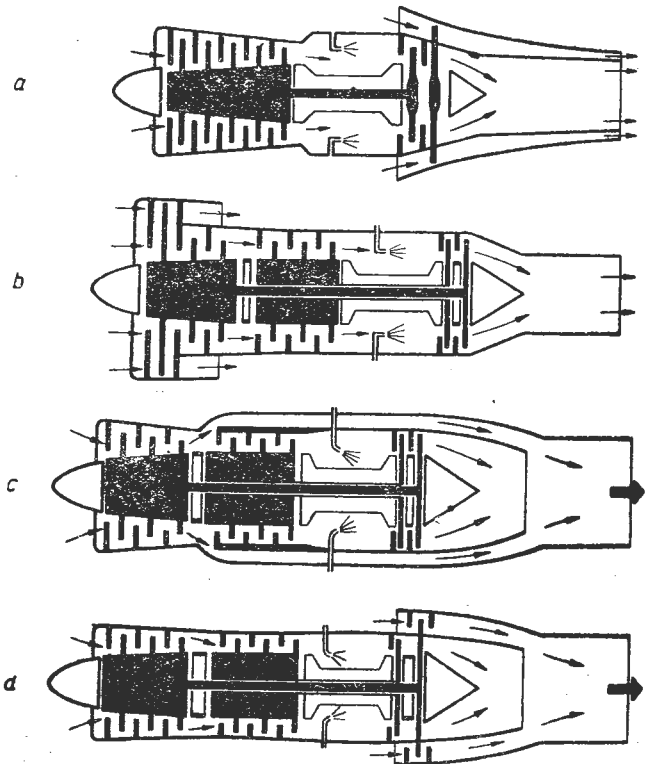
W turbinowym silniku dwuprzepływowym rozróżnia się dwa jednocześnie przebiegające procesy pracy. Część wpływającego do silnika powietrza bierze udział w obiegu termodynamicznym jak w zwykłym turbinowym silniku odrzutowym. Druga część strumienia powietrza przepływa przez kanał zewnętrzny silnika poza komorami spalania. Przepływ zewnętrzny uwarunkowany jest pracą wentylatora obudowanego lub sprężarki niskiego ciśnienia. W odróżnieniu od turbinowego silnika śmigłowego, który pracuje na podobnej zasadzie, silnik przepływowy nie wymaga stosowania kosztownej i ciężkiej przekładni oraz odznacza się wyższym zakresem optymalnych prędkości lotu, wynikającym stąd, że przy dużych poddźwiękowych prędkościach lotu wentylator znacznie przewyższa sprawnością śmigło.

Silnik dwuprzepływowy odznacza się stosunkowo wysoką sprawnością napędową. Jest to rezultatem niewielkiej prędkości wylotowej czynnika, która jednak z drugiej strony określa stosunkowo niskie ciągi jednostkowe tych silników. Zaznaczający się w ostatnich latach szybki rozwój silników dwuprzepływowych tłumaczy się tym, że w zakresie prędkości lotu $Ma = 0,7-0,9$ górują one zarówno nad silnikami śmigłowymi, jak i nad turbinowymi silnikami odrzutowymi.

Obecnie znany jest szereg wariantów silników dwuprzepływowych, różniących się między sobą konstrukcją i miejscem ustawienia wentylatora oraz sposobami jego napędu.

Jak widać z rysunku 1, wentylator może być umieszczony z przodu silnika (rys. 1b) jako zespół uzupełniający sprężarkę, ale może być również ustawiony za komorami spalania w przypadkach, gdy łopatki wentylatora stanowią integralną część turbiny (rys. 1a i d).

Drugą grupę stanowią silniki z upustem powietrza (rys. 1c), w których zadanie wentylatora obudowanego spełnia przewymiarowana sprężarka niskiego ciśnienia.



Rys. 1. Schematy konstrukcyjne silników dwuprzepływowych: a) silnik ze swobodną turbiną-wentylatorem; b) silnik ze sprężarką dwuzespołową, z wentylatorem-sprężarką niskiego ciśnienia; c) silnik z upustem powietrza z niskociśnieniowego zespołu sprężarki; d) silnik dwuwiałowy z turbiną-wentylatorem

Powietrze wpływa do silnika wspólnym kanałem wlotowym i następnie, za sprężarką niskiego ciśnienia, ulega podziałowi na dwa odrębne strumienie. Silniki z upustem powietrza wyróżniają się małymi wymiarami promieniomymi.

Silniki dwuprzepływowe mogą pracować również z komorami dopalania, które są teoretycznie uzasadnione i możliwe do zastosowania w tych silnikach. Jednak wiążący się z tym problem rozległej, automatycznej regulacji silnika czeka dotychczas na praktyczne rozwiązanie.

Podane na rys. 1 schematy są przykładowe i nie obejmują oczywiście wszystkich spotykanych układów konstrukcyjnych.

Oznaczenia

Oznaczenia podstawowe

- A — ciepły równowaznik pracy mechanicznej
 - R — stała gazowa
 - k — wykładnik izentropy
 - g — przyspieszenie ziemskie
 - G — wydatek powietrza
 - Ma — liczba Macha prędkości lotu
 - i — entalpia
 - S — entropia
 - R — ciąg silnika
 - T — temperatura w skali bezwzględnej
 - c — prędkość czynnika w silniku
 - v — prędkość lotu
 - p — ciśnienie
 - c_p — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
 - h — izentropowy spadek entalpii
- $$y = \frac{G_z}{G_w}$$
- współczynnik podziału strumienia powietrza w układzie dwuprzepływowym
- $$x = \frac{h_t}{h_d}$$
- współczynnik podziału rozporządzalnej energii w układzie dwuprzepływowym (względny spadek entalpii)
- $$U = \frac{h_a}{h_o}$$
- stosunek rozporządzalnej energii spalin do energii niezaburzonego strumienia przed silnikiem
- $$h_o = \frac{\bar{h}_o}{\varphi^2}$$
- η — sprawność izentropowa
 - φ — współczynnik strat prędkości w dyszy wylotowej

Indeksy

- max — maksymalny
- opt — optymalny
- iz — przemiana izentropowa
- f — uwzględnia pracę dopalacza
- d — dysza wylotowa
- c — oznacza parametry całkowite (z uwzględnieniem wyhamowania prędkości)
- ' — dotyczy spalin
- w — dotyczy układu kanału przepływu wewnętrznego
- z — dotyczy kanału zewnętrznego w układzie dwuprzepływowym
- jp — silnik zwykły, jednoprzepływowy
- dp — silnik dwuprzepływowy
- t — turbina (zaliczana do układu przepływu zewnętrznego)
- s — wentylator lub sprężarka (zaliczana do układu przepływu zewnętrznego).

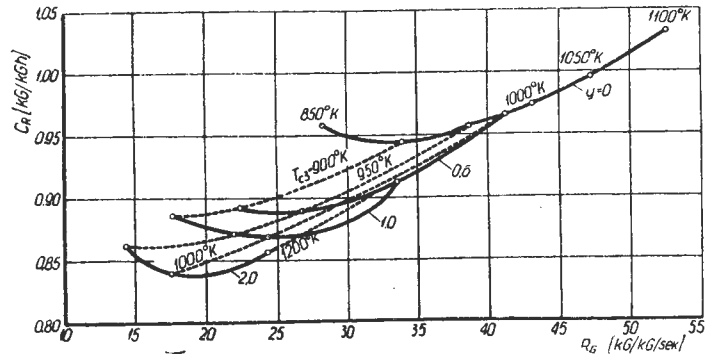
Uwaga: pozostałe oznaczenia na rys. 4 i 5.

Osiągi turbinowych silników dwuprzepływowych

Rozbudowane, o dużych mocach zespoły wirujące silników dwuprzepływowych charakteryzują się sprężarkami o wysokich sprężach i wielostopniowymi turbinami. Potrzebna moc turbiny znacznie bowiem przekracza wartość mocy warunkującej pracę silnika podstawowego — wy-

twornicy spalin. Duży spadek entalpii czynnika na turbinie powoduje zmniejszenie prędkości wylotu spalin z dyszy silnika. Podział rozporządzalnej energii spalin pomiędzy turbinę napędzającą wentylator lub sprężarkę niskiego ciśnienia i dyszę wylotową, zmierzającą w kierunku zwiększenia całkowitego wydatku powietrza kosztem zmniejszenia prędkości wylotowej, jest punktem wyjścia dla silnika dwuprzepływowego.

Parametry pracy i osiągi silnika dwuprzepływowego są ściśle związane z podziałem strumienia powietrza. W miarę powiększania ilości powietrza przepływającego przez kanał zewnętrzny, przy stałym całkowitym wydatku powietrza, jednostkowe zużycie paliwa i ciąg jednostkowy silnika maleją. Spadek ciągu jednostkowego wynika ze zmniejszenia



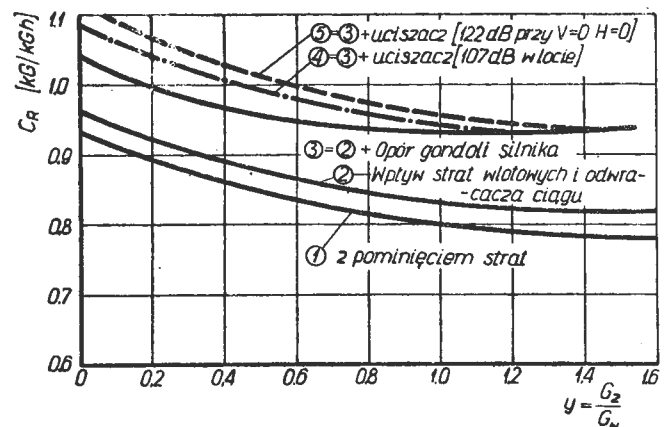
Rys. 2. Zmiana jednostkowego zużycia paliwa C_R w zależności od ciągu jednostkowego, R_G dla silników dwuprzepływowych o różnych współczynnikach podziału strumienia powietrza y w zakresie temperatur przed turbiną $T_{c3} = 900 \text{ °K} \div 1200 \text{ °K}$

szania się średniej prędkości wypływu czynnika z dyszy. Z korzystną więc zmianą jednostkowego zużycia paliwa wiąże się wzrost przekroju czołowego silnika.

Z wykresu (rys. 2) wynika, że gdy przez komory spalania przepływa taka sama ilość powietrza jak przez kanał zewnętrzny ($y = 1$), to na przykład przy temperaturze przed turbiną $T_{c3} = 1000 \text{ °K}$ jednostkowe zużycie paliwa obniża się w porównaniu do zwykłego silnika jednoprzepływowego ($y = 0$) o około 10%, a ciąg jednostkowy zmniejsza się o ponad 40%.

Przytoczona charakterystyka wynika z obliczeń wariantów silnika o sprężu $\pi_{cs} = 12$, pracującego na wysokości 11 km przy prędkości lotu $Ma = 0,85$.

Poprawne ustalenie współczynnika podziału strumienia powietrza wymaga wszechstronnej analizy wpływu tej wielkości na osiągi projektowanego samolotu. Optymalna war-



Rys. 3. Zmiana jednostkowego zużycia paliwa w zależności od współczynnika y z uwzględnieniem wpływu zespołów wyposażenia silnika

tość tego współczynnika zależy od prędkości przelotowej, zasięgu i wielkości samolotu. Najkorzystniejsza wartość współczynnika y , związana z wartością temperatury przed turbiną, zależy również w dużej mierze od wymaganego stopnia zmniejszenia hałaśliwości pracującego silnika.

Wykres na rys. 3 dotyczy wariantów silnika średniej wielkości, pracującego przy prędkości lotu $Ma = 0,85$ na

wysokości 11 km. Krzywe ukazują wpływ gondoli, odwracacza ciągu i uciszacza na kształtowanie się wartości współczynnika podziału strumienia powietrza. W miarę wzrostu wymiarów poprzecznych silnika straty powodowane gondolą (krzywa 3) powiększają się, ale z drugiej strony silnik pracuje coraz ciszej i w wyniku tego, przy założonej przykładowo dopuszczalnej hałaśliwości silnika w locie 107 dB, już dla wartości $\gamma = 1,2$ nie ma potrzeby stosowania uciszacza (w zwykłych silnikach odrzutowych uciszacze powodują wzrost zużycia paliwa w granicach kilku procent).

Jeżeli chodzi o wartości współczynnika γ istniejących już silników, to zazwyczaj zawierają się one w granicach $\gamma = 0,6-1,7$. W miarę rozwoju silników dwuprzepływowych zaznacza się tendencja powiększania współczynnika podziału strumienia powietrza, co wiąże się z postępowaniem w zakresie dopuszczania coraz wyższych temperatur i prędkości obrotowych zespołów wirujących.

Wydatek powietrza w kanale zewnętrznym można na wstępie określić, posilkując się materiałami statystycznymi, z równania na optymalny podział energii strumienia spalin, które będzie przedmiotem rozważań w następnym rozdziale. Ogólna wskazówka doboru współczynnika γ opiera się na warunku, aby stosunek energii idącej na napęd w układzie przepływu zewnętrznego do rozporządzalnej całkowitej energii strumienia spalin za turbiną silnika podstawowego zawierał się w granicach $x = 0,3-0,5$. Wyższe wartości współczynnika x prowadzą do znacznego wzrostu przekroju czołowego i ciężaru silnika, czego w ogólnym wyniku nie równoważy odpowiednie zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

Procesy termodynamiczne czynnika przebiegają w silniku o układzie dwuprzepływowym na ogół przy wyższych temperaturach. Temperatura spalin przed turbiną jest ograniczona wytrzymałością materiału łopatek wirnikowych. Możliwość dopuszczania wyższych temperatur w silnikach dwuprzepływowych polega na tym, że łopatki turbin tych silników są korzystniejsze pod względem wytrzymałościowym. Gorsze własności mechaniczne łopatek turbiny przy wyższych temperaturach mogą nie obniżyć wartości współczynnika bezpieczeństwa łopatki, gdyż panujące w łopacie naprężenia są mniejsze.

W silnikach dwuprzepływowych znalazły zastosowanie do napędu wentylatorów spotykane w turbinowych silnikach śmigłowych turbiny swobodne. Ten rodzaj turbiny zasługuje na wyróżnienie z uwagi na niezależność prędkości obrotowej silnika podstawowego i wentylatora oraz korzystniejsze warunki rozruchu i przyspieszenia. Często spotyka się również sprężarki dwuzespołowe, odznaczające się wysoką sprawnością również w pozaobliczeniowych warunkach pracy.

W rezultacie obniżenia średniej prędkości wypływu spalin w dyszy do wartości 300-400 m/sek, silnik dwuprzepływowy pracuje ciszej. Hałaśliwość, towarzysząca pracy silnika dwuprzepływowego średniej wielkości, jest o 10 dB do 15 dB mniejsza w stosunku do porównywalnego silnika jednoprzepływowego, przy czym spadek ten można orientacyjnie przyjąć jako procentowe zmniejszenie hałaśliwości.

Silniki dwuprzepływowe są po większej części dużymi jednostkami o ciągach w granicach 6000-10 000 kG. Okoliczność ta i duża sprawność układu dwuprzepływowego mają dodatni wpływ na korzystne kształtowanie się jednostkowego ciężaru tych silników. O ile dla silników jednokanałowych przeciętna wartość ciężaru jednostkowego wynosi 0,25-0,32 kG/kG, to dla silników dwuprzepływowych wskaźnik ten ma wartość zbliżoną do ciężaru jednostkowego odniesionego do ciągu turbinowych silników śmigłowych i zawiera się w granicach 0,20-0,25 kG/kG.

Omawiane silniki odznaczają się wysoką ekonomią pracy. W zakresie użytkowych prędkości poddźwiękowych zużycie paliwa odniesione do ciągu jest średnio o 10% do 15% mniejsze od zużycia paliwa dla turbinowych silników odrzutowych. W warunkach startowych różnica ta jest jeszcze większa i dochodzi do 30%, bowiem zużycie paliwa w tym przypadku na ogół nie przekracza wartości 0,6-0,7 kG/kGh. Wpływa na to wysoka wartość stosunku ciągu startowego do ciągu w warunkach przelotowych, charakteryzująca silnik dwuprzepływowy. Podobne porównanie z turbinowym silnikiem śmigłowym wykazuje przewagę silnika dwuprzepływowego przy prędkościach lotu powyżej $Ma = 0,7$.

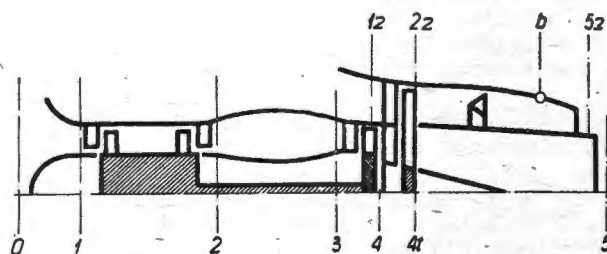
Obok szeregu zalet, zasadniczą ujemną cechą silników wentylatorowych jest ich mały ciąg jednostkowy i tym samym stosunkowo duży przekrój czołowy. Zakres wartości stosunku ciągu do powierzchni czołowej dla istniejących silników wentylatorowych wynosi $R/F_{cz} = 4500-5500$ kG/m². Dla silników z upustem powietrza wskaźnik ten osiąga wartości 8000-9000 kG/m², co stawia te silniki na równi z najlepszymi pod tym względem turbinowymi silnikami odrzutowymi.

Warunki optymalnej pracy

Poniżej przytoczone będą zasadnicze równania wyrowadzone z warunku optymalnej pracy silnika dwuprzepływowego. Podane związki mogą być wykorzystane przy wyborze parametrów na podstawie analizy ich wpływu na osiągi projektowanego silnika. Rozważania analityczne nie obejmują szerokiej problematyki najkorzystniejszych warunków eksploatacji samolotu i ograniczają się do zagadnień termodynamiki silnika.

Rozważania będą przeprowadzone na przykładzie silnika wentylatorowego ze swobodną turbiną-wentylatorem (rys. 4).

Przy założeniu całkowitego rozprężania spalin w dyszy wylotowej ($p_5 = p_a$) i po przyjęciu z niewielkim błędem uproszczenia, że zwiększająca wydatek powietrza masa pa-



Rys. 4. Schemat silnika z oznaczeniami

liwa doprowadzana w komorach spalania jest równoważna mocy napędu osprzętu, ciąg turbinowego silnika odrzutowego można wyrazić wzorem:

$$R_{jp} = \frac{G}{g} (c_5 - v) \quad [1]$$

Równanie to, dotyczące silnika jednoprzepływowego, można przedstawić również w innej formie, zastępując prędkości odpowiednimi spadkami izentropowymi strumienia, wyrażone w jednostkach pracy:

$$R_{jp} = \frac{G}{g} (\varphi \sqrt{2g h_d} - \sqrt{2g h_o}) \quad [2]$$

Izentropowy spadek entalpii w dyszy wylotowej h_d reprezentuje rozporządzalną energię strumienia za turbiną. Inaczej mówiąc — jest to różnica między pełnym spadkiem izentropowym w silniku a energią potrzebną do napędu sprężarki i osprzętu silnika.

$$h_d = \frac{1}{A} (i_4 - i_{5tz}) + \frac{c_4^2}{2g} = \frac{1}{A} (i_{c4} - i_{5tz}) = \frac{1}{A} \left\{ c_p T_{c4} \left[1 - \left(\frac{p_5}{p_{c4}} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} \right] \right\} \quad [3]$$

W silniku dwuprzepływowym rozporządzalna energia wyrażona przez wielkość h_d ulega podziałowi na energię h_t , wydatkowaną na napęd zespołu turbiny-wentylatora i na energię służącą do przyspieszenia strumienia spalin w dyszy wylotowej do prędkości (c_5).

Wykres, dotyczący przepływu w kanale zewnętrznym (rys. 5), uwzględni pracę komory dopalania. Na obu wykresach — obok izentrop sprężania i rozprężania, które

przyjmowane są do obliczeń — podano charakter rzeczywistego, politropowego przebiegu tych przemian.

Dla założeń przyjętych w równaniu [1] całkowity ciąg silnika dwuprzepływowego może być obliczony ze wzoru:

$$R_{dp} = G_w \sqrt{\frac{2}{g}} \left[\varphi_w \sqrt{h_d(1-x)} - \sqrt{h_o} + y (\varphi_z \sqrt{h_{dz}} - \sqrt{h_o}) \right] \quad [4]$$

przy czym spadek izentropowy w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego wynosi:

$$h_{dz} = h_s + h_o \quad [5]$$

Wielkość h_s , wyrażająca przyrost energii strumienia w kanale zewnętrznym, może być wyznaczona z równania na sprawność wentylatora:

$$\eta_s = \frac{G_z \cdot h_s}{G_w \cdot x \cdot h_d \cdot \eta_t} \quad [6]$$

$$h_s = \frac{x}{y} \cdot h_d \cdot \eta_t \cdot \eta_s \quad [7]$$

W przypadku rozpatrywanego silnika jest słuszne równanie:

$$h_t = x h_d \quad [8]$$

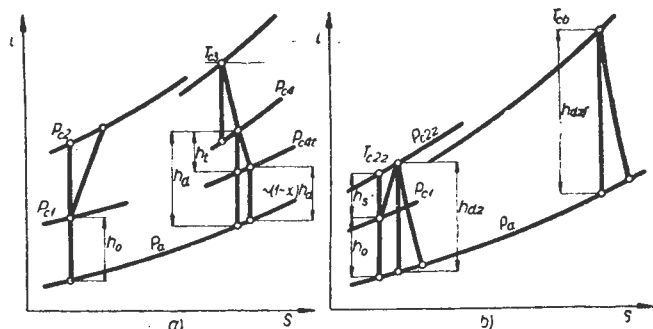
ponieważ turbina niskiego ciśnienia napędza wyłącznie wentylator. Ale dla silników na przykład z upustem powietrza ze sprężarki dwuzespołowej (rys. 1c) lub w przypadku (rys. 1b i d), gdy moc turbiny niskiego ciśnienia jest tylko częściowo wykorzystana do napędu wentylatora, po lewej stronie równania [8] figuruje tylko część całkowitego spadku izentropowego turbiny układu przepływu zewnętrznego.

Z podanych równań wynika, że stosunek ciągu silnika dwuprzepływowego do ciągu porównywalnego zwykłego silnika jednoprzepływowego o wydatku równym wydatkowi kanału wewnętrznego silnika dwuprzepływowego, może być wyrażony równaniem:

$$\frac{R_{dp}}{R_{jp}} = \frac{\sqrt{x y \eta_t \eta_s h_d + y^2 \varphi^2 h_o} - (y+1) \sqrt{h_o} + \sqrt{(1-x) h_d}}{\sqrt{h_d} - \sqrt{h_o}} \quad [9]$$

Przyjęto tutaj upraszczające założenie, że straty w dyszach wylotowych obu silników są równe. Figurujące w równaniu [9] wielkości, z wyjątkiem współczynnika x , wynikają z założeń konstrukcyjnych względnie z danych statystycznych i można je uważać jako wielkości stałe. Optymalna wartość współczynnika x obliczona z warunku:

$$\frac{d \left(\frac{K_{dp}}{K_{jp}} \right)}{dx} = 0 \quad [10]$$



Rys. 5. Termodynamiczny obieg silnika dwuprzepływowego w układzie iS . a) kanał wewnętrzny; b) kanał zewnętrzny

odpowiada maksymalnemu zwiększeniu ciągu w wyniku uzupełnienia silnika jednoprzepływowego o ciąg R_{jp} układem przepływu zewnętrznego:

$$x_{opt} = \frac{y(\eta_t^2 \cdot \eta_s^2 \cdot U - 1)}{U \eta_t \cdot \eta_s (y \cdot \eta_t \cdot \eta_s + 1)} \quad [11]$$

Równanie [9], po wstawieniu wyrażenia na x_{opt} i po uproszczeniu, przyjmuje postać:

$$\left(\frac{R_{dp}}{R_{jp}} \right)_{max} = \frac{y \sqrt{\eta_t \cdot \eta_s (U \eta_t \eta_s + y)} - \frac{1+y}{\varphi} \sqrt{1 + y \eta_t \eta_s}}{\left(\sqrt{U} - \frac{1}{\varphi} \right) \sqrt{1 + y \eta_t \eta_s}} + \frac{\sqrt{U + \frac{y}{\eta_t \eta_s}}}{\left(\sqrt{U} - \frac{1}{\varphi} \right) \sqrt{1 + y \eta_t \eta_s}} \quad [12]$$

Dla warunków statycznych ($h_o = 0$), równania [11] i [12] upraszczają się:

$$x_{opt} = \frac{1}{1 + \frac{1}{y \cdot \eta_t \cdot \eta_s}} \quad [13]$$

$$\left(\frac{R_{dp}}{R_{jp}} \right)_{max} = \sqrt{1 + y \eta_t \eta_s} \quad [14]$$

Z równania [11] przekształconego do postaci:

$$x_{opt} = \frac{1 - \frac{v^2}{2g \eta_t^2 \eta_s^2 h_d}}{1 + \frac{1}{y \cdot \eta_t \cdot \eta_s}} \quad [15]$$

bezpośrednio wynika, że im niższa jest sprawność wentylatora i turbiny, a z drugiej strony — im większa jest prędkość lotu, tym mniejszą część rozporządzalnej energii spalin należy wydatkować na napęd wentylatora. Ze wzrostem rozporządzalnej energii spalin, którą określa spadek izentropowy w dyszy h_d , w miarę podwyższania temperatury przed turbiną, sprężu i sprawności sprężarki — wartość współczynnika x_{opt} powiększa się.

Zmiany tego współczynnika w zależności od wartości y , decydującej o znaczeniu i wielkości kanału zewnętrznego silnika, z zaznaczeniem wpływu temperatury przed turbiną oraz prędkości i wysokości lotu, podaje rys. 6.

Do wykonania tego wykresu konieczne było określenie strat powstających na wirnikach i w kanałach przepływowych silnika. Wartość spadku izentropowego w dyszy, odniesionego dla wygody analizy i obliczeń do energii niezaburzonego strumienia przed silnikiem, jest określona przez prędkość wylotową spalin z dyszy:

$$U = \left(\frac{c_5}{\varphi v} \right)^2 \quad [16]$$

Wyznaczenie tej prędkości dla różnych warunków lotu wymaga termodynamicznego przeliczenia całego silnika. Do wstępnej analizy można wykorzystać podane wykresy $U = f(Ma)$ (rys. 7) w zakresie wartości:

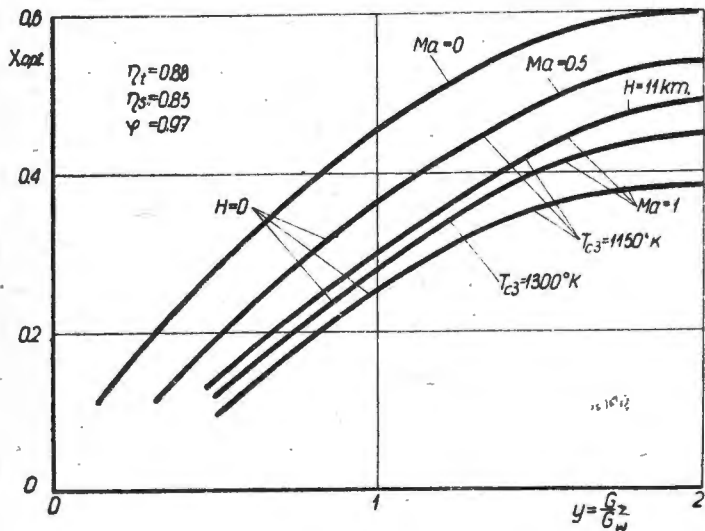
$$5 \leq \pi_{c5} \leq 12,5 \quad 1150 \text{ K} \leq T_{c3} \leq 1300 \text{ K} \quad 0 \leq H \leq 11 \text{ km}$$

Wpływ sprężu na zmianę wartości U jest minimalny i w podanym zakresie wartości może być pominięty. Wyniki dla pośrednich temperatur T_{c3} i wysokości lotu H mogą być interpolowane.

Wykresy funkcji $\left(\frac{R_{dp}}{R_{jp}}\right)_{max} = f(y)$ podanej równaniami

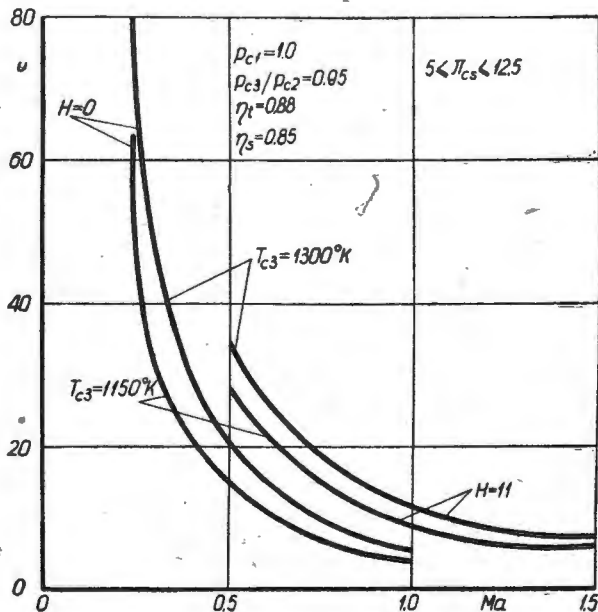
[12] i [14] mają taki sam charakter jak wykresy przedstawione na rys. 6. Przebieg tej funkcji w zależności od prędkości lotu i parametrów pracy silnika podaje rys. 8.

Z wykresu wynika, że przy małych prędkościach lotu wpływ temperatury przed turbiną na zmianę badanej funkcji jest nieznaczny. W warunkach statycznych ($Ma=0$),



Rys. 6. Wykres funkcji $x_{opt} = f(y)$

przy zmianach temperatury przed turbiną, procentowe zmiany ciągów porównywanych silników są jednakowe. Im większa jest temperatura przed turbiną i prędkość lotu, tym łagodniejszy jest spadek ciągu ze wzrostem prędkości lotu. Natomiast zwiększenie współczynnika y powoduje gwałtowniejszy spadek ciągu. Tłumaczy się to zmienionymi udziałami silnika podstawowego i wentylatora w całkowitym ciągu silnika i zasadniczo różnym przebiegiem ich



Rys. 7. Zmiana $U = \left(\frac{c_s}{\varphi v}\right)^2$ dla różnych parametrów pracy silnika i warunków lotu

charakterystyk prędkościowych. Wpływ współczynnika y na ciąg silnika jest największy w warunkach startowych. W miarę wzrostu prędkości lotu przepływ powietrza w kanale zewnętrznym silnika dwuprzepływowego traci stopniowo swoje znaczenie i dochodzi do tego, że przy prędkości lotu:

$$v_{max} = \eta_t \eta_s \cdot \sqrt{2gh_d} \quad [17]$$

zwykły silnik odrzutowy nie ustępuje silnikowi dwuprzepływowemu.

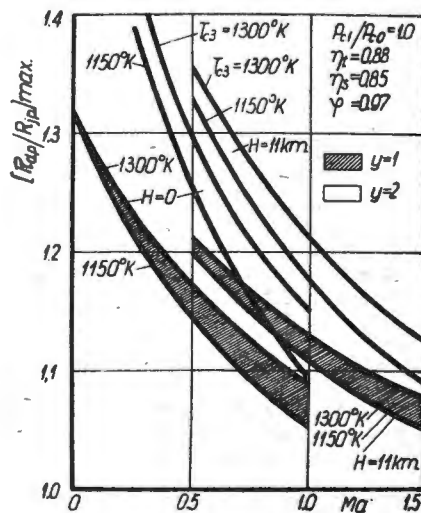
Za pomocą wyrażenia na x_{opt} można wyznaczyć wartość spadku izentropowego w turbinie napędowej wentylatora:

$$h_{t\ opt} = x_{opt} \cdot h_d = \frac{y}{\eta_t \cdot \eta_s} \left(\frac{i_{c_2 z} - i_{5z} t_z}{A} - h_o \right) \quad [18]$$

Po rozpisaniu tego wyrażenia i po wykorzystaniu równań, znanych z teorii stopnia sprężarki, można wyznaczyć parametry powietrza w kanale zewnętrznym za wentylatorem, odpowiadające jego optymalnej pracy.

