

8

TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
SIERPIEŃ 1962**



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Opory różnych, drobnych części samolotu

Cz. I

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Opory bomb

W obliczeniach, stanowiących I przybliżenie, można przyjąć, że współczynnik oporu bomby małego lub średniego kalibru, wieszanej pod skrzydłem (bez oporów interferencyjnych), wynosi:

$Cx_B = 0,20 \div 0,24$. Dokładniej można policzyć opory bomb podwieszonych za pomocą wzoru:

$$Cx_B = Cx'_B \cdot k_1 \cdot k_2 + \frac{(Cx \cdot \xi)}{S_B}$$

gdzie:

Cx'_B jest współczynnikiem bomby,

k_1 — określa wzajemny wpływ skrzydła i bomby. Współczynnik ten zależy od odległości bomby od skrzydła (h_B) i średnicy bomby (d_B). Współczynnik k_1 można określić za pomocą tabeli 1 i rys. 1.

k_2 — zależy od wzajemnej odległości bomb (b_B) i średnicy bomby (d_B). Współczynnik ten można określić za pomocą tabeli 2 i rys. 2. (d.c. na III i IV str. okł.)

TREŚĆ

	str.
Rozwój techniki w przemyśle lotniczym w oparciu o uchwały X Plenum	225
R. GUDEL — Lotnictwo Ag, cz. I	226
W. KORDZIŃSKI — Zagadnienie reprezentatywności wyników prób przeprowadzonych na pojedynczym prototypie silnika turbinowego	231
J. GRZEGORZEWSKI — Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. II	235
W. SZACHNOWSKI — Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. II	242
Lotnicze słownictwo techniczne	245
Na półkach księgarskich	247
Kronika	250
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	251
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. LEWALSKA: Opory różnych, drobnych części samolotu	okł.

CONTENTS

	page
Development of engineering in aircraft industry according to resolutions of X Plenary Session	225
R. GUDEL — Agricultural Aviation, part I	226
W. KORDZINSKI — Problem of representativity, of testing results carried over a simple prototype of turbine engine	231
J. GRZEGORZEWSKI — Combustion chambers of aircraft turbine engines, part II	235
W. SZACHNOWSKI — Ultrasonic method of junction metals and alloys, part II	242
Aviation terminology	245
On Bookseller's Shelves	247
Chronicle	250
Aviation Documentation Review	251
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Drags of different, small parts of aircraft	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Развитие техники в авиационной промышленности на основе резолюции X Пленума	225
R. GRUDEL — Агротехническая авиация, ч. I	226
W. KORDZIŃSKI — Вопрос представительности результатов испытаний проведенных на одном прототипе турбинного двигателя	231
J. GRZEGORZEWSKI — Камеры сгорания авиационных турбинных двигателей, ч. II	235
W. SZACHNOWSKI — Ультразвуковой метод соединения металлов и сплавов, ч. II	242
Авиационная терминология	245
На книжных полках	247
Хроника	250
Документальный обзор авиации	251
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA — Сопротивления разных мелких частей самолета	обложка



Antena radarowa średniego zakresu firmy Telefunken w Hannoverze

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 Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. 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”.



Rozwój techniki w przemyśle lotniczym w oparciu o uchwały X Plenum

W związku z obradami X Plenum KC PZPR oraz powziętymi na nich uchwałami, zmierzającymi do zapewnienia niezbędnego klimatu dla postępu technicznego w przemyśle maszynowym — odbyło się posiedzenie Kolegium Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego z udziałem wiceministra Przemysłu Ciężkiego mgr inż. Z. Ostrowskiego. Obszerniejszą notatkę o obradach zamieściliśmy w dziale „Kronika”, poniżej drukujemy Uchwałę Kolegium.

Redakcja

Uchwała Kolegium Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego z dnia 22.5.62 r. w sprawie rozwoju techniki w przemyśle lotniczym.

W oparciu o uchwały X Plenum KC PZPR, wytyczające dalsze kierunki rozwoju techniki oraz wzrostu wydajności pracy, Kolegium ZPL ustala następujące zadania dla przemysłu lotniczego:

I. Należy uznać za niezadowalający obecny stan rozwoju techniki w przemyśle lotniczym na odcinku usprawnienia produkcji.

Wyraża się on systematycznym niewykonywaniem planów postępu technologicznego. Konieczne jest zatem nadanie w Zakładach właściwej rangi zakładowym planom rozwoju technicznego. Tematy postępu powinny być uznane za równie ważne z zadaniami produkcyjnymi.

II. Podstawą rozwoju techniki powinny być plany opracowywane i stale aktualizowane przez zakłady.

Plany te powinny być w pełni powiązane z bieżącymi potrzebami zakładów i wpływać na efekty co najmniej następnego roku.

III. Podstawowymi kierunkami, które powinny zająć właściwe miejsce w planach postępu technicznego zakładów, są:

- opracowanie cykli produkcyjnych przez wprowadzenie szerokiej unifikacji i normalizacji oprzyrządowania, rozwijanie przyrządów uniwersalnych oraz rewizja metod uruchamiania produkcji;
- podwyższenie wykorzystania parku maszynowego przez pełne oprzyrządowanie obrabiarek, wprowadzenie obróbki wielostrzowej, wielopozycyjnej i stosowanie nowoczesnych narzędzi;
- obniżanie czasów przygotowawczych i zakończeniowych przez mechanizację wyposażenia obrabiarek i grupową obróbkę;
- zdecydowane obniżenie pracochłonności wyrobów, szczególnie występujących w dużych ilościach, przez organizowanie gniazd i linii przedmiotowych i stosowanie bardzo wydajnych maszyn;
- oszczędność materiałów przez wprowadzenie metod precyzyjnego kształtowania półfabrykatów, jak odkuwki, odlewy, wypraski — szerokie stosowanie tworzyw sztucznych oraz eliminację materiałów deficytowych;
- wprowadzanie nowoczesnych metod produkcyjnych, jak obrabiarki sterowane programowo, wysokowydajne itp.

IV. Należy w znacznie większym stopniu niż obecnie angażować środki obrotowe zakładów do realizacji zadań postępu technicznego, przede wszystkim na odcinku szybko rentujących się zamierzeń.

Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego ma możliwość zapewnić dodatkowe środki na zagadnienia, przekraczające środki zakładów, jeżeli efekty ekonomiczne uzasadniają takie uzupełnienie planów.

V. Rentowność i efektywność przedsięwzięć postępu technicznego powinna być sprawdzana przy ich planowaniu, a szczególnie w etapie wdrażania do produkcji. Ocena efek-

tów, uzyskanych przez wydziały produkcyjne, winna być obowiązkiem kierowników poszczególnych placówek.

VI. Należy przyjąć zadania objęte planem postępu technicznego na 1962 r. jako zadania dla całej kadry pracowników inż.-technicznych. Powinny być one doprowadzone do poszczególnych stanowisk, które winny rozliczać się systematycznie z wykonania zadań.

Kolegium zgłasza do ZPL następujące dezyderaty:

1. Zorganizować w jak najkrótszym czasie następujące konferencje, celem zapewnienia podstaw dla realizacji planów postępu technicznego:

- konferencję z udziałem przemysłu obrabiarkowego dla wyjaśnienia możliwości dostaw nowoczesnych obrabiarek, koniecznych dla modernizacji metod obróbki,
- konferencję z udziałem przemysłu narzędziowego, w celu doprowadzenia do poprawienia jakości narzędzi handlowych oraz zapewnienia perspektyw uzyskania nowoczesnych narzędzi pomiarowych.

2. Konieczna jest poprawa jakości wyrobów gumowych i polepszenie realizacji dostaw. Należy doprowadzić do konkretnych zobowiązań przemysłu gumowego dla zabezpieczenia pełnych potrzeb przemysłu lotniczego.

3. Jakość wyrobów przemysłu hutniczego w dalszym ciągu powoduje duże trudności w produkcji zakładów lotniczych oraz przyczynia się do występowania dużych strat. Konieczne jest wywarcie odpowiedniego nacisku na hutnictwo celem podwyższenia jakości wyrobów hutniczych.

4. Szybka realizacja poważniejszych urządzeń, objętych planem technicznym, wymaga uproszczenia formalności i skrócenia terminów dostawy potrzebnych do tego celu materiałów i gotowych produktów.

5. Zorganizować Biuro Konstrukcyjne chłodnic w Krakowie.

6. Zorganizować w Zjednoczeniu komórkę informacji technicznej, której zadaniem byłaby wymiana doświadczeń między zakładami i ułatwianie uzyskiwania materiałów informacyjnych z zewnątrz.

W stosunku do resortu Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego Kolegium zgłasza następujące dezyderaty:

1. Umożliwić zakładom lotniczym korzystanie ze środków, powstających z upłynienia zbędnych maszyn i urządzeń. Środki te będą wykorzystane na modernizację parku maszynowego.

2. Rozszerzyć akt normatywny, zezwalający na rozliczenie w czasie kosztów oprzyrządowania produkcji, również na środki trwałe, tworzące w ramach postępu technicznego. Nie wiązać ich z jednym asortymentem.

3. Upoważnić zakłady do organizowania i rozbudowy szkół zawodowych oraz zabezpieczyć konieczne na to środki.

4. Uzyskać decyzję Ministerstwa Szkół Wyższych na zorganizowanie specjalizacji chłodniczej na Politechnice Krakowskiej.

5. Wyjaśnić zakładom lotniczym perspektywę produkcyjną na lata po 1965 r. To samo dotyczy nowych opracowań konstrukcyjnych.

Lotnictwo Ag*)

Cz. I

Zagadnienie stosowania lotnictwa w rolnictwie i leśnictwie w Polsce dopiero rozwija się. Brak jest odpowiedniej literatury fachowej z tej dziedziny, brak ustalonego słownictwa technicznego. Sam problem jest jednak bardzo istotny i na tyle ważny, że powinien zainteresować pracowników lotnictwa nie związanych nawet bezpośrednio z tymi sprawami. Jest to próba zaznajomienia Czytelników z całokształtem zagadnień związanych z użyciem lotnictwa do prac gospodarczych w rolnictwie i leśnictwie, nazwanym krótko lotnictwem Ag*).

1. Wstęp

Pomimo że zastosowanie samolotów w pracach rolniczych i leśnych datuje się już od przeszło 40 lat, dziedzina ta, w porównaniu do innych dziedzin użytkowania lotnictwa, jest naprawdę w stadium początkowego rozwoju. Używanie zaś samolotów w tych pracach opiera się bardziej na praktycznym doświadczeniu niż naukowych podstawach. O ile inne dziedziny lotnictwa angażują setki lotniczych biur konstrukcyjnych, instytutów naukowo-badawczych z personelem techniczno-naukowym liczoną na setki tysięcy osób, o tyle zagadnieniami lotnictwa gospodarczego zajmuje się i to często marginesowo — zaledwie kilka fabryk lotniczych na świecie. Ponieważ zagadnienia lotnictwa gospodarczego nabierają coraz większego znaczenia we wszystkich krajach świata, niniejszy artykuł ma na celu zapoznać inżynierów i techników lotniczych przynajmniej pobieżnie z problemami związanymi z tym zagadnieniem.