Prędkość wypływu powietrza z kanału zewnętrznego do atmosfery jest uzależniona od prędkości wypływu spalin. Wyrażając prędkości c_5 i c_{5z} przez odpowiednie spadki izentropowe w kanałach wylotowych uzyskuje się równanie:

$$\frac{c_{5z}}{c_5} = \frac{\sqrt{h_{dz}}}{\sqrt{(1-x)h_d}} \quad [19]$$



Rys. 8. Przebieg funkcji $\left(\frac{R_{dp}}{R_{jp}}\right)_{max} = f(Ma; H; T_{c3}; y)$

Następnie, drogą kolejnego podstawiania równań [5], [7], [11], dochodzi się do prostego wzoru:

$$c_{sz\ opt} = \eta_t \eta_s c_5 \quad [20]$$

W przypadku, gdy oba kanały połączone są wspólną dyszą wylotową (rys. 1c, d), co w wyniku daje wzrost jednostkowego ciągu silnika, równanie [20] jest słuszne w odniesieniu do przekroju połączenia obu kanałów.

Silnik dwuprzepływowy z komorą dopalania

Zakres zastosowania silnika dwuprzepływowego może być znacznie rozszerzony w przypadku wyposażenia go w komorę dopalania. Wydatne powiększenie ciągu silnika przy dużych prędkościach lotu można osiągnąć przez dopalanie zarówno za turbiną, jak i w kanale zewnętrznym. Obliczenia wykazują, że dopalanie w kanale zewnętrznym, za wentylatorem, jest bardziej efektywne.

Ciąg silnika dwuprzepływowego z komorą dopalania w układzie przedstawionym na rys. 4 można wyrazić, zanedbując wpływ masy paliwa, wzorem:

$$R_{dpf} = G_w \sqrt{\frac{2}{g}} \left[y \left(\varphi \sqrt{h_{dzf}} - \sqrt{h_o} \right) + \varphi \sqrt{(1-x)h_d} - \sqrt{h_q} \right] \quad [21]$$

Z tej zależności oraz z równania [2] wynika, że stosunek ciągu silnika dwuprzepływowego z dopalaczem do ciągu porównywalnego zwykłego silnika jednoprzepływowego, jest określony równaniem:

$$\frac{R_{dpf}}{R_{jp}} = \frac{y(\varphi\sqrt{h_{dzf}} - \sqrt{h_o}) + \varphi\sqrt{(1-x)h_d} - \sqrt{h_o}}{\varphi\sqrt{h_d} - \sqrt{h_o}} \quad [22]$$

W przypadku dopalania spadek izentropowy w dyszy zewnętrznego kanału wylotowego h_{dzf} można określić z porównania prędkości wylotowych c_{5zf} i c_{5z}

$$c_{5zfiz} = \sqrt{2g \frac{k'}{k'-1} R \cdot T_{cbf} \left[1 - \left(\frac{p_{5zf}}{p_{cbf}} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} \right]} \quad [23]$$

$$c_{5ziz} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R \cdot T_{cb} \left[1 - \left(\frac{p_{5z}}{p_{cb}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad [24]$$

Przyjmując, że regulowana dysza wylotowa kanału zewnętrznego zapewnia w obu przypadkach całkowite rozprężenie oraz stałe ciśnienie w komorze, można ułożyć równanie:

$$\left(\frac{c_{5zf}}{c_{5z}} \right)_{iz} = B \sqrt{\frac{T_{cbf}}{T_{c2z}}} \quad [25]$$

przy czym stała B uwzględnia zmianę wartości wykładnika izentropy i stałej gazowej.

W obliczeniach uproszczonych z pominięciem stałej B , która zmniejsza spadek adiabatyczny w dyszy h_{dzf} o około 4%, oraz po przyjęciu

$$\left(\frac{c_{bf}}{c_{5z}} \right)_{iz} = 1$$

przybliżona wartość spadku izentropowego w dyszy kanału zewnętrznego przy pracującym dopalaczu wynosi:

$$h_{dzf} \cong h_{dz} \frac{T_{cbf}}{T_{c2z}} \quad [26]$$

Równanie:

$$T_{c2z} = T_o + \left(h_o + \frac{h_s}{\eta_s} \right) \frac{k-1}{kR} \quad [27]$$

określa temperaturę całkowitą powietrza w kanale za wentylatorem, przy czym wielkość $\frac{h_s}{\eta_s}$ wyraża energię pochłanianą przez wentylator, którą można wyrazić równaniem:

$$\frac{h_s}{\eta_s} = \frac{x}{y} \eta_t \cdot h_d \quad [28]$$

Po podstawieniu zależności [26] do równania [22] widać, że względny przyrost ciągu stanowi funkcję nieco bardziej złożoną w porównaniu do równania [9]:

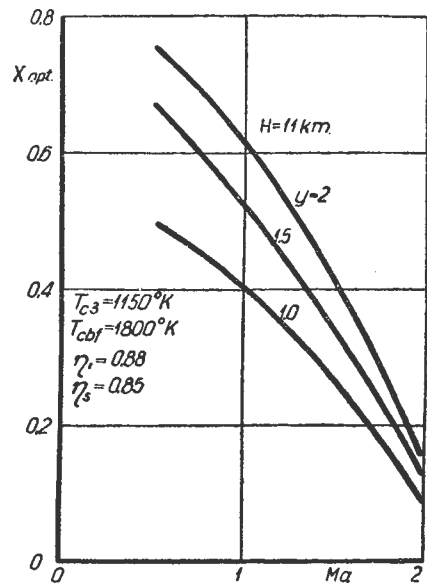
$$\frac{R_{dpf}}{R_{jp}} = \frac{y \left\{ \varphi \sqrt{\frac{T_{cbf} \left(1 + \frac{x}{y} U \eta_t \eta_s \right)}{T_o \left[1 + \frac{h_o}{T_o} \left(1 + \frac{x}{y} U \eta_t \right) \frac{k-1}{kR} \right]}} - 1 \right\} + \varphi \sqrt{(1-x)U} - 1}{\varphi \sqrt{U} - 1} \quad [29]$$

Dla danej, maksymalnej temperatury dopalania T_{cbf} równanie powyższe może być uważane przy poszukiwaniu roz-

wiązania optymalnego jako funkcja jednej zmiennej (x). Z przyrównania pochodnej do zera otrzymuje się uwikłane równanie na optymalną wartość współczynnika podziału energii:

$$\eta_v = \frac{\left(1 + \frac{x_{opt} U}{y} \eta_t \eta_s \right) \frac{h_o k-1}{T_g kR}}{1 + \frac{h_o k-1}{T_o kR} \left(1 + \frac{x_{opt} U}{y} \eta_t \right)} = \frac{\sqrt{1 + \frac{x_{opt} U}{y} \eta_t \eta_s} \sqrt{1 + \frac{h_o k-1}{T_o kR} \left(1 + \frac{x_{opt} U}{y} \eta_t \right)}}{\sqrt{(1-x)U} \frac{T_{cbf}}{T_o} \cdot \eta_t} \quad [30]$$

Podane równanie [30] najwygodniej jest rozwiązywać metodą kolejnych podstawień, bowiem pozbycie się formy uwikłanej daje równanie czwartego stopnia względem



Rys. 9. Zmiana współczynnika x , odpowiadającego maksymalnym wartościom ciągu R_{dpf} w funkcji Ma

współczynnika x_{opt} . Dla warunków statycznych optymalne wartości współczynnika x mogą być wyznaczone z prostszego równania:

$$\eta_t \eta_s \frac{T_{cbf}}{T_o} y = \frac{x_{opt}}{1-x_{opt}} \left(1 + \frac{x_{opt}}{y} \cdot \frac{h_d}{T_o} \cdot \frac{k-1}{kR} \eta_t \right)^3 \quad [31]$$

Do przykładowego, podanego na wykresie (rys. 9) rozwiązania równania [30] wykorzystano dane z wykresu (rys. 7).

Rozwiązanie równania [29] dla warunków optymalnych podaje wykres (rys. 10). Z wykresu tego widać, że silnik dwuprzepływowy w wyniku wyposażenia go w komorę dopalacza osiąga dwukrotnie większy ciąg dla wartości $Ma=1$; $H=11$ km; $y=1$.

Stosunkowo znaczne przyrosty ciągu, tym większe im wyższa jest wartość współczynnika y , przy prędkościach lotu większych od $Ma=2$ — zdecydowanie maleją.

Prawidłowe zaprojektowanie turbiny pracującej w układzie przepływu zewnętrznego z komorą dopalania jest dosyć trudne. Wynika to stąd, że wartości współczynnika x_{opt} w przypadkach pracy silnika z dopalaniem i bez dopalania nie pokrywają się.

Krzywa, odnosząca się do warunków statycznych (rys. 11), wskazuje, że zmiana współczynnika x w szerokim zakresie

tylko nieznacznie wpływa na zmianę ciągu silnika. Wpływ ten — w miarę wzrostu prędkości lotu — powiększa się. Warunki statyczne nie powinny więc być podstawą do ob-

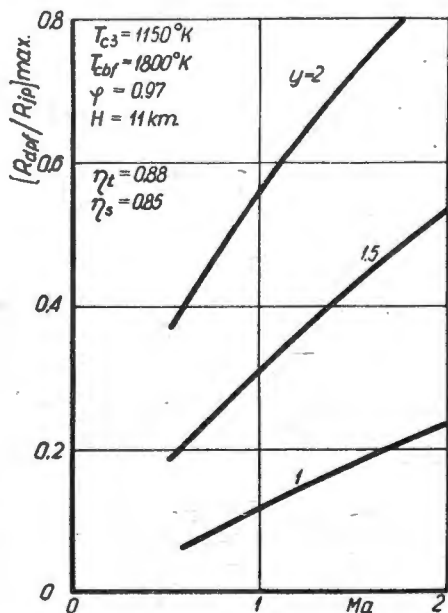
liczania wartości x_{opt} . Ponieważ przebieg stosunku $\frac{R_{dpt}}{R_{jp}}$

w funkcji współczynnika x jest bardziej stromy w warunkach pracy z dopalaniem, wartość x_{opt} powinna być do-
bierana dla tych warunków pracy silnika.

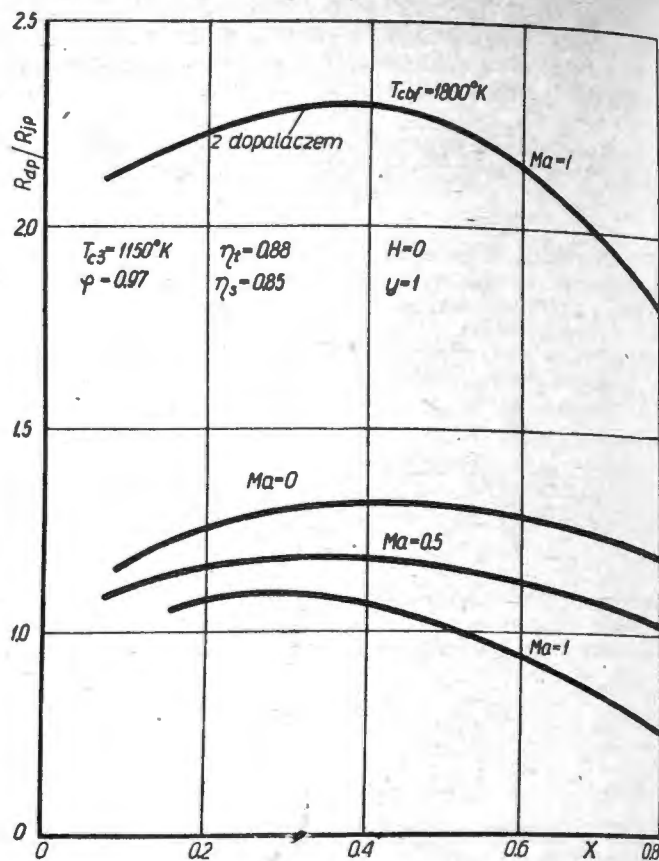
Uwagi do obliczeń gazodynamicznych.

Warunki wyjściowe do obliczeń i projektowania silnika są ogólnie określone wymaganiami, dotyczącymi osią-
gów projektowanego samolotu. Stąd wynikają podstawowe dane silnika, jak ciąg i jednostkowe zużycie paliwa oraz szczególne wymagania dotyczące charakterystyk silnika, jego ciężaru, gabarytów i rozwiązania konstrukcyjnego. Pierwszy etap obliczeń polega na wyznaczeniu parametrów pracy silnika, przy których osiąga się zadane wielkości ciągu i zużycia paliwa. Obliczenia wstępne silnika dwuprzepływowego składają się z części dotyczącej zwykłego silnika jednoprzepływowego, jako podstawy konstrukcji, przy czym jego ciąg statyczny przyjmuje się odpowiednio mniejszy od ciągu zadanego, zgodnie z założoną wartością współczynnika y oraz z części obejmującej uzupełniający układ przepływu zewnętrznego. Przy projektowaniu silnika należy dążyć do osiągnięcia wysokiej temperatury przed turbiną i — o ile to możliwe — dużej prędkości obrotowej wirnika, co daje korzystne wyniki jeśli chodzi o ciężar, gabaryty i ciąg jednostkowy — wielkości szczególnie ważne dla silnika dwuprzepływowego.

W przypadku silników jednowałowych maksymalne prędkości obrotowe mogą być ograniczone długością i wytrzymałością łopatek wentylatorów, względnie sprężarek. Rolę ograniczającą prędkość obrotową odgrywa również warunek optymalnej pracy wentylatora. W silnikach dwuprzepływowch ze sprężarkami dwuzespołowymi lub w silni-



Rys. 10. Przebieg funkcji $\left(\frac{R_{dpt}}{R_{jp}}\right)_{max} = f(Ma; y)$



Rys. 11. Porównawczy wykres funkcji $\frac{R_{dpt}}{R_{jp}} = f(x)$

kach dwuwałowych ze swobodną turbiną do napędu wentylatora, możliwości związane z dużymi prędkościami obrotowymi zespołu sprężarka—turbina mogą być pełniej wykorzystane. Dlatego układ jednowałowy, pomijając jego prostotę konstrukcyjną, należy uważać jako mniej korzystny dla silnika dwuprzepływowego.

Znajomość parametrów podstawowego silnika jednoprzepływowego w szeregu wariantów i w różnych warunkach pracy jest podstawą do racjonalnego zaprojektowania układu przepływu zewnętrznego. Zgodność wyników obliczeniowych dla całego silnika z założeniami odnośnie ciągu i zużycia paliwa osiąga się drogą obliczenia kolejnych przybliżeń. Wyniki odmiann obliczeń gazodynamicznych korzystnie jest przedstawiać w wygodnej do analizy formie wykresowej. Wybór optymalnych parametrów pracy opiera się na analizie wyników odmiann obliczeń pod względem kształtowania się jednostkowego zużycia paliwa, ciągu z jednostki przekroju czołowego i jednostkowego ciężaru silnika.

LITERATURA

1. Stieczkin — Teoria reaktiwnych dwigatielej, 1958
2. Kułagin — Teoria awiacyjnych dwigatielej, 1958
3. „Technika Lotnicza” zes. 5/60 i 1—2/61
4. „Luftfahrttechnik”, zes. 3/60, 12/60
5. „INTERAVIA”, zes. 1/61
6. „Flugwelt”, zes. 6/60 i 3/61
7. „The Aeroplane”, zes. 12/6.59, 14/8.59, 18/9.59, 12/2.60, 12/8.60, 6/1.61
8. „Flight”, zes. 25/2.59, 20/3.59, 14/8.59, 1/1.60, 15/1.50, 18/3.60, 8/4.60, 12/8.60
9. „Aircraft Engineering”, zes. 12/60
10. „Technique et Science”, zes. 5/60

Czas odnowić prenumeratę!

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

Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców

Część I.

Jednym z zasadniczych elementów rozwoju lotnictwa jest posiadanie właściwej sieci lotnisk, uzależnionej od ich ilości, lokalizacji oraz wyposażenia w odpowiednie urządzenia i budynki, umożliwiające oprócz startowania i lądowania samolotów, także odprawę samolotów i pasażerów, przegląd silników, bieżącą ich naprawę i kontrolę urządzeń pokładowych, zaopatrzenie samolotów w materiały pędne, prowadzenie kierowania ruchem samolotów itp.

Po zakończeniu drugiej wojny światowej, w celu wznowienia komunikacji lotniczej, następuje we wszystkich państwach objętych działaniami wojennymi szybka odbudowa zniszczonych, jak również budowa — nowych lotnisk. Odbudowywane lotniska i budowane w tym czasie nowe lotniska odpowiadały wymaganiom technicznym, wynikającym z charakterystyk samolotów tego okresu.

Wprowadzenie do komunikacji lotniczej, jak również w lotnictwie wojskowym, ciężkich samolotów turboodrzutowych i turbośmigłowych spowodowało w większości przypadków rewolucję lotniskową, wywołaną przede wszystkim znacznym wzrostem ciężaru startowego samolotów, długością rozbiegu i dobiegu, wynikającą ze znacznego wzrostu prędkości w czasie startu i lądowania, zużyciem paliwa itp.

Konsekwencją wspomnianej rewolucji lotniskowej była przede wszystkim generalna rekonstrukcja większości lotnisk świata powiązana z ich rozbudową, która również nie ominęła naszego międzynarodowego portu lotniczego Warszawa-Okęcie oraz zapasowych portów lotniczych dla międzynarodowej komunikacji lotniczej.

Niezależnie od rekonstrukcji lotnisk wyłoniły się dodatkowe zagadnienia, związane z koniecznością przeprowadzenia szeregu prac natury naukowo-badawczej, wymagających dużej ilości nowych aparatów i urządzeń, służących np. do badania nośności istniejących nawierzchni lotniskowych, ich równości, tarcia powstającego pomiędzy pneumatykami nodwozi samolotowych i nawierzchnią i innych. Zaisztniała konieczność poddania rewizji istniejących norm i opracowań teoretycznych w zakresie budownictwa lotniskowego i zaopatrzenia lotnisk.

Z chwilą wprowadzenia do komunikacji lotniczej i lotnictwa wojskowego śmigłowców wyłoniły się nowe zagadnienia budownictwa lotniskowego, związane z urządzeniem specjalistycznych lotnisk nazwanych portami helikopterowymi (Heliporty).

Poniżej omówiono problematykę budownictwa lotniskowego, która poddyktowała konieczność rekonstrukcji istniejących lotnisk oraz problematykę, z którą spotykają się na codzień budowniczowie lotnisk i urządzeń lotniskowych wszystkich państw i aktualne sposoby jej rozwiązywania.

Nowe układy dróg startowych i dróg kołowania oraz ich przepustowość

Stały wzrost intensywności ruchu samolotów, przy ich dużej prędkości podróży, zmusza budowniczych lotnisk do szukania rozwiązań, zapewniających maksymalną przepustowość lotnisk, by nie stały się one tzw. wąskim gardłem komunikacji lotniczej. Przepustowość lotnisk zależna jest przede wszystkim od:

- rozplanowania układu dróg startowych i dróg kołowania;
- rozdzielenia ruchu na drogach startowych;
- długości dróg startowych;
- liczby i układu dróg kołowania, służących do wyprowadzenia samolotów po ich wylądowaniu z drogi startowej, przeznaczonej do lądowania samolotów;
- prędkości kołowania samolotów po wylądowaniu w czasie ich wyprowadzenia z drogi startowej na drogi kołowania;
- sprawności dokonywanych startów samolotów;
- wyposażenia lotniska w urządzenia służące do kierowania lądowaniem i startem samolotów;

- umiejętności załóg pilotujących samoloty;
- miejscowych warunków meteorologicznych.

Prowadzone badania i obserwacje wykazują, że charakterystyczną cechą współczesnych samolotów jest ich mała wrażliwość na działanie wiatrów bocznych w czasie lądowania. Obecnie przyjmuje się dopuszczalną wielkość wiatru bocznego w granicach 32—48 km/h, która w przyszłości powinna zwiększyć się do 48—65 km/h. Pozwala to zrezygnować ze stosowania wielokierunkowego systemu dróg startowych i umożliwić przejście na system głównych dróg startowych lokalizowanych zgodnie z kierunkiem panujących wiatrów w miejscowości, w której buduje się lotnisko. W przypadku, gdy w miejscowości tej panują wiatry boczne o niedopuszczalnie dużych prędkościach w stosunku do założonego kierunku drogi startowej, możliwość wykorzystania lotniska przekraczającą 95% uzyskuje się przez wykonanie dodatkowej, zapasowej drogi startowej, zlokalizowanej w kierunku tych wiatrów. Należy nadmienić, że ze statystyk sporządzonych w różnych portach lotniczych USA wynika, iż system głównych dróg startowych jednego kierunku zapewnia możliwość wykorzystania lotniska w 98% przy dopuszczalnym wietrze bocznym 40 km/h.

Na rys. 1 przedstawiono schematycznie układy dróg startowych, spotykane w obecnym budownictwie lotniskowym.

System pojedynczych dróg startowych



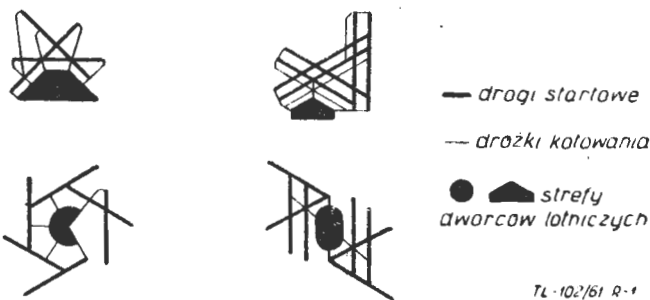
System wielokrotnych dróg startowych - jednokierunkowych



System wielokrotnych dróg startowych - wielokierunkowych



System wielokrotnych dróg startowych - trójkierunkowych



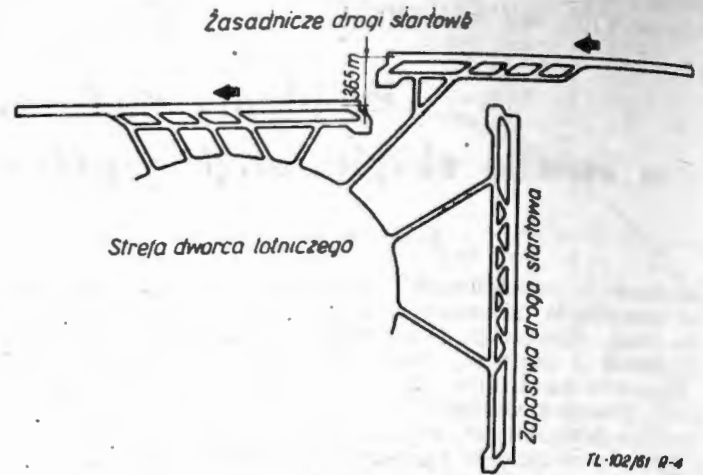
TL-102/61 R-1

Rys. 1 — Najczęściej spotykane układy dróg startowych i dróg kołowania

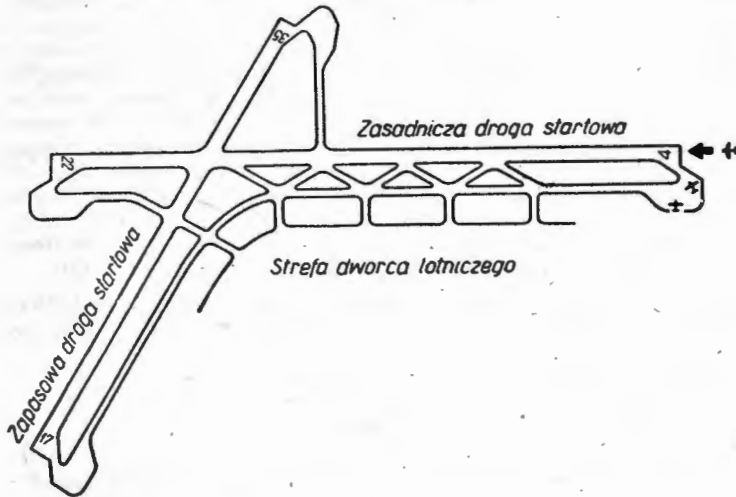
Najnowsze poglądy w dziedzinie rozplanowania dróg startowych na lotniskach komunikacyjnych, jak również wojskowych, sugerują stosowanie dwukierunkowego systemu głównych dróg startowych.

Jednym z zasadniczych zadań rozplanowania układu dróg startowych i dróg kołowania jest zapewnienie dużej przepustowości tych urządzeń oraz wydzielenie w miarę możliwości oddzielnych elementów dla startu samolotów i oddzielnych dla lądowania. Ostatnio ICAO opublikowało schematy ideowe typowych rozwiązań (rys. 2-5), spełniających wspomniany warunek. Na rys. 2 przedstawiono roz-

wiązanie z jedną zasadniczą drogą startową, przeznaczoną równocześnie dla startu i lądowania samolotów. Przedstawiony układ zapewnia średnią zdolność przepustową około 30 operacji¹⁾ w ciągu godziny. Na rys. 3 przedstawiono układ dwóch równoległych, przesuniętych względem siebie o 210 m, zasadniczych dróg startowych, z których 4R-22L jest przeznaczona do lądowania samolotów, a 4L-22R do startu samolotów. Średnia zdolność przepustowa tego układu, po uwzględnieniu konieczności dokonania przecięcia drogi startowej przez kołujące samoloty po wylądowaniu, wynosi około 45 operacji w ciągu godziny. Ujemną stroną układu jest to, że może on być wykorzystywany w pełni przy dobrych warunkach atmosferycznych. Rys. 4 przedstawia układ dwóch zasadniczych równoległych dróg startowych typu stykowego, przesuniętych względem siebie o 365 m. Na drogach startowych, wskutek rozdzielenia ruchu, mogą równocześnie odbywać się starty i lądowania, dzięki czemu średnia zdolność przepustowa wzrasta do 55 operacji w ciągu godziny. Na rys. 5 przedstawiono układ



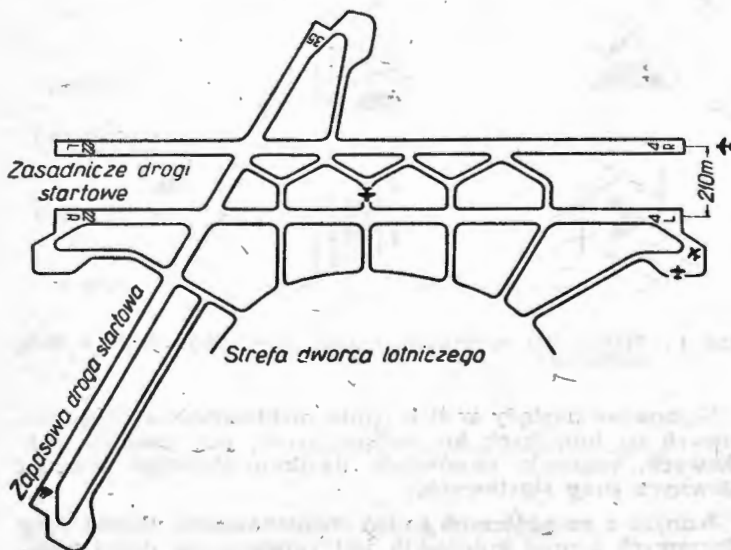
Rys. 4 — Schemat rozmieszczenia dwu równoległych dróg startowych typu stykowego z wydzielonym ruchem i dróg kołowania oraz zapasowej drogi startowej w stosunku do strefy dworca lotniczego



Rys. 2 — Schemat rozmieszczenia zasadniczej drogi startowej i dróg kołowania oraz zapasowej drogi startowej w stosunku do strefy dworca lotniczego

dwóch równoległych, przesuniętych względem siebie o 900 m, zasadniczych dróg startowych, zlokalizowanych po obu stronach strefy dworca lotniczego.

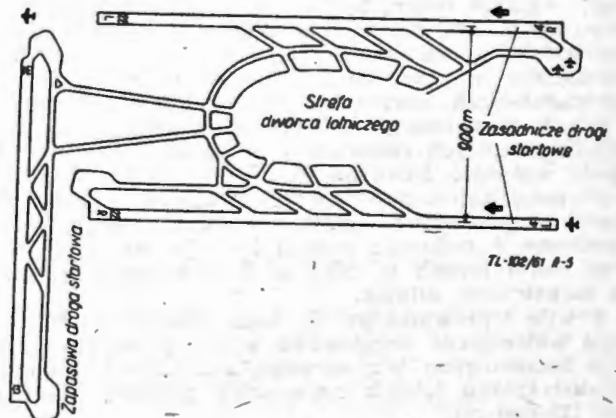
Droga startowa 4R-22L jest przeznaczona do startu samolotów, natomiast 4L-22R do lądowania samolotów. Średnia zdolność przepustowa tego układu wynosi około 65 operacji na godzinę. Na rys. 6 przedstawiono układ dwóch równoległych, oddalonych od siebie również o 900 m, za-



Rys. 3 — Schemat rozmieszczenia dwu równoległych zasadniczych dróg startowych z wydzielonym ruchem i dróg kołowania oraz zapasowej drogi startowej w stosunku do strefy dworca lotniczego

¹⁾ Przez operację należy rozumieć start względnie lądowanie.

asadniczych dróg startowych, zaprojektowany przez amerykańskich budowniczych lotnisk. Układ taki, wyposażony w specjalne urządzenia załadowcze przy wykorzystaniu urządzeń do kierowania i kontroli ruchu lotniczego oraz technologii pracy przedstawionej na rys. 7, polegającej na prowadzeniu lądowań na drodze startowej skierowanej w stronę płyty postojowej, zaś startów na drodze startowej skierowanej od płyty postojowej (pozwala to skrócić odległość kołowania i realizować równocześnie starty i lą-



Rys. 5 — Schemat rozmieszczenia dwu równoległych dróg startowych, okalających strefę dworca lotniczego, połączonych z zapasową drogą startową

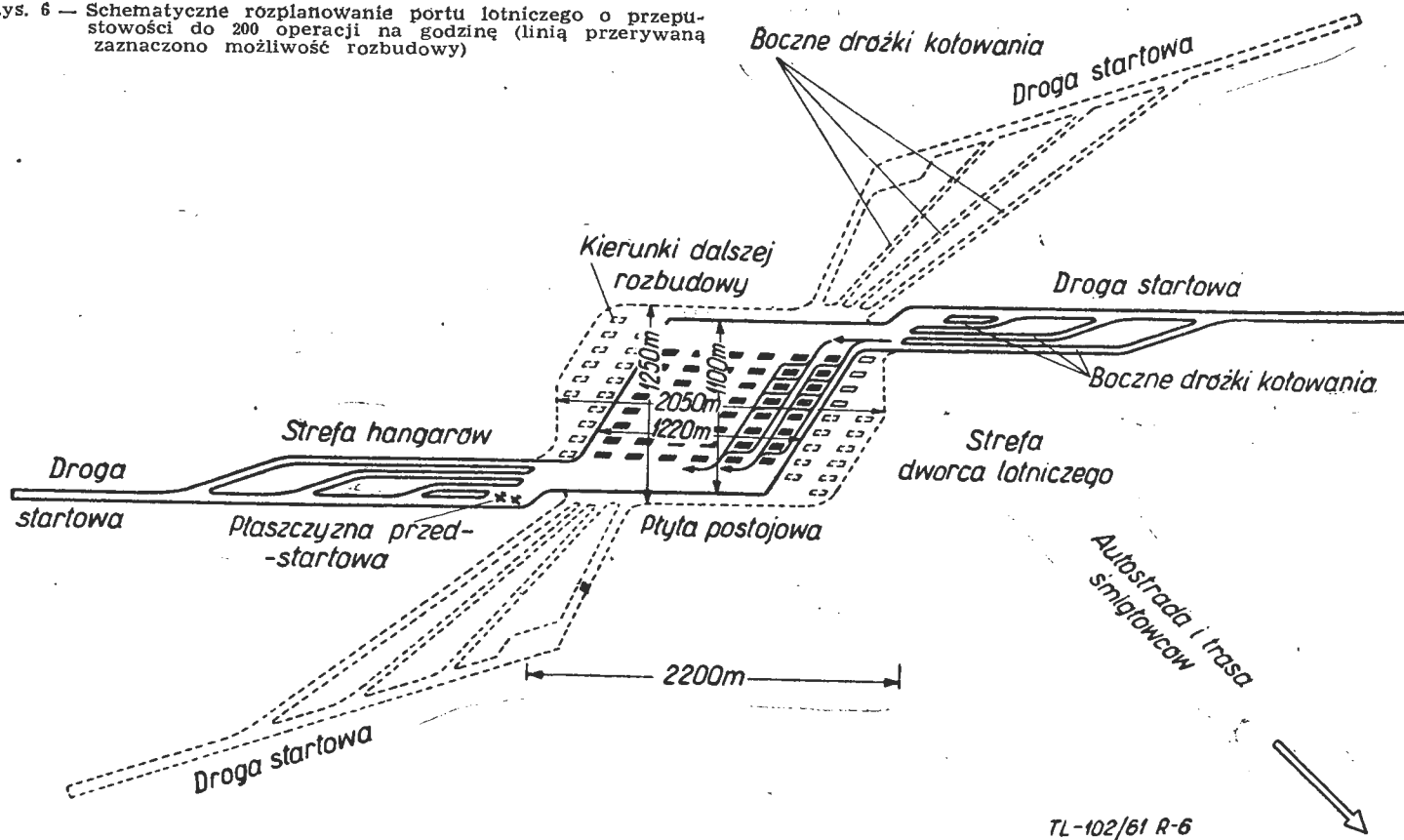
dowania samolotów), posiada średnią zdolność przepustową około 200 operacji w czasie godziny.