Przede wszystkim dla jednoznacznego i zwięzłego określenia pewnych zagadnień proponuje się wprowadzić trzy podstawowe terminy:

lotnictwo Ag — są to samoloty, śmigłowce wiroloty — wykonujące wszelkie prace w rolnictwie, leśnictwie i innych dziedzinach gospodarczych, polegające na walce ze szkodnikami roślin, nawożeniu z powietrza, sianiu, opylaniu czy opryskiwaniu lasów, sadów, pastwisk, wapnowaniu jezior, dezynfekcji terenów, niszczeniu chwastów, szkodników, walce z pożarami itp.,

prace Ag — są to roboty wykonywane przez lotnictwo Ag wyszczególnione wyżej,

powietrzna obróbka terenu — są to prace związane z użyciem lotnictwa Ag w różnych dziedzinach gospodarczych, wyszczególnionych wyżej.

1.1. Rolnictwo a wzrost ludności

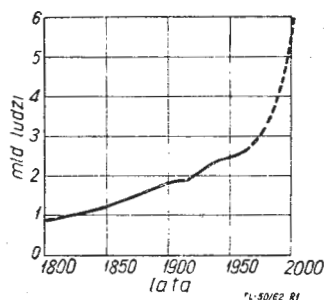
Dla określenia miejsca lotnictwa Ag w naszym życiu gospodarczym w dobie obecnej, jak i w przyszłości, należy przyrzeć się bliżej stanowi rolnictwa oraz jego możliwościom w produkcji żywności dla rosnącego w szybkim tempie zaludnienia ziemi.

W 1800 r. ludność kuli ziemskiej wynosiła tylko 900 milionów, po 150 latach, w 1950 r., ludność wzrosła do 2,5 miliarda. Dzisiaj ilość ludzi przekracza już 2,8 miliarda, a za 40 lat przewiduje się dalszy wzrost ludności do 6 miliardów (rys. 1). Wykres na rys. 2 wykazuje kształtowanie się światowego areалу zasiewanych zbóż w ostatnich 20 latach.

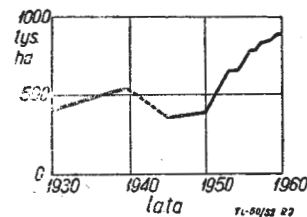
Jak dotychczas, światowa produkcja rolnicza dotrzymywała mniej więcej kroku temu wzrostowi zaludnienia. Było to wynikiem stałego postępu w rolnictwie. Postęp ten nie był jednak równomierny we wszystkich krajach. Na przykład metody produkcji w wielu krajach nowo wyzwolonych nie odbiegają od tradycyjnych ręcznych motyk, mimo że istnieją i coraz bardziej rozwijają się międzynarodowe organizacje wzajemnej wymiany doświadczeń w tej dziedzinie. Przy Organizacji Narodów Zjednoczonych istnieje wyspecjalizowana agencja, tzw. Międzynarodowa Organizacja Wyżywienia i Rolnictwa (Food and Agricultural Organization), która ma za zadanie prowadzić całokształt tych spraw i pośredniczyć przy międzynarodowej wymianie doświadczeń.

Dla przykładu można wziąć postępowanie w rolnictwie USA. 100 lat temu jeden farmer mógł wyżywić siebie i wyprodukować żywności dla innych 5 ludzi, w 1940 roku —

dzięki ulepszeniu techniki rolnej — mógł wyżywić 10 ludzi. Dzisiaj, dzięki automatyzacji i wprowadzeniu chemikaliów, może wyprodukować żywności dla 23 innych ludzi, a już w 1975 r. będzie musiał wyżywić siebie i 42 innych! W tym samym czasie sponad 800 milionów ha w USA obrabiane było jedynie 160 mln i w latach tych nie notowano wzrostu uprawnego arealu; natomiast zanotowano wyraźny spadek ilości zatrudnionych w rolnictwie ludzi (wykres na rys. 3). Od 1940 r. ponad 1,5 mln farmerów opuściło wieś i przeszło do miast i fabryk, lecz mimo to produkcja rolna znacznie wzrosła, zabezpieczając coraz to większy popyt. Wzrost wydajności w rolnictwie wiąże się ściśle z wprowadzeniem mechanizacji, zróżnicowaniem roślin i uprawami nowych roślin jako wartościowego pokarmu dla zwierząt, z szerokim użyciem nowych rodzajów nawozów i innych środków chemicznych (do walki z chwastami, szkodnikami), przeważnie rozsypanych z samolotów.



Rys. 1. Wzrost ludności na świecie



Rys. 2. Światowy areal zbóż

Rys. 4 i 5 pokazuje wzrost zużycia nawozów sztucznych oraz wartość w dolarach dostarczanych na rynek chemikaliów: nawozów sztucznych i środków owadobójczych.

1.2. Rozwój chemikaliów stosowanych w rolnictwie

Przez szereg wieków człowiek był bezradny wobec plag, pustoszących jego zbiory, lub chorób, grasujących w jego osiedlach. Epidemie, „morowe powietrze”, plagi myszy, szczurów, szarańczy nękały ludzkość bezustannie. Epidemia tyfusu w Europie spowodowana była przez wszy, przyniesione przez szczury; zarazę ziemniaczaną w Irlandii spowodowały grzyby; w połowie XIX wieku w USA konik polny spowodował tak duże straty w żywności, że Kongres nazwał to narodową klęską. Nie wspomniano tu oczywiście o klęskach spowodowanych szarańczą, o olbrzymich rejonach malarycznych, opanowanych przez muchę tse-tse itp.

Pod koniec ubiegłego wieku specjaliści rozpoczęli eksperymenty z chemikaliami. Początkowo tran wielorybi i nafta znalazły zastosowanie w walce przeciw niektórym zarazom. W krótkim czasie zaczęto stosować i inne, jak zieleni paryską, wapno, siarkę, ciecz Bordeaux. Na szerszą skalę użyto po raz pierwszy chemikaliów w USA w 1867 r. do ochrony upraw ziemniaczanych przeciwko żukowi colorado (stonka ziemniaczana).

W początkach XX w. szereg firm rozpoczęło na większą skalę wytwarzać środki owadobójcze dla rolnictwa.

Dalszy rozwój chemikaliów, a szczególnie w czasie II wojny światowej, był bardzo gwałtowny. Wojna pobudziła badania naukowe, które z kolei doprowadziły do użycia zupełnie nowych kategorii chemikaliów: herbicydów, rodentycydów, fungicydów itp. Rozpoczęła się era naukowej walki z plagami i zarazami. Wprowadzony w 1942 r. DDT wyni-

*) Nazwa przyjęta przez autora; Ag oznacza — agrotechniczne. Również inne słownictwo nie ustalone przy dalszym rozwoju tych zagadnień może ulegać zmianom.

szczył siedliska zarazy: komary, muchy, pchły, kleszcze i wszy. Miliony ludzi zostało uratowanych od zguby.

Po wojnie, dzięki chemikaliami, w ciągu 5 lat zbiory wielu upraw wzrosły przeciętnie o 10—20%. Ilość zbóż niszczone przez choroby zredukowano. Produkcja na efektywną godzinę pracy rolnika wzrosła ponad 40%. Po raz pierwszy w historii człowiek mógł się poszczycić efektywnym zwycięstwem nad insektami, chorobami roślin, chwastami i gryzoniami. Obecnie, produkowane chemikalia używane w lotnictwie Ag można podzielić na kilka zasadniczych grup, a mianowicie:

1. **Szkodnikobójcze** — używane do niszczenia wszelkich insektów szkodzących roślinom, zwierzętom i ludziom. Tego rodzaju chemikalia i ich rozpylanie czy rozpryskiwanie stanowią ok. 36% z ogólnej ilości chemikaliów na rynku światowym. Rokrocznie areał ziemi obrabianej z powietrza szybko wzrasta. Rośnie też skuteczność zabiegów. Z całej gamy różnych chemikaliów, używanych przez lotnictwo Ag, można wymienić bardziej znane, takie jak Aldrin, BHC (Benzene Hexachloride), Chlorodane, DDT, HCH, systox, sulphur, Toxaphene.

2. **Herbicydy** — środki, używane do niszczenia chwastów i krzewów. Rokrocznie we wszystkich krajach miliony \$ wydają się na niszczenie chwastów, zielska i krzewów na olbrzymich terenach pastwiskowych. Stanowią one 13% światowego rynku chemikaliów. Niektóre z tych chemikaliów używa się po defoliacji (oprysku) w celu usunięcia liści), szczególnie przy uprawie bawełny. A oto kilka bardziej znanych nazw tej grupy chemikaliów: 2,4-D; 2,4,5-T Calcium Cyanamid, Crag Herbicide-1, Urea, TCA, Sincox.

3. **Fungicydy** — środki chemiczne służące do ochrony roślin przed chorobami spowodowanymi przez pleśnie. Stanowią 32% światowej podaży chemikaliów. Używa się je przeważnie łącznie ze środkami owadobójczymi, co zwiększa skuteczność ich działania. A oto niektóre nazwy tych środków: Copper Sulfate, sulfur, Bordoska ciecz, Ziram, Captan, Glyodin Zineb.

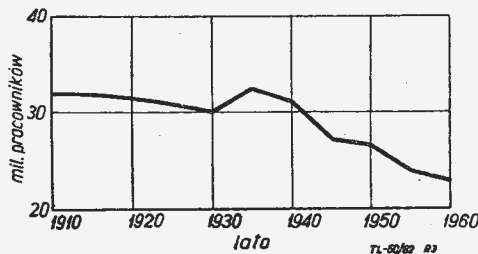
4. **Nawozy sztuczne** — stanowią jeden z ważniejszych rodzajów chemikaliów używanych w rolnictwie. Np. w USA w okresie 1935—55 zużycie roczne nawozów wzrosło do 13 milionów ton, podczas gdy w latach 1915—35 załedwie do 1 miliona ton, natomiast w 1975 r. spodziewane jest roczne zużycie nawozów wynoszące 40 milionów ton.

Nawozy sztuczne występują tak pod postacią cieczy, jak i proszków, pyłów, granulek, kulek. Zwykle używane są nawozy azotowe, potasowe, fosforowe i wapniowe.