W rozwiązaniu ICAO (rys. 5) i amerykańskim (rys. 6) przyjęto odległość pomiędzy osiami dróg startowych równą 900 m, uważaną za niezbędne minimum do zabezpieczenia pełnej niezależności równoczesnego wykorzystania obu dróg startowych. W rozwiązaniach ICAO (rys. 2—5), oprócz zasadniczych dróg startowych we wszystkich przypadkach, przewidziano zapasowe drogi startowe, przeznaczone przede wszystkim dla lądowania samolotów z krótkotrwałym postojem.

Wybór terenów pod budowę nowych lotnisk, uwzględniających przedstawione rozwiązania, nastęrcza dużo trudności wynikających z wielkości niezbędnego obszaru, który w celu potaniania budowy powinien być niezabudowany, niezależny, wolny od dróg kołowych i kolejowych oraz nieporęczany liniami energetycznymi i łącznościowymi. Tereny przyległe, położone w granicach stref podejść powietrznych muszą odpowiadać również podanym warunkom.

Szczególnie duże trudności w warunkach europejskich stanowi wybór terenu pod budowę lotniska przedstawionego na rys. 7, którego minimalna długość terenu — bez uwzględnienia stref podejść powietrznych, wynosi około 8,5 km.

Rys. 6 — Schematyczne rozplanowanie portu lotniczego o przepustowości do 200 operacji na godzinę (linią przerywaną zaznaczono możliwość rozbudowy)



Tereny pod lotniska wybiera się z dużą wnikliwością, rozpatrując kilka alternatyw. Przy wyborze ostatecznej alternatywy, bierze się pod uwagę tereny o najlepszych warunkach gruntowych, co dzięki podwyższonej zdolności wytrzymałościowej gruntu, przy poważnych obciążeniach eksploatacyjnych, pozwoli wykonać bardziej cienkie nawierzchnie, przy równoczesnym zapewnieniu niższych kosztów budowy nawet przy znacznej objętości robót ziemnych. Okoliczność warunków wytrzymałościowych gruntów dodatkowo utrudnia wybór terenu pod nowe lotnisko.

Długość dróg startowych zależy od wielu czynników, które w zasadzie można podzielić na następujące grupy:

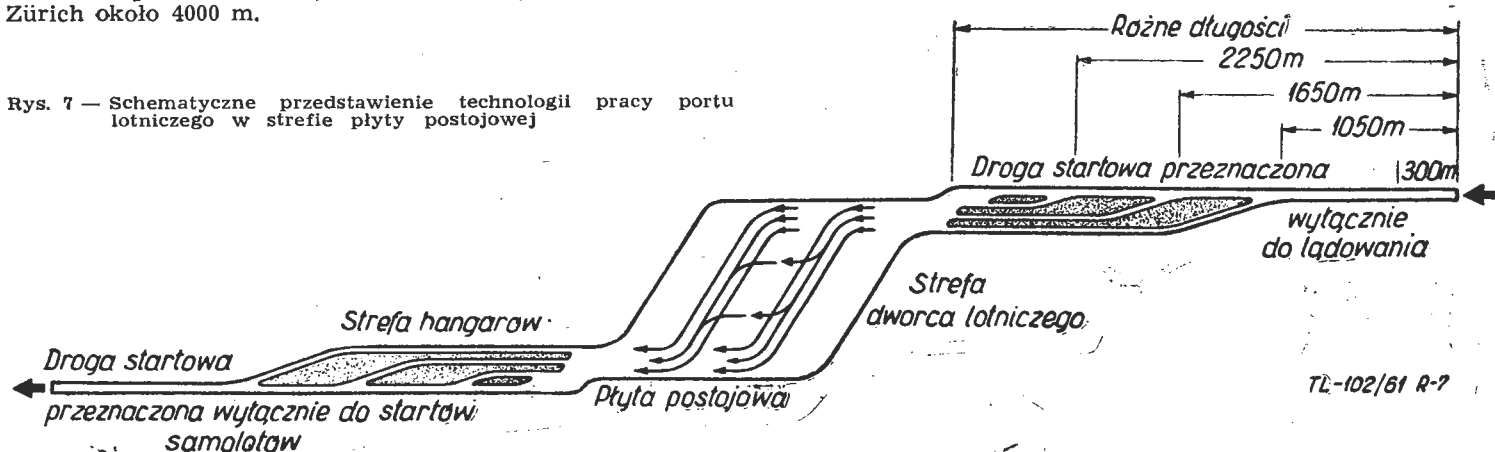
- charakterystyki techniczno-eksploatacyjne samolotu;
- położenie geograficzne lotniska i warunki atmosferyczne;
- ciężar samolotu w czasie startu i lądowania.

Ostatnio, jak wynika z licznych publikacji, długość drogi startowej, zapewniająca dobrą przepustowość lotniska, powinna wynosić co najmniej 3000 m. W normach klasyfikacyjnych niektórych państw, na przykład Francji, dla lotnisk klasy A długość taką przyjęto za minimum. W dużych międzynarodowych portach lotniczych, przeznaczonych dla ruchu transkontynentalnego długości dróg startowych przekraczają znacznie 3000 m i tak np. na lotnisku Orly pod Paryżem, długość drogi startowej wynosi 3300 m, na lotnisku Schiphol — 3300 m, Londyn 3400 m, Genewa 4000 m, Zürich około 4000 m.

Konieczność posiadania tak długich dróg startowych zmusiła kierownictwa lotnisk do ich wydłużenia oraz dodatkowego uzbrojenia terenu przez wykonanie urządzeń odwadniających, zasilających itp. Wydłużenia z zasady zwiększały powierzchnię lotnisk, co się wiązało z nabyciem dodatkowych gruntów.

Zwiększenie prędkości startu i lądowania wpłynęło na zwiększenie długości rozbiegu samolotu przy starcie i dobiegu samolotu przy lądowaniu. Jest rzeczą charakterystyczną, że w związku ze zwiększeniem ciągu jednostkowego, długość rozbiegu niektórych typów szybkich samolotów odrzutowych nie jest wskaźnikiem limitującym przy określeniu długości drogi startowej. Dla współczesnych samolotów z dużym ciągiem jednostkowym, których silniki pozwalają wywołać poważne przyspieszenie samolotu w czasie startu, długość rozbiegu — nawet przy dużym obciążeniu na skrzydło — staje się nieznaczna. Obecnie długość drogi startowej w licznych przypadkach jest określana długością dobiegu samolotu po wylądowaniu, która znacznie zwiększyła się z uwagi na duże ciężary i prędkości lądowania. Dla myśliwców długość dobiegu przy lądowaniu dochodzi do 2100—2500 m, dla samolotów pasażerskich do 2500 m, dla ciężkich bombowców nawet do 3200 m. Długość

Rys. 7 — Schematyczne przedstawienie technologii pracy portu lotniczego w strefie płyty postojowej



gość drogi startowej powinna przewyższać długość dobiegu i rozbiegu²⁾.

Długość dobiegu przy lądowaniu określamy ze wzoru

$$L = \frac{1.88 p}{C_x - C_z \cdot f} \lg \left[1 + \frac{C_x - C_z \cdot f}{C_z l_{qd} \left(f - \frac{T}{G} \right)} \left(\frac{V}{V_1} \right)^2 \right] \quad [1]$$

z którego wynika że zależy on od:

- G — ciężaru samolotu w czasie lądowania [kG];
- p — obciążenia jednostkowego na skrzydła samolotu przy lądowaniu [kG/m²];
- T — ciągu silników samolotu w czasie dobiegu [kG];
- V — prędkości samolotu w czasie dobiegu ($V_1 \geq V > 0$) [km/h];
- V₁ — prędkości samolotu w czasie lądowania [km/h];
- f — współczynnika tarcia kół podwozia samolotowego z powierzchnią nawierzchni drogi startowej;

C_x, C_z i C_{z_{lqd}} — współczynników siły nośnej przy lądowaniu i dobiegu oraz współczynnika oporu czołowego samolotu z uwzględnieniem wpływu ziemi.

Przy rozpatrywaniu długości rozbiegu samolotu, należy liczyć się z możliwością jej zwiększenia, spowodowanego zastosowaniem na silnikach tłumików hałasu, powodujących obniżenie ciągu silników w czasie startu o około 1—2%.

Bardzo istotnym czynnikiem, wpływającym na zdolność przepustową lotniska przy prędkości lądowania około 280—370 km/h, jest właściwe rozwiązanie dróg kołowania

Tabela 1

Prędkość km/h	Promień zakrętu m
16	15
32	45
48	105
64	195
80	300

w stosunku do drogi startowej. Ilość dróg kołowania, odprowadzanych od drogi startowej przeznaczonej do lądowania, zależy od:

- prędkości z jaką samolot wykołowuje z drogi startowej na drogę kołowania;
- typu lądujących samolotów;
- częstości przybywania samolotów na lotnisko w okresie ruchu szczytowego;
- umiejętności pilotowania;
- warunków meteorologicznych;
- geograficznego położenia lotniska.

W celu skrócenia do minimum czasokresu przebywania samolotu na drodze startowej po wylądowaniu, oprócz ilości i właściwego rozmieszczenia dróg kołowania, należy je odgałęziać od drogi startowej pod kątem pozwalającym samolotowi kołować z dostatecznie dużą prędkością.

Według zaleceń ICAO wyjście samolotu z drogi startowej na drogę kołowania powinno następować pod kątem 30° i 45°. Połączenie dróg kołowania z drogą startową pod kątem 30° pozwala przeprowadzać zakręty w granicach drogi startowej, co zwiększa bezpieczeństwo ruchu i w znacznym stopniu ułatwia pilotowi wykonanie manewru.

Zależność pomiędzy prędkością samolotu i promieniem zakrętu podano w tabeli 1.

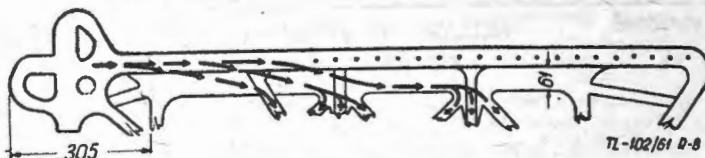
²⁾ Określanie długości drogi startowej według metody ICAO, uwzględniającej normalny start samolotu, uszkodzenie silnika w czasie startu oraz odcinek hamowania, jak również sposoby wyhamowywania prędkości w czasie dobiegu samolotu po wylądowaniu, omówiono w dalszej części artykułu (pkt. e rozdziału: Naziemne zabezpieczenie lotów przy dużych prędkościach startu i lądowania).

W rozwiązaniu układu nawierzchni lotniskowych o bardzo dużej przepustowości, przedstawionym na przykład na rys. 7, drogi kołowania, służące do wyprowadzenia z drogi startowej samolotów po wylądowaniu, muszą zapewnić wykołowanie samolotów przy prędkości 90—110 km/h.

Osobliwością tego rozwiązania jest zaniechanie magistralnej drogi kołowania łączącej z drogą startową za pomocą manipulacyjnych dróg łączących, lecz wykonanie niezależnych dróg kołowania łączących drogę startową z płytą postojową.

Rozwiązanie klasycznego typu uważano w tym przypadku za niedopuszczalne, gdyż ruch po magistralnej drodze manipulacyjnej narażałby na niebezpieczeństwo zderzenia się samolotów oraz tworzenia się „korka” przy przeciążeniu drogi magistralnej, a szczególnie w godzinach ruchu szczytowego. Rozmieszczenie dróg kołowania przedstawiono na rys. 7.

Konieczność przystosowania istniejących lotnisk do wyprowadzenia samolotów z dróg startowych przy poważnych prędkościach samolotu wywołała dużo kłopotów, związa-



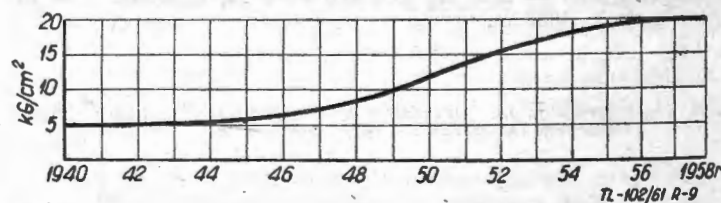
Rys. 8 — Schemat drogi startowej z dodatkową płaszczyzną boczną, służącą do szybkiego wyprowadzenia samolotów po wylądowaniu

nych niemal z całkowitą przebudową nawierzchni lotniskowych, służących do ruchu manipulacyjnego samolotów w porcie lotniczym, pociągając za sobą duże nakłady finansowe.

Szerokość dróg kołowania ustala się przede wszystkim, wychodząc z rozstawu podwozi głównych samolotu, przyjmując do obliczeń nie odległość pomiędzy goleniami lecz odległość pomiędzy śladami wywołanymi przez zewnętrzne koła podwozi. Obecnie odległość ta waha się w granicach 6,1 do 11,58 m. Szerokość dróg kołowania, według ostatnio obowiązujących norm, powinna wynosić minimum 22,5 m.

Z obydwu stron drogi kołowania wykonywane są pobocza. Przy projektowaniu ich szerokości, po wprowadzeniu do komunikacji lotniczej i w lotnictwie wojskowym samolotów o napędzie odrzutowym, należy dodatkowo uwzględnić odległość od zewnętrznego silnika zamontowanego lub podwieszonoego na skrzydło samolotu o dużym ciężarze do krawędzi drogi kołowania w wypadku, kiedy samolot kołuje przechodząc zewnętrznym kołem po jej krawędzi. Chodzi tu o zabezpieczenie silnika przed dostawaniem się ciał obcych w czasie ssania. Niezależnie od powyższego należy mieć na uwadze oddziaływanie strumienia gazów spalinyowych na nawierzchnię trawiastą. Obserwacje wykazują, że np. w czasie pracy na pełnej mocy silników samolotu Boeing 707 oddziaływanie strumienia gazów spalinyowych rozprzestrzenia się do 15 m z obu stron drogi kołowania.

Z uwagi na trudności rekonstrukcji układu istniejących nawierzchni lotniskowych, związane z przystosowaniem ich



Rys. 9 — Wykres zmiany ciśnienia w pneumatykach podwozi samolotowych

do zwiększenia przepustowości, firma Brandt and Woodward (USA) zaproponowała dobudowanie do istniejących dróg startowych bocznej płaszczyzny z siecią dróg kołowania, służącej do szybkiego wyprowadzenia z drogi startowej samolotów po ich wylądowaniu (rys. 8). Rozwiązanie to polega na tym, że samolot po przyziemieniu i osiągnięciu prędkości w czasie dobiegu około 140 km/h, zaczyna stopniowo schodzić z drogi startowej na płaszczyznę boczną,

po której kołuje się w dalszym ciągu do odpowiedniej drogi kołowania, prowadzącej go ze wspomnianej płaszczyzny bocznej, wytracając w tym czasie prędkość kołowania. Z chwilą zejścia samolotu z drogi startowej na boczna płaszczyznę, drogę startową uważa się za wolną, przystosowaną do przyjęcia następnego samolotu. Czasokres pomiędzy kolejnymi lądowaniami samolotów na tak rozwiązanej drodze startowej wynosi 20—30 sek. Szerokość płaszczyzny bocznej 61 m. Startujący samolot taką drogą startową zajmowałby średnio około 57 sek.

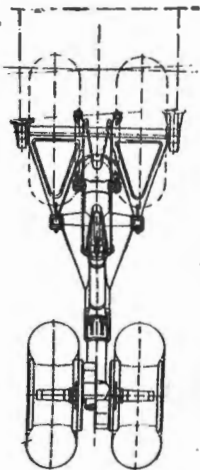
Grubość nawierzchni lotniskowych

W ostatnich latach nastąpiło znaczne zwiększenie ciężaru startowego samolotów i na przykład jeżeli w 1940 roku ciężar startowy samolotu myśliwskiego nie przekraczał 3—4 ton, to obecnie wynosi on 12—18 ton, a niektóre typy samolotów myśliwskich posiadają ciężar startowy nawet około 20—22 ton. Ciężar startowy samolotów bombowych zwiększył się z 12—15 ton do 200—220 ton, a samolotów transportowych i pasażerskich z 10—12 ton do 100—140 ton. Wzrost ciężaru startowego samolotów z jednej strony odbił się na konstrukcji podwozi samolotowych, z drugiej strony na grubości nawierzchni lotniskowych.

Przy stosowaniu na samolotach pospolitych podwozi, obciążenie na goleń podwozia, a zatem i ciśnienie kół na drogę startową, powinno gwałtownie wzrastać. Z drugiej strony, ponieważ koła podwozi musiałyby przenosić coraz większe obciążenia, następowałoby poważny wzrost ich wymiarów. Jednak zwiększenie prędkości lotu wymaga stalego udoskonalania form aerodynamicznych samolotu, polegających przede wszystkim

(dla szybkich samolotów) na wydłużaniu kadłuba i zmniejszaniu jego przekroju poprzecznego skrzydła. To prowadzi do ograniczenia wolnych przestrzeni w konstrukcji samolotu, które można by wykorzystać na chowanie podwozi. W celu zmniejszenia wielkości kół podwozi samolotowych, przemysł lotniczy zaczął wykorzystywać pneumatyki wysokociśnieniowe. Na rys. 9 przedstawiono wykresalnie wzrost ciśnienia w pneumatykach lotniczych. Z rysunku tego wynika, że już w 1958 roku były używane pneumatyki z ciśnieniem 20 kg/cm². Z najnowszej literatury wiadomo, że przeprowadzono ostatnio próby z pneumatykami lotniczymi Dunlop, przystosowanymi do ciśnienia 25 kg/cm² i prędkości lądowania 370 km/h. Do samolotów wyposażonych w podwozia z pneumatykami o ciśnieniu około 20 kg/cm² wymaga się betonowych dróg startowych o grubości minimalnej 0,4 m, w zależności od podłoża gruntowego, na którym wykonano nawierzchnię.

Rys. 10 — Schemat podwozia głównego samolotu C-209, rozmieszczenie pneumatyków — układ tandem

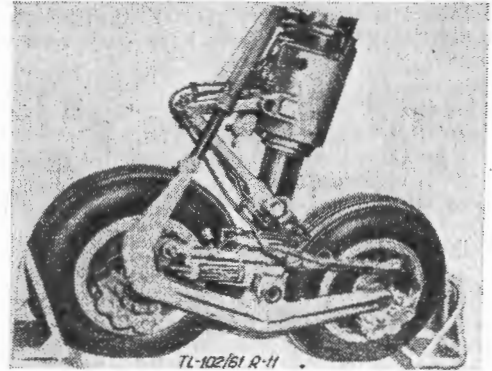


TL-102/61 R-10

W celu zmniejszenia ciśnienia kół na nawierzchnię drogi startowej zaczęto rozkładać obciążenie wywoływane przez duże samoloty na większą liczbę kół. W większości ciężkich samolotów komunikacyjnych, a w lotnictwie wojskowym — ciężkich samolotów bombowych, na jednej gołeni podwozia montowane są wielokołowe wózki, posiadające 4 lub nawet 8 pneumatyków. Dzięki takim rozwiązaniom wymiary kół uległy zmniejszeniu. A oto kilka przykładów rozwiązań. Na rys 11 przedstawiono podwozie główne, dwukołowe układu tandem zastosowane na samolocie C-209, a na rys 10 podwozie główne, dwukołowe (system Dowty), zastosowane na samolocie CF-105 „Arrow”. Na rys. 12 podano przykład podwozia głównego, z wózkiem czterokołowym, podwójnego układu tandem, zastosowanego na samolocie komunikacyjnym Caravelle, a na rys. 13 także rozwiązanie dla samolotu Boeing 707. Na rys. 14 pokazano goleń podwozia głównego, z wózkiem ośmiokołowym, po-

czwórnego układu tandem (system Dowty) zastosowanym na samolocie „Vulkan”, a na rys. 15 goleń z wózkiem ośmiokołowym, zastosowanym na samolocie Handley Page „Victor”.

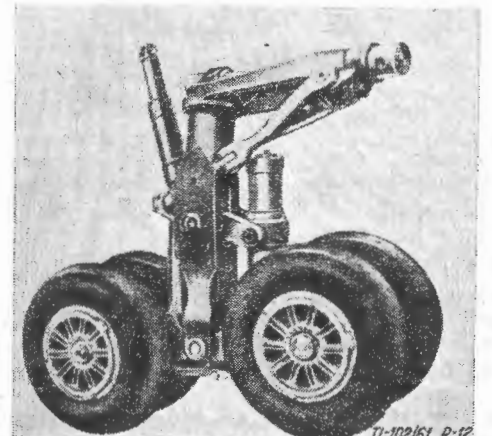
Dla zapewnienia lepszego przeniesienia obciążenia na nawierzchnię i polepszenia warunków obciążenia zmęczeniowego nawierzchni w podwoziach wielokołowych, na przykład podwójnym tandemie, wykonują zmienny rozstaw



Rys. 11 — Fotografia podwozia głównego samolotu CF-105 „Arrow”

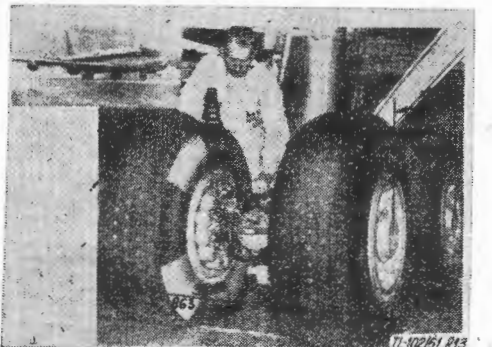
pneumatyków w pierwszym tandemie w stosunku do drugiego tandemu, jak to przedstawiono na rys. 16 dla samolotu „Britannia” i na rys. 17 dla samolotu „Caravelle”.

Budowniczych lotnisk interesuje również system układu podwozi, zastosowany na samolocie. Z punktu widzenia obciążeń nawierzchni, niepożądane są układy podwozi typu



Rys. 12 — Fotografia wózka podwozia głównego samolotu Caravelle, rozmieszczenie pneumatyków — podwójny układ tandem

rowerowego (rys. 18), w które wyposaża się nowe średnie i ciężkie samoloty. Przy podwoziach tego układu, praktycznie całe obciążenie przypada na jedną zasadniczą bazę, a nie na dwa wózki rozmieszczone z obu stron osi podłużnej samolotu, jak to ma miejsce w trójpodporowych podwoziach samolotowych. Niezależnie od powyższego, na lotniskach przeznaczonych dla samolotów o dużym ciężarze

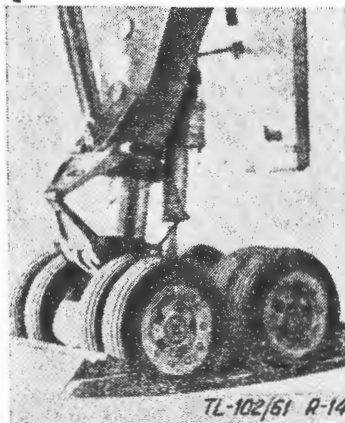


Rys. 13 — Fotografia wózka podwozia głównego samolotu Boeing, rozmieszczenie pneumatyków — podwójny układ tandem

startowym, wyposażonych w podwozia typu rowerowego, ruch na powierzchni odbywa się po jednym śladzie z nieznacznym przesunięciem, a szczególnie na drogach manipulacyjnych, dojazdowych, i drogach startowych, co powoduje znaczne oddziaływanie zmęczenie na nawierzchnię i zmniejszenie trwałości nawierzchni.

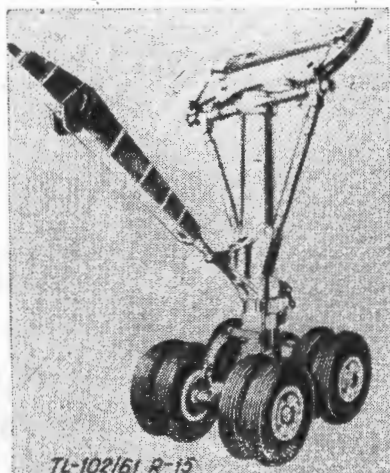
Trwałość i czasokres pracy nawierzchni lotniskowych zależy od:

- grubości nawierzchni;
 - obliczeniowej i rzeczywistej wytrzymałości nawierzchni;
 - ciężaru startowego samolotów korzystających z nawierzchni;
 - rodzaju podwozi samolotowych;
 - średniej ilości startów i lądowań w ciągu miesiąca.
- Grubość nawierzchni lotniskowych, przeznaczonych do eksploatacji przez współczesne samoloty, jest funkcją często trudnych do określenia czynników i zależy od:
- obciążenia statycznego na jedną gołęń podwozia samolotowego;
 - obciążenia dynamicznego;
 - częstotliwości obciążeń nawierzchni (intensywności ruchu);
 - ciśnienia wewnętrznego w pneumatykach podwozia;

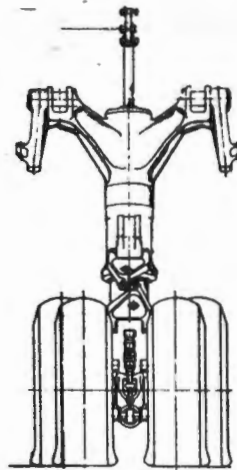


Rys. 14 — Fotografia wózka podwozia głównego samolotu „Vulkan”, rozmieszczenie pneumatyków — począwszy od przodu

- liczby kół w pojedynczym wózku podwozia;
- schematu układu kół w wózku podwozia;
- powierzchni styku pneumatyków z nawierzchnią;
- charakterystyki betonu, a w szczególności od wytrzymałości betonu na zginanie i modułu sprężystości betonu;
- charakterystyki podłoża, na którym wykonuje się nawierzchnię, a w szczególności od strefy klimatycznej rejonu budowy, właściwości mechanicznych gruntu, poziomu wód gruntowych, modułu deformacji gruntu, współczynnika Poissona dla gruntu;
- wymiarów płyty, to jest długości i szerokości;
- jakości wykonania nawierzchni.



Rys. 15 — Fotografia wózka podwozia głównego samolotu Handley Page „Victor”, rozmieszczenie pneumatyków — począwszy od przodu



Rys. 16 — Przesunięcie kół przednich w wózku podwozia głównego samolotu Britannia

Z uwagi na znaczne zwiększenie obciążeń statycznych i dynamicznych, działających na nawierzchnię, oraz zmianę układu przeniesienia obciążeń statycznych na nawierzchnię przez wprowadzenie oprócz podwozi jednokołowych również podwozi dwukołowych (układ kół tandem) i czterołowych (układ kół podwójny tandem), w dziedzinie obliczeń statycznych nawierzchni należało przeprowadzić rewizję dotychczasowych metod i wypracować nowe.

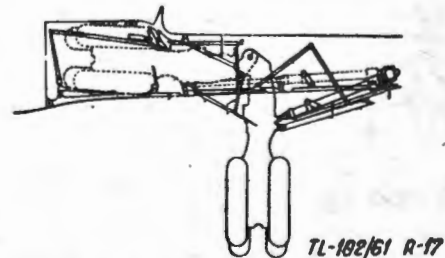
Osiągnięcia konstrukcji samolotowych doprowadziły w budownictwie lotniskowym do konieczności pogrubienia istniejących nawierzchni lotniskowych,

Tarcie pomiędzy nawierzchnią i pneumatykami

Nieustannie zwiększające się prędkości lądowania i duże ciśnienie w pneumatykach wymaga nawierzchni charakteryzujących się wysokim współczynnikiem tarcia. Równocześnie nawierzchnie powinny posiadać taką powierzchnię, która zabezpieczałaby przed nadmiernym zużyciem się protektorów opon.

Konieczność budowy nawierzchni o wysokim współczynniku tarcia stała się oczywista w związku ze zwiększającą się liczbą nieszczęśliwych wypadków, których zasadniczą przyczynę stanowiły niejednokrotnie śliskie nawierzchnie.

W celu umożliwienia badania szorstkości, szereg firm skonstruowało urządzenia i mechanizmy służące do określenia względnego współczynnika tarcia dla różnych typów nawierzchni. Urządzenia i mechanizmy oraz metody, dzięki którym można określić współczynniki tarcia, zmieniają się w zależności od typów badanych nawierzchni.



Rys. 17 — Przesunięcie kół przednich w wózku podwozia głównego samolotu Caravelle

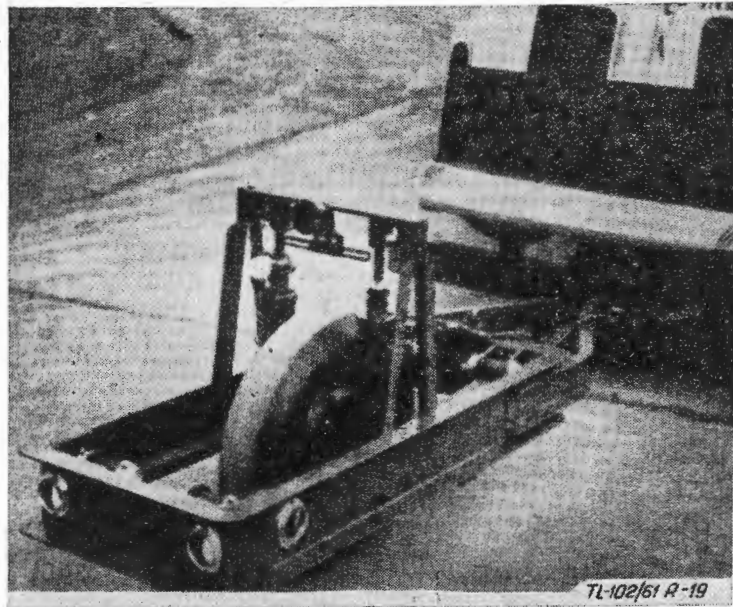
Na przykład szwedzki Instytut Naukowo-Badawczy Drogownictwa skonstruował wózek badawczy do określenia współczynnika tarcia pneumatyków podwozia samolotowego na zaśnieżonej, pokrytej lodem lub mokrej powierzchni nawierzchni drogi startowej, dla potrzeb Scandinavian Airlines System. Jest on wykonany jako trójkołowa, jednoosiowa przyczepa, ze środkowym kołem o mniejszej średnicy od średnicy kół zewnętrznych, zaczepiana za samochodem ciężarowym. Wózek badawczy jest holowany po nawierzchni z prędkością 97—113 km/h. W celu określenia współczynnika tarcia nawierzchni należy wykonać trzy przejścia wózka badawczego, z których jedno wykonuje się po osi drogi startowej, zaś dwa pozostałe, w odległości 15 m, po obu stronach osi drogi startowej (po jednym przejściu). Czas potrzebny na dokonanie pomiarów wynosi około 15 min. Wózek badawczy w czasie pracy dokonuje stałego zapisu za pomocą urządzeń samopiszących i po ich rozszyfrowaniu można określić współczynnik tarcia. Ujemną stroną przedstawionego urządzenia jest to, że nie można używać na dużych prędkościach ruchu w czasie ustalenia współczynnika tarcia na mokrej powierzchni drogi startowej.

Na rys. 19 przedstawiono wózek badawczy do określenia współczynnika tarcia, stosowany w Anglii, szczególnie do badania nawierzchni drogowych. Może on być wykorzystany również do badania nawierzchni lotniskowych. Wykonano go jako przyczepę jednoosiową i jednokołową. Wózek ten posiada wyposażenie elektronowe i porusza się po powierzchni w czasie jej badania z prędkością 32 km/h.

Niezależnie od badań wykonywanych za pomocą wózków badawczych, były wykonane również badania współczynnika tarcia za pomocą samolotów. Między innymi badania takie wykonały Stany Zjednoczone, używając w tym celu samolotu C-123B o ciężarze startowym 20 400 kg. Badań dokonano przy prędkościach w granicach 22–212 km/h na różnych typach nawierzchni lotniskowych (betonowa, asfaltowa) w stanie suchym i mokrym (po deszczach o różnym natężeniu), oraz pokrytych śniegiem o różnej grubości warstwy. Dokonano także prób z nawierzchniami oblodzonymi oraz na lodzie, wykorzystując do tego celu powierzchnię zamrożonego jeziora.

Na podstawie przeprowadzonych prób ustalono, że:

- dla obu typów nawierzchni (betonowych i asfaltobetonowych) w stanie suchym średnia wielkość współczynnika tarcia wynosi 0,8;
- dla nawierzchni pokrytych śniegiem, w zależności od stanu pokrywy śnieżnej (śnieg „świeży” i śnieg „stary”), wielkość współczynnika tarcia zmienia się w granicach 0,25–0,37;
- dla nawierzchni pokrytych lodem, średnia wielkość współczynnika tarcia, przy temperaturze poniżej punktu zamarzania jak i przy temperaturze zbliżonej do punktu



Rys. 19 — Wózek badawczy do określenia współczynnika tarcia na nawierzchni



Rys. 18 — Podwozie samolotowe układu rowerowego

zamarzania, wynosi 0,18 i praktycznie nie zależy od prędkości ruchu;

- dla obu typów nawierzchni (betonowych i asfaltobetonowych) w stanie mokrym wielkość współczynnika tarcia waha się w granicach 0,04 do 0,8.

W czasie badań stwierdzono, że zmniejszanie się maksymalnej wielkości współczynnika tarcia na nawierzchni drogi startowej, pokrytej śniegiem, wiąże się przede wszystkim z obecnością warstwy lodu, znajdującej się pod pokrywą śnieżną. Były wypadki, że koła podwozia pod obciążeniem przecinały górną warstwę śniegu i wówczas na wielkość współczynnika tarcia poważny wpływ miały charakterystyki zalegającego pod śniegiem lodu lub badanej nawierzchni. Ustalono, że na wielkość współczynnika tarcia dla nawierzchni pokrytej śniegiem, prędkość kołującego samolotu prawie nie ma wpływu, a na nawierzchni pokrytej lodem na współczynnik tarcia ma wpływ wytrzymałość lodu na ścinanie.

Stosunkowo mała wielkość współczynnika tarcia przy lądowaniu samolotu na mokrej nawierzchni drogi startowej wynika z tego, że pomiędzy powierzchnią protektora i drogi startowej powstaje warstewka wody i bezpośredni kontakt z drogą startową częściowo lub nawet całkowicie ztraca się. Warstewka wody działa tu w postaci idealnego smarowania. Stwierdzono, że współczynnik tarcia dla drogi startowej w stanie mokrym jest zależny od prędkości kołującego samolotu i zwiększa się on ze zmniejszeniem prędkości ruchu samolotu. Ponadto stwierdzono również, że współczynnik tarcia zmniejsza się ze zwiększeniem się stosunku szerokości płaszczyzny styku do jej długości, czyli ze zwiększeniem się ciśnienia w pneumatykach.

Ostatnio dokonano prób klasyfikacji nawierzchni drogi startowej pod względem stanu powierzchni określanej współczynnikiem tarcia, przyjmując następującą terminologię:

	Wielkość współczynnika tarcia
dobry	— powyżej 0,40
średnio dobry	— 0,35—0,40
średni	— 0,30—0,35
dostateczny (prawie zły)	— 0,25—0,30
zły	— poniżej 0,25

Wpływ nierówności nawierzchni na konstrukcje samolotu i urządzenia pokładowe

Szerokie zastosowanie silników odrzutowych podwyższyło około 2–3 razy prędkość lądowania obecnych samolotów w porównaniu z prędkością samolotów o napędzie tłokowym. Okoliczność ta powoduje zaostrzenie warunków odnośnie wykonywania nawierzchni dróg startowych i dróg kołowania w zakresie ich równości.

Samoloty, wyposażone w podwozia układu rowerowego, nie kołyszą się w czasie startu i nie drgają przy lądowaniu nawet przy istnieniu niedużych nierówności powierzchni drogi startowej, ponieważ obciążenie rozkłada się równomiernie na przednie i tylne koło. W samolotach transportowych podwozia główne układu trójpodporowego są wyposażone w pneumatyki pojedynczego lub wielokrotnego układu tandem, jak to było już przedstawione, przyjmujące zasadnicze obciążenie, zaś przednie podwozie, również z zasady typu dwukołowego, jest przeważnie obciążone nieznacznie. Dzięki takiemu ułożeniu podwozi samolot ulega drganiom na nierównej nawierzchni, lecz w mniejszym stopniu niż samolot wyposażony w podwozia typu rowerowego. Współczesne samoloty myśliwskie i lekkie bombowce posiadają zwykle podwozia układu trójpodporowego z wyjątkowo dużym ciśnieniem w pneumatykach i nawet przy nieznacznych nierównościach nawierzchni lub podwyższeniach krawędzi płyt w miejscach szczelin ulegają znacznym drganiom pionowym. Wpływa to ujemnie na poszczególne przyrządy elektronowego wyposażenia pokładowego. Stwierdzono w czasie różnych badań, że pionowe drgania samolotu, wywoływane nierównościami nawierzchni są często przyczyną:

- uszkodzenia konstrukcji niektórych dużych samolotów posiadających zewnętrzne podwieszenie obciążeń;
- nieudanych startów lub utraty panowania przez załogę nad prowadzeniem samolotu w czasie lądowania;
- zmniejszenia wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji na skutek wzrostu powtarzających się obciążeń;
- wyskakiwania z gniazd przyrządów pokładowych lub częstego ich rozregulowania, co doprowadza do licznych przeglądów i remontów tych urządzeń i omyłek w nawigacji;
- utrudnionej obserwacji wskaźników osprzętu pokładowego w czasie kołowania samolotu po lotnisku;
- skarg ze strony załóg i pasażerów.

Niezależnie od powyższego stwierdzono, że na skutek nierówności nawierzchni, wywoływane pionowe drgania samolotu, a szczególnie w przypadku samolotów wyposażonych w podwozia z pneumatykami o wyjątkowo dużym ciśnieniu, powodują znaczne zwiększenie obciążeń dynamicznych. Analityczne badania dynamiki ruchu samolotu po drodze startowej i związanych z tym obciążeń, powstających w konstrukcji samolotu w procesie ruchu, można przeprowadzać jedną z trzech następujących metod:

- za pomocą cyfrowych urządzeń liczących;
- za pomocą urządzeń modelujących;
- za pomocą metody gęstości spektralnej.

Istnieje szereg aparatów specjalistycznych, służących do pomiaru nierówności dróg startowych i drózek kołowania, w postaci profilometrów, profilografów i innych. Najczęściej do pomiarów stosują profilometry wielokołowe. Takie urządzenie daje zapis wykreślony profilu powierzchni i często szczegółowe dane cyfrowe. W Anglii skonstruowano profilometr wielokołowy, składający się z szesnastokołowego wózka pomiarowego. W środku wózka znajduje się koło zapisujące. Profilometr ten zapewnia ujawnienie przez koło zapisujące wszystkich stałych nierówności nawierzchni. Jest on wyposażony dodatkowo w specjalny klasyfikator, grupujący wszystkie nierówności przewyższające 2,5 mm, w zależności od ich pionowej amplitudy, w grupy od 2,5 do 38 mm z przyrostem w każdej grupie co 2,5 mm.

W Anglii skonstruowano również profilometr, przeznaczony do badania równości nawierzchni betonowej zaraz po jej wykonaniu, w okresie kiedy beton jest jeszcze w stanie plastycznym, ażeby można było poprawić równość powierzchni. Konstrukcja tego profilometru jest wykonana

tak, że nie niszczył on w czasie prac badawczych nawierzchni.

Dążeniem konstruktorów samolotowych, służby eksploatacyjnej i budowniczych lotnisk jest skonstruowanie urządzenia pomiarowego, którego wskazania można by bezpośrednio wykorzystać do badania dodatkowych obciążeń, jakie w związku z nierównościami nawierzchni powstają w konstrukcji samolotu. Wskazania profilometrów i profilografów nie mogą być wykorzystywane w tym celu.

Ostatnio na około 60 lotniskach europejskich i amerykańskich dokonano pomiarów nierówności nawierzchni dróg startowych i dróg kołowania za pomocą prostej i bardzo korzystnej metody, polegającej na pomiarze wysokości nierówności na określonej długości (0,61 m) wzdłuż badanego pasma nawierzchni.

Badania nierówności przeprowadzane są również za pomocą specjalnych wózków pomiarowych podwieszonych na samolocie, za pomocą których można charakteryzować nierówności nawierzchni bezpośrednio oraz określać charakterystyki nierówności pośrednio, z pomiarów reakcji samolotu lub wózka pomiarowego

Na podstawie badań dokonanych za pomocą urządzeń zamontowanych na samolocie, nazwanych VGH, których istnieje zaledwie kilka egzemplarzy, rejestrujących równocześnie prędkość, wysokość i obciążenia, ustalono, że około 80% czasu z ogólnej ilości czasu przypadającego na kołowanie, samolot kołuje na drogach manipulacyjnych (kołowania). Stwierdzono, że odcinki dróg kołowania zazwyczaj charakteryzują się znacznie większymi nierównościami niż drogi startowe i dlatego też zasadniczą część stałych uszkodzeń samolotu, wywołanych nierównościami nawierzchni powstaje właśnie na drogach kołowania.

dokończenie w nast. zeszytcie

Mgr inż. ANTONI GOLEDZINOWSKI
Techn. WIKTOR RZECZNIK

621 · 92 : 621-253 · 5

Szlifowanie kopiowe łopatek za pomocą taśm ściernych

W artykule omówiono stosunkowo nową metodę obróbki profilu łopatki, stosowaną jako zabieg wykańczający po obróbce skrawaniem lub jako właściwa operacja obróbcza, również na gotowo, dla łopatek kutek precyzyjnie, a nawet półprecyzyjnie. Artykuł składa się z dwóch części. W pierwszej omówiono zagadnienia ogólne, związane z użyciem taśm ściernych do kopiowania, a w drugiej — wyniki doświadczeń, przeprowadzonych przez Autorów, nad taśmami i procesem kopiowania.

I.

Inicjatorem wprowadzenia kopiowania za pomocą taśm ściernych był przemysł lotniczy, który z kolei zmuszony był do poszukiwań na skutek potrzeb, które wyłoniły się przy opracowywaniu technologii łopatek zarówno turbinowych, jak i sprężarkowych. W łopatkach turbinowych podstawowe trudności włączy się z samym materiałem (trudno skrawalnym), a niekiedy w ogóle nieobrabiwalnym, poza szlifowaniem. W łopatkach sprężarkowych podstawowe trudności występowały przy usuwaniu cienkiej warstwy materiału, rzędu 0,1—0,4 mm, w połączeniu z potrzebą uzyskania wysokiej dokładności profilu i wysokiej gładkości. Należy uwzględnić jeszcze aspekt bardzo niskiej sztywności dla tego typu łopatek. W obu przypadkach dobre wyniki daje szlifowanie.

Z uwagi na złożony kształt przedmiotu — powierzchnia krzywa przestrzennie — musi to być obróbka sterowana ciągle, a więc na przykład kopiowa lub sterowana programowo. W obecnej fazie użytkuje się pierwszy rodzaj obróbki. Z zasad kopiowania wiadomo, że o dokładności tej obróbki skrepowanej decyduje w głównej mierze zmienność wymiarów geometrycznych rolki sterującej i kopiującej. Rolką kopiującą jest narzędzie, a więc tarcza ścierna, która szybko traci swoją średnicę, zwłaszcza że przy kopiowaniu łopatek średnica ich musi być niewielka, rzędu kilkudziesięciu milimetrów. Tarcza o tej średnicy nie tylko szybko zmienia swoje wymiary, ale również traci

własności ściernie. Jednocześnie poprawę obu tych ujemnych zjawisk dokonano przez kilkunastokrotne zwiększenie obwodu roboczego rolki kopiującej, co jest możliwe tylko w przypadku zastosowania taśm ściernych.

Podobnie w łopatkach sprężarkowych rozumowanie prowadziło nieuchronnie do użycia taśm. Z zastosowaniem taśm wyłonił się szereg zupełnie nowych zjawisk, które należało zbadać, wiele problemów, które należało rozwiązać i wiele pytań, wymagających uzyskania odpowiedzi. Niekiedy trzeba było stworzyć nowe pojęcia, definicje i kryteria oceny.

Podstawową sprawą stało się uzyskanie taśm, które spełniałyby stawiane im wymagania. Najważniejsze z nich, to: a) duża wytrzymałość na rozerwanie, b) odpowiednia grubość i elastyczność, c) wysoka jednorodność w budowie: zmiana grubości mniejsza niż 10%, podobnie szerokość i wydłużenie, d) odporność na strzępienie się brzegów, e) odporność na chłodziwa, i wiele innych.

Również ciężkie warunki postawiono spoiwu, ścierniwiu i taśmie z naklejonym ziarnem. Wykonanie taśm, które spełniały większość wymagań, było wielkim sukcesem i stało się zielonym światłem dla szlifowania taśmowego. Osiągnięcia na polu wyrobu taśm oraz specyfika charakterystyki skrawaniowej rozszerzyły zakres użytkowania taśm od polerowania do normalnego szlifowania — dla stopów lekkich, w sprzyjających warunkach do głębokości 3 milimetrów w jednym przejściu. Warunkiem jest dokładne sterowanie parametrem głębokości.

Taśmy ścierne

Robocza taśma ścierna składa się zasadniczo z trzech elementów: a) podłoża — taśmy nośnej, b) spoiwa nakładanego jedno- lub wielokrotnie, c) ścierniwa.

Na płótna nośne stosuje się płótno lniane, bawełniane z wypełniaczem oraz tworzywa sztuczne. Płótna lniane o różnych grubościach są bardzo wytrzymałe, jednakże są zbyt sztywne i nadają się do obróbki parametrami zgrubnymi, szczególnie na sucho. Płótna bawełniane są bardzo elastyczne, dobrze przyjmują klej, jednakże łatwo się strzępią i mają niską wytrzymałość na rozerwanie. Po nasyceniu ich wypełniaczem nabierają właściwej przydatności, szczególnie do pracy na mokro. Trzecim rodzajem stosowanego podłoża jest siatka z tworzyw sztucznych (na przykład nylon).

Przy grubości włókien $0,02 \div 0,2$ mm wielkość boku kwadratowych oczek siatki nylonowej wynosi kilka milimetrów, zależnie od stosowanego do niej ścierniwa. Skrzyżowania włókien łączone są w sposób trwały drogą zgrzewania. Taśma, wykonana z takiej siatki, zostaje pokryta ścierniwem przez zanurzenie jej w kleju, a następnie w ścierniwie lub odpowiednio spreparowanej „papce” ścierniwo-lepiszcze. Taśma taka jest dwustronnego działania, nadaje się do wielokrotnej regeneracji i służy głównie do szlifowania materiałów ciągliwych (łatwo zaszlichających taśmę). Dzięki wolnej przestrzeni w oczkach taśmy — zjawisko to nie ma miejsca. Ogólnie płótna dzieli się na trzy kategorie: ciężkie, średnie i lekkie (elastyczne). Te ostatnie są szczególnie przydatne do obróbki profili. Poza tym grubość płótna zależy od ziarnistości i rośnie ze wzrostem wielkości stosowanych ziarn. Dla stworzenia dobrych warunków skrawania oraz chłodzenia stosuje się chłodziwa — lekkie oleje i emulsje. Z uwagi na zawartość wody należy stosować taśmy wodoodporne, preparowane przez nasycenie wypełniaczem. Użyte spoiwo musi być również odporne na wilgoć.

Poprawne wyniki dało użycie spoiw żywicznych oraz klejów. Duży wpływ na poprawność pracy taśmy bez końca ma sposób jej łączenia.

Najczęstszym typem połączenia jest zakładkowe, o szerokości około 12 mm i kącie 30° i 45° . Klejenie to przeprowadza się za pomocą żywic termoutwardzalnych, utrzymywanych pod ciśnieniem kilku atmosfer. W taśmach do szlifowania precyzyjnego, zwłaszcza kopiowego, niedopuszczalne jest zgrubienie na szwie. Grubość szwu winna być równa grubości samej taśmy, a w praktyce jeszcze mniejsza o 0,1 do 0,2 mm. Dla taśm o drobnym ziarnie należy ściernić połączenie, mimo nieodłącznego faktu obniżenia przekazywanej mocy. Grubsze połączenie powoduje przedwczesne zerwanie i odwzorowywanie połączenia na szlifie. Drugi mankament połączenia taśmy może wystąpić przy nieprawidłowym założeniu taśmy na szlifierce w kierunku na podrywanie szwu (praca „pod włos”). Należy jeszcze dodać, że właściwa trwałość taśm określa elastyczność tkaniny nośnej, a tę ostatnią gwarantuje odpowiedni rodzaj i zakres impregnacji wypełniaczem, co dokonywane jest według specjalnych recept, opracowanych przez firmy wytwarzające tkaniny.

Spoiwo należy rozdzielić z gruba na dwie grupy: podkład-wypełniacz i właściwe spoiwo. Głównym celem wypełniacza jest impregnacja taśmy przed wilgocią (wodoodporność), nadanie właściwej elastyczności oraz pewnych specyficznych cech, jak zwiększenie przyczepności właściwego spoiwa, przewodności elektrycznej itp.

Jak z tego wynika, w procesie pokrywania spoiwem odróżnia się dwie fazy: nakładanie wspomnianego powyżej podkładu wypełniacza oraz nakładanie wymiarowe, nie wpływające w sposób istotny na warstwę pierwszą, ale służące do zamocowania ziarn ściernych z różnym stopniem przyczepności (nadawanie „twardości” taśmom ściernym). W szerokim użyciu znajdują się zestawy spoiw, składających się z warstw: żywica na żywicę, klej na żywicę i klej na klej. Najsztwniejszy jest pierwszy zestaw, natomiast najbardziej elastyczny jest ostatni. Samo nakładanie ścierniwa różni się znacznie od form dotychczasowych. Do pierwszej warstwy lepiszcza o specjalnych właściwościach, przyciągane są wyselekcjonowane ziarna ściernie bądź elektrostatycznie, bądź drogą procesu grawitacyjnego, skojarzonego niekiedy z działaniem sił odśrodkowych.

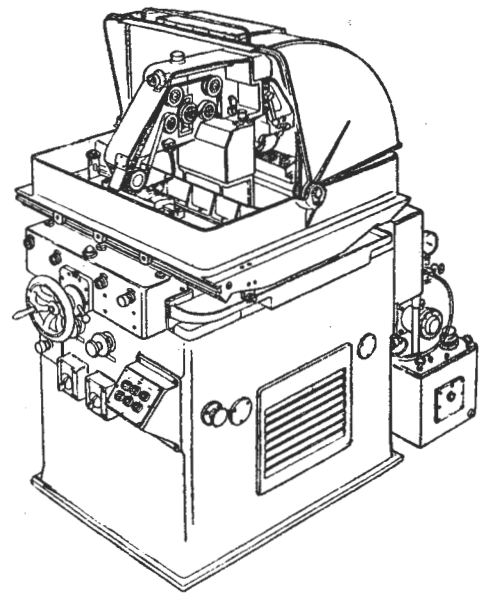
Przy elektrycznym sposobie osadzania, każda cząsteczka ścierniwa podczas jej przyciągania ku podkładowi spoiwa

przyjmuje ustawienie kierunkowe. Cząsteczki sytuują się wzdłużnie do kierunku przebywanej drogi i w ten sposób osadzają się wymiarem wzdłużnym, prostopadle do taśmy. W tych warunkach powstaje zespół ostrzy, najkorzystniej przystosowany do skrawania, z lukami między poszczególnymi ziarnami, zbliżając się tym sposobem do wyglądu freza. Cecha ta stwarza warunki korzystniejsze dla poprawnego skrawania — lepiej usytuowane ostrza i więcej miejsca na wióry — obniżając ilość ciepła wytwarzanego przy szlifowaniu (mniejsza ilość ciepła niż dla diamentowanej tarczy — a jak wiadomo tarcze diamentuje się dla polepszenia warunków skrawania, wprowadzenia większej ilości ostrzy do pracy na jednostkę powierzchni i obniżenia ilości ciepła). Charakterystykę ścierną taśm określa się na drodze porównania tarcz z taśmami, przy szlifowaniu jednakowego materiału, przy identycznych parametrach. Taśmy wykazały wyższą wydajność (ilość wiórów), przy mniejszej tendencji do zaszlichania się i przeciążeń oraz wytwarzania ciepła. Gładkość uzyskiwana spod taśm jest jednakże niższa niż przy szlifowaniu tarczą ścierną, chropowatość wzrasta o 0,1 do 0,2 μ .

W nowoczesnym szlifowaniu taśmami zmieniono również samo ścierniwo — zarzucono stosowanie korundu naturalnego jako zbyt miękkiego. W powszechnym użyciu znajdują się natomiast tlenki glinu (Al_2O_3) i węglik krzemu (SiC). Do podstawowych kryteriów oceny wydajności szlifowania taśmami należą: wydajność objętościowa na jednostkę czasu, ogólna ilość wiórów, która może być ekonomicznie osiągnięta z jednej taśmy, oraz uzyskiwana jakość powierzchni. Oczywiście, każde z tych kryteriów obwarowane jest ścisłymi warunkami prowadzenia prób. Ziarnistość stosowanego ścierniwa zmienia się od 24 do 500. W zależności od zastosowanej kombinacji doboru tych czynników — płótna, wypełniacza, spoiwa właściwego i ziarna — taśmy uzyskują różne właściwości i stąd różne ich zastosowanie, jak to wskazuje tabela 1.

Podstawowe korzyści szlifowania taśmami, w porównaniu z tarczami, sprowadzają się do wprowadzenia do pracy znacznie większej powierzchni ścierniwa. Stąd wystąpi obniżenie w ilości wykruszonych ziarn na jednostkę powierzchni, a więc mniejsza ilość regulacji wymiarowych. Inne korzyści to: lepsze rozpraszanie ciepła, zmniejszenie deformacji przedmiotu w danej operacji, brak lokalnych zmian struktury materiałowej na powierzchni przedmiotu.

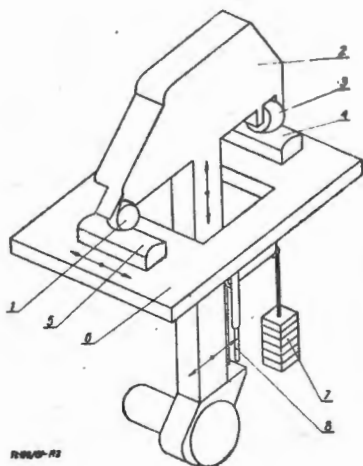
Zalety wprowadzenia taśm znalazły szczególne odbicie w obróbce kopiowej z uwagi na dokładność, częstość wymiany narzędzia itp. Nowoczesną szlifierkę taśmową pokazano na rys. 1. Jest to szlifierka Cadamco, kopiująca żądany kształt na drodze mechanicznego naśladowania. Zasadę działania i zespoły funkcjonalne pokazuje rys. 2. Układ, pokazany na rysunku, gwarantuje wysoką dokładność, niewielkie naciski na rolkę wodząca (~ 4 kg) i nieuszkodzenie wzorca przez pył szlifierski. Obrabiarka jest półautomatem, wykonującym powierzchnie metodą wier-



Rys. 1. Szlifierka Cadamco reprezentuje typ nowoczesnej szlifierki taśmowej do kopiowania profilu łopatek

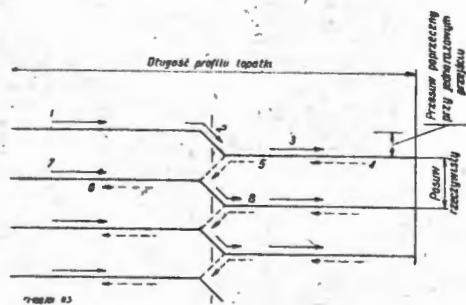
Tabela 1. Różne rodzaje taśm ściernych i ich przeznaczenie

L. p.	Rodzaj płótna	Rodzaj spoiwa	Rodzaj i wym. ziarna	Tarcza kopiująca	Chłodziwo	Zastosowanie
1	Ciężkie tkane krzyżkowo	Klej/klej najtwardszy	Al ₂ O ₃ 24—120	Zależna od rodzaju powierzchni	Emulsja maszynowa lub bez	Stale nierdzewne i średnio-wytrzymałe
2	Średnie i lekkie	Klej/klej	Al ₂ O ₃ 150—400	—,—	—,—	—,—
3	Ciężkie wodoodporne	Zywica/zywice	SiC 24—500	—,—	Emulsja przezroczysta	Stopy tytanu
4	Średnie	Zywica/zywice	Al ₂ O ₃ 150—500	Średnia zależna od powierzchni	Chłodzenie bezpośrednie	Stal o wysokiej wytrzymałości i stal nierdzewna
5	Ciężkie	Zywica/zywice	Al ₂ O ₃ 24—180	Twarda	—,—	Aluminium i jego stopy
6	Średnie lub miękkie	Zywica/zywice	SiC 150—500	Półtwarda	Chłodziwo maszynowe	Szlifowanie tytanu i jego stopów w ograniczonym zakresie również aluminium i jego stopów
7	Ciężkie	Zywica/zywice	SiC 24—120	—,—	—,—	—,—
8	Ciężkie wodoodporne	Zywica/zywice	Al ₂ O ₃ 24—500	Zależna od rodzaju powierzchni	Emulsja przezroczysta	Stale wysokowytrzymałe, stopy Nimonic, stale nierdzewne, aluminium i jego stopy



Rys. 2. Zasada działania kopiarki Cadamco. 1—rolka szlifująca, 2—kolumna kopiująca, 3—wodzik, 4—kopiał, 5—łopatka, 6—stół szlifierki, 7—przeciwwaga, 8—cylinder ruchu pionowego

szowania. Wierszowanie odbywa się wzdłuż długości profilu i jak wykazały doświadczenia, najkorzystniejsze warunki pracy uzyskuje się przy drodze posuwu, po śladach pokazanych na rys. 3. W ten sposób, stosując przesuw poprzeczny przy równoczesnym posuwie wzdłużnym (co daje ślad skośny, odcinek 2 na rys. 3), unika się lokalnych zagłębień, jakie miały miejsce przy stosowaniu posuwu poprzecznego na końcu pióra, przy jednoczesnym zatrzymaniu posuwu wzdłużnego. Wszystko to zmierza do poprawienia dokładności przy szlifowaniu. Sam proces szlifowania taśmą odbiega znacznie od normalnego. Jak widać z rys. 4, wióry mają charakter cienkich tasiemek, bez większej ilości wykruszonych ziarn. Objawy te wskazują na po-



Rys. 3. Ślady wierszowania rolki kopiującej na profilu łopatki. Sekwencje przemieszczeń na poszczególnych odcinkach zaznaczono kolejnymi cyframi

prawą mechanikę skrawania, co zbliża szlifowanie taśmą raczej do obróbki wiórowej, na przykład frezowania, niż szlifowania tarczą.

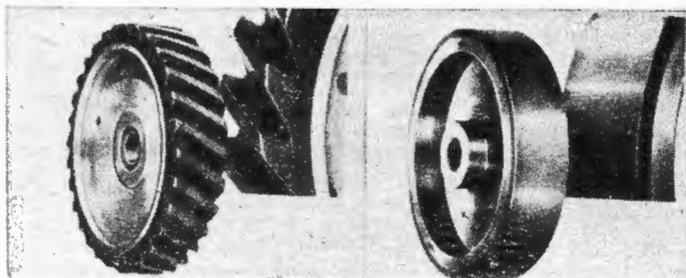
Szlifierki taśmowe mają swoje specyficzne cechy, wyróżniające je od innych maszyn. Konstrukcja obrabiarki pozwala na użycie możliwie długich taśm, na przykład w szlifierce Cadamco około 3,3 m. Porównując ten obwód z obwodem stosowanych średnic tarcz kopiujących — przeciętnie około 75 mm, przy prędkości skrawania 30 m/sek — każdy punkt na taśmie będzie wchodził w kontakt z przedmiotem co 0,111 sek, podczas gdy dla tarczy ścierniej o średnicy rolki 75 mm, ta częstotliwość wyniesie 0,00787 sek. Prowadzenie taśmy odbywa się na rolkach zwykłych lub bandażowych (z kołnierkami — szczególnie przed rolką kopiującą). Taśma opiera się stroną pracującą-ziarni-



Rys. 4. Wióry uzyskane przy szlifowaniu taśmą, w powiększeniu 40-krotnym. Widać brak cząstek ścierniwa

stą przynajmniej na jednej rolce. Stąd dość znaczne zużycie taśmy. Niekiedy zużycie całkowite taśmy tylko z tego powodu nastąpiło po 3—6 godzinach pracy. Podane zużycie odnosi się do rolek wyłożonych neoprenem. Zastąpienie tego ostatniego twardym plastykiem zwiększa trwałość sześć do dziesięciu razy.