2. Bieżący przegląd rozwoju lotnictwa Ag

2.1. Rys historyczny rozwoju lotnictwa Ag

W ślad za udanym lotem pierwszego samolotu braci Wright w 1904 r., postęp w tej dziedzinie poszedł szybko naprzód. Samoloty znalazły zastosowanie w wielu dziedzinach gospodarki. W 1911 r. leśniczy z Magdeburga, Alfred Zimmerman, opatentował swój pomysł użycia lotnictwa do

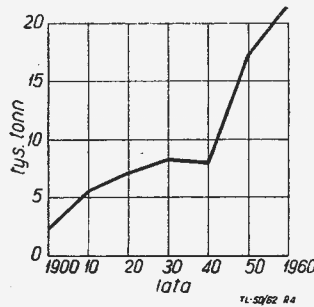


Rys. 3. Spadek wzrostu zatrudnienia w rolnictwie w USA

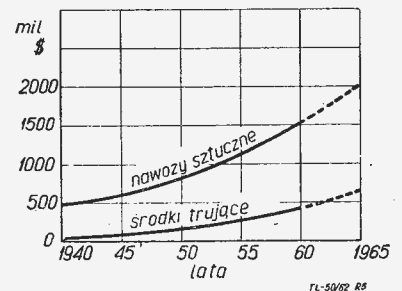
opylania chemikaliami lasów przeciwko szkodnikom niszczącym na olbrzymich obszarach. Wprawdzie nie można było w tym czasie użyć samolotów do tych celów ze względu na niski poziom techniki, lecz ten historyczny akt zaliczyć chyba można jako narodziny lotnictwa gospodarczego.

Dopiero w 1914 r. dokonano pierwszej praktycznej próby użycia samolotu w rolnictwie. Ze względu na termikę, samolot musiał wykonywać loty na wysokości 5—20 m nad konarami drzew, co oczywiście nie przyniosło pozytywnych

rezultatów, gdyż wysypane proszki zostały zniesione daleko przez wiatr. Zresztą stan techniczny ówczesnych samolotów nie kwalifikował ich użycia do niskich i niebezpiecznych lotów, jakie są konieczne przy lotach Ag. Dopiero I wojna światowa spowodowała gwałtowny rozwój techniki lotniczej i wypuszczenie szeregu doskonałych na ówczesne czasy typów samolotów, które mogły spełnić swe zadanie również w rolnictwie. W tych czasach rozpoczęto równoległe próby użycia samolotów w rolnictwie w różnych krajach. W USA pierwsze doświadczalne próby rozpoczęto w 1919 r., kiedy opylano z powietrza owocowe drzewa, opalone przez gąsienice. Dokładne próby i pomiary z urządzeniami naziemnymi przeprowadzono w dwa lata później, w sierpniu 1921 r. w Troy, niedaleko Dayton, stan Ohio. Do prób użyto samolotu wojskowego Curtis JN6, do którego z boku przytwierdzono zbiornik na 45 kg chemikaliów.



Rys. 4. Wzrost zużycia nawozów sztucznych



Rys. 5. Wartość chemikaliów Ag dostarczonych do sprzedaży w mln \$

Wyrzucono 80 kg proszku w ciągu 54 sek. Lot odbył się na wys. 6—10 m nad drzewami z prędkością 130 km/godz. Drzewa zostały idealnie opylone, a kontrola skuteczności zabiegu, przeprowadzona po 46 godz. po opylaniu, stwierdziła prawie 100% zniszczenie gąsienic. Orzeczenie specjalnej komisji wydane po próbach stwierdziło, że samolot może być użyty w różnych warunkach prac rolniczych efektywniej i skuteczniej niż typowe maszyny naziemne. Potem użycie samolotów zaczęło szybko rozprzestrzeniać się do innych dziedzin gospodarczych.

Po rewolucji w Związku Radzieckim, w lipcu 1922 r., prof. Bołdyrew z Chodyńskiego lotniska rozpoczął używanie samolotów do prac doświadczalnych na okolicznych kolchozach i sowchozach. W latach 1920—30 na większą lub mniejszą skalę używano samolotów Ag w Niemczech, Szwajcarii, Nowej Zelandii, Australii i Płd. Afryce.

2.2. Lotnictwo Ag w dobie obecnej

Lata następne, a szczególnie po II wojnie światowej, charakteryzują się gwałtownym rozwojem lotnictwa Ag. Złożyły się na to następujące czynniki:

1. Rozwój i udoskonalenie środków chemicznych w czasie II wojny oraz możliwość zastosowania ich w szerokim zakresie w rolnictwie.

2. Tysiące samolotów treningowych, wycofanych z wojnska, które można było kupić za tanie pieniądze i dostosować do prac Ag.

3. Duża ilość zdemobilizowanych pilotów, szukających zatrudnienia.

W tym czasie rozwój lotnictwa Ag zaczął opierać się już nie na improwizacji, lecz na naukowych podstawach, wypracowywanych przez instytucje naukowe i specjalistów z różnych krajów świata. Celem było udoskonalenie metod pracy samych urządzeń rolniczych montowanych na sprzęcie latającym, jak i unowocześnienie samego sprzętu lotniczego. Ażeby właściwie ocenić kierunki rozwoju tego sprzętu należy przynajmniej pobieżnie poznać zasady walki ze szkodnikami — najtrudniejszą dziedzinę pracy lotnictwa Ag.

Tysiące insektów — szkodników, niszczących rokrocznie olbrzymie pola zasiewów, można podzielić na dwie grupy:

1) zjadające rośliny — jak np. szarańcza, chrząszcze, gąsienice,

2) niszczące rośliny przez ssanie.

Ta zasadnicza różnica fizycznych charakterystyk szkodników wymaga użycia takich chemikaliów, które działają na nich w różny sposób. Na szkodniki, które wysysają soki z roślin używa się zwykle trucizn kontaktowych, takich jak

parathion, HETP lub TEPP, którymi jest najlepiej opryskiwać rośliny. Insekty giną dzięki działaniu chemikaliów na ich powierzchnię. Jest to również skuteczna walka z jajeczkami tych szkodników.

Na owady, żywiące się liśćmi używa się trucizn, którymi opryskuje się rośliny. Chemikaliami tymi trują się insekty przy zjadaniu opryskanych liści. Szereg nowych chemikaliów, takich na przykład jak DDT w postaci cieczy, działa zarówno kontaktowo jak i trująco, i stąd używa się ich jako środków uniwersalnych przeciwko obu rodzajom szkodników.

Zasadniczym warunkiem, aby obróbka powietrzna była skuteczna, jest wykonanie zabiegu we właściwym czasie przy kompletnym pokryciu terenu chemikaliami. Wykonanie zabiegu we właściwym czasie jest bardzo ważne, gdyż szkodniki w swym cyklu rozwojowym mają okresy, kiedy są mniej odporne na chemikalia i stąd pewniejsza jest skuteczność walki z nimi. Zwykle jest to okres początkowego rozwoju insektów, kiedy jeszcze nie są odporne na

Tabela 1

Ilość obrobionych z powietrza terenów w 1960 roku

Kraj	Areał tys. ha
Afryka	1240
Ameryka Łacińska	860
Australia	2100
Chiny	1200
Europa Wsch.	600
Europa Zach.	600
Kanada	2750
Nowa Zelandia	1900
USA	26 000
ZSRR	24 000
Świat razem	62 000

zewnątrzne czynniki. W wielu przypadkach okresy skutecznej walki z insektami trwają zaledwie dwa tygodnie w ciągu całego roku i w tym czasie trzeba opylić olbrzymie obszary terenu. W tak krótkim czasie jedynie samoloty są w stanie obrobić rozległe obszary. Jedną z największych akcji lotnictwa Ag tego rodzaju była walka ze szkodnikami leśnymi w latach 1952—1958 w Kanadzie. W latach 1949—50 pojawiły się w lasach kanadyjskich szkodniki, które niszczyły znaczne obszary i groziły kompletnym wyniszczeniem lasów w rejonie New Brunswick. Dokonano dokładnych obserwacji życia szkodników i po ustaleniu cyklu rozwojowego postanowiono użyć do walki samolotów.

Najlepszym okresem do ich zniszczenia był początek czerwca. Przez 8 miesięcy przed planowaną akcją przygotowywano niezbędne zaplecze i lotnisko, pomieszczenie dla leśników, etymologów, lotniczych ekspertów i obsługi samolotów, pilotów i mechaników. Każda tona chemikaliów, paliwa, wyposażenia i materiałów budowlanych była transportowana zamarzniętymi drogami. W pierwszym roku 1952 zaangażowano do oprysku 21 samolotów, które rozpryskały 760 000 l DDT w roztworach oleistych na obszarze 80 000 ha. Z raportu ekspertów wynikało, że skuteczność zabiegu wynosiła 99,8—100%.

Tabela 2

Koszty nawożenia pól w Anglii na przestrzeni ostatnich 60 lat

Rok	Rodzaj wykonywanego zabiegu	Wydajność ha/godz.	Koszt/ha
1960	Rozsiew ręczny	0,3	1,05
1919	Rozsiew ręczny z dozowaniem nawozów na pola	0,4	0,70
1960	Rozsiew zwykłym trakto-rem	0,6—1,2	3,50—5,25
1960	Rozsiew specjalną maszyną do nawozów sztucznych	2,4—4,0	3,50—4,20
1960	Rozsiew samolotem	10,4—16	7,50

Skuteczność zabiegów w jednym rejonie dała podstawę do rozszerzenia akcji. W latach następnych, a szczególnie w 1957 i 58 r., rząd kanadyjski wydatkował po 3,5 miliona rocznie na akcję zwalczania szkodników. Do akcji użyto 200 samolotów, które rozpyliły 9 450 000 l cieczy na obszarze ponad 2 450 000 ha lasów. W szczytowych miesiącach zatrudniono ponad 700 osób. Niezależnie od dwustu samo-

Tabela 3

Srednie zbiory ziemiaka i pszenicy w latach 1900—1960

Lata	1900—1910	1939—1948	1950—1954	1955—1960
Pszenica	17,4	18,8	22,5	26,1
Ziemiaki	5,9	7,1	7,9	7,9

lotów opryskujących, typu Stearman, do obserwacji, kontroli i szybkiego transportu, użyto 23 samolotów Cessna. W 1958 r. zakończono akcję z wynikiem pomyślnym — całkowicie wyniszczono szkodniki. Akcja ta jest jaskrawym przykładem, jak można przeprowadzić skuteczną walkę na szeroką skalę ze szkodnikami za pomocą lotnictwa Ag.

Innym przykładem powszechnego użycia samolotów do prac rolniczych jest ZSRR. Oddział Lotnictwa Specjalnego Przeznaczenia przy Aeroflocie posiada w swym wyposażeniu tysiące samolotów Jak-12 i AN-2 z własnym wyposażeniem rolniczym i pomocniczym, składami części zamiennych, bazami remontowymi itp. Samoloty, biorące udział w akcjach rolniczych (nawożenie, walka ze szkodnikami), obrabiają rocznie średnio 8800 ha na samolot; w niektórych rejonach wielkość ta wynosi nawet 14 000 ha na samolot. Wykorzystanie dnia lotnego wynosiło średnio blisko 5 godz. lotu na dobę, co jest bardzo poważnym osiągnięciem w pracach lotnictwa Ag. Do akcji zaczynają wchodzić również śmigłowce, szczególnie w górskich miejscowościach przy uprawie winnej latorośli. Tak np. 8 godz. pracy śmigłowca zastępuje przy opylaniu pracę 176 ludzi, natomiast przy opryskiwaniu aż 300 ludzi!