Szlifierki taśmowe dysponują wysoką sprawnością przenoszenia mocy od silnika do narzędzia. Wynosi ona śred-

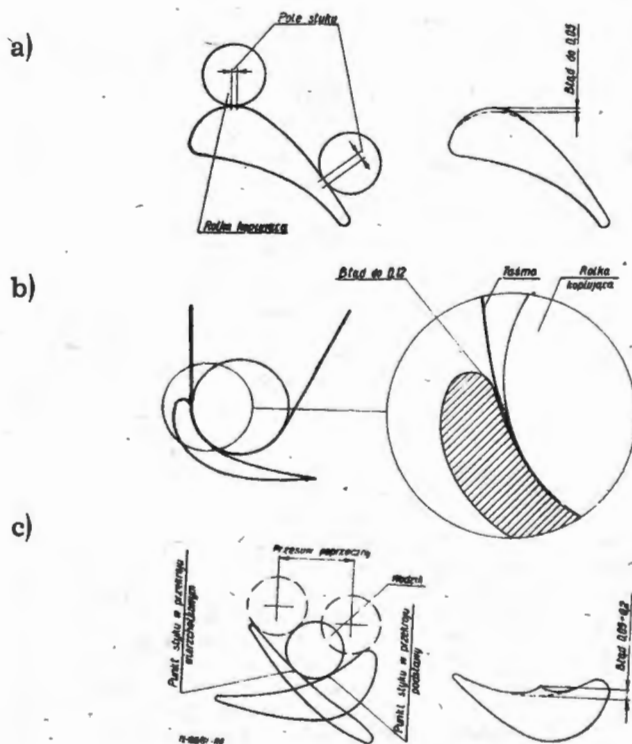


Rys. 5. Rolki kopiujące. Po lewej stronie ząbkowa-miękka, po prawej — gładka-twarda

nio 85%, podczas gdy dla szlifierek do wałków i do płaszczyn 52%, frezarek 57% i tokarek 65%. Moc przenosi sama taśma, a szerokość jej i jakość decyduje o mocy użytkowej. Wstępnie można przyjąć, że dla taśmy o szerokości 25 mm wynosi ono 1,5 KM do 4 KM. Natomiast o szerokości stosowanych taśm decyduje kulistość rolki kopiującej, zależna od krzywizn przedmiotu. Promień kuli ogranicza szerokość taśmy do wielkości, przy których nie następuje jeszcze odrywanie taśmy od rolki na obu obrzeżach przez siły odśrodkowe. Duży wpływ ma charakter taśmy na wybór rolki. Ogólnie można przyjąć zasadę, że należy dawać rolę na tyle twardą, na ile tylko pozwala kształt przedmiotu. Przykłady stosowanych rolek kopiujących podano na rys. 5. Rolki ząbkowane — gumowe, widoczne na rysunku z lewej strony, pracują korzystnie przy kopiowaniu dużych krzywizn. Spiralne zęby gwarantują ciągły punktowy styk taśmy z przedmiotem. Po prawej widać rolę gładką z okładziną twardą, bardzo korzystną do szlifowania powierzchni płaskich.

Zmniejszanie średnicy rolki kopiującej powoduje zwiększenie zjawiska przegięć i z konieczności przeciwdziałanie przez stosowanie taśm elastycznych o drobnym ziarnie. Jak ustalono w Anglii, taśmy o podłożu elastycznym i ziarnie drobniejszym od 60 można używać nawet do rolek o średnicy 13 mm, jednakże bez kształtu kulistego. W interesujących nas zagadnieniach szlifowania kopiowego taśmą ścierną, należy uwzględnić czynniki decydujące o dokładności operacji. Wysoką dokładność odwzorowywania można by uzyskać przez zastosowanie rolek kopiujących twardych, jednakże powodują one szybkie zużycie taśm, a nawet zrywanie. Stąd konieczność dopuszczenia pewnego stopnia elastyczności. Ten z kolei prowadzi do ugięć zależnych od nacisków, a te zależą od wielkości krzywizn przedmiotu i sumy sił docisku normalnego oraz

sił bezwładności, które mogą być trzykrotnie wyższe od sił normalnych (na przykład na szlifierce Cadamco 4,5 i 13,5 kG). Błąd od zmienności nacisków, od sił odśrodkowych, jak również od dużego kąta skrętu łopatki podano na rys. 6. Przy dokładnych pracach trzeba uwzględnić korektę zużycia taśmy, która dla pierwszej łopatki wynosi 0,1 mm, dla dwóch następnych po 0,05 mm i dla pozostałych tylko niewielką stałą korekcyjną. Proces szlifowania taśmowego, jako stosunkowo nowy, nie jest jeszcze w pełni zbadany, szczególnie w zakresie doboru parametrów. Dobór ich ma podstawowe znaczenie dla charakteru przebiegu operacji. Niektóre dane w odniesieniu do materiałów żarowytrzymałych przytoczone zostały w tabeli 2 według danych amerykańskich. Poważne znaczenie dla oceny



Rys. 6. Typowe błędy kopiowania: a) błąd od zmiennych nacisków, b) błąd od sił odśrodkowych, c) błąd wynikający z dużego kąta skrętu

Tabela 2. Typy taśm i parametry szlifowania taśmami dla stali żarowytrzymałych

Materiał obrabiany	Operacja	Spółwo i ścierniwo	Ziarnistość	Prędkość skrawania m/sek.	Chłodziwo	Tarcza kopiująca	Twardość na durometrze
Stale nierdzewne	Zgrubna	Żywica/żywicę Al_2O_3	50÷80	20—25	Na sucho lub lekki olej szlifierski	Zęby drewniane lub guma żłobkowana	70—90
	Gładka	Żywica/żywicę lub żywica/klej SiC	80÷120	20—25	—, —	Guma gładka lub żłobkowana	30—60
	Bardzo gładka	Gęste pokrycie SiC	150÷280	22—27	Ciężki smar lub mgła olejowa	Guma gładka	20—40
Tytan	Zgrubna	Żywica/żywicę SiC	36÷50	3,5—7,5	Smary siarkowane i chlorowane	Małe zęby drewniane lub guma kształtowa	70—80
	Gładka	Żywica/żywicę SiC	60÷120	6—10	Lekki smar	Normalna guma żłobkowana	50
	Bardzo gładka	Żywica/żywicę SiC	120÷240	6—10	Lekki smar	Guma gładka	20—40
Żaroodporne. Nimonic 80, 90 i 100, steliity, stopy kobaltowe i inne	Zgrubna	Żywica/żywicę Al_2O_3	24÷50	20—25	Smary siarkowane i chlorowane	Guma gładka	70—90
	Gładka	Żywica/żywicę Al_2O_3	40÷100	20—25	Lekki smar	Guma żłobkowana	70
	Bardzo gładka	Żywica/żywicę Al_2O_3	100÷150	20—25	Lekki smar	Guma żłobkowana	50

Tabela 3. Trwałość taśm w zależności od materiałów

Materiał	Taśma — ziarnistość, ziarno, prędkość	Chłodziwo	Trwałość taśmy wyrażona w ilości zdejmowanego materiału		
			trwałość taśmy w $\text{cm}^2/\text{l cm}^2$ taśmy	maksymalna ilość usu- niętego ma- teriału w cm^2 na 1 $\text{KM}/\text{godz.}$	trwałość taśmy (3,5 m \times 16 mm) w cm^2
Stopy aluminium	40 Al_2O_3 33 m/sek	Chlorowany lekki olej szli- fierski	3,68	1780	1970
Niskowęglowe stale nierdzewne	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,216	53,2	106,5
Stale nierdzewne	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,198	50,2	109,0
Stal hartowana Rr 150 kg/mm^2	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,178	39,3	98,5
Nimonic 80	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,172	41,0	95,5
Nimonic 90	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,072	27,9	12,8
Nimonic 105	50 Al_2O_3 33 m/sek	—, —	0,0177	14,7	9,85
Tytan 160	60 SiC 15 m/sek	Sulfonowana przezroczysta emulsja w stę- żeniu 1:50	0,0153	15,2	8,40
Tytan 317	60 SiC 15 m/sek	—, —	0,0089	13,9	4,93

i doboru metod technologicznych mają zawsze efekty techniczne danych metod. Dla ogólnego rozeznania, jak również w fazie projektowej, istotną wartość mają dane dotyczące trwałości taśm, zawarte w tabeli 3. Najgorsze efekty daje szlifowanie taśmą stopów tytanowych. Wynika to z tendencji tych stopów do zgrzewania się z ziarnami ściernymi, oblepiania ich, zwiększania tarcia przy szlifowaniu i w efekcie — wykruszeń. Stopy lekkie — mimo korzystnych wskaźników, jak to wynika z tabeli 3 — są trudne do szlifowania. Aluminium i jego stopy stwarzają poważne trudności. Wynikają one z tendencji do zaszliczenia i dużej deformacji przy zagrzewaniu. Przeciwdziałać tym ujemnym zjawiskom można przez dobór odpowiedniego chłodziwa. Najlepsze wyniki osiągnięto przy stosowaniu lekkiego, chlorowanego oleju szlifierskiego. Zagadnienie to jest jednak jeszcze mało rozpracowane. Pewne dane z tej dziedziny będą podane w drugiej części artykułu.

Na zakończenie części pierwszej należy jeszcze dodać kilka informacji uzupełniających. Do chłodzenia należy dobrać nie tylko odpowiednie chłodziwo, ale również jego ilość, a niekiedy i sposób doprowadzenia chłodziwa do miejsca pracy i oziębienia tegoż chłodziwa. Jako przykład rozdziału nadatku materiału na poszczególne operacje może służyć następujący przykład: łopatkę turbinową z Nimonicu 105, o wymiarach pióra 150×45 mm, frezowana jest wstępnie kopiowo na frezarko-kopiarce, nadatek wynosi 0,4 mm na stronę. Nadatek ten zdejmuje się w dwóch operacjach szlifowania. W pierwszej zdejmuje się 0,2 do 0,25 mm, a w operacji wykańczającej — pozostałą część. Taśma wystarcza do wykonania 6 stron wklęsłych lub wypukłych. Gładkość powierzchni szlifowanej stopniowo rośnie w miarę zużywania się taśmy — od chropowatości $0,50 \div 0,63 \mu$ dla łopatki pierwszej, do $0,25 \div 0,30 \mu$ dla łopatki trzeciej do szóstej. Tolerancja wykonania zamyka się w granicach 0,12 mm.

Dla stopów tytanowych, najtrudniejszych w obróbce, łopatkę o wymiarach 100×30 mm i nadatku 0,25—0,40 mm obrabia się jednostronnie w ciągu 4 minut.

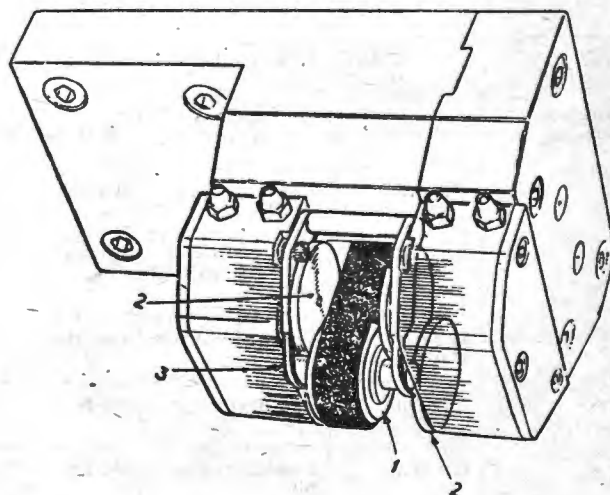
Przy dużych prędkościach taśm istnieją poważne trudności z ułożyskowaniem rolki kopiującej, szczególnie o małej średnicy. Ciekawym rozwiązaniem jest rolka swobodna, oparta na tarczach nośnych, jak to widać na rysunku 7.

Oprócz podanej powyżej metody szlifowania na drodze kopiowania z wzorca, obróbkę kształtową można prowa-

dzić taśmami szerokimi, bezpośrednio opasując przedmiot i sterując kątem nachodzenia i spływu taśmy z obrabianej powierzchni. Schematy i opisy obrabiarek tego typu można znaleźć w pozycji (lit. 5). Obrabiarki o tym schemacie działania mają zastosowanie jedynie do prostszych kształtów obrabianych powierzchni.

II.

W celu opanowania i wprowadzenia do produkcji nowej metody technologicznej szlifowania taśmowego należało wykonać szereg prac wstępnych dla przystosowania me-



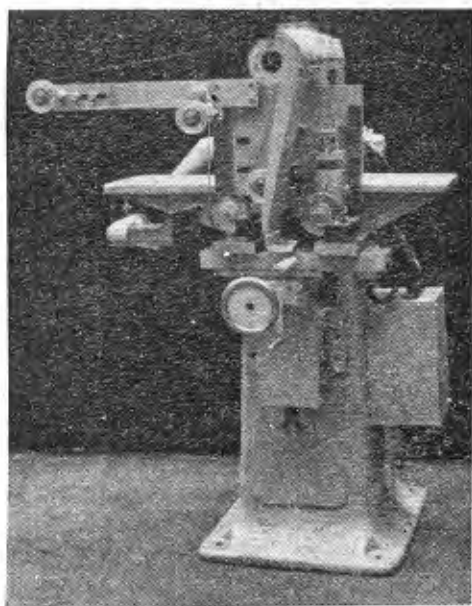
Rys. 7. „Ułożyskowanie” małej rolki kopiującej. 1 — „swobodna” rolka, 2 — tarcze podtrzymujące, 3 — zabezpieczenie

tody do lokalnych warunków. W tej myśli zostały zdefiniowane wymagania odnośnie samego wyrobu, postawiono wymagania taśmom, określono charakterystykę stoiska i wreszcie przeprowadzono pewną ilość prób dla określenia niektórych parametrów obróbczych oraz wstępnego określenia charakterystyki użytkowej taśm. Próby prowadzone były pod kątem zastosowania metody do szlifowania pro-

filu łopatek sprężarkowych kutyh z naddatkiem 0,2 mm, wykonanych ze stopu aluminiowego. Efektem szlifowania miało być usunięcie nadmiaru od 0,2 do 0,4 mm, osiągnięcie dokładności w granicach $\pm 0,05$ mm od profilu teoretycznego, osiągnięcia gładkości minimum siódmej klasy. Dodatkowym warunkiem było zachowanie płynnego charakteru profilu bez garbów i podcięć. W tym celu zostało zastosowane kopiowanie według wzorca. Pomocniczo wykonano stoisko pokazane na rys. 8, adaptując szlifierkę do płaszczyzn, typ OW 10. Istotnymi elementami modernizacji były zespoły napędu i prowadzenia taśm oraz układu kopiującego. Na rysunku 9 pokazano schemat konstrukcji urządzenia. Składa się ono z zespołu rolek, po których prowadzi taśma, zespołu kopiującego, osadzonego na prowadnicach kulkowych, oraz stołu krzyżowego. Na rysunku strzałkami zaznaczono ruchy wykonywane przez poszczególne elementy.

Do przeprowadzenia prób niezbędnym elementem były taśmy ściernie. Taśm o charakterystyce odpowiadającej wymaganiom na rynku krajowym nie było, a nawet nie było sprecyzowanych wymagań. Dlatego zostały sformułowane przez autorów warunki wstępne, które można by sprowadzić do następujących:

- szerokość taśmy 10 mm,
- długość obwodu taśmy około 1800 mm,
- minimalna wytrzymałość na rozerwanie 70 kG,
- różnica grubości do 10%,
- różnica szerokości do 10%,
- wydłużalność w czasie pracy — 2%,



Rys. 8. Stoisko próbne do badania charakterystyki użytkowej taśm i samego procesu szlifowania kopiowego

- duża elastyczność i odporność na przecięcia bez odpadania ścierniwa,
- odporność na strzępienie się brzegów.

Celowo pominięto niektóre wymagania, jak na przykład wodoodporność, która stanowi osobny problem i może być ciekawym tematem dla wytwórców taśm.

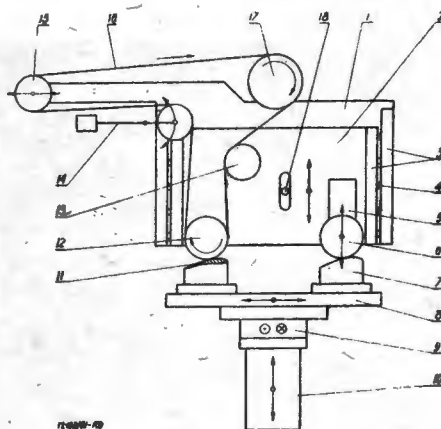
W pierwszym rzędzie należało osiągnąć odpowiednią taśmę nośną i opanować sposób jej łączenia, ażeby uzyskać taśmę „bez końca”. Próbną serią taśm o wymaganiach podanych powyżej wyprodukowały zakłady „Pasmon”¹⁾.

Przed przystąpieniem do produkcji brane były pod uwagę następujące materiały wyjściowe: guma, tkaniny z tworzyw sztucznych, tkaniny z jedwabiu, lnu i bawełny. Gummy odpadły z uwagi na wydłużalność, tworzywa sztuczne z powodu zmiennej temperatury w czasie pracy i złej przyczepności masy ścierniej, jedwab odpadł również z powodu złego wiązania się z klejami. Pozostały więc tkaniny lniane i bawełniane. Dla osiągnięcia najlepszych wyników zaproszono do współpracy zakład artykułów ściernych²⁾.

¹⁾ Bydgoskie Zakłady Taśm Technicznych „Pasmon”, Bydgoszcz, ul. Jagiellońska 117.

²⁾ Fabryka Artykułów Ściernych w Sosnowcu, ul. 1 Maja 23a.

Jak się okazało, dobrze przyjmuje klej jedynie taśma bawełniana, która jednak w posiadanym gatunku miała niską wytrzymałość na rozerwanie — około 9 kG i znaczną tendencję do strzępienia. Najbardziej odpowiadała warunkom taśma lniana, poza jedną wadą — niskimi własnościami klejnymi. Tę ostatnią cechę postanowiono podwyższyć przez: a) kilkrotną dekatyzację w czystej, letniej wodzie,



Rys. 9. Schemat układu kopiującego i przebiegu taśmy. 1 — płyta nośna, 2 — płyta kopiująca, 3 — pryzmy, 4 — koszyk, z kulkami, 5 — suport wodzika, 6 — wodzik, 7 — kopiał, 8 — stół roboczy, 9 — suport poprzeczny, 10 — prowadnice pionowe, 11 — szlifowany przedmiot, 12 — rolka kopiująca, 13 — rolka naprowadzająca taśmę, 14 — zespół napinacza, 15 — rolka do kompensacji długości taśmy, 16 — taśma ścierna, 17 — rolka napędowa, 18 — ogranicznik ruchu płyty kopiującej

wyciśnięcie, suszenie pod obciążeniem, b) ścieranie powierzchni płótnem ściernym — korund 70.

Następnie taśmy zostały poddane pokryciu cienką warstwą kleju za pomocą pędzla. Optymalna grubość warstwy spoiwa wynosi trzecią część wymiaru ziarna ściernego. Jako spoiwa użyto kleju skórniego, w granulach o wiskozie 4°E, rozpuszczonego w wodzie, o stężeniu 32% i temperaturze 60°C. Po lekkim zżelatynowaniu kleju posypano taśmę proszkiem ściernym, a następnie wtapiano go przez podgrzewanie do temperatury 70÷80°C. Jako ścierniwa użyto następujących materiałów:

- Al₂O₃ o ziarnistości 80 i 120,
- SiC o ziarnistości 60 i 120,
- Si o ziarnistości 80 i 120.

Stosowano również mieszaniny ścierniwa z siarką chemicznie czystą (sublimowaną) o proporcjach 30:1 i 50:1. Siarka miała zmniejszać tarcie wiórów o ostrza kryształów ściernych.

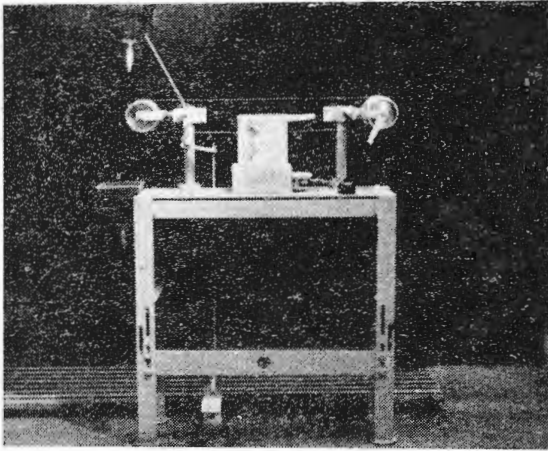
W ten sposób wykonano szereg taśm podanych w tabeli 4. Schnięcie taśm trwało 24 godziny. Taśmy wykazy-

Tabela 4. Zestawienie taśm próbnych

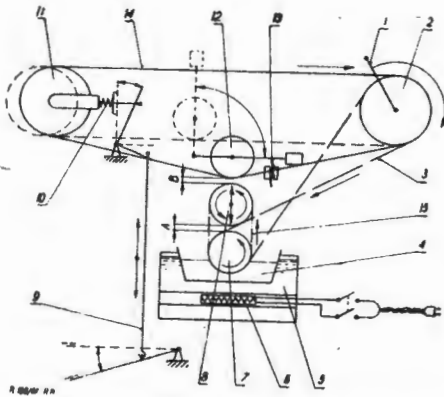
Nr taśmy	Rodzaj ziarna	Ziarnistość	Domieszka siarki
1	Al ₂ O ₃	80	1 : 50
2	Al ₂ O ₃	80	—
3	Al ₂ O ₃	120	—
4	Al ₂ O ₃	120	1 : 50
5	SiC	60	—
6	SiC	120	—
7	SiC	60	1 : 30
8	SiC	120	1 : 30
11	Si	80	—
12	Si	120	—
14	Si	120	1 : 30

wały wiele wad, a podstawowa z nich to zmienna grubość ścierniwa wzdłuż obwodu. Było to wynikiem prymitywnych warunków nakładania kleju i ścierniwa. Inne próby nie dawały również pozytywnych wyników i dlatego zaistniała konieczność budowy stoiska do nakładania kleju i ścierniwa (rys. 10).

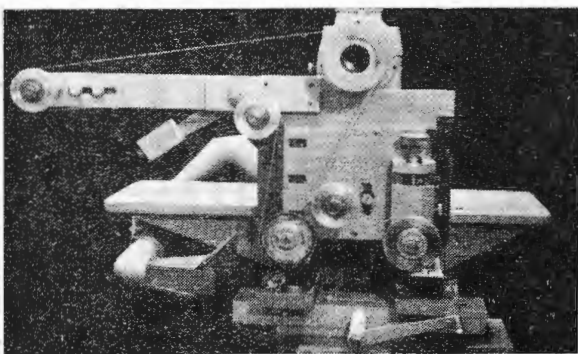
Temu stoisku postawiono między innymi warunki: a) taśmą w czasie pokrywania winna być napięta, b) możliwość regulacji grubości warstwy kleju, c) możliwość



Rys. 10. Stoisko do pokrywania taśm ściernych



Rys. 11. Schemat budowy i działania klejarki do taśm. 1 — korbą, 2 — rolka ustalająca i napędzająca taśmę i rolkę nr 7, 3 — pas rzeźmienny, 4 — wanienska z klejem, 5 — wanienska z wodą, 6 — grzałka elektryczna, 7 — rolka podająca klej, 8 — rolka przekazująca klej na taśmę, 9 — napinacz do zakładania i zdejmowania taśmy, 10 — sprężyna, 11 — rolka naciągowa, 12 — dosuw taśmy do rolki nr 8, 13 — śruba regulacyjna szczeliny „B”, 14 — taśma, 15 — pas gumowy, A i B — regulowane szczeliny



Rys. 12. Fragment strefy roboczej koplarki taśmowej

przerwania nakładania w dowolnym punkcie obwodu taśmy, d) zachowanie stałej temperatury kleju, e) łatwe zakładanie i zdejmowanie taśmy. Schemat budowy i działania klejarki do taśm przedstawiono na rys. 11. Obracając korbą 1 wprawia się w ruch całe urządzenie, taśma zostaje pokryta klejem, a w innym punkcie sypie się ciągłym strumieniem ścierniwo. Po wykonaniu pełnego obrotu z pewnym nadmiarem, cykl pokrycia zostaje zakończony i po zdjęciu następuje suszenie. Taśmy wykonane za po-

Tabela 5. Ocena jakości taśm

L. P.	Nr taśmy	Gładkość powierzchni		Wierność odzworowania mm	Grubość zdejmowanej warstwy mm	Posuw poprzeczny mm	Ocena taśmy
		przed szlifowaniem	po szlifowaniu				
1		7	6c	0,02	0,032	0,23	6
2	naklejona	7	7a	0,03	0,032	0,23	6
3	7	7	6a	0,13	0,1	0,23	4
4	1	7	6b	0,02	0,2	0,23	2
5	1	7	6a	0,04	0,1 i 0,2	0,23	2
6	2	7	6c	0,06	0,1 i 0,2; 0,3 i 0,5 i 1,0	0,23	1

mocą tego urządzenia odznaczały się poprawną jakością warstwy ścierniwa. Ostateczną ocenę taśm miały dać próby prowadzone na stoisku, omówionym na wstępie niniejszej części.

Dla uzupełnienia wiadomości o kopiarce doświadczalnej należy podać kilka szczegółów. Silnik napędzający taśmę — SCJb 34-7, o mocy 0,8 KW — pracował przy 1425 obrotach na min., zapewniając taśmie prędkość 20 m/sek. Rolka kopiująca pokryta została gumą gładką o twardości 70°Sh i obrobiona na średnicę 92 mm, przy zachowaniu kulistości. Wodzik był stalową rolką kulistą o średnicy 94 mm, osadzoną na suporcie, z regulacją dosuwu pionowego o działce 0,016 mm. Zakres ruchów roboczych stołu wynosił: w kierunku podłużnym 90 mm, a w poprzecznym — 100 mm. Wzornik i obrabiany przedmiot mocowane były na specjalnych płytach, jak to widać na rys. 12. Gładkość powierzchni w czasie prób oceniano na profilografie Taylor-Hobsona. Pierwsze próby prowadzono w celu zbadania przydatności wykonanych taśm na płaskich próbkach ze stopu AK 4-1. Przyjęta skala ocen jakości od 1—5. Najlepsze oceniano jedynką. W tabeli 1 zebrano kilka z przeprowadzonych prób ilustrujących przydatność taśm oraz niektóre parametry. Większość taśm odpadła na skutek szybkiego zużycia i gwałtownego wykruszania się lub zaszlichciana. Jako kryterium oceny przyjęto trwałość taśmy, to jest okres jej poprawnej pracy. W tabeli 5, pod pozycją 2 (naklejana), kryje się taśma wykonana w zupełnie odrębnych warunkach, a mianowicie na normalną, lniającą taśmę nośną została naklejona taśma ścierna, wykonana z normalnego „płótna ściernego”, pociętego na paski. Taśma była jednak zbyt sztywna i odklejała się w miejscach łączenia. Stosunkowo niska gładkość była wynikiem nierównej warstwy kleju i ścierniwa wzdłuż obwodu taśm.

Dalsze próby miały uzupełnić wiadomości o zachowaniu się taśm, przede wszystkim zorientować w charakterystyce

Tabela 6. Błędy profilu łopatek szlifowanych na stoisku doświadczalnym. Wielkość błędu w setnych milimetra

Stro- na ło- patki	Łopátka nr 1				Łopátka nr 2				Łopátka nr 3			
	Przekroje				Przekroje				Przekroje			
	1-1	2-2	3-3	4-4	1-1	2-2	3-3	4-4	1-1	2-2	3-3	4-4
wkłęsa	+3	+2	+3	0	-4	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-4
	+5	+5	+7	+5	0	0	+1	0	0	+2	0	0
	+8	+9	+10	+8	+4	+2	+6	+5	+3	+6	+4	+6
	+10	+10	+11	+11	+6	+5	+6	+6	+5	+9	+8	+8
wypukła	-25	-25	-25	-24	-20	-22	-22	-21	-25	-25	-24	-23
	-21	-22	-20	-20	-15	-18	-18	-16	-18	-17	-16	-16
	-17	-16	-16	-16	-16	-13	-13	-14	-18	-17	-18	-15
	-13	-15	-16	-16	-14	-15	-16	-15	-20	-20	-20	-20

samego procesu szlifowania taśmą i odwzorowania kształtu wzorca na przedmiocie. Do doświadczeń tych użyto próbek płaskich, skośnych i wreszcie profilowych, o kształcie pióra łopaty. Najtrudniejszą próbą odwzorowania była próba profilowa. Należy zastrzec, że nie chodziło tu o osiągnięcie profilu w założonym położeniu względem osi współrzędnych, a tylko o wykonanie i kontrolę względną samych krzywizn, a więc rozrzut i charakterystykę błędów, a nie bezwzględne ich wartości. Tabela 6 podaje wyniki kontroli trzech łopatek. Kontrolowano w czterech przekrojach po cztery punkty w każdym przekroju — dla strony wklęsłej i wypukłej. Ocena błędów przeprowadzono w stosunku do powierzchni wzorcowych na czujnikowym przyrządzie wahadłowym. Z tabeli 6 można wysnuć, nawet bez głębszej analizy, szereg interesujących wniosków:

1. Wyniki pomiarów poszczególnych powierzchni układają się w charakterystyczny, regularny, powtarzalny ciąg.

2. W samym procesie muszą występować błędy systematyczne, stałe lub zmienne, wywołujące takie zjawisko.

3. Rozrzut błędów jednej powierzchni zawiera się w granicach od 0,09 mm (dla łopaty nr 2, strona wypukła), do 0,14 mm (dla łopaty nr 2, strona wklęsła).

Wyniki pomiarów doprowadziły do wykrycia następujących błędów w procesie szlifowania:

a) rozstawienie kopiału i łopaty nie było zgodne z rozstawieniem wodzika i rolki kopiującej, co powodowało przemieszczenie profilu w stosunku do układu odniesienia;

b) niesztynność podpór łopatkowych powodowała przy zaciśnięciu pochylenie łopaty, powodując nierównomierne zbieranie materiału na profilu (patrz tab. 6);

c) niesztynność całego układu zwiększała błędy, a jednocześnie pogarszała gładkość;

d) prowadzenie płyty kopiującej na prowadnicach kulkowych powodowało drganie płyty i pogarszało wyniki makro- i mikrogeometrii powierzchni.

Po usunięciu niektórych błędów, wyniki znacznie się poprawiły. Wielkość błędów odwzorowania, podana w ta-

beli 6 (do 0,14 mm), już mieściła się w tolerancji rysunkowej, a po skorygowaniu — rozrzut ten zmalał do 0,07 mm. Analiza konstrukcji szlifierki i jej wykonania doprowadziła do stwierdzenia, że rozrzut wyników dla nowej, poprawionej konstrukcji da się sprowadzić do 0,03—0,04 mm. Gładkość powierzchni, uzyskana w tych doświadczeniach, mieściła się w klasach od szóstej do siódmej. Ta niska stosunkowo gładkość była wynikiem nie tyle gruboziarnistości taśm (ziarno 80 i 120), co złym, nierównomiernym nałożeniem ścierniwa na taśmę oraz małą prędkością taśmy. Czas trwania operacji na jednej powierzchni o wymiarach 40×80 mm, przy nadadku 0,4 mm, wynosił około 25 minut. Było to wynikiem dwóch czynników: a) zbyt małej mocy silnika napędowego (0,8 KW), b) niskiej prędkości obwodowej taśmy (20 m/sek).