Również w szeregu innych krajów samoloty są jedynym środkiem, który można stosować na szeroką skalę. Takimi krajami między innymi są: Nowa Zelandia i Australia —

Tabela 4

Koszty użytkowania (godzinowe) sprzętu latającego w dolarach

Rodzaj kosztów \ Rodzaj sprzętu	Samolot	Śmigłowiec	Wirolot	Lotniacy robot
Stałe koszty roczne	12,0	45,0	14,3	14,9
Zmienne koszty godz.	11,1	12,2	11,1	11,9
Płace i ubezpieczenie pilota	13,0	13,0	13,0	—
Koszty naziemne	11,3	11,3	11,3	11,3
Rejestracja i ubezpiecz.	7,1	7,1	7,1	7,1
Kierown. i administr.	8,0	8,0	8,0	8,0
Razem	62,5	96,6	64,8	53,2

rozsypanie nawozów sztucznych i tępienie chwastów; Pld.-Wsch. Azja — walka przeciw malarii i szarańczy; Afryka — walka przeciw szarańczy, moskitom i muchom tse-tse.

3. Koszty prac lotnictwa Ag i jego wydajność

3.1. Zasięg prac lotnictwa Ag

Rozszerzanie się zasięgu prac lotnictwa Ag w świecie najlepiej może scharakteryzować wielkość obrabianych z powietrza terenów (tabela I). Jednak sam wzrost areału obrabianego przez lotnictwo Ag nic jeszcze nie mówi o tym, za jaką cenę zostało to wykonane i czy w ogólnym bilansie prace takie są opłacalne.

Ogólnie rzecz biorąc, wszystkie lotnicze operacje są dość kosztowne. Lotnictwo Ag nie stanowi w tym względzie wyjątku. Toteż wprowadzenie nowoczesnej techniki do rolnictwa zależy od bardzo wielu czynników. Najważniejszym z nich jest charakter stosunków społecznych: dużo większe

możliwości rozwoju istnieją w warunkach dużych gospodarstw państwowych czy kolektywnych. Przy prywatnych środkach produkcji i małych gospodarstwach wprowadzenie nowych metod pracy czy nowoczesnego sprzętu, jakim jest lotnictwo Ag, jest niemożliwe. Nie chodzi tu bowiem o samo wyeliminowanie pracy rąk ludzkich, lecz o racjonalne podniesienie wydajności z ha, co ściśle wiąże się

dzenie takich akcji. Natomiast należy zwrócić uwagę na lotnictwo Ag, używane w Europie i innych krajach pozaeuropejskich, przy typowych pracach rolniczych.

3.2. Koszt godziny pracy lotnictwa Ag

Lotnictwo Ag posiada bezsprzecznie wyższość nad rolniczym wyposażeniem naziemnym w takich pracach jak: nawożenie, walka ze szkodnikami, chorobami roślin, chwastami, sianie na mokrych terenach. Niemniej jednak prace wykonywane maszynami naziemnymi w wielu przypadkach kształtują ceny usług, które są konkurencyjne dla lotnictwa i do których lotnictwo musi się dostosować, chcąc konkurować ze starymi metodami pracy. Przy analizie porównaniu lotnictwa Ag nie można przejść obojętnie nad osiągnięciami rolniczych maszyn naziemnych, których postęp w ostatnich latach jest ogromny, a metody pracy wkraczają nieraz w dziedzinę oprysku powietrznego. Tak na przykład dużym postępem jest:

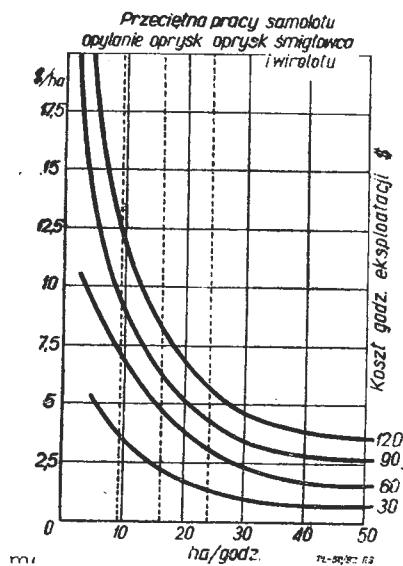
- zastosowanie do traktorów i rozpylaczy naziemnych bardzo wąskich opon (szerokości 17 cm), co pozwala obrabiać uprawy z małymi zniszczeniami roślin,
- budowa nowych traktorów na wysokich kołach o dużym prześwicie, szczególnie przydatnych przy uprawach bałwełny i innych wysokich roślin, na przykład brukselki,
- budowa specjalnych rozpylaczy naziemnych lub wytwornic aerosoli, które dają roboczą szerokość pasa opylanego rzędu 20 m (co w wielu przypadkach dorównuje pracy rozpylaczy, używanych w lotnictwie Ag).

W tabeli 2 pokazano zmiany w kosztach nawożenia, jakie zaszły w Anglii w ciągu ostatnich 60 lat. Naturalnie trudno brać pod uwagę cyfry z pierwszych lat XX w., kiedy robotnik rolny zarabiał 18 szylingów na tydzień, a za tę sumę musiał pracować całymi dniami. Praca jego była powolna, a jedyną mechanizacją był koń z wozem i brona, nawozy zaś były rozsypane ręcznie.

Z tabeli 3 wynika, że koszt rozsypania nawozów za pomocą samolotów jest wyższy niż za pomocą maszyn naziemnych.

W tabeli tej podano średnie zbiory dwóch zasadniczych upraw z tego samego okresu. Widać, że w ostatnich 10 latach zbiory znacznie wzrosły. Przyczyniło się do tego znacznie lotnictwo Ag. Jeżeli zboża są rzadkie i tanie, nie ma wielkiego znaczenia jaki % zostanie zniszczony przy rozsypaniu nawozów przez koła maszyn naziemnych. Jednak obecnie, większość pól jest gęsta i wartościowa. W tego rodzaju uprawach maszyny naziemne mogą zniszczyć do 10% pól. Drugim ważnym czynnikiem w pracy lotnictwa Ag jest szybkość wykonywanych zabiegów, która przy niepewnych warunkach meteorologicznych, jakie panują w Anglii i w ogóle w krajach strefy umiarkowanej, ma nieraz decydujące znaczenie na wielkość urodzajów.

Wymienione wyżej czynniki, mimo że są dosyć zasadnicze, nie wpływają jednak na bezpośrednie godzinowe koszty użytkowania. Zależą one od rodzaju sprzętu lotniczego. W tabeli 4 podane są porównawcze typowe koszty użytkowania samolotu, wirołotu**), śmigłowca i latającego robota. Przy rocznym nalocie, wynoszącym 400 godzin, dane tego ostatniego wyliczone są teoretycznie, gdyż praktycznie nie ma jeszcze takich urządzeń w eksploatacji. Na podstawie tych danych można stworzyć wykres kosztu hektara w zależności od wydajności, przy różnych kosztach za godzinę lotu (rys. 6). Jak rosną koszty efektywnej godziny lotu wraz ze zmniejszeniem się rocznego nalotu pokazuje wykres na rys. 7 (koszty pracy robota są podane orientacyjnie). Ostatni wykres wskazuje jasno, że lotnictwo Ag staje się ekonomiczne i może konkurować skutecznie z maszynami naziemnymi jedynie wtedy, gdy roczny nalot wynosi powyżej 400 godzin. Stąd też użytkownicy samolotów Ag, ażeby mieć zapewniony duży zysk, muszą użytkować sprzęt intensywnie i równomiernie prawie przez cały rok. Na rys. 8 pokazano typowe obciążenie lotnictwa Ag w ciągu całego roku w naszych warunkach klimatu umiarko-

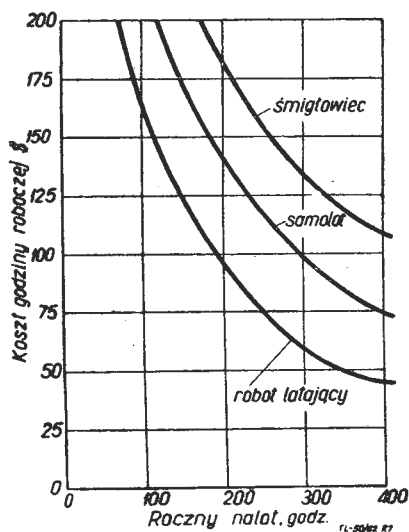


Rys. 6. Koszt obróbki 1 ha w stosunku do wydajności przy różnych kosztach godzinowych za eksploatację sprzętu

z równoczesnym planowym rozwojem innych gałęzi przemysłu, na przykład chemii. W związku z tym, szczególnie na zachodzie Europy, szereg drobnych przedsiębiorstw lotnictwa Ag narzeka na małe dochody z wykonywanych prac, względnie na nieopłacalność prac lotniczych Ag w ogóle. Dlatego też pewna ilość zabiegów lotnictwa Ag została wzięta pod szczególne badania i studia celem znalezienia właściwych metod pracy, mając na celu zwiększenie rentowności rolnictwa i podniesienie ekonomii operacji lotnictwa Ag.

Rolnicy bowiem o tyle są zainteresowani w użyciu u siebie lotnictwa Ag, o ile określona praca nie może być wykonana innymi sposobami, względnie samolot wykona ją taniej i skuteczniej.