Mimo bardzo ograniczonego charakteru badań, dały one wiele interesujących i wartościowych wniosków. Oto podstawowe stwierdzenia:

1. Istnieje pełna możliwość wyrobu dobrych taśm ściernych w warunkach krajowych, przy założeniu prowadzenia badań w tym kierunku i rozwinięciu współpracy między wytwórcą taśm, zakładem wyrobu ścierniwa i użytkownikiem.

2. Szlifowanie kopiowe taśmą może zdać egzamin zarówno pod względem technicznym, jak i ekonomicznym.

3. Przeprowadzone wstępne badania wniosły i oświetliły wiele spraw i zagadnień, występujących w punktach 1 i 2.

Na zakończenie należy jeszcze zwrócić uwagę na bardzo istotne zagadnienie chłodzenia w czasie procesu, które powinien wyjaśnić osobny zespół doświadczeń.

LITERATURA

1. Automatic Grinding with Coated Abrasives, American Machinery 8/1958
2. Belt-Grinding, Aircraft Production 5/59
3. H. J. Pearson — Band-Grinding, Aircraft Production 8/58
4. H. J. Pearson — Controlled Belt-Grinding, Aircraft Production 1/61 i 2/61
5. W. A. Szalnow — Szlifowanie i polirowanie łopatek gazoturbiny dwigatielej, Oborongiz 1958

Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa

629.13(061)

c.d.

Ekspozycja Zakładu Elektroniki Lotniczej. Elektronika, przeżywająca swój burzliwy okres rozwoju, szeroką drogą wkroczyła do niemal wszystkich dziedzin techniki, nie mogła więc oczywiście ominąć tej jakże nowoczesnej i nie mniej burzliwie rozwijającej się, jaką jest lotnictwo.

Zaryzykować nawet można by było twierdzenie, że właśnie w lotnictwie, ze względu na jego specyficzny charakter, elektronika znalazła wdzięczne pole do popisu, a trudne warunki i wysokie wymagania stawiane dla sprzętu pokładowego stały się genezą rozwoju takich zagadnień elektroniki, jak miniaturyzacja, szukanie nowych technologii i nowych materiałów, nie mówiąc już o nowych, nie stereotypowych rozwiązaniach konstrukcyjnych i układowych.

Problemy i zagadnienia, jakie dziś przychodzi rozwiązywać elektronicznie będącej na usługach lotnictwa, tak dalece wyspecjalizowały się i odeszły od klasycznej tak zwanej radiotechniki, że istnieje nawet dążność, szczególnie w krajach o wysoko rozwiniętej technice lotniczej, do całkowitego wyodrębnienia się z ram ogólnie pojmowanych jako elektronika i nawet samą nazwę proponuje się zastąpić inną, np. nazwą awioniki.

Elektronika lotnicza we współczesnym lotnictwie wypełnia szereg zadań, z których jako główne można by wymienić:

1. Zapewnienie samolotowi wszechstronnej i pewnej łączności z różnorodnymi służbami naziemnymi.
2. Niezależnienie zarówno lotu, jak i lądowania od warunków atmosferycznych lub pory doby, przy jednoczesnym zwiększeniu bezpieczeństwa komunikacji lotniczej.
3. Zastąpienie pilota w kontroli i regulacji szeregu coraz bardziej skomplikowanych mechanizmów, gdzie często reakcje pilota okazują się już zbyt obciążone bezwładnością.
4. Dostarczenie przemysłowi lotniczemu aparatury kontrolno-pomiarowej niezbędnej w procesie produkcyjnym.

5. Wyposażenie placówek naukowo-badawczych w niezmiernie różnorodne urządzenia rozwiązujące zagadnienia kompleksowych lub zdalnych pomiarów.

W naszych krajowych warunkach sytuacja nie wygląda tak dobrze. Bowiemy nasz krajowy przemysł elektroniczny, ze względu na ilościowo nieduże zapotrzebowanie, nie jest zainteresowany produkcją dla lotnictwa. Tak więc od lat produkuje nie zmieniony, co prawda nieraz pewny w działaniu, lecz już dosyć przestarzały sprzęt pokładowy, nie prowadząc prac rozwojowych. Jeśli zaś chodzi o aparaturę naukowo-badawczą lub kontrolno-pomiarową, to poza Instytutem Lotnictwa nikt w kraju nad jej opracowaniem lub produkcją nie pracuje.

Właśnie Instytut Lotnictwa, znając najlepiej potrzeby rozwijającego się po wojnie polskiego lotnictwa, starał się wypełniać tę lukę, jaka powstała wskutek dysproporcji rozwoju między lotnictwem, a krajowym przemysłem elektronicznym, pracującym dla jego potrzeb.

Stąd też, równocześnie z powstaniem w 1946 roku Instytutu Lotnictwa, w ramach jego powołany został do życia Zakład Elektroniki Lotniczej, który na przykładzie wykonanych w latach 1960—61 urządzeń, demonstrował swój dorobek piętnastolecia w służbie polskiego lotnictwa.

Ekspozycję Zakładu Elektroniki Lotniczej na wystawie XV-lecia Instytutu Lotnictwa, można by podzielić tematycznie na trzy działy, które z grubsza odpowiadają wyżej wymienionym kierunkom prowadzonych prac, a mianowicie:

— dział konstrukcji pokładowych urządzeń radiokomunikacyjnych, demonstrujący bardzo nowoczesną radiostację ultrakrótkofalową, o 140 kanałach łączności, wybieranych w nieskomplikowany sposób. Dzięki zastosowaniu nowych technologii i podzespołów uzyskano trzykrotny wzrost mocy nadajnika i około 10-krotny wzrost czułości odbiornika w porównaniu z obecnie produkowanymi seryjnie przez przemysł, przy jednoczesnym czterokrotnym zmniejszeniu gabarytów i ciężaru. Niestety radiostacja ta, na skutek

wąsko pojętego partykularyzmu przemysłu elektronicznego, nie może doczekać się od dwóch lat wprowadzenia do produkcji.

— dział radiotelemetrii lotniczej — pierwszy w ogóle w kraju ośrodek zajmujący się tymi zagadnieniami dla potrzeb lotnictwa, który dochował się już kadry specjalistów, którzy obecnie pracują nad 32-kanalowym łączem radiotelemetrycznym, a na wystawie demonstrowali bliźniacze 6-kanalowe łącze, sprowadzone i wypróbowane w locie.

No i wreszcie najliczniej reprezentowany na wystawie — dział opracowań specjalnych urządzeń pomiarowych, bądź pokładowych, bądź laboratoryjnych. Dział ten stanowi również wyspecjalizowany ośrodek i mimo nielicznej kadry poszczycić się może poważnym dorobkiem, o czym niech świadczą cyfry opracowania i wykonania 62 mierników 28 różnych typów, które znalazły zastosowanie w pracowniach silnikowych, aerodynamicznych i osprzętowych Instytutu Lotnictwa, a ponadto w prawie wszystkich zakładach przemysłu lotniczego i w placówkach badawczych takich,

Następnie uniwersalny przyrząd współpracujący z różnymi czujnikami działającymi na zasadzie transformatora różnicowego z ruchomym rdzeniem, mogącym wykonywać i rejestrować pomiary czterech różnych wielkości mechanicznych, a mianowicie: przesunięcia mechaniczne w zakresie ± 20 mm przy najmniejszej odczytywalnej wartości rzędu 10μ , ciśnienia dynamiczne i statyczne w zakresie od 0,25 atm do 150 atm, drgania i przyspieszenia.

Jako osobne wykonania demonstrowane były ponadto mierniki drgań z analizatorem harmonicznym, laboratoryjny i pokładowy miernik momentów skracających na wirujących wałach i dwukanalowy pokładowy miernik naprężenia dynamicznych.

Na podkreślenie zasługuje fakt, że demonstrowane mierniki choć całkowicie wykonane w podręcznych, nieco prymitywnych warsztatach, odznaczały się solidnym i czystym montażem, a szata zewnętrzna oryginalnością i estetyką.

Reasumując, ekspozycja Zakładu Elektroniki Lotniczej na wystawie XV-lecia Instytutu Lotnictwa spełniła zasad-



jak Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych i Politechnika Warszawska. Asortyment opracowanych mierników jest bardzo szeroki i obejmuje pomiary naprężeń statycznych i dynamicznych w konstrukcjach nośnych, pomiary obrotów, dynamicznych ciśnień i przesunięć, a ponadto drgań i przyspieszeń, aż do zupełnie specyficznych pomiarów, jak pulsacji pomp paliwowych, momentów skracających na wirujących wałach i drgań łopatek turbin lub zbieraków.

Na wystawie reprezentowane były właśnie niektóre z tych mierników wykonane w ostatnim okresie, a więc najnowsze opracowania. Wymienić tu można dwa różne typy mierników obrotów, współpracujących z elektromagnetycznym czujnikiem, jeden o odczycie na wskaźniku wychyłowym mierzący z dokładnością do $\pm 3\%$ i drugi wykonany na lampach sumujących dekatronowych o bezpośrednim cyfrowym odczycie, mierzący z dokładnością ± 1 obrotu w zakresie od 100—20000 obr./minutę.

nicze zadania, pokazała piętnastoletni wcale niemały dorobek tej nielicznej grupy pracowników, których obecność w Instytucie często była nierozumiana, oraz pokazała możliwości zastosowania elektrycznych metod pomiarowych do mierzenia wielkości mechanicznych i stała się w pewnym sensie propagatorką coraz szerszego wkraczania niosącej na sobie znamię postępu technicznego elektroniki do coraz liczniejszych dziedzin polskiego lotnictwa.

W. M.

* * *

Ekspozycja Zakładu Osprzętu na Wystawie XV-lecia Instytutu Lotnictwa obrazowała tematykę prac prowadzonych w Zakładzie w okresie minionych piętnastu lat. Z bardzo szerokiego wachlarza prac, jakimi zajmował się Zakład Osprzętu, wylaniały się trzy zasadnicze grupy tematyczne, pokazane jako wyodrębnione zespoły zagadnień.

Pierwsza z nich zilustrowana na fotografiach przedstawiała asortyment wyrobów osprzętowych, które poddawane były w Zakładzie Osprzętu państwowym próbom kontrolnym. Plastyczny wykres obrazował stosunek wykonywanych prac usługowych dla przemysłu do prac koncepcyjnych w minionych latach.

Druga grupa reprezentowana częściowo przez wystawione urządzenia badawcze, częściowo zaś przez fotografie stanowisk laboratoryjnych lub całych laboratoriów, pokazywała urządzenia, przy pomocy których wyroby osprzętowe były badane. Większość z pokazanych urządzeń i stoisk to własne opracowania Zakładu Osprzętu wykonane w Instytucie Lotnictwa. Pokazano tu również fragmenty badań elementów instalacji hydraulicznych, paliwowych i pneumatycznych oraz uniwersalne urządzenie do dynamicznego badania podwozi samolotów, a także niektóre próby, jakim poddawane są lotnicze przyrządy pokładowe. Ilustrowało to olbrzymią pracę, jaką wykonano, aby produkowany przez przemysł szeroki asortyment osprzętu lotniczego był niezawodny w działaniu, o wysokiej sprawności i sprostał stawianym mu coraz większym wymaganiom.

Trzecia, najciekawsza chyba grupa tematyczna ekspozycji Zakładu Osprzętu, to opracowania prototypowe sprężtu lotniczego. Obok agregatów wzorowanych na produkowanym z licencji sprężcie, które zostały rozpracowane jako wersje zminiaturyzowane, ulepszone lub dostosowane do innych warunków eksploatacji, pokazano cały szereg oryginalnych opracowań własnych. Opracowania te — chociaż pokrótce — zasługują na omówienie.

Paliwomierze pływakowe z potencjometrycznym przekazywaniem. Opracowanie zostało oparte na produkowanych przez przemysł paliwomierzach. Nowością w tych konstrukcjach jest zastosowanie układu pozwalającego na odczyt zawartości paliwa w kilku zbiornikach i jednocześnie całkowitej ilości paliwa we wszystkich zbiornikach na jednym wskaźniku.

Prędkościomierze dostosowane do pomiaru prędkości lotu na szybowcach dla współczynnika dyszy $K=3,5$. Zmiana w stosunku do produkowanych przez przemysł polegała na przekonstruowaniu oraz dostosowaniu zakresów pomiarowych do małych prędkości.

Elektryczny odległościowy manometr ciśnienia ładowania. Opracowany został w układzie dwu różnicowo pracujących puszek membranowych, których odkształcenia sprężyste, przekazane na układ potencjometryczny, mierzone są wskaźnikiem logometrycznym. Układ zapewnia odizolowanie obwodu mieszanki od zespołu potencjometru oraz uniknięcie doprowadzania mieszanki do wskaźnika umieszczonego w kabinie.

Wskaźnik położenia opracowany został jako odległościowy układ potencjometryczny z miernikiem logometrycznym.

Przyrządy rejestrujące. Obok opracowanych spido i barografów o zapisie na bębnie, obracanym mechanizmem zegarowym, pokazano: girograf, spidograf, przyspieszeniograf i barograf z napędem taśmy za pomocą silnika elektrycznego. Przyrządy wyposażono w kasety, umożliwiające odzyskanie taśmy w przypadku rozbicia, urządzenia oraz w znaczniki czasu podające impulsy odniesienia i znaczniki czynności.

Sygnalizatory wysokości i prędkości stanowiły grupę przyrządów służących do sygnalizowania lub wyzwalania poszczególnych urządzeń w zadanych warunkach.

Szybowcową aparaturę tlenową, pracującą w układzie ciągłego przepływu tlenu, charakteryzuje mały gabaryt i ciężar oraz duża ekonomia w zużyciu tlenu w stosunku do stosowanej dotychczas w naszym szybownictwie.

Szybowcowy zakrętomiernik z giroskopem zasilanym z płaskiej baterii od latarki 4,5-voltowej. Wirnik giroskopu, po osiągnięciu optymalnych obrotów, rozłącza samoczynnie zasilanie. Podłączenie do latarki zrealizowano za pomocą końcówki wkręcanej zamiast żaróweczki.

Przepływomierz wydatku chwilowego wskazujący zużycie paliwa w jednostce czasu. Charakteryzuje się małym gabarytem i ciężarem. Daje możliwość pomiaru zużycia paliwa przy oblatywaniu prototypów samolotów lub określenia czasu lotu, dzieląc zapas paliwa w zbiornikach przez zużycie pokazywane przepływomierzem.

Paliwomierz pojemnościowy, oparty na nowoczesnej zasadzie, nie stosowanej dotychczas w kraju. Opracowanie polegało na zastosowaniu metody pomiaru ilości paliwa za pośrednictwem pomiaru pojemności elektrycznej powie-

trzo-cieczowego nadajnika (kondensatora), umieszczonego w zbiorniku z paliwem i skonstruowaniu wzmacniacza oraz układu śledzącego, wbudowanego we wskaźnik średnicy 80 mm.

Przepływomierz sumujący, który jest przyrządem zastępującym paliwomierz. Stosowany jest w przypadku niemożności dokonywania pomiaru ilości paliwa paliwomierzem przy małych wysokościach poziomu paliwa w niskich zbiornikach, np. w zbiornikach integralnych. Wskazanie podawane jest w sposób ciągły na liczniku, przez odejmowanie zużytej ilości paliwa od stanu nastawionego po napełnieniu zbiorników. Pokazany przepływomierz charakteryzuje się b. małym gabarytem i ciężarem oraz dużą dokładnością wskazań.

Małogabarytowa prądniczka obrotomierza, zastępująca produkowaną dotychczas przez przemysł, została zmniejszona o ok. 40% ciężarowo i gabarytowo.

Czujniki indukcyjne wysokości, prędkości i przyspieszeń tworzyły grupę małogabarytowych nadajników, współpracujących z łączem telemetrycznym, opracowanym również w Ośrodku Osprzętu przez Zakład Elektroniki Lotniczej.

Amortyzatory cieczowe, oparte na zasadzie wykorzystania ściśliwości cieczy, pokazane na wystawie, charakteryzują się przy większych obciążeniach małym gabarytem w stosunku do amortyzatorów olejowo-pneumatycznych. Amortyzatory tego typu przeszły pozytywnie próbę eksploatacji na samolocie MD-12.

Zawór do tankowania zbiorników od dołu z zatraskowym zamkiem oraz kilka zaworów bezpieczeństwa, rozpracowane zgrabnie i lekko wskazywały, że również w kierunku wyposażenia instalacyjnego prowadzone są prace koncepcyjne.

Wszystko to wyraźnie wskazuje, że stworzony w Zakładzie Osprzętu potencjał badawczy może być wykorzystany zarówno do badania produkowanego sprzętu, jak też w oparciu o wyszkoloną w Zakładzie kadrę fachowców do rozwiązywania zagadnień, jakie konstruktor i użytkownik współczesnego samolotu napotka w dziedzinie osprzętu lotniczego.

Na stoisku **Zakładu Badań w Locie** zgromadzono różne przyrządy, urządzenia, fotografie i dokumentację, dokonując wyboru eksponatów z myślą o zapoznaniu zwiedzających z podstawowymi zadaniami Zakładu.

Zasadniczą rolą Zakładu jest ocena sprzętu latającego, zarówno produkcji krajowej, jak i zagranicznej.

Aby sprostać wymaganiom nowoczesnej techniki w dziedzinie prób w locie, Zakład prowadzi równoległe prace naukowo-badawcze dotyczące nowych metod pomiarów i opracowuje specjalną aparaturę do ilościowego badania sprzętu latającego.

Te dwa równoległe kierunki prac Zakładu przedstawiono na stoisku umieszczając plansze ze zdjęciami badanych samolotów, szybowców, śmigłowców i balonów w okresie piętnastu lat działalności oraz wystawiając urządzenia i aparaturę specjalnie skonstruowaną dla celów prób w locie.

W okresie 1945—1961 zbadano w Zakładzie około 30 różnych typów i prototypów samolotów, poddano próbom podobną ilość szybowców, badano również śmigłowce konstrukcji polskiej i zagranicznej oraz balony.

Wystawione fotografie przedstawiają niektóre obiekty prób w locie, a wśród nich:

- samolot MD-12 kursujący już po próbach w I.Lot. na linii „Lotu” Warszawa-Rzeszów,
- samoloty komunikacyjne CSS-12, „Miś”,
- samoloty szkolne, akrobacyjne, jak CSS-11, CSS-10C,
- samolot „Żuraw” wielozadaniowy,
- samoloty dobrze znane w aeroklubach: Junak 2, Junak 3, TS8 „Bies” itd.,
- szybowce skonstruowane w ubiegłych latach i badane w Inst. Lotn. jak Mucha, Jaskółka oraz
- nowe szybowce, które niedawno przeszły próby państwowe w Zakładzie Badań w Locie, jak Zefir, Foka,
- śmigłowce „Żuk”, SP-GIL,
- balon „Syrena”, na którym pracownik Zakładu inż. Makaruk odniósł zwycięstwo w międzynarodowych zawodach w Holandii we wrześniu bieżącego roku.

Drugą część stoiska poświęcono specjalnej aparaturze pomiarowej, wykonanej w Zakładzie Badań w Locie. Wystawiono m.in.:

Dynamometry — Przyrządy do mierzenia siły wywieranej przez pilota na pedały i na drążek. Dynamometry posiadają wykalibrowane sprężyny, których ugięcia są proporcjonalne do wywieranej przez pilota siły. Ugięcia sprężyny przekazywane jest na czujnik dla bezpośredniego odczytu, (w ustalonych fazach lotu) względnie na ślizgacz potencjometru. Ruch ślizgacza po uzwojeniu potencjometru powoduje zmiany prądu płynącego do wskaźników. Odczyty na wskaźnikach filmuje się lub notuje podczas lotu.

Fotorekorder — Przyrząd, którego działanie polega na filmowaniu wskazań przyrządów podczas lotu. Wystawione fotorekordery wyposażone są w aparaty filmowe Siemens, pracujące przy różnych prędkościach taśmy filmowej (do 48 klatek na sekundę). Filmuje się przeważnie znormalizowane przyrządy, takie jak na tablicy w kabinie pilota.

Przyrządy te montuje się na specjalnej tablicy („ekranie”) w fotorekorderze. Są one oświetlone w sposób umożliwiający wykonanie ostrego zdjęcia filmowego bez szkodliwych refleksów światła.

W zestawie kilku lub kilkunastu przyrządów (zależnie od rodzaju fotorekordera) umieszcza się zwykle zegarek z sekundnikiem, aby można było rejestrować parametry lotu w funkcji czasu.

Wystawione fotorekordery posiadają automaty, regulujące częstość dokonywanych zdjęć.

Fotorekordery zsynchronizowane są z reguły specjalnym urządzeniem, dającym impulsy elektryczne z innymi przyrządami rejestrującymi.

Sondy statyczne — Na stoisku wystawiono kilka typów sond statycznych, używanych do cechowania prędkościomierzy w locie. Sonda statyczna jest przyrządem pobierającym ciśnienie statyczne na wysokości lotu, a ściślej mówiąc, na wys. ok. 25 m mniejszej od wysokości, na której leci samolot. Sonda jest bowiem wleczona za samolotem na linie nośnej, wewnątrz której, lub przy której, biegnie przewód ciśnienia statycznego.

Ciśnienie statyczne, które sonda przekazuje do prędkościomierza *) nie jest obciążone „błędem położenia”, a błąd taki, spowodowany wpływem wokół samolotu, mieści się w ciśnieniu statycznym pobieranym przez rurkę Pitota. Dzięki tej własności sondy można wyznaczać w locie wielkość „błędu położenia” (poprawki aerodynamicznej) prędkościomierza przez porównanie wskazań 2 prędkościomierzy: jednego na tablicy pilota i drugiego, posiadającego obwód statyczny połączony z sondą. Wystawione na stoisku sondy, wyposażone w stateczniki, zamocowane są wahliwie na linie nośnej, dzięki czemu ustawiają się poziomo na różnych prędkościach lotu.

*) Prędkościomierz mierzy różnicę między ciśnieniem całkowitym a statycznym.

Wskaźniki kąta natarcia i ślizgu — Wystawiono kilka typów przyrządów do pomiaru kąta natarcia i ślizgu, przeznaczonych dla samolotów i innych obiektów latających. Nadajniki tych przyrządów, umieszczone na końcach 2-metrowych masztów przed samolotem, wyposażone są w skrzydełka ustawiane zgodnie z kierunkiem strug powietrza. Przekreślenie osi obrotu skrzydełek powoduje przesunięcie się ślizgacza po uzwojeniu potencjometru, co daje zmianę prądu i odczytów na filmowanym w fotorekorderze wskaźniku.

W jednym z przyrządów zademonstrowano również urządzenie rejestrujące kąty natarcia i ślizgu w funkcji czasu na taśmie.

Urządzenie antykorkociągowe — W celu zwiększenia bezpieczeństwa w próbach w locie opracowano w Zakładzie urządzenie wyprowadzające samolot z korkociągu. Urządzenie to, zakładane na końcu kadłuba u dołu pod usterzeniem, składa się z rury nośnej, umocowanej do kadłuba za pośrednictwem dopasowanych obejm, i z pojemnika, w którym mieści się spadochron. Spadochron ten ma czasę kilkakrotnie mniejszą od zwykłego spadochronu ratowniczego. Dla ułatwienia lub umożliwienia wyprowadzenia z korkociągu pilot zwalnia specjalny zaczep (adaptowany z szybowca) przy pomocy elektromagnetycznego urządzenia. Następuje otwarcie pokrywki zasobnika i wyciągnięcie spadochronu. Przed lądowaniem pilot zwalnia drugi zaczep, sterowany również elektromagnesem, w celu odłączenia spadochronu wraz z liną. Lina ta ma odpowiednio dobrane własności amortyzacyjne. Zasadniczą trudnością w opracowywaniu urządzenia antykorkociągowego było pogodzenie dwóch sprzecznych wymagań, którymi były: żądanie od spadochronu dość brutalnego impulsu (od którego zależy skuteczność działania urządzenia) oraz żądanie łagodnego zamortyzowania szarpnięcia od spadochronu ze względów wytrzymałościowych.

W wyniku praktycznych prób urządzenia w locie dobrano jego właściwości tak, że nadaje się ono do prędkości ok. 250 km/h, co wystarcza dla zastosowania zarówno do samolotów łokowych jak i odrzutowych.

Grabie aerodynamiczne — Znana metoda jednoczesnego pomiaru ciśnienia w szeregu punktów znalazła w Zakładzie Badań w Locie zastosowanie przy pomiarze rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy profilu.

Wystawione urządzenie służyło do badania opływu wokół laminarnego profilu jednego z szybowców.

Na stoisku zgromadzono tylko urządzenia i przyrządy opracowane w Zakładzie Badań w Locie, natomiast nie wystawiono oczywiście pokaźnej liczby przyrządów pochodzących z importu, stosowanych w pomiarach w locie. Nieraz jednak opracowuje się nowe urządzenia przystosowujące do fragmenty innej aparatury. Tak np. powstała, wystawiona na stoisku, aparatura do filmowania obiektów latających z dużej odległości. Wykorzystano tu układ optyczny kamery angielskiej „Vinten” do pomiaru startów, kojarząc ten układ z lekkim i wygodnym w obsłudze radzieckim aparatem filmowym. Całość osadzono na statywie własnej konstrukcji. B. K.



NOWOŚCI TECHNICZNE

NIEKTÓRE SZCZEGÓŁY MYŚLIWSKO - BOMBOWEGO SAMOŁOTU PIONOWEGO STARTU FOKKER-REPUBLIC

Naddźwiękowy samolot myśliwsko-bombowy pionowego startu D.24 „Alliance”, projektowany dla NATO przez firmy Fokker i Republic, jest oparty na założeniach opracowanych kilka lat temu przez firmę Republic. W samolocie tym zastosowano skrzydło o zmiennej geometrii, przy czym wykorzystano opracowania teoretyczne NACA. W czasie lotu z dużą prędkością skrzydło samolotu D.24 będzie miało kształt „delta” ze skosem krawędzi natarcia 65°.

W skrzydle głównym są ukryte skrzydła pomocnicze o lekko trapezowym kształcie, wysuwane w przypadku konwencjonalnego startu lub lądowania i lotu z małą prędkością. Po wysunięciu skrzydeł pomocniczych, skrzydło główne przejmuje rolę usterzenia wysokości (skrzydła pomocnicze są zaopatrzone w lotki). W czasie pionowego startu i lądowania stateczność samolotu zapewnia układ dysz sterowanych przelicznikiem elektronowym. Do napędu samolotu jest przewidziany silnik nośno-napędowy Bristol Siddeley BS.100 (dwuprzepływowa odmiana silnika „Olympus”), który z dopalaniem w zewnętrznym kanale

rozwiąca ciąg 16 500 kG. Można stąd wnioskować, że całkowity ciężar samolotu wynosi 14 500—15 000 kG.

Samolot „Alliance” jest projektowany przede wszystkim jako samolot myśliwsko-bombowy do przeprowadzania ataków z małej wysokości i jako samolot rozpoznawczy, może jednak znaleźć również zastosowanie jako przechwytywacz. W wersji rozpoznawczej samolot będzie mógł przeprowadzać rozpoznanie za pomocą promieniowania podczerwonego, radaru i fotografii (zdjęcia mają być wywoływane i przekazywane pilotowi w ciągu kilku sekund).

Samolot będzie mógł dokonywać przelotów z prędkością naddźwiękową (prędkość maksymalna wynosi $Ma = 2,2$) na dużej lub małej wysokości, a także z prędkością poddźwiękową na długich trasach.

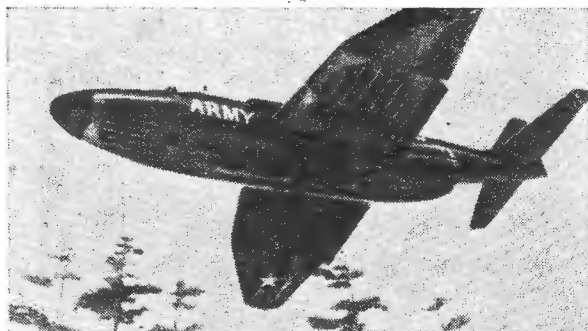
Ukończono już pierwszy etap badań tunelowych w laboratoriach NACA i Republic, a obecnie rozpoczęto w Holandii drugi etap badań.

Samolot budzi duże zainteresowanie dzięki różnorodności jego zastosowań i dużej elastyczności w przeprowadzaniu zadań.

W. K.

SAMOLOT DOSWIADCZALNY Z WENTYLATORAMI NOŚNYMI

Firma Ryan w San Diego (Stany Zjednoczone) podjęła się budowy dwóch samolotów doświadczalnych pionowego startu, które umożliwiły przeprowadzenie prób w locie układu nośno-napędowego, opracowanego przez firmę General Electric. Jak wiadomo, układ ten składa się z turbiny silnika odrzutowego J85-5 i wentylatora nośnego, który może być zabudowany w skrzydle lub kadłubie samolotu. W czasie startu i wznoszenia, wentylator jest napędzany strumieniem wylotowym silnika, kierowanym za



pomocą specjalnego zaworu na wieniec turbiny umieszczony na obwodzie wentylatora. W fazie przejścia do lotu poziomego, zawór odcina dopływ gazów do wentylatora i kieruje go do dyszy wylotowej silnika.

Na samolotach Ryan mają być zastosowane dwa silniki J85-5 i dwa wentylatory zabudowane w skrzydłach, przy czym każdy silnik będzie napędzał równocześnie dwa wentylatory. W przypadku wyłączenia jednego silnika, wentylatory mogą wytwarzać 60% obliczeniowej siły nośnej. W części nosowej kadłuba umieszczono dodatkowy, mały wentylator, który ma za zadanie sterowanie, przy małych prędkościach lotu, położenia samolotu względem jego osi poprzecznej. Prędkość maksymalna samolotu wynosi 840 km/h.

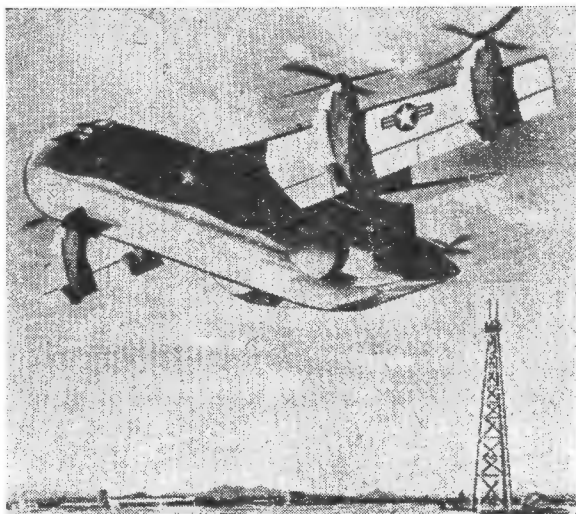
Samoloty Ryan mają posłużyć do określenia charakterystyk lotnych układu silnik-wentylator w czasie startu, wznoszenia i w fazie przejścia oraz do wykazania, że tego rodzaju układ napędowy spełnia wymagania w dziedzinie samolotów o dużych poddźwiękowych prędkościach lotu.