W rozważaniach niniejszych celowo pominięto koszty, związane z pracami lotnictwa Ag w dużych akcjach pań-



Rys. 7. Wzrost kosztu godziny lotu przy rocznym zmniejszeniu nalotu

stwowych, związanych z walką służby sanitarnej o zdrowie publiczne, czy z walką ze szkodnikami na dużych obszarach leśnych, gdzie samolot jest jedynym środkiem, mogącym efektywnie i skutecznie — niezależnie od warunków naziemnych — zwalczać plagi szkodników i wobec tego nie liczy się z kosztami poniesionymi na przeprowa-

**) Latający robot — latające urządzenie rolnicze (typu wirołota) zdalnie sterowane. Zalety — uproszczona do maksimum konstrukcja i zredukowane wyposażenie do niezbędnego potrzebnego przy zdalnym sterowaniu radiowym. Cały robot — to latający zbiornik z urządzeniem rozpylającym i zespołem napędowym. W konstrukcji jego (ponieważ nie ma ludzi) można ograniczyć współczynniki bezpieczeństwa, zwiększyć rezerwy na zespole, przez co znacznie obniża się cenę takiego sprzętu. Na pola obrabiane latającego robota dociąga się traktorem lub dowozi na platformie. Nad budową takiego urządzenia przeprowadza się prace eksperymentalno-badawcze. Praktycznie nie ma jeszcze w eksploatacji latających robotów.

wanego. Widać z tego, że nawożeniem można zapełnić 9 miesięcy w roku; opryskiwaniem lub opylaniem — prawie 5 miesięcy. Niezależnie od tych zasadniczych prac, lotnictwo może wykonywać szereg innych czynności dodatkowo, wypełniając wolne godziny i polepszając ekonomiczne wskaźniki eksploatacyjne; nie mówiąc już o takich sprawach jak odpłatne wykonanie robót rolniczych w innych krajach, w czasie kiedy w kraju rodzinnym jest tak zwany „martwy sezon”. W każdym razie rozwój lotnictwa Ag musi się ściśle wiązać z postępowaniem prac badawczych, prowadzonych przez specjalistów i agronomów, o biologicznym rozwoju roślin. Lotnictwo daje bowiem możliwości zastosowania takich nowych metod pracy, które nie mogłyby być dotychczas wprowadzone z braku technicznych możliwości.

Jako przykłady można podać regulację wzrostu roślin w czasie jej rozwoju, a więc w pewnym okresie wstrzymanie wzrostu rośliny, aby owoce były większe, w innych roślinach — odwrotnie. Często stosuje się sztuczne osuszenie nasion na roślinach, ażeby przyspieszyć zbiory. Przy

Wyszczególnie prace	Miesiące											
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
Nawożenie	pasłwisk i łąk		zboż jarych		łąk						zboż ozimych	
Opryskiwanie				sadów	strączko- wych		ziemniaków buraków		buraków		ozimin	
Inne prace Ag		siew w mokrym terenach		opylanie losow						siew w mokrym terenach		wapnowanie stawów

PL-54/62 RB

Rys. 8. Obciążenie roczne samolotów pracowni Ag

innych roślinach stosuje się defoliację, ażeby ułatwić mechaniczne zbiory, tak jest przy uprawie bawełny. Na przykład w USA cała bawełna jest defoliowana (usunięcie liści).

Coraz bardziej rozwija się metoda siewu nasion z samolotów, tak na przykład w Kalifornii 98% ryżu sieje i nawozi się z powietrza. Najważniejszym czynnikiem jest tu czas. Samolot nie tylko może obsiać ca 300 ha dziennie przy ilości 200—230 kG nasion na ha (w przeciwieństwie do maszyn naziemnych o wydajności 20—30 ha), lecz może siać już kiełkujące nasiona na zalane wodą pola (naziemne maszyny-siewniki wymagają suchego pola i suchych nasion). Ten nowy rodzaj zabiegu dodaje jak gdyby do okresu rozwoju rośliny 8—10 dni, a więc skraca czas wegetacji roślin i umożliwia lepsze wykorzystanie uprawnej ziemi. Również jedynie samolot może niszczyć chwasty na mokrych terenach opryskując je herbicydami, na przykład 2,4-D w ilości 5—6 l/ha wtedy, kiedy żaden traktor nie może wyjechać na grzązkie lub mokre pola. Stwierdzono, że tego rodzaju zabiegi zwiększają wzrost plonów ryżu z ha o 35—40%!

Również coraz bardziej rozszerza się metoda niszczenia zbytecznych chwastów i dzikich traw na dużych pastwiskach

przez opryskiwanie ich herbicydami. Następnie tereny te obsiewa się również z samolotów nowymi, bardziej odpowiednimi i wydajnymi gatunkami traw, które zwiększają zapas pasz i pozwalają na zwiększenie hodowli bydła. Metoda odnowy pastwisk za pomocą lotnictwa Ag, stosowana z powodzeniem w wielu krajach, jak dotychczas nie ma konkurencji ze strony maszyn naziemnych. Powolna zamiana złych traw na paszowe metodą naziemną trwa 4 do 5 lat, a metodą powietrznego oprysku ten sam efekt otrzymujemy w ciągu roku. Również niszczenie traw na ścierniskach i zasiewach ozimych we wrześniu i październiku odbywa się coraz częściej za pomocą lotnictwa, szczególnie, jeżeli jesienią są mokre i traktory nie mogą wjechać na pola.

Oprysk herbicydami i niszczenie zielska jest również bardzo ważne przy oczyszczaniu dróg rzecznych, stawów i jezior z rosnącej trzciny. Ten rodzaj zabiegów przy użyciu w nich lotnictwa Ag rozrasta się coraz bardziej.

Widać z tego wyraźnie, że mimo iż koszty prac lotnictwa Ag są nieraz wyższe, to jednak są one opłacalne i niezastąpione w ogólnym bilansie gospodarczym.

4. Rozpylanie cieczy w lotnictwie

4.1. Opryskiwanie czy opylanie

Przed drugą wojną światową lotnictwo Ag było przeważnie używane do opylania. Dopiero w czasie wojny i po wojnie opryskiwanie rozwinęło się na dużą skalę. Płynne chemikalia produkowane są obecnie w tak dużym stężeniu, że mogą być bardzo mocno rozcieńczane wodą, pozwalając skutecznie opryskiwać uprawy małymi dawkami na hektar, w wyniku czego samolot może w jednym locie obrobić duże powierzchnie.

Opryskiwanie ma jedyną wadę w porównaniu do opylania, że jest bardziej podatne do unoszenia przez wiatr. Może być więc efektywnie stosowane jedynie do prędkości wiatru nie przekraczającej 4—5 m/sek.

Również dzięki odpowiedniemu wyposażeniu opryskującemu, zamontowanemu na samolocie, można przy opryskiwaniu cieczami uzyskać większe szerokości robocze. Opryskiwanie lepiej pokrywa rośliny niż opylanie i jest odporniejsze na zmycie przez deszcz. Oznacza to, że ciecz opryskana na roślinach działa zabójczo dłużej od proszku.

Dane, uzyskane z wielu krajów wskazują, że czas zużyty na opylanie jest dłuższy od czasu opryskiwania. Nie znaczy to, że forma opylania zniknie zupełnie, bowiem niektóre chemikalia, np. fungicydy, są bardziej skuteczne w formie pyłów. Większość pyłów ze względu na swój mały ciężar właściwy jest bardzo lotna, stąd posiada większą możliwość dostania się w głąb gęsto rosnących roślin. Tak więc wybór pomiędzy opryskiwaniem a opylaniem będzie zależał od tego, jakie chemikalia mamy używać i przeciwko jakim szkodnikom czy zarazom. Osiągnięcie skutecznej walki przeciw insektom z powietrza jest możliwe przy użyciu tak jednej, jak i drugiej metody. Najważniejszą rzeczą jest całkowite pokrycie powierzchni zagrożonej i ściśle powiązanie z właściwą współpracą obsługi lotnej z naziemną.

d.c. w zesz. 9/62

Zagadnienie reprezentatywności wyników prób przeprowadzonych na pojedynczym prototypie silnika turbinowego

W artykule rozpatrzono czynniki, związane z zagadnieniami wytrzymałościowymi, z warunkami pracy sprężarki, z rozkładem temperatury przed turbiną i z warunkami pracy układu paliwowego, które powodują, że poszczególne egzemplarze tego samego typu silnika turbinowego mogą wykazywać pewne różnice w pracy. W związku z tym wyniki prób, przeprowadzonych na pojedynczym prototypie, nie mogą być podstawą do pełnej oceny jakości nowego typu silnika. Rozważania poparto przykładami zaczerpniętymi z rozwoju niektórych silników turbinowych.

Wstęp

Program prób i wybór ilości przeznaczonych do tych prób prototypów nowego silnika turbinowego stanowią niezmiernie ważne zagadnienie, od którego zależy w bardzo dużym stopniu bezpieczeństwo przyszłej eksploatacji silnika. Dobrze wiadomo, że uszkodzenie silnika w locie może być równie tragiczne w skutkach, jak uszkodzenie płatowca. Ze statystyki wypadków, którym uległy w roku 1953 samoloty amerykańskich sił powietrznych, wynika, że z 205 wypadków spowodowanych przez silniki — 100 skończyło się zupełnym zniszczeniem samolotu, a 73 — poważnym jego uszkodzeniem [lit. 1].

Wbrew tym faktom można spotkać się z poglądem, że zakres prób silników turbinowych, a głównie ilość poddawanych im prototypów i czas ich trwania, można ograniczyć do minimum. Twierdzenie takie próbuje się uzasadnić tym, że poszczególne silniki tego samego typu zachowują się rzekomo identycznie, w związku z tym przeprowadzanie prób na większej ilości prototypów miałyby charakter sprawdzania jakości produkcji, a nie jakości typu silnika — oraz, że o wytrzymałości zespołów silnika decydują zagadnienia zmęczeniowe, które nie ujawniają się nawet podczas bardzo długich prób.

Powyższe poglądy są z gruntu błędne i dowodzą zupełnej nieznamośności specyfiki silników turbinowych. W niniejszym artykule wskazano na niektóre czynniki, które sprawiają, że poszczególne egzemplarze tego samego typu silnika mogą wykazywać znaczne różnice w pracy, mimo że zbudowane są zgodnie z dokumentacją. W przypadku istnienia pewnych błędów projektowych, których wykrycie jest zadaniem prób, może to prowadzić do występowania przedwczesnych uszkodzeń niektórych silników, jakkolwiek inne silniki pracują zupełnie zadowalająco.

Przytoczone w artykule czynniki, powodujące różnice w zachowaniu się poszczególnych silników turbinowych tego samego typu, wiążą się z: 1) zagadnieniami wytrzymałościowymi, 2) warunkami pracy sprężarki, 3) rozkładem temperatury przed turbiną i 4) warunkami pracy układu paliwowego. U ich podstaw leżą tolerancje wykonawcze i nieuniknione różnice we własnościach materiałowych.

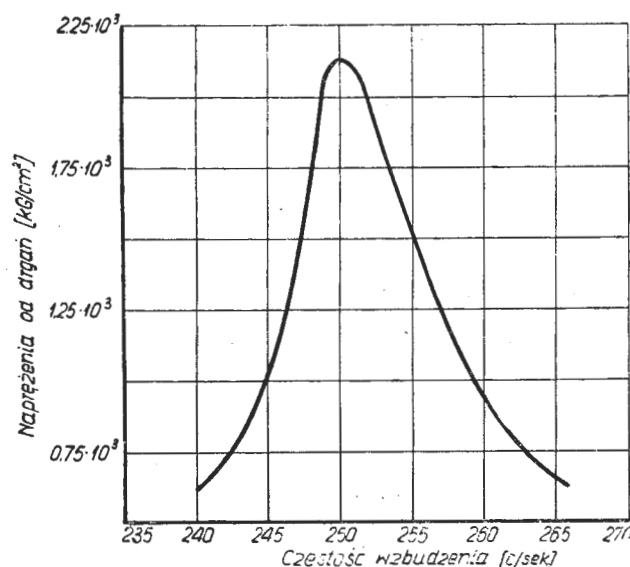
1. Zagadnienia wytrzymałościowe

W rozdziale tym omówiono czynniki związane bezpośrednio z wytrzymałością części silnika, podczas gdy pozostałe rozdziały artykułu dotyczą przyczyn powstawania warunków powodujących w ostatecznym wyniku uszkodzenia wskutek przekroczenia możliwości wytrzymałościowych danej części.