W. K.

PRZEMIENNY SAMOLOT TRANSPORTOWY

Wytwórnice Ling-Temco-Vought, Ryan i Hiller opracowują na zlecenie amerykańskiego ministerstwa obrony samolot transportowy, który będzie spełniał wymagania wszystkich trzech rodzajów broni. Przy projektowaniu samolotu wzorowano się na doświadczalnym samolocie pionowego startu z przestawnym skrzydłem Hiller X-18. Samolot ma być wyposażony w cztery turbiny silniki śmigłowe General Electric T64-6 o mocy około 2700 KM każdy, napędzające cztery konwencjonalne śmigła czteropłatowe o średnicy 4,56 m i jedno poziomo umieszczone

śmigło ogonowe o średnicy 2,43 m. Silniki będą zabudowane na skrzydle, które może być przestawione o 100° (przestawianie skrzydła o 100° umożliwi nieruchomy zawis przy tylnym wietrze). Skrzydło jest zaopatrzone w klapy dwuszczelinowe i w klapy noskowe; te ostatnie służą do wyrównania strumienia zaśmigłowych w czasie przejściowej fazy lotu. Podwozie jest trójkołowe i jest wyposażone w opony niskociśnieniowe. Koła główne są umieszczone



w gondolach przykadłubowych. Samolot może zabrać 32 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem lub ładunek o ciężarze 3600 kG.

Wymiary samolotu: rozpiętość — 20,55 m, długość — 17,75 m, wysokość — 7,95 m. Prędkość maksymalna na poziomie morza wynosi 740 km/h, prędkość przelotowa 460—550 km/h, zasięg z dodatkowymi zbiornikami i bez ładunku 4800 km.

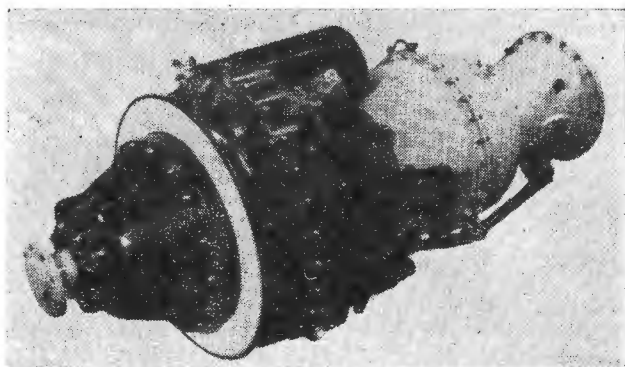
Badania tunelowe modelu samolotu w laboratorium Ling-Tempo-Vought zostały zakończone z wynikiem pozytywnym. Oczekuje się, że samolot zostanie wprowadzony do eksploatacji około 1965 roku.

W. K.

SILNIKI TURBINOWE CONTINENTAL T72

Z turbiny silnika odrzutowego Continental J69, napędzającego samolot treningowy Cessna T-37 i latający cel Ryan Q-2C, zostały rozwinięte odmiany śmigłowcowe i śmigłowe.

Odmiany śmigłowcowe noszą oznaczenia firmowe 217-5A i 217-8A, a odmiany śmigłowe — 217-6A i 217-7A. Odmiana śmigłowcowa 217-5A ma sprężarkę składającą się z jed-



nego osiowego stopnia przydźwiękowego i z jednego stopnia odśrodkowego, pierścieniową komorę spalania, dwustopniową turbinę promieniową sprężarki i jednostopniową turbinę napędową, połączoną bezpośrednio z końcówką napędową. Moc silnika wynosi 500 KM, jednostkowe zużycie paliwa 0,304 kG/KMh. Jako paliwo mogą służyć wszystkie rodzaje paliwa JP, olej napędowy, nafta i benzyna.

Udoskonaloną odmianą opisanego silnika jest silnik 217-8A, który przy tym samym jednostkowym zużyciu pa-

liwa rozwija moc 600 KM. Ciężar obu odmian wynosi 95 kG, łącznie z pompami paliwowymi, cewkami i świecami zapłonowymi, przewodami, termoelementami i izolacją cieplną.

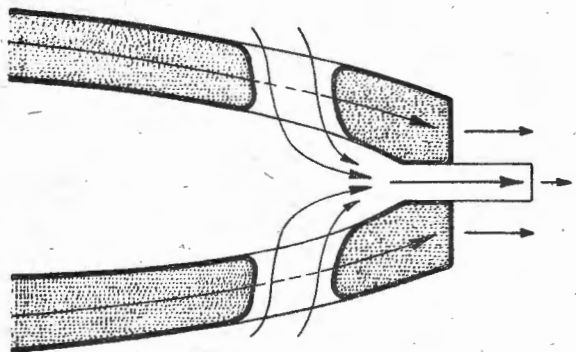
Pokazana na zdjęciu odmiana śmigłowa 217-6A, o mocy 500 KM i jednostkowym zużyciu paliwa 0,304 kG/KMh, odpowiada odmianie 217-5A, od której różni się tylko zastosowaniem umieszczonej z przodu silnika przekładni śmigła. Ciężar tego silnika wynosi 104 kG.

Druga odmiana śmigłowa 217-7A powstała z odmiany śmigłowej 217-8A i rozwija moc 623 eKM. Spręż silników T72 wynosi 6 : 1.

W. K.

NOWY SPOSÓB UCISZANIA TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Od szeregu już lat wytwórnie lotnicze pracują nad zagadnieniem zmniejszenia hałasu turbinowych silników odrzutowych, napędzających samoloty pasażerskie. Wiąże się to z istnieniem przepisów ustalających dopuszczalne natężenie hałasu w sąsiedztwie lotnisk — np. w Wielkiej Brytanii natężenie to wynosi 110 db w dzień i 102 db w nocy. Poza wyposażeniem silników w różne typy tłumików i wprowadzeniem silników dwuprzepływowych, niektóre linie lotnicze zastosowały specjalną technikę eksploatacji samolotów, która polega na kołowaniu przy możli-



wie najmniejszym ciągu silników, na krótkim starcie i stromym wznoszeniu, pozwalającym na uzyskanie znacznej wysokości jeszcze w obrębie portu lotniczego.

Wszystkie te środki nie są jednak w pełni zadowalające i dlatego w dalszym ciągu są prowadzone prace nad doskonalszymi sposobami uciszania silników.

Wschodniemiecka wytwórnia lotnicza VEB Entwicklungsbau Pirna zbudowała tłumik, którego schemat przedstawia rysunek. Stożek wewnętrzny zwykłego układu wylotowego zaopatrzonego w przewód wylotowy, umieszczony w osi stożka. Do wnętrza stożka jest doprowadzane, przez wsporniki mocujące stożek, powietrze ze sprężarki. Przewód wylotowy stożka kończy się w pewnej odległości za przekrojem wylotowym dyszy, w miejscu, w którym panuje ciśnienie niższe od atmosferycznego. Doprowadzane do obszaru podciśnienia powietrze ze sprężarki powoduje podobno zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez silnik.

W. K.

PROJEKT STRUMIENIOWEGO SILNIKA HIPERSONICZNEGO O ZEWNĘTRZNYM SPALANIU

Jest rzeczą prawie pewną, że silniki strumieniowe, przystosowane do prędkości hipersonicznych przekraczających $Ma=5$, będą się znacznie różnić od budowanych obecnie. Dowodem tego może być projekt opracowany przez firmę Bristol Siddeley. W silniku tym procesy sprężania i spalania odbywają się na odpowiednio ukształtowanej zewnętrznej powierzchni silnika. Umożliwia to wyprzemieniowywanie ciepła, zmniejszając w ten sposób temperaturę elementów konstrukcji. Projekt stanowi właściwie połączenie silnika ze skrzydłem, ponieważ powierzchnia spalania ma taki kształt, że wytwarza równocześnie ciąg i wypór. Zbudowanie opisanego silnika wymaga jeszcze dokładniejszego opracowania zagadnień, związanych z własnościami gazów w bardzo wysokich temperaturach, ze spalaniem w strumieniu naddźwiękowym i z przepływem ciepła przy naddźwiękowej prędkości względnej.



Należy przypomnieć, że ostatnio zainteresowanie naddźwiękowymi i hipersonicznymi silnikami strumieniowymi znacznie wzrosło w związku z projektami zastosowania tych silników do napędu naddźwiękowych samolotów pasażerskich i pocisków kierowanych o dużym zasięgu oraz nośnych stopni rakiet kosmicznych (silnik strumieniowo-rakietowy Marquardt).

W. K.

629 f. 046 : 684-433

FOTELE ZABEZPIEZAJĄCE PASAŻERÓW PRZED OBRAŻENIAMI W CZASIE WYPADKÓW

Profesorowie Lissner i Patrick z Uniwersytetu Wayne w Detroit zaprojektowali nowy typ foteli do samolotów pasażerskich. Fotele te działają jak amortyzatory uderzeń i zabezpieczają pasażerów przed obrażeniami podczas wypadków lotniczych. Dzięki kontrolowanemu przesunięciem ograniczają one szczytowe wartości g . Ukształtowanie foteli jest takie, że przyspieszenia rozkładają się na całe ciało pasażera. Przy projektowaniu foteli oparto się na fakcie, że średnie przyspieszenia powstające przy „typowych” wypadkach lotniczych — prędkość lotu poniżej 240 km/h, kąt zderzenia z ziemią poniżej 30° — nie zagrażają ludzkiemu życiu. Duża ilość ofiar w takich wypadkach jest spowodowana tym, że fotele nie wytrzymują działających na nie obciążeń i zostają oderwane od podłogi. Przyczynia się do tego w dużej mierze zmienność przyspieszeń podczas przymusowego lądowania — ich szczytowe wartości przekraczają znacznie przyspieszenia dopuszczalne. „Uśrednienie” przyspieszeń we wszystkich trzech kierunkach jest celem nowego typu fotela.

Opierając się na wynikach badań, Lissner i Patrick twierdzą, że zaprojektowany przez nich fotel może wytrzymać 40 g w czasie 30 milisekund w kierunku pionowym, 50 g w czasie 50 milisekund w kierunku podłużnym i 20 g w czasie 40 milisekund w kierunku poprzecznym. Dzięki przesunięciom fotela, wynoszącym we wspomnianych wyżej kierunkach odpowiednio 10,2 cm, 30,8 cm i 7,6 cm, przyspieszenia te zostają zmniejszone do 20 g , 30 g i 10 g . Poza tym fotel ustawia się samoczynnie w położeniu najkorzystniejszym dla pasażera ze względu na kierunek działającego przyspieszenia.

Fotel, którego budowa jest wykonana z prasowanej blachy, jest podwieszony pod sufitem i zamocowany do podłogi. W elementach, mocujących fotel, są zabudowane proste amortyzatory. Siłom pionowym przeciwdziałają zawieszanie fotela, siłom podłużnym — zarówno zawieszanie jak i zamocowanie podłogowe.

Lissner i Patrick proponują ustawiać fotele tyłem do kierunku lotu.

W. K.

NOWE OSIĄGNIĘCIA W DZIEDZINIE OBRÓBKI ELEKTROISKROWEJ

Obróbka elektroiskrowa, w formie dotychczasowej, miała szereg ograniczeń, które w sposób istotny zmniejszały zakres jej stosowania. Badania, przeprowadzone przez Akademię Nauk ZSRR oraz przez niektóre firmy zachodnie, doprowadziły do poznania istoty samego procesu oraz praw nim rządzących. W ten sposób można było na drodze teoretycznej określić zależności między poszczególnymi parametrami procesu, jak częstotliwość, napięcie, natężenie, wielkość szczeliny, wielkość powierzchni czynnej itp. Ustalono optymalną częstotliwość na 1100 cykli, zamiast dotychczasowej — 50 cykli. Wyniki teoretyczne sprawdzono doświadczalnie, ustalając funkcję zużycia dla różnych wartości prądu, pola powierzchni czynnej itp. Istotnymi osiągnięciami tych badań było zwiększenie kilkunastokrotne wydajności procesu (obecnie do 2,3 cm³/min),

obniżenie zużycia elektrod, usunięcie szkodliwych skutków wysokich temperatur, a więc warstwy materiału o zmiennej strukturze, która nieodwołalnie towarzyszyła obróbce elektroiskrowej. Osiągnięcia w tej dziedzinie stawiają tę metodę obróbki w rzędzie podstawowych sposobów wytwarzania, szczególnie przy materiałach trudno obrabialnych.

A. G.

do produkcji stopów berylu musiano poprzedzić badaniami charakterystyki technologicznej tych materiałów. Firma Lockheed ustaliła warunki na obróbkę mechaniczną, tłoczenie i wyciskanie oraz łączenie. Ogólne dane podane w Aircraft Production 12/1961.

A. G.

TECHNOLOGIA BERYLU I JEGO STOPÓW

Z rozwojem pocisków raketowych i pojazdów kosmicznych łączy się rozwój materiałów stosowanych w tych gałęziach techniki. Jednym z takich materiałów stosowanych od roku 1956 jest beryl. Do własności, które zadecydowały o jego zastosowaniu, należy zaliczyć: wysoki moduł sprężystości, niski ciężar właściwy, stosunkowo wysoki punkt topliwości, wytrzymałość w temperaturach podwyższonych i wysokich, wysoka przewodność cieplna i duże ciepło właściwe. Natomiast materiał ten jest bardzo trudny zarówno w obróbce skrawaniem, jak i plastycznej oraz posiada własności toksyczne. Stąd też wprowadzenie



„FOSOL“

ODRDZEWIACZ-ODTLUSZCZACZ

Środek antykorozyjny produkcji krajowej dla wyrobów stalowych nie ustępujący najlepszym środkom zagranicznym

poleca

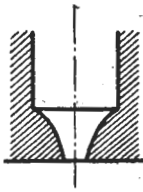
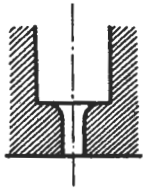
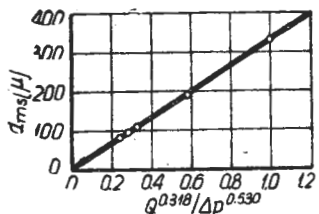
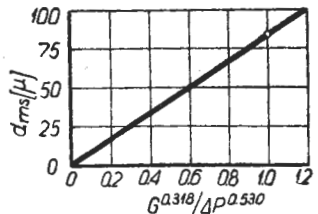
C. W. U. LIBELLA SP. Z O. O.

Warszawa, ul. Mokotowska 45, tel. 85-300

WCT/386 P/62

ERRATA

Mgr inż. Jan Jasiewicz. „Hydrauliczne wtryskiwacze silników lotniczych“ (zesz. 11/61 T L).

Str.	Szpalta	Wiersz	Jest	Powinno być
262	L	29 d	0,012 cm	0,0124 cm
262	P	14 d	napięcia powierzchniowego	naprężeń powierzchniowych
262	P	13 d	Rys. 1 i 2 przedstawiają	Rys. 2 przedstawia
263	P	równ. [2]	$\omega = \xi \frac{2g \Delta P}{\gamma}$	$\omega = \xi \sqrt{\frac{2g \Delta P}{\gamma}}$
263	P	równ. [3]	$V = \xi \cdot \varepsilon \cdot F \frac{2g \Delta P}{\gamma}$	$V = \xi \cdot \varepsilon \cdot F \sqrt{\frac{2g \Delta P}{\gamma}}$
264	L	rys. 4		
264	P	równ. [8]	$\varphi = 1 - \frac{V_2^2}{R_2^2}$ (rys. 6)	$\varphi = 1 - \frac{r_2^2}{R_2^2}$
265	L	1 g		
265	L	rys. 6	Rozpylanie wtryskiwaczem wirowym	Wtryskiwacz wirowy.
265	P	rys. 7	Wtryskiwacz wirowy	Rozpylanie wtryskiwaczem wirowym
265	P	równ. [24]	$U_{rz} = W_z \frac{R_o \cdot R_z}{r_o^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \varphi}}$	$U_{rz} = W_z \frac{R_o \cdot R_z}{r_o^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \varphi}}$
267	L	równ. [34]	$d_{ms} = 88 \frac{G^{0,318}}{\Delta p^{0,530}}$	$d_{ms} = 88 \frac{G^{0,318}}{\Delta p^{0,530}}$
267	L	rys. 9		
268	L	równ. [36]	$d_{ms} = 121 \frac{G^{0,3}}{\Delta p^{0,5}}$	$d_{ms} = 121 \frac{G^{0,3}}{\Delta p^{0,5}}$



FLIEGER — JAHRBUCH 1962 — Przegląd międzynarodowej komunikacji lotniczej. Wyd. Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin-Ost., str. 172, cena 14,80 DM.

Ten nowy rocznik — jeszcze dokładniej niż w wydaniach poprzednich — opisuje stan lotnictwa w krajach socjalistycznych oraz informuje o rozwoju i problemach lotnictwa tego obozu. Scharakteryzowano organizację cywilnego lotnictwa na Zachodzie oraz krytycznie oceniono tendencje rozwojowe w tym zakresie krajów kapitalistycznych. Dokonano przeglądu nowych konstrukcji lotniczych, ze szczególnym uwzględnieniem państw obozu socjalistycznego. Książka zawiera — między innymi — następujące rozdziały: Rozwój komunikacji lotniczej a samoloty odrzutowe, Polskie Linie Lotnicze „Lot”, Nowa organizacja lotnictwa cywilnego NRD, Sowieckie konstrukcje O. K. Antonowa, Samoloty pionowego startu, Przegląd komunikacyjnych samolotów odrzutowych, Na drodze do pełnej automatyzacji lotu, Osprzęt lotniczy, Przegląd

istniejących samolotów, Centralny port lotniczy Berlin-Schönefeld, Problemy komunikacji naddźwiękowej.

INTERAVIA ABC 1961 — Księga adresowa światowego lotnictwa i kosmonautyki, Wyd. Interavia, Genewa 1961 r., str. 1325, cena 50 fr. szw.

Całkowicie przerobione IX wydanie dzieli się na 4 części: alfabetyczny rejestr lotniczych przedsiębiorstw i instytucji, szczegółowy informator dotyczący przedsiębiorstw i instytucji, wykaz wyrobów z podaniem dostawców, wreszcie dział „who is where” dla lotnictwa światowego według spisu nazw. Wszystkie wiadomości dotyczą stanu aktualnego. Rocznik informuje m.in. o reorganizacji lotnictwa brytyjskiego, o amerykańskiej organizacji sprzedaży wyrobów przemysłu elektronicznego i osprzętowego na europejskich rynkach zbytu oraz w nowo powstałych krajach afrykańskich, zawiera — często bardzo potrzebne lecz trudno dostępne — wiadomości z całego świata, związane z lotnictwem i kosmonautyką. Z.

929 Wędrychowski

WSPOMNIENIE POŚMIERTNE

Mgr inż. Jerzy Wędrychowski, organizator wytwórni samolotów RWD

Dnia 29 czerwca r.ub. zmarł na serce mgr inż. Jerzy Wędrychowski, nie przeżywszy nawet 60 lat.

Po zdaniu matury w Lublinie rozpoczął studia wyższe na Politechnice Warszawskiej w 1923 roku. Nie było wówczas jeszcze wykładów z zakresu lotnictwa, brakowało literatury. Pomimo to, przy Kole Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej zawiązała się Sekcja Lotnicza, a w niedługim czasie kierownictwo jej objął Jerzy Wędrychowski i nie zszedł z tego stanowiska aż do ukończenia studiów. Właśnie tu zabiłszy wszystkie cechy Jego nieprzeciętnego charakteru. Wielkie zdolności organizacyjne, zwłaszcza w trudnych warunkach, upór w dążeniu do celu i umiowanie lotnictwa pozwoliły Mu zwalczać piętrzące się przeszkody. Prawie cały swój czas poświęcał studenckiemu kołu naukowemu, zabiegał o fundusze, lokal, wynajdywał i sprowadzał wszystkie możliwe do zdobycia książki i czasopisma lotnicze. Przygotowywał środki pracy dla kolegów, którzy mieli większe od niego zdolności konstrukcyjne, zachęcał ich do pracy.

Dzięki Jego energii i zdolnościom organizacyjnym powstał zespół studencki, który konstruował samoloty doświadczalne. Uzyskał fundusze od Ligi Obrony Powietrznej Państwa na realizację tych projektów i piwnicę w budynku Nowej Kreslarni na warsztat. Wkrótce tych kilka doświadczalnych samolotów brało udział w krajowych zawodach samolotów sportowych i zasiłło Akademicki Aero-klub Warszawski.

Również w tej organizacji studenckiej Jerzy Wędrychowski był jednym z czołowych działaczy i jednym z pierwszych wyszkolonych tam pilotów. Trudno zrozumieć, jak znajdował czas na to wszystko, będąc w ciężkich warunkach materialnych i utrzymując się z korepetycji. Odbiło się to jednak na przebiegu studiów, które ukończył dopiero w r. 1932.

W 1930 roku nastąpiła pierwsza próba sił poza granicami kraju: wystawienie trzech samolotów RWD 2 i trzech RWD 4 na Międzynarodowe Zawody Samolotów Turystycznych w Paryżu. Niestety, usterki zakupionych za granicą silników nie pozwoliły na wejście do czołówki. Porażka nie osłabiła wysiłków. W 1931 r. warsztaty mogły przenieść się z podziemi Politechniki do budynku na Okęciu, ufundowanego przez Ligę Obrony Powietrznej i Przeciwigazowej.

Teraz wieloletnie wysiłki zaczęły dawać wyniki:

— W r. 1932 zajęcie przez Żwirkę i Wigurę pierwszego miejsca na Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych w Berlinie na samolocie RWD 6 z Warsztatów Sekcji Lotniczej.

— W r. 1933 pierwszy przelot przez Atlantyk na samolocie klasy turystycznej dokonany na RWD 5 przez Skarżyńskiego.

Ramy sekcji studenckiego koła naukowego nie mogły pomieścić działalności rozwijających się warsztatów. Przekształciły się one w r. 1933 w samodzielną wytwórnię samolotów pod nazwą Doświadczalne Warsztaty Lotnicze

RWD. Dyrektorem ich, aż do drugiej wojny światowej, był inż. Jerzy Wędrychowski. Nazwa wskazała cel wytwórni, będący największą pasją życia Jerzego Wędrychowskiego: tworzyć prototypy samolotów przodujących w technice światowej, realizujących nowe pomysły. Produkcję seryjną traktował jako rzecz drugorzędną, umożliwiającą zdobycie funduszy na nowe doświadczalne konstrukcje, wykonanie serii chętnie przekazywał do innych wytwórni.

Ambitne cele zostały osiągnięte, stworzył konstruktorom takie warunki i zgromadził taki zespół pracowników, że w dziedzinie samolotów turystyczno-sportowych byliśmy w świecie na pierwszym miejscu.

W r. 1934 na Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych, przy bardzo silnej konkurencji Niemców, Włochów, Czechów i Anglików, zajęliśmy pierwsze i drugie miejsce na samolotach RWD 9.

Sukcesy te Wędrychowski wykorzystuje handlowo: sprzedaje samoloty za granicę, eksportuje licencje.

Po trudnych latach 1936—37, w których zatargi z władzami wojskowymi powodują brak zamówień i utrzymywanie wytwórni z produkcji nielotniczej, lata 1938—39 rokuja nowy rozkwit. Biura konstrukcyjne rozpoczynają pracę nad nowymi prototypami. Wybuch wojny niszczy cały dorobek. Jerzy Wędrychowski, w latach 1939—40, szuka możliwości podjęcia pracy w Rumuni, Francji i Anglii. Wreszcie w 1941 r. udaje Mu się znaleźć teren działania w Turcji, dokąd ściga część dawnych współpracowników z RWD i innych polskich fabryk, wyrываяc wielu z nich spod okupacji niemieckiej.

Z niespożyta energią organizuje w Ankarze pod egidą Tureckiej Ligi Lotniczej wytwórnię samolotów i wytwórnię silników lotniczych, znajduje dla Polaków stanowiska wykładowców przedmiotów lotniczych na Politechnice w Stambule. Staje się kierownikiem polskich emigrantów w Turcji, skutecznie zabiega o niesienie pomocy materialnej dla kraju.

W latach 1941—45 obie wytwórnie lotnicze są kierowane wyłącznie przez Polaków. Z końcem wojny zostają przekazane w ręce inżynierów tureckich, wyszkolonych przeważnie przez polskich specjalistów.

Po wojnie Jerzy Wędrychowski nie zdecydował się na powrót do kraju, nie widząc możliwości rozwoju lotnictwa w nawale innych, pilniejszych potrzeb gospodarki Polski.

W roku 1949 wyjechał do Stanów Zjednoczonych AP, gdzie pracował w przemyśle na stanowiskach administracyjnych i handlowych, ostatnio w zakładach Temco w Dallas. Praca Jego zyskała tam wielkie uznanie i miał zając się organizacją filii zakładów w Corpus Christi.

Do ostatniej chwili był pełen energii, wstąpił na uniwersytet z zamiarem wykonania pracy doktorskiej, ale w rozmowach z bliskimi uwidaczniało się uczucie żalu, że nie było Mu dane pracować na wymarzonym stanowisku organizatora wielkiego postępu techniki lotniczej i zwiększyć wkład Polaków w rozwój lotnictwa.

Odszedł jeden z tych Kolegów, którzy byli twórcami sukcesów lotnictwa polskiego w okresie międzywojennym.

L. D.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK XII

WARSZAWA, KWIECIEŃ 1962 r.

ZESZYT 4

ZAGADNIENIA OGÓLNE

- 74 621.001:658.57 ILot
Ławrow W. D.: Planowanie i ucztó opytnych i naucžno-issledowatielskich rabot w maszynostrojenji. Planowanie i sprawozdawczość doświadczalnych i naukowo-badawczych prac w budowie maszyn. Moskwa, 1961, Maszgiz, D, s. 143, tabl. 30.
W książce rozpatrzono: kolejność opracowania, zatwierdzenia i finansowania perspektywicznych i rocznych tematycznych planów prac doświadczalnych naukowo-badawczych. Etapy realizacji. Kolejność wprowadzania nowych maszyn do produkcji seryjnej. Podstawowe drogi przyspieszenia i potanienia produkcji doświadczalnej.
Wyjaśniono zagadnienia normowania wydatków, planowania strat i sprawozdawczości wykonania prac doświadczalnych i naukowo-badawczych. Książka dotyczy warunków radzieckich. R. S.

HYDROAEROMECHANIKA

- 75 533.695.5:621—253 ILot
Brzozowski W., Śmigielski J., Zabicki A.: Wyniki badań palisad turbinowych profili akcyjnych TP2 i A1a w tunelu dużych prędkości. Prace Inst. Maszyn Przepł. 1961, nr 5, s. 3—59, rys. 52, ods. 17.
Wyniki badań dwóch palisad akcyjnych: złożonych a) z profili typu klasycznego oraz b) z profili zmodernizowanych, oznaczających się z dużą nieczułością na kąt napływu. Badania te przeprowadzono przy dużych prędkościach w powietrzu z uwzględnieniem przekrycia i częściowego zasilania. W czasie badań ustalono wielkość strat i stopnia reaktywności dla obu palisad oraz ich zależność od parametrów konstrukcyjnych.
Wykonano zdjęcia zjawisk falowych powstających przy przekroczeniu prędkości dźwięku, wykorzystując do tego celu aparaturę optyczną systemu Toeplera. (a)

- 76 533.697.4 ILot
Linnecken H.: Die verlustbehaftete Stromung in Lavalduesen. Przepływ ze stratami w dyszach Laval. Forsch. Ing. Wes., 1961, t. 27, nr 4, s. 97—104, rys. 20, tabl. 2, ods. 12.
Równania strat wyprowadzono i wyznaczył numerycznie. Wyniki dotyczą przegrzanej pary i powietrza jako pracujących płynów o stosunku ciepła właściwego odpowiednio 1,3 i 1,4. Obliczenia przeprowadzono dla dysz o kołowym lub prostokątnym przekroju poprzecznym z prostoliniowymi ściankami ograniczającymi w części rozszerzonej. R. S.

- 77 533.6.071:533.695.5:621—253 ILot
Brzozowski W.: Tunel dwupalisadowy do badań przy dużych prędkościach przepływu. Prace Inst. Masz. Przepł., 1961, nr 4, s. 13—41, rys. 34, ods. 3.
Urządzenie tunelowe do badań palisad łopatkowych, w przepływie płaskim, z dużymi prędkościami przydźwiękowymi. Zebrane doświadczenia z pracy poprzednich urządzeń doprowadziły do koncepcji stoiska, w którym szereg trudności pomiarowych zostało usuniętych. Potwierdziły to wyniki pomiarów otrzymane z pracy opisanego tunelu. Fotografie przepływu wykonano za pomocą urządzenia typu Schlierena. (a)

- 78 531.787:533.6.011.8 ILot
Enkenhus K. R., Harris E. L., Patterson G. N.: Pressure probes in free molecule flow. Czujniki ciśnieniowe w wolnym przepływie molekuł. UTIA Rev., nr 19, lip. 1961, s. 13, rys. 9, ods. 12.
Gdy średnia swobodna droga cząstki staje się znaczna w stosunku do charakterystycznego wymiaru czujnika ciśnieniowego, to przestają być ważne zwykłe formuły ciągłościowe odnoszące mierzone ciśnienie do ciśnienia swobodnego przepływu i do liczby Macha. Niniejsza praca rozpatruje przypadek, gdy średnia swobodna droga cząstki jest tak duża w stosunku do średnicy czujnika, że można zaniedbać zderzenia międzycząsteczkowe. Jest to założeniem dla swobodnego przepływu molekuł. Podano teoretyczne wyrażenia dla pomiaru ciśnienia w plynącym gazie, za pomocą czujnika otworkowego i czujnika z długą rurką. Badania doświadczalne zostały dokonane przy wykorzystaniu tunelu o małej gęstości i ramienia wirującego. Uzyskano zupełnie zadowalającą zgodność teorii i doświadczenia. Aczkolwiek przytoczona praca została wykonana głównie w związku z przepływem rozrzedzonych gazów wokół modeli, to jednak wyniki jej są również przydatne dla rozważań sytuacji spotykanych przy badaniach górnych warstw atmosfery. J. N.

- 79 533.6.071:624.92 ILot
Dau K.: Wind tunnel tests on the Toronto City Hall. Badania tunelowe na modelu budynku Toronto City Hall. UTIA Techn. Note nr 50, lip. 1961, s. 9, rys. 35, ods. 5.
Zostały wykonane następujące doświadczenia na modelu budynku Toronto City Hall w tunelu UTIA o małej prędkości: stałe ciśnienia były mierzone na ścianach modelu dla sześciu kierunków prędkości i na trzech poziomach wzdłuż ścian wewnętrznych i zewnętrznych obu wież. Zmienne ciśnienia na ścianach były mierzone w czterech punktach modelu za pomocą złożonych mikrofonów tam, gdzie zachodziło wytwarzanie wirów.

Również dokonywano doświadczeń wizualnych w małym tunelu dymowym. Wyniki wskazują na stały rozkład ciśnienia na ścianach zewnętrznych, podobny do spotykane go na cylindrze kołowym, jednak z wyższymi wierzchołkami dla ssania. Rozkład ten jest w znacznej mierze przyczyną obciążeń skrętnych, podczas gdy zupełnie jednostajny rozkład ciśnienia na stronie wewnętrznej przyczynia się głównie do gięcia. Badania ciśnień zmiennych wykazują, że wytwarzanie wirów zachodzi dla dwóch kierunków wiatru. Ciśnienia zmienne wykazują zupełnie regularne falowania, których pierwiastek ze średniej wartości kwadratów można ocenić na 10% obciążenia dynamicznego. Z powodu znacznej różnicy pomiędzy skalą modelu i budynkiem w naturze nie można wyciągnąć żadnych konkretnych wniosków odnośnie amplitudy i częstotliwości wirów, jeśli jakieś istnieją, dla budynku w pełnej skali. J. N.