Bardzo istotne znaczenie — ze względu na pewność pracy silnika turbinowego — ma zagadnienie zmęczenia materiału. Dotyczy to przede wszystkim łopatek sprężarki, które bardzo często muszą pracować w warunkach sprzyjających silnym drganiom. Amplituda drgań, a tym samym naprężenia zależą od wielkości siły wymuszającej, od stosunku częstości wzbudzenia do częstości własnej drgań łopatek (rys. 1) i od wielkości tłumienia. Czynniki wpływające na wielkość siły wymuszającej i jej częstość będą omówione w następnym rozdziale. Jeżeli chodzi o tłumienie drgań, to na jego wielkość wpływa tłumienie wewnętrzne materiału (histereza), tłumienie pochodzące z zamocowania łopatki i tłumienie aerodynamiczne. Tłumienie materiału jest związane z naprężeniami, obróbką cieplną, temperaturą i częstością drgań; tłumienie zamocowania zależy od tarcia występującego na powierzchniach zamka łopatki i od sił odśrodkowych działających na łopatkę, tłumienie aero-

dynamiczne — od prędkości i gęstości powietrza opływającego łopatkę, od ciężaru właściwego materiału łopatki i od geometrii łopatki. Od materiału i geometrii łopatki zależy również częstość drgań własnych.

Różnorodność czynników, wpływających na naprężenia od drgań, może powodować pewne różnice w trwałości łopatek sprężarkowych poszczególnych silników tego samego typu, tym bardziej że większość spośród tych czynników jest zależna od odchyłek wykonawczych i materiałowych. Poważne znaczenie ma tu obróbka cieplna materiału, z którą wiąże się również odporność łopatek na korozję naprężeniową. O wpływie odchyłek wykonawczych może świad-



Rys. 1. Zależność naprężeń rozrywających tarczę od twardości (wytrzymałości na rozciąganie) materiału i wpływ wydłużenia materiału na te naprężenia [lit. 3]

czyć fakt, że w Stanach Zjednoczonych postuluje się obecnie poddawanie każdej produkowanej łopatki sprężarkowej następującym operacjom kontrolnym [lit. 1]:

- 1) sprawdzanie częstości drgań własnych;
- 2) pomiar tłumienia wewnętrznego;
- 3) badanie twardości (ze względu na korozję naprężeniową).

Zmęczenie materiału łopatek wskutek drgań jest jedną z najczęstszych przyczyn powstawania uszkodzeń sprężarki. Nieprawdą jest przy tym, że uszkodzenia te nie ujawniają się nigdy w czasie prób: wystarczy przypomnieć historię rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire” [lit. 2].

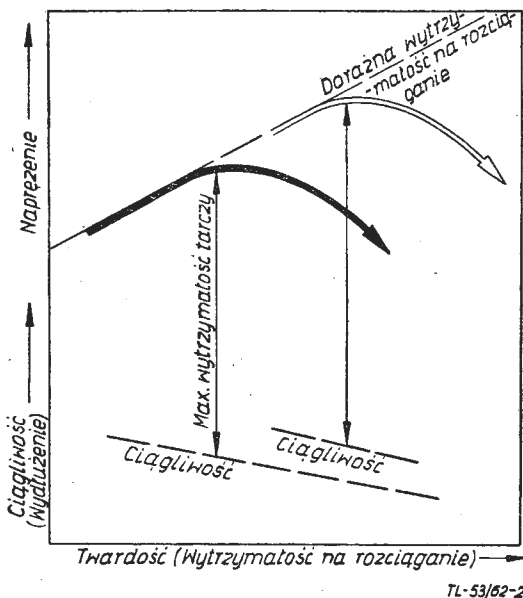
W jeszcze cięższych warunkach pracują łopatki, przede wszystkim łopatki wirnikowe turbiny. Główne niebezpieczeństwo stanowi w tym przypadku zmęczenie cieplne materiału łopatek. Zmęczenie cieplne powstaje wskutek naprężeń, powodowanych przez duże gradienty temperatur wzdłuż cięciwy łopatek w czasie rozruchu, przyspieszania i zatrzymywania silnika. W czasie zwykłego rozruchu różnica temperatur między krawędzią natarcia i środkiem cięciwy łopatki może przekraczać 300 °C, a w czasie rozruchu „gorącego” — 400 °C i więcej. Zmęczenie cieplne powoduje powstawanie szeregu drobnych pęknięć krawędzi łopatek, jest poza tym rzeczą prawdopodobną, że powtarzające się naprężenia cieplne zmniejszają wytrzymałość materiału [lit. 1]. Na gradienty temperatur wzdłuż cięciwy łopatek ma

wpływ prędkość zmian temperatury przed turbiną w nie ustalonych warunkach pracy silnika, głównie przebieg rozruchu oraz nieznaczne nawet różnice w grubościach krawędzi i we własnościach materiałowych poszczególnych łopatek. Należy podkreślić, że łopatki turbinowe wykazują bardzo znaczny rozrzut okresu pracy (trwałości), dochodzący nawet do kilkuset godzin i spowodowany zmianą własności łopatek w zależności od czasu produkcji i od wytopu materiału [lit. 1]; w związku z tym pożądane jest montowanie łopatek na tarczach turbin w kolejności ich wytwarzania, a przynajmniej nie mieszanie łopatek wykonanych z materiałów z różnych wytopów.

Decydujący wpływ na trwałość łopatek ma temperatura i prędkość obrotowa. Zmianie prędkości obrotowej silnika towarzyszy najczęściej zmiana temperatury przed turbiną, co jeszcze bardziej uzależnia trwałość łopatek od warunków pracy turbiny. Dla przykładu można podać, że ciągła praca przy nadobrotach wynoszących 5% powoduje zmniejszenie okresu pracy łopatek z 30 000 godzin do 10 godzin [lit. 1]. Dotychczas nie opracowano jeszcze sposobu określania wpływu chwilowego przekroczenia maksymalnej prędkości obrotowej na okres pracy łopatek turbinowych.

Przebieg rozruchu i przyspieszania silnika oraz przekroczenie maksymalnej prędkości obrotowej jest związane ściśle z warunkami pracy układu paliwowego silnika, co szczegółowiej będzie omówione w jednym z następných rozdziałów.

Tarcze turbin i sprężarek przedstawiają element, którego uszkodzenie prowadzi bardzo często do zniszczenia całego samolotu. Bezpośrednią przyczyną uszkodzeń tarcz są przede wszystkim siły odśrodkowe, a w przypadku tarcz turbin również duże różnice temperatur między piastą i obrzeżem tarczy. W ustalonych warunkach pracy silnika różnice te mogą przekraczać 300 °C, a bezpośrednio po rozruchu silnika — nawet 400 °C. Jeszcze większe gradienty temperatur występują w czasie rozruchu silnika na dużych wysokościach lotu w przypadku przekroczenia dopuszczalnej temperatury przed turbiną oraz w przypadku uszkodzenia uszczelnienia między obrzeżem tarczy a kierownicą turbiny. Uszczelnienie to powinno pozwalać na osiowe względne przesunięcia tarczy i kierownicy, a równocześnie uniemożliwiać przepływ gorących gazów. Skonstruowanie takiego uszczelnienia przedstawia poważne trudności, tym bardziej

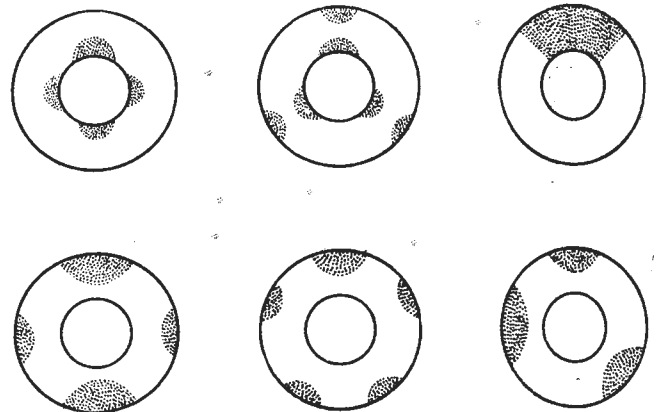


Rys. 2. Rozkład wirujących obszarów zaburzeń w kanale sprężarki [lit. 1]

że luz między kierownicą a obrzeżem tarczy zależy od rozszerzalności wału łączącego wirnik turbiny z wirnikiem sprężarki i od rozszerzalności obudowy silnika. Przekroczenie dopuszczalnej temperatury przed turbiną jest niebezpieczne nie tylko ze względu na zwiększenie gradientu temperatur w tarczy, lecz również ze względu na możliwość spowodowania zmian w strukturze materiału, objawiających się zmniejszeniem wytrzymałości.

Jakkolwiek w dostateczny sposób poznano już zależności między charakterystykami metalurgicznymi materiałów na tarczy a ich własnościami mechanicznymi, określonymi

za pomocą typowych prób, to jednak znajomość zachowania się wirujących tarcz wykonanych z tych materiałów jest niewystarczająca. Projektowanie tarcz turbin i sprężarek jest jednym z nielicznych w technice przypadków, w których konstruktor dopuszcza naprężenia, powodujące odkształcenia plastyczne. Ma to na celu usunięcie spiężeń naprężonych występujących przy otworze tarczy przez równomierne rozłożenie naprężeń wokół całego otworu; gdy jednak nie nastąpi „płynięcie” materiału, naprężenia nie wyrównają się, w miejscach ich spiężeń mogą powstać uszkodzenia tarczy. Zagadnienie to było badane w Anglii w N.G.T.E. (National Gas Turbine Establishment), w celu opracowania bardziej dokładnych metod projektowania tarcz [lit. 3]. Wstępne wyniki badań przedstawia rysunek 2. Odcinek AB krzywej ABD wskazuje, że tarcze wykonywane z pewnego materiału, któremu za pomocą obróbki cieplnej



TL-53/62-3

Rys. 3. Typowe impulsy wirujących obszarów zaburzeń, przekazywane przez anemometry z podgrzewanymi drutami [lit. 1]; a) impulsy trzech obszarów zaburzeń, b) impulsy jednego obszaru zaburzeń

nej zapewnia się coraz większą wytrzymałość na rozciąganie, rozrywają się przy prędkościach obrotowych, odpowiadających naprężeniom obwodowym, równym doraźnej wytrzymałości materiału. Jednak po przekroczeniu na krzywej punktu B następuje zmiana w zachowaniu się tarcz — gdy materiał osiągnie dzięki obróbce cieplnej wytrzymałość zaznaczoną punktem C, tarcze będą rozrywać się przy naprężeniach D, które są niższe zarówno od naprężeń C, jak i od naprężeń B. W przypadku wykonania tarczy z materiału o większym wydłużeniu przebieg krzywej naprężeń obwodowych, przy których następuje rozerwanie tarczy, ma taki sam charakter jak poprzednio, lecz jest ona przesunięta w kierunku większych naprężeń, dzięki czemu naprężenia rozrywające mogą osiągnąć punkt C. Świadczy to o istnieniu pewnej krytycznej wytrzymałości na rozerwanie, zależnej od materiału i geometrii tarczy, przekroczenie której sprawia, że nie następuje wyrównanie naprężeń wokół otworu tarczy. Dopiero zastosowanie materiału o większym wydłużeniu umożliwia zwiększenie naprężeń rozrywających.

Wyniki badań N.G.T.E. świadczą dobitnie o ogromnym wpływie niewielkich różnic we własnościach materiału, spowodowanych na przykład różnicami w obróbce cieplnej, zanieczyszczeniach, drobnymi pęcherzami itp., na pewność pracy tarcz turbin i sprężarek. Za przykład może posłużyć jeden z silników Rolls-Royce „Tyne”, na którym w czasie pracy na stoisku nastąpiło rozerwanie tarczy sprężarki wysokiego ciśnienia (silniki „Tyne” miały już wówczas za sobą 20 000 godzin pracy). Przeprowadzone w związku z tym wypadkiem przeglądy wszystkich silników „Tyne” wykazały na jeszcze jednym egzemplarzu pęknięcia tarczy sprężarki wysokiego ciśnienia. Po stwierdzeniu, że przyczyną uszkodzeń były drobne różnice we własnościach materiału, opracowano nową technologię wytwarzania tarcz, przy czym zastosowano topienie metalu metodą próżniową [lit. 4].

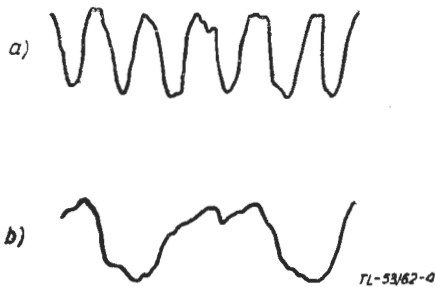
Na zakończenie niniejszego rozdziału warto jeszcze wspomnieć o dużym rozrzucie ilości uszkodzeń łożysk głównych różnych egzemplarzy tego samego typu silnika. Dla pewnego typu silnika uszkodzenia łożysk głównych wahały się w granicach od 0 do 7% [lit. 1]. Uszkodzenia łożysk prowadzą często do zupełnego zniszczenia silnika.

2. Warunki pracy sprężarki

Wspomniane już w poprzednim rozdziale drgania łopatek sprężarki wywołane są przede wszystkim pracą sprężarki w warunkach sprzyjających odrywaniu się strumienia od łopatek pierwszych stopni oraz w skrajnym przypadku — przekroczeniem granicy statecznej pracy sprężarki.

Zjawisko oderwania strumienia na łopatkach występuje w zakresie prędkości obrotowych (fizycznych lub sprowadzonych) wynoszącym najczęściej 45÷70% obliczeniowej prędkości obrotowej i jest spowodowane zwiększeniem kąta natarcia łopatek wirnikowych. Oderwanie strumienia nie następuje równocześnie na wszystkich łopatkach danego stopnia; zawsze istnieje jedna łopátka, na której, ze względu na różnice w wykonaniu, najczęściej zachodzi to zjawisko. Zaburzenia przepływu przenoszą się następnie kolejno na inne łopátki stopnia, zanikając równocześnie na poprzednich. Powstają w ten sposób wirujące obszary zaburzeń, których rozkład na obwodzie kanału sprężarki pokazano na rysunku 3. Najczęściej występuje od trzech do sześciu obszarów zaburzeń, ale zdarza się również osiem. Impulsy, powodowane przez obszary zaburzeń, składają się z wielu harmonicznymi (rysunek 4), które mogą wywoływać drgania łopatek przy różnych prędkościach obrotowych, zależnych od częstości drgań własnych łopatek poszczególnych stopni. Siły wymuszające drgania, a tym samym naprężenia w łopatkach, zależą od energii, zawartej w danej harmonicznym. Ogólnie rzecz biorąc, im większa jest ilość wirujących obszarów zaburzeń, tym mniejsza energia impulsów [lit. 1]. Podobnie, w większości przypadków, im wyższa harmoniczna, tym mniejsza jej energia. Energia ta zmniejsza się szybciej ze wzrostem harmonicznym niż ze wzrostem ilości obszarów. W związku z tym, naprężenia spowodowane na przykład przez pierwszą harmoniczną pięciu obszarów zaburzeń będą większe niż naprężenia wywołane piątą harmoniczną pojedynczego, dużego obszaru. Stwierdzono, że zakresy występowania różnych ilości obszarów zaburzeń, zaznaczone na przykładowej charakterystyce sprężarki na rysunku 5, zmieniają się nie tylko w zależności od typu silnika, lecz również w zależności od egzemplarza silnika. Podobnie energia, zawarta w poszczególnych harmonicznymi obszarach zaburzeń, nie jest jednakowa dla różnych silników tego samego typu.

Najsilniejsze drgania łopatek powstają wówczas, gdy punkt pracy silnika znajduje się na granicy statecznej pracy sprężarki (zwanej często granicą „pompażu”). Niebezpieczeństwo to występuje głównie w czasie przyspieszania silnika (linia B-B na rysunku 5), lecz może również zdarzyć

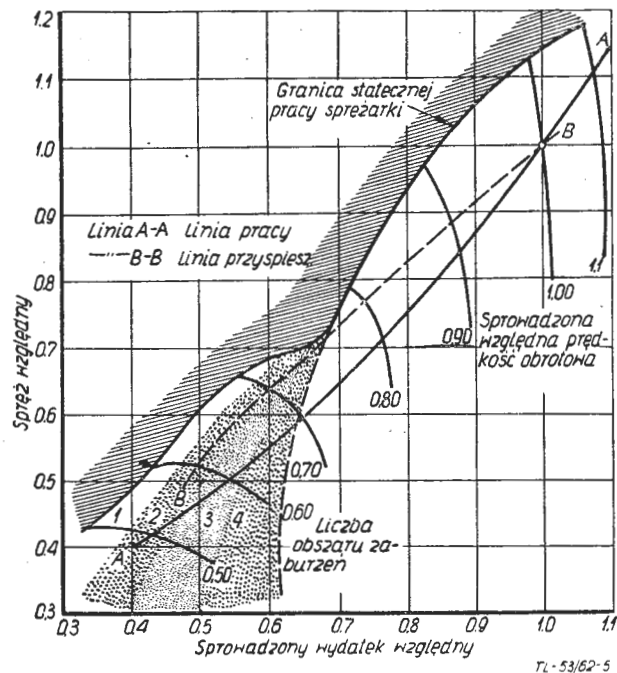


Rys. 4. Charakterystyka sprężarki z zaznaczonymi zakresami wirujących obszarów zaburzeń, linią pracy ustalonej A-A i linią przyspieszania B-B [lit. 1]

się w ustalonych warunkach pracy silnika, przede wszystkim w zakresie skrajnych wartości fizycznej lub sprowadzonej prędkości obrotowej. Należy pamiętać, że charakter przebiegu granicy statecznej pracy sprężarki, linii pracy ustalonej silnika (linia A-A na rysunku 4) i linii przyspieszania, nie jest stały dla danego silnika, lecz może zmieniać się w zależności od wielu czynników. Należą do nich warunki przepływu w kanale wlotowym silnika, a mianowicie straty ciśnienia, niejednorodność przepływu, związana z kątem natarcia samolotu, niejednorodność fal uderzeniowych, interferencja fal uderzeniowych i warstw przyściennych oraz spadek liczby Reynoldsa na dużych wysokościach lotu. Wymienione czynniki stanowią jedną z przyczyn konieczności przeprowadzania wszechstronnych prób w locie. Dla niniejszych rozważań bardziej istotny jest wpływ takich czynników, jak odchyłki wykonawcze sprężarki, przekrój dyszy wylotowej i kierownicy turbiny oraz warunki

pracy układu paliwowego. Mogą one powodować różnice w zachowaniu się sprężarek poszczególnych silników tego samego typu, a nakładanie się ich z czynnikami, opisanymi w poprzednim rozdziale, może poważnie rzutować na pewność pracy łopatek sprężarkowych.

O ważności zagadnienia może świadczyć stanowisko specjalistów amerykańskich [lit. 1] odnośnie prób odbiorczych silników turbinowych. Uważają oni, że ze względu na różnice w zachowaniu się sprężarek każdy silnik powinien być poddany próbom w warunkach powodujących największe drgania łopatek sprężarkowych. Ponieważ próby te wy-



Rys. 5. Rozkład temperatury gazów na wycinku kanału wylotowego komory spalania [lit. 1]

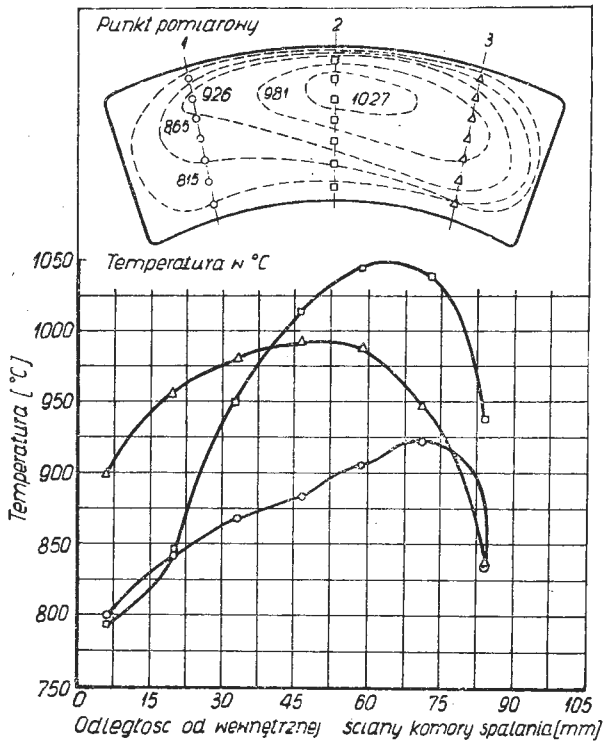
magają specjalnego oprzyrządowania silnika (pomiar naprężeń w łopatkach), istnieje konieczność ograniczenia tych prób (do czasu zbudowania bardziej doskonałych urządzeń pomiarowych) do 5÷6 silników danego typu. Próby powinny obejmować pracę silnika na biegu jałowym, gwałtowne przyspieszanie i pracę w szerokim zakresie warunków lotu. W czasie prób na stoisku należy zastosować dyszę wylotową o zmniejszonym przekroju i płatowcowy wlot powietrza.