- 80 533.695.3:629.136.039 ILot
Smith R. E.: Studies of ground effect on a 60° inwardly inclined annular jet (P. II.). Studium wpływu ziemi na strumieniu pierścieniowym, nachylony do wewnątrz pod kątem 60° (Cz. II). UTIA Techn. Note nr 47, maj 1961, s. 29, rys. 24, ods. 9.
Podstawowy ciąg ciśnieniowy, działający na płytę podstawową o średnicy 6 cali dla modelu strumienia wylotowego nachylonego do wewnątrz pod kątem 60°, został zmierzony dla zerowego kąta natarcia, przy użyciu rozkładu ciśnień, działających na podstawę — w szerokim zakresie wydłużeń (67 do 524), stosunków ciśnień (do 3.0) i wysokości nad ziemią ($0,033 \leq h/D \leq 2,44$). Ciśnieniowy ciąg podstawowy w postaci współczynnika zwiększenia ciągu, dobrze zgadzał się z wynikami I części niniejszego studium, lecz tylko w przybliżeniu — z teorią. Nakreślono rozkłady ciśnień podstawowych dla wskazania na zachowanie się toroidalnego ruchu wirowego, odnoszącego się do każdego z obrazów przepływu. Przedyskutowano nietrawne obrazy przepływu i szczególną asymetrię w niektórych zakresach doświadczeń. Przedstawiono granice pętli histerezy, charakterystycznych dla zogniskowanego strumienia wylotowego. J. N.

MECHANIKA LOTU

- 81 533.691.13.045 :629.138.5 ILot
Lehmann W.: Wahl der Profildicke und Flügelpeilung bei Verkehrsflugzeugen im Hinblick auf den zulässigen Geschwindigkeitsbereich. Wybór grubości profilu i strzały płatów dla samolotów komunikacyjnych z punktu widzenia dopuszczalnego zakresu prędkości. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 11, s. 323—326, rys. 7, ods. 6.
Na wstępie omówiono dopuszczalny współczynnik siły nośnej i rezerwę kąta ustawienia wymaganą dla samolotów komunikacyjnych jako czynnika bezpieczeństwa na podmuchy pionowe. Z tego warunku wynika dopuszczalna najmniejsza prędkość. Ze związku między dopuszczalnym współczynnikiem siły nośnej (przebieg tego współczynnika pokazano poza liczbą Macha za pomocą pomiarów tunelowych), a rzeczywistym współczynnikiem siły nośnej podczas lotu, otrzymuje się najwyższą dopuszczalną grubość profilu, względnie potrzebnego kąta strzały, w zależności od podrodznej liczby Macha. R. S.

- 82 533.6.013.42:533.6.011.5 ILot
Lubimow W. M.: Niekotoryje tocznyje reszenja zadaczi ob awtokolebanjach strielowidnowo krylja w swierchzrukowom potokie gaza. Niektóre dokładne rozwiązania zagadnienia drgań własnych skrzydła skośnego w nadźwiękowym strumieniu gazu. Inż. Sbornik, 1961, t. 31, s. 170—178, rys. 3, ods. 3.
Skrzydło przyjmuje się schematycznie jako belkę wspornikową o zmiennej sztywności na zginanie i skręcanie (zginająco-skrętny model). Siły aerodynamiczne uwzględnia się według „teorii tłokowej“. Rozpatrzono cząstkowe przypadki czysto skrętnych, łącznych zginająco-skrętnych i czysto zginających drgań skrzydła skośnego w założeniu, że oś sztywności skrzydła zbiega się z linią środków mas, a ciężka jest stała. R. S.

- 83 533.6.013.42:629.13.014.3 ILot
Babykin W. W., Romanowski Ju. M.: Nielinieinyje kolebanja krylja samolota pri polotie w niespokojnom wozduchie. Nieliniowe drgania skrzydła samolotu podczas lotu w niespokojnym powietrzu. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Miecz. i Maszynost., 1961, nr 4, s. 83—90, rys. 8, ods. 6.
Rozpatrzono wpływ suchego tarcia w przegubie lotki na drgania sprężystego skrzydła podczas lotu samolotu w niespokojnym powietrzu. Praktycznie ważnym celem takiego badania jest po pierwsze — dobór wielkości momentów suchego tarcia w przegubie lotki, zabezpieczających niezawodnie tłumienie drgań wymuszonych i po drugie — otrzymanie możliwości zapobiegania zginającemu flatterowi lotek za pomocą tłumika suchego tarcia. Zreferowano wyniki otrzymane metodą modelowania elektronowego. R. S.

- 84 533.6.013.42:533.6.013.8 ILot
Sponder E. W.: Das Schwingungsverhalten von Flugkörpern bei beschleunigter Bewegung. Drgania pocisków raketowych przy ruchu przyspieszonym. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 11, s. 326—328, rys. 5.

Jeżeli pocisk rakietowy w locie przyspieszonym dozna zakłóceń swego stanu równowagi, wtedy zanikają drgania powstałe w wyniku przyspieszenia. Tego nie można by przypisać rozproszeniu energii, raczej drgający pocisk podczas swego przyspieszenia pobiera ją z energii zewnętrznej, kiedy zmniejszają się amplitudy pod działaniem unieruchomienia przez momenty sił powietrznych. To przejście jest odwracalne, to znaczy przy opóźniającym się locie pobrana energia drgań jest oddawana przez zwiększanie kąta wychylenia i osiąga ten sam stan wyjściowy.
R. S.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

85 533.662.6:539.433 ILot
Kosko E.: The free uncoupled vibrations of a uniformly rotating beam. Wolne niesprężone drgania jednostajnie obracającej się belki. UTIA Rev. nr 15, marz. 1960, s. 35, rys. 10, ods. 13.
Przegląd wyprowadza i przedstawia równania ujmujące wolne niesprężone drgania giętne i skrętne niezwichrzzonej belki, obracającej się z jednostajną prędkością. Poświęcono uwagę efektom sprężystej zawiasy u nasady i skoncentrowanej masy na końcu belki. Podano w postaci wykresów wpływ tych czynników na pierwsze trzy naturalne częstotliwości momentów gnących u nasady, momentów skręcających i sił tnących.
J. N.

86 533.6.011.5:533.6.013.422 ILot
Ambarcumian S. A., Bagdasarian Z. Je.: Ob ustojczivosti ortotropnych plastinok, obtekiejmych swierchzrukowym potokom gaza. O stateczności ortotropowych płyt, opływanych nadźwiękowym strumieniem gazu. Izv. Akad. Nauk. SSSR, Otd. tiechn. Nauk, Miecz. i Maszinostr. 1961, nr 4, s. 91-96, rys. 3, ods. 8.
Rozpatrzono zagadnienie nieliniowego flatteru ortotropowej prostokątnej płyty, opływanej nadźwiękowym strumieniem gazu. Dano próbę wyznaczenia wpływu poprzecznych przesunięć na charakterystyki flatteru.
Zagadnienie można rozwiązać w przybliżeniu dla przypadku nieliniowego za pomocą metod wariacyjnych.
R. S.

ŚMIGŁA

87 629.135.8:629.13.088 ILot
Wickens R. H.: Aspects of efficient propeller selection with particular reference to man-powered aircraft. Aspekty doboru sprawnego śmigła ze szczególnym uwzględnieniem śmigła. Canad. Aeronaut. J., list. 1961, t. 7, nr 9, s. 319-330, rys. 16, ods. 55.
Stopień sukcesu jaki można osiągnąć za pomocą śmigła, zależy w znacznej mierze od sprawności napędu. Śmigło, jako środek do wytwarzania ciągu, jest w niniejszym artykule przeanalizowane w zależności od optymalnego posuwu, ciężaru i sprawności. Wielkości współczynników sprawności, otrzymywane w praktyce, zostały porównane z wielkościami teoretycznymi dla śmigła idealnego, a następnie przedyskutowano różne aspekty projektu wysokosprawnej łopatkki. Ponieważ śmigło dla śmigłolotu ma pracować przy niższych liczbach Reynoldsa niż spotykane zazwyczaj w praktyce, poświęcono specjalną uwagę wpływowi warstwy przyściennej i skali.
J. N.

CZĘŚCI I WYPOSAŻENIE AERODYN

88 629.13.015.12-592 ILot
Weaver C. R.: Review of the past, present and future aircraft brake. Przegląd dawniejszych, obecnych i przyszłych hamulców samolotowych. Canad. Aeronaut. J., list. 1961, t. 7, nr 9, s. 331-340, rys. 19.
Jest to przegląd rozwoju hamulców samolotowych, począwszy od stosowanych organicznych materiałów okładzinowych oraz tarczy z miękkiej stali lub żelaza lanego i upustów ciepła bębnowego aż do zastosowania okładzin metalowych, wytrzymałych na bardzo wysokie temperatury i służących do zwiększania odpływu ciepła. Podano perspektywy hamulców chłodzonych cieczą, które obecnie znajdują się w stadium rozwoju.
J. N.

89 629.13.015.12 ILot
Randall L. S.: Modern aircraft tire development. Rozwój nowoczesnej opony samolotowej. Interavia, wrzes. 1961, r. 16, nr 9, s. 1257-1260, rys. 7, tabl. 4.
Omawia się wymagania stawiane oponom, zwłaszcza odnośnie przylegania protektora i jednolitości strukturalnej. Wyszczególniono dane porównawcze dla opon samochodowych i samolotowych dla zobrazowania doniosłości zagadnienia. Przedyskutowano geometrię ruchu opony, wytwarzanie ciepła, tworzenie się fal stojących i dążenia odnośnie ciśnienia napełniania. Podano czynniki, które należy uwzględnić w projekcie; wymiary i wzory protektorów, kształt opony, konstrukcję szkieletu sznurkowego.
J. N.

90 629.135.061 ILot
Baszta T. M.: Rastzoty i konstrukcji samolotnych gidrawliczeskich ustrojstw. Obliczenia i konstrukcja samolotowych urządzeń hydraulicznych. Moskwa, 1961, Oborongiz, D. s. 475, rys. 329, tabl. 25, ods. 17.
Opis konstrukcji, metody obliczeń i analiza podstawowych charakterystyk różnych zespołów i urządzeń układów hydraulicznych z uwzględnieniem własności pracujących płynów. Przy analizie

metod obliczeń uwzględniono ważniejsze czynniki, wpływające na pracę zespołu i przepływ pracującego płynu w układach. Rozpatrzono silniki hydrauliczne i pompy (łódkowe, łopatkowe, żebratę), napędy, cylindry energetyczne, urządzenia rozdzielcze i nadzorujące, regulatory wydatku, urządzenia zdalne i nadające, urządzenia uszczelniające.
R. S.

91 629.13.06-82 ILot
Reynaud F.: Fluides de transmission pour hautes temperatures. Ciecze transmisyjne dla wysokich temperatur. Rech. aero, lip.-sierp. 1961, nr 83, s. 27-31, tabl. 7, ods. 3.
Zmiany specyfikacji zwiastują wojskowych, wymagań odnośnie lepkości, zmuszają do ulepszenia takich cieczy, jak Oneryl 8. Skłonność do hydrolizy mogłaby być również polepszona. Opisano rozwój nowej cieczy PS8 i dokonano jej badania. Wyniki podano szczegółowo w porównaniu z wymaganiami specyfikacji Mil-H-84463. Oddziaływanie cieczy PS8 na elastomery i metale, jak również jej własności fizyczne, podano w tabeli. Dalsze badania w toku.
J. N.

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

92 629.135.014.5 ILot
Brodka E.: Die Flugzeug- Maschinensteuerung. Automatische urządzenia sterownicze samolotu. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 11, s. 316-322, rys. 11, ods. 6.
Opisano kilka systemów automatycznych urządzeń sterowniczych samolotu, jak również i ich części składowych, oraz podano zasady konstrukcyjne i obliczeniowe. Ręczne urządzenia sterownicze porównano z automatycznymi z punktu widzenia: zachowania się ich w locie, wymiarów, wydatków ciężaru, flatteru sterów ruchomych oraz bezpieczeństwa lotu.
R. S.

93 629.135.014.5:533.6.013.8 ILot
Dobrolenski Ju. P.: Turbulentnost atmosfery kak istocznik wozmusczenij dla sistem awtomaticheskowo uprawlenija samolotom. Burzliwość atmosfery jako źródło zaburzeń dla układu autometrycznego sterowania samolotem. Izv. Akad. Nauk, Otd. Tiechn. Nauk, Energi. i Awtomatika, wrzes. - paźdz. 1961, nr 5, s. 174-184, rys. 12, ods. 6.
W pracy rozpatrzono metody analitycznego opisu burzliwości atmosfery w postaci umożliwiającej wykorzystać dane dla analizy dynamiki układu samolot-pilot autometryczny. Przytoczono wyniki doświadczeń badania burzliwości za pomocą nowego przyrządu opracowanego z udziałem autora. Wykazano, że wyniki doświadczeń badania wystarczająco dobrze zgadzają się z przytoczonymi w pracy analitycznymi wyrażeniami, opisującymi pole prędkości powietrza w burzliwej atmosferze.
R. S.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

94 621.91.07 ILot
Compound-form profiling. Obróbka profilowa części o złożonych kształtach. Aircr. Prod., paźdz. 1961, t. 23, nr 10, s. 382-391, rys. 15.
Opisano metody stosowane przez Ceramic Aircraft Components Ltd. dla obróbki części, wymagających różnych rodzajów profilowania złożonych kątów, frezowania zwichrzeń, ciągłej zmiany głębokości skrawania w czasie operacji zgrubnych oraz gdy požądane jest wykonanie zbieżności.
J. N.

95 621.914 ILot
Profile miller. Frezarka profili. Aircr. Prod., paźdz. 1961, t. 23, nr 10, s. 368-369, rys. 3.
Krótki opis frezarki profili firmy Ekstron Carlson Series 200, zaprojektowanej dla ciągłego sterowania liczbowego. Maszyna posiada stałe łożo, przesuwany stół, głowicę wrzecionową na poprzecznej belce przebiegającej ponad stołem.
J. N.

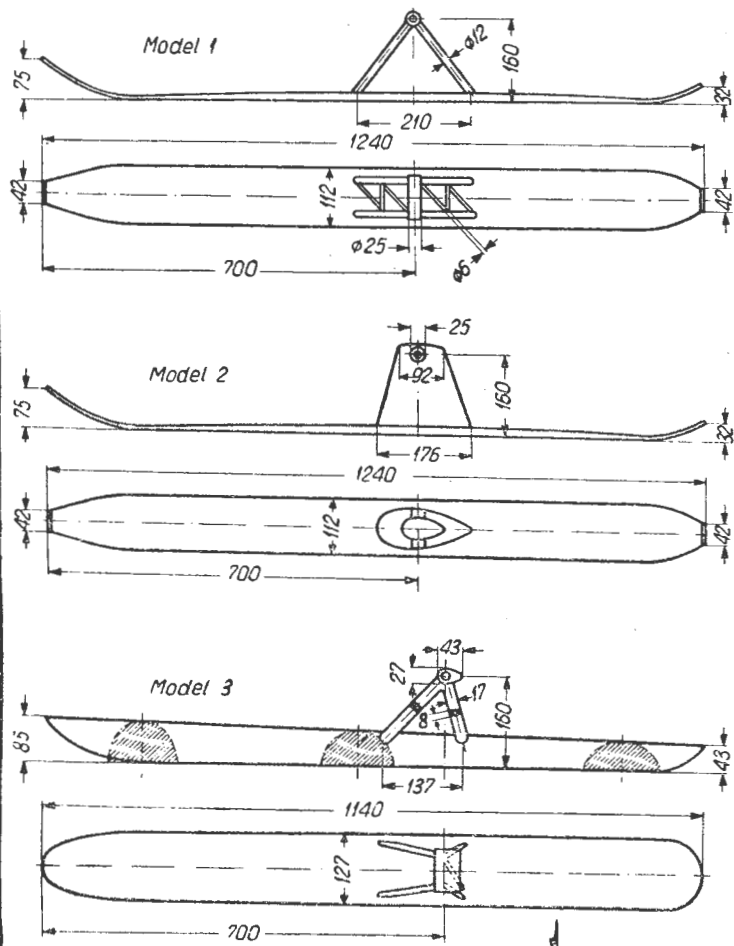
96 621.981:669.15.018.8 ILot
Nash S.G.E., Hames W. J.: Stretching stainless steel. Ciągnięcie stali nierdzewnej. Aircr. Prod., paźdz., 1961, t. 23, nr 10, s. 359-366, rys. 10.
Sprawozdanie z badań nad zdolnościami do kształtowania wysoko wytrzymałych stali austenitowych takich, jakie używa się w konstrukcji samolotów nadźwiękowych. W pracy doświadczalnej użyto stali nierdzewnej austenitowej o typie 18/8, głównym przedmiotem badań było wytwarzanie siodłowych płyt kadłubowych o długości 11 stóp, stosowanych w konfiguracji area-rule. (reguła pół).
J. N.

MATERIAŁY

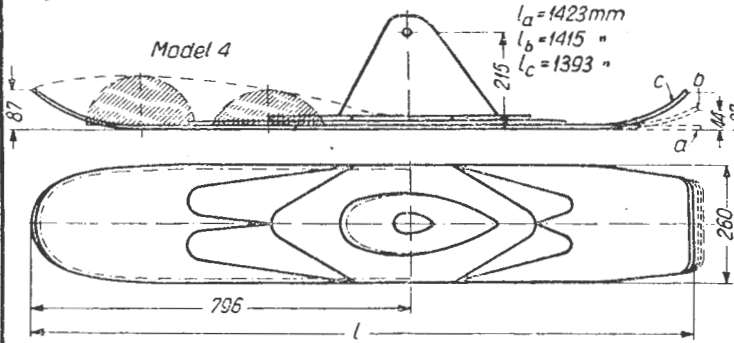
97 669.715 ILot
Nock J. A., Holt M., Sprowls D. O.: A new high-strength aluminum alloy. Nowy stop aluminiowy o wielkiej wytrzymałości. Metal Prog., wrzes., 1961, t. 80, nr 3, s. 87-91, rys. 4, tabl. 3.
Opisano własności nowego stopu aluminiowego o wysokiej wytrzymałości, oznaczonego 2219, który nie zawiera ani magnezu, ani cynku, lecz miedź jako główny składnik stapiający oraz małe ilości manganu; stop jest łatwo spawalny, wysoko wytrzymały oraz odporny na pęknięcia naprężeniowo-korozyjne.
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.

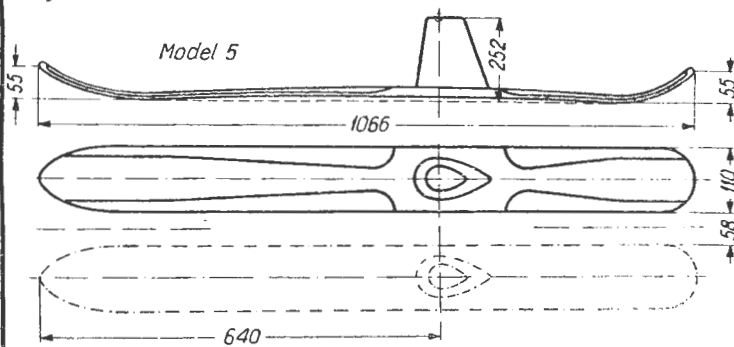
Rys. 1 Szkic modeli badanych



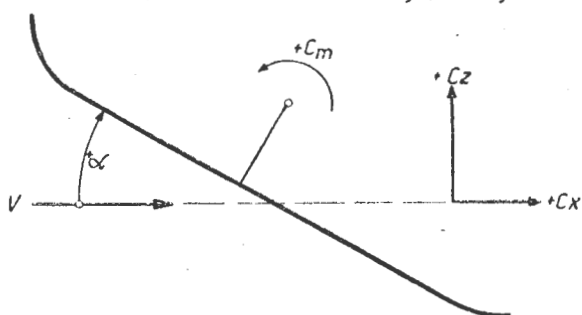
Rys. 2 Szkic modelu 4



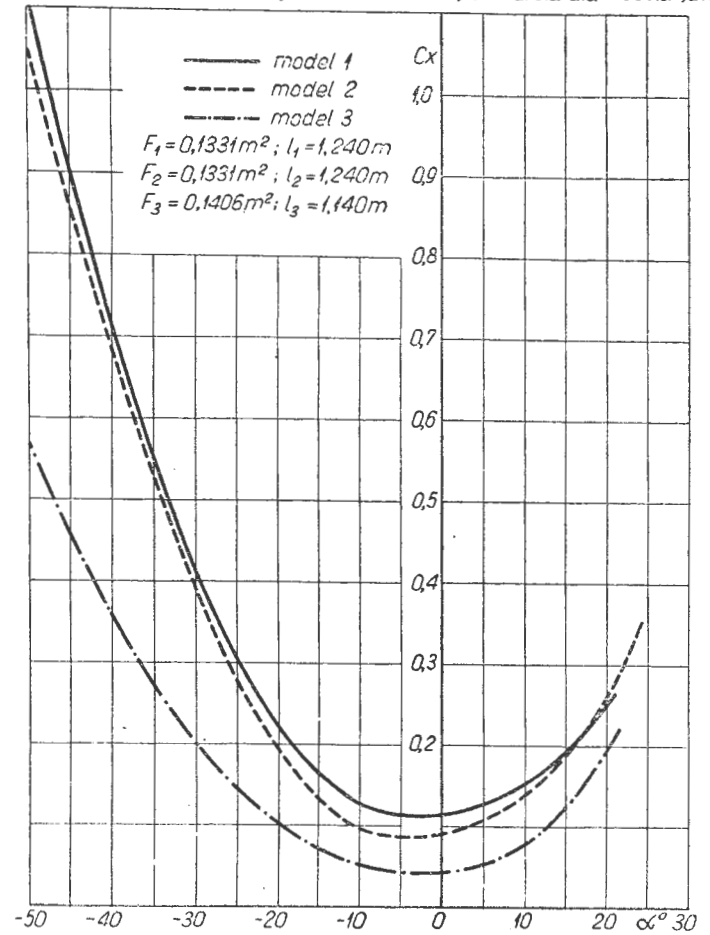
Rys. 3 Szkic modelu 5



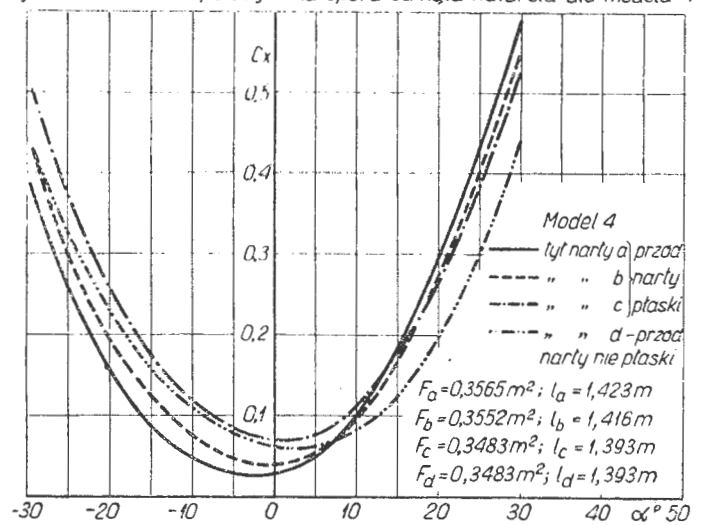
Rys. 4 Schemat układu odniesienia sił aerodynamicznych



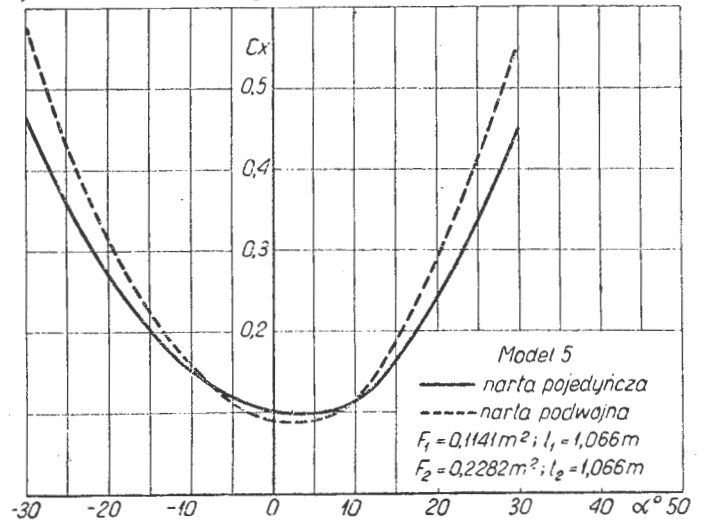
Rys. 5 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla modelu 1,2,3



Rys. 6 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla modelu 4



Rys. 7 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla modelu 5



POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

(dokończenie z II str. okł.).

Rys. 5 przedstawia cztery uproszczone kształty kadłubów-łodzi i odpowiadające im współczynniki oporu.
Na rys. 6 podano cztery typowe przykłady kadłubów-łodzi oraz odpowiadające im współczynniki oporu.

Wszystkie współczynniki oporu kadłubów-łodzi odniesione zostały do rzutu czołowego.

Większy opór pływaków i kadłubów-łodzi od kadłubów samolotów lądowych jest wynikiem głównie oporu tak zwanego „stopnia”, służącego do rozpryskiwania gładkiej powierzchni wody. Z tego powodu warto zwrócić uwagę na opór wywołany stopniem.

W obliczeniach wstępnych można posłużyć się wzorem:

$$C_x = 0,6 \sqrt[3]{\frac{h}{x}}$$

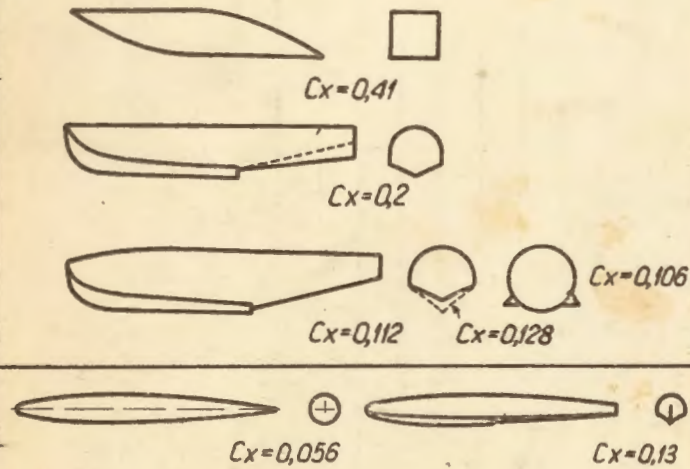
gdzie: h — jest wysokością stopnia,
 x — jest odległością stopnia od początku kadłuba (lub pływaka).

Badania doświadczalne dały wyniki różniące się zasadniczo od uzyskanych za pomocą wzoru (do 50%). Jest to skutek znacznej interferencji, skomplikowanej geometrii kadłubów-łodzi i pływaków.

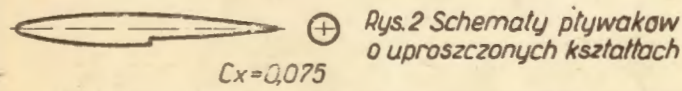
Na rys. 7 podana została zależność współczynnika oporu omówionego stopnia od stosunku $\frac{h}{x}$ (%).

Podane współczynniki oporu stopnia odnoszą się do powierzchni czołowej stopnia i kadłuba-łodzi (lub pływaka).

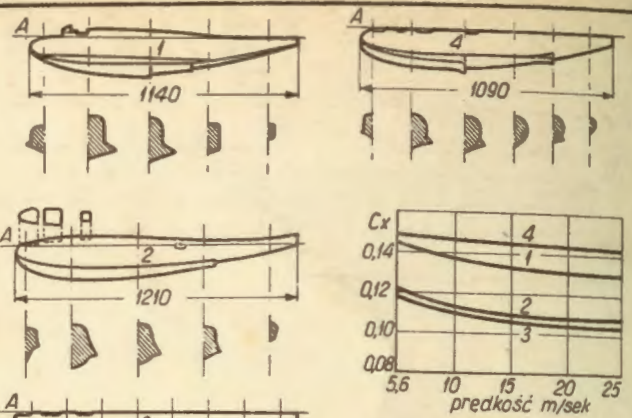
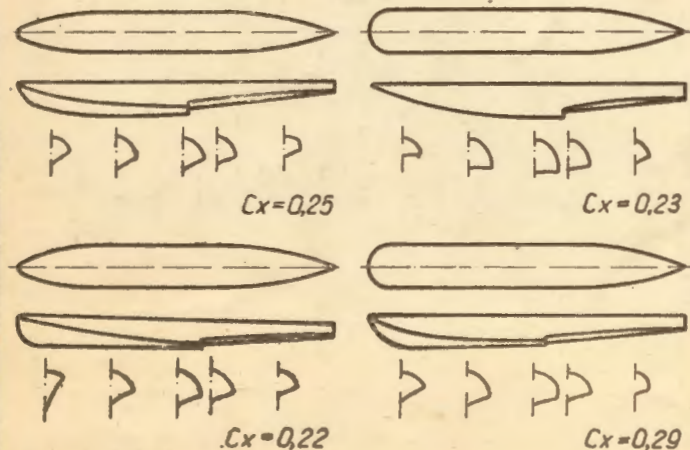
Rys. 1 Schematy pływaków o uproszczonych kształtach



Rys. 2 Schematy pływaków o uproszczonych kształtach

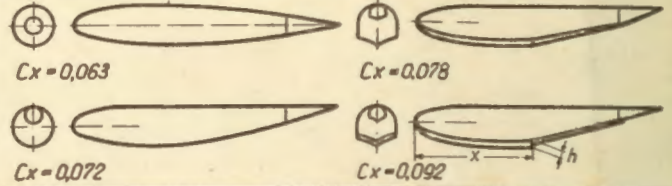


Rys. 3 Typowe przykłady pływaków

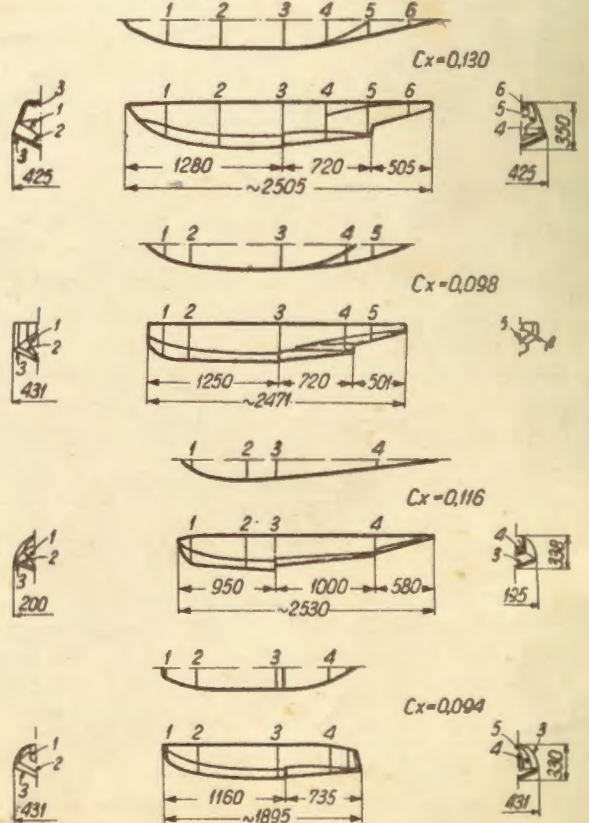


Rys. 4 Zależność współczynnika oporu od prędkości dla czterech kadłubów-łodzi latających

Rys. 5 Schematy kadłubów-łodzi o wyidealizowanych kształtach



Rys. 6 Typowe przykłady kadłubów-łodzi latających



Rys. 7 Zależność współczynnika oporu stopnia od stosunku h/x (%)
(1) Cowley „Tests of Models, High-Speed Seaplane” Schneider Trophy „Contest” ARC RM 1296 and 1299. (2) Hartman „Aerodynamic Drag of Flying Boat Hulls Measured in Wind Tunnel” NACA T Note 525(1925)