3. Rozkład temperatury przed turbiną

Nierównomierność rozkładu temperatury przed turbiną jest jednym z czynników ograniczających maksymalną temperaturę obiegu silnika. Rozkład temperatury, przedstawiony na rysunku 6, odnosi się tylko do jednego wycinka kanału wylotowego komory spalania; należy pamiętać, że przebiegi temperatury w innych wycinkach kanału mogą różnić się znacznie między sobą. Poza tym rozkład temperatury ulega zmianom w zależności od warunków lotu. Rysunek 7 pokazuje wpływ wysokości lotu na rozkład temperatury w przekroju wylotowym turbiny.

Nierównomierność rozkładu temperatury wynika z charakteru doprowadzania paliwa do komory spalania, z różnic w wydatku i jakości rozpylenia paliwa przez poszczególne wtryskiwacze, z niejednorodności przepływu powietrza w dyfuzorze wlotowym komory spalania (ujawnia się tu w sposób pośredni wpływ warunków pracy sprężarki) oraz z niejednorodnej struktury przepływu w samej komorze spalania, związanej z doprowadzaniem do rury żarowej powietrza wtórnego. Dodatkowy, jakkolwiek wcale nieduży wpływ na rozkład temperatury ma zjawisko tworzenia się nagaru wewnątrz rury żarowej [lit. 5]. Nagar, odkładając się na wtryskiwaczach i w pobliżu otworów powietrza wtórnego wzdłuż rury żarowej, jest przyczyną zaburzeń w procesie rozpylenia paliwa i w przepływie spalin i powietrza wtórnego. Poza tym nagar może powodować pęcznienie się ścian rury żarowej, co również pogarsza rozkład temperatury. Jest rzeczą oczywistą, że wszystkie te czynniki kształtują rozkład temperatury w pewnym stopniu

w sposób przypadkowy, w związku z czym w niektórych silnikach (mowa o silnikach tego samego typu), mimo jednakowych „średnich masowych” temperatur, mogą wystąpić na wylocie z komory spalania miejsca o znacznie wyższej temperaturze. Może to stać się przyczyną uszkodzeń komory spalania, a przede wszystkim łopatek wirnikowych turbiny, których trwałość zmienia się bardzo znacznie wsku-



TL-53/62-6

Rys. 6. Wpływ wysokości lotu na rozkład temperatury na wylocie z turbiny [lit. 1]

tek niewielkiej zmiany temperatury. Badania przeprowadzone na stopie S-816 wykazały, że zwiększenie temperatury o 10% (przy temperaturze wyjściowej 810 °C) zmniejsza okres pracy łopatek wirnikowych 100 razy [lit. 1].

4. Warunki pracy układu paliwowego

Z poprzednich rozdziałów wynika, że układ paliwowy może być przyczyną różnic w pewności pracy silników tego samego typu w związku z przebiegiem rozruchu i przyspieszania, dokładnością regulacji prędkości obrotowej i temperatury oraz niedoskonałością wtryskiwaczy paliwa.

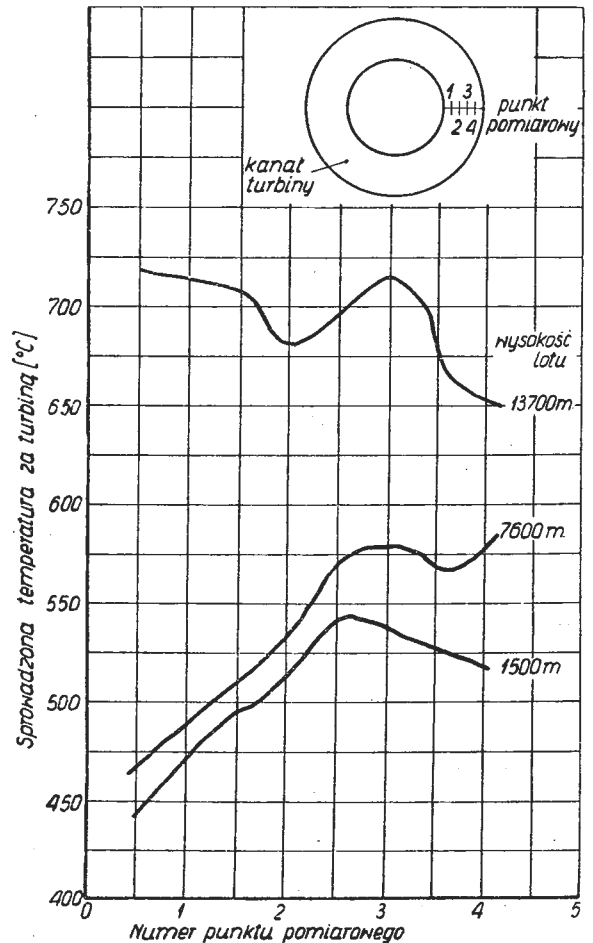
Jak już wspomniano, w czasie rozruchu silnika występują w łopatkach i tarczach turbiny największe gradienty temperatur. Od przebiegu rozruchu zależy maksymalna wartość chwilowej temperatury przed turbiną i tym samym gradienty temperatur w łopatkach i tarczach. „Wyskoki” temperatury w czasie rozruchu są spowodowane opóźnionym zapłonem paliwa, które w początkowej fazie rozruchu musi być doprowadzane do komory spalania w dużych ilościach. Przypuszcza się, że przegrzanie silnika w czasie rozruchu wynika z niedostatecznego rozpylenia paliwa. Z rysunku 8 widać, jak duży wpływ ma przebieg chwilowej temperatury przed turbiną na czas trwania, to jest szybkość rozruchu. Niewielkie różnice szybkości rozruchu poszczególnych silników mogą powodować, że względu na temperaturę przed turbiną i gradienty temperatur w łopatkach i tarczach, znaczne różnice w pewności pracy silników. Przyczyną „wyskoków” temperatury w czasie rozruchu może być również zacinanie się zaworów w rozdzielaczach paliwa.

W czasie przyspieszania silnika konieczne jest, w celu wytworzenia odpowiedniego momentu obrotowego, zwiększenie temperatury przed turbiną powyżej wartości, odpowiadających linii pracy ustalonej (rysunek 5). Wiąże się z tym niebezpieczeństwo przekroczenia granicy statecznej pracy sprężarki. Aby temu zapobiec, stosuje się w układach paliwowych regulatory przyspieszeń, które uzależniają wydatek paliwa od różnicy ciśnienia za i przed sprężarką, albo od prędkości obrotowej według założonego programu.

Zaburzenia w działaniu tych urządzeń mogą przesunąć linię przyspieszania silnika poza granicę statecznej pracy sprężarki. Niestateczna praca sprężarki może być również wywołana oscylacją zaworów ciśnienia paliwa, będącą wynikiem zbyt małego tarcia, na przykład wskutek zużycia. Oscylacje te występują częściej w bardziej złożonych układach paliwowych ze sterowaniem typu zamkniętego i z programową regulacją przyspieszania.

Stosowane obecnie regulatory prędkości obrotowej utrzymują maksymalną prędkość obrotową z dokładnością około 1,0% (dokładność ta zależy od stopnia zużycia regulatora i od występującego w nim tarcia). Stwierdzono, że nawet nieznaczne przekroczenie dopuszczalnej prędkości obrotowej wywołuje drobne uszkodzenia, które kumulują się w miarę upływu czasu pracy silnika. Jak już wspomniano, nadobrotom towarzyszy przeważnie wzrost temperatury przed turbiną, co zwiększa ich niekorzystny wpływ na okres pracy silnika. Ponieważ układy regulacyjne współczesnych silników nie są zaopatrzone w czujniki temperatury [lit. 1], temperaturę przed turbiną utrzymuje się w bezpiecznych granicach za pośrednictwem regulatora (lub ogranicznika) prędkości obrotowej i regulatora przyspieszeń, co nie zabezpiecza silnika w pełni przed przegrzaniem. Jednak skonstruowanie urządzenia, zapobiegającego w sposób bezpośredni przekroczeniu dopuszczalnej temperatury, jest trudne z dwóch przyczyn. Pierwszą z nich jest trudność zbudowania czujnika, który wykazywałby odpowiednią czułość, dokładność i trwałość w wysokich temperaturach, drugą — nierównomierny rozkład temperatury w poszczególnych przekrojach silnika, poczynając od komory spalania i kończąc na dyszy wylotowej, tym bardziej że rozkład ten zmienia się w zależności od warunków lotu.

Jakość rozpylenia paliwa przez wtryskiwacze dwukanałowe, które są obecnie najbardziej rozpowszechnione, zależy między innymi od działania zaworu rozdzielacza przepływu; gdy rozdzielacz dostarcza zbyt dużo paliwa przy danym jego ciśnieniu, pogarsza się rozpylenie paliwa, co może spowodować w skrajnym przypadku zdmuchnięcie płomienia; zbyt mały wydatek paliwa uniemożliwia osiągnięcie maksymalnej prędkości obrotowej. Wspomniano już o tym, że zacinanie się zaworu wtryskiwacza zwiększa ma-



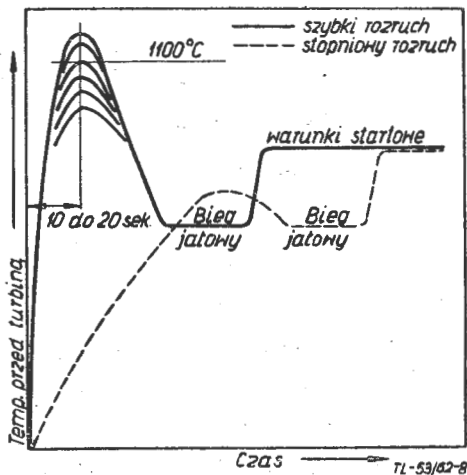
TL-53/62-7

Rys. 7. Wpływ szybkości rozruchu na przebieg chwilowej temperatury przed turbiną [lit. 3]

ksymalną chwilową temperaturę w czasie rozruchu. W przypadku częściowego lub całkowitego zatkania mniejszych otworów w komorze wirowej wtryskiwacza następuje przepływ paliwa do innych wtryskiwaczy, co powoduje zakłócenia w rozdziale paliwa na poszczególne wtryskiwacze i w wyniku — pogorszenie rozkładu temperatury przed turbiną. Decydujący wpływ na równomierność wydatku paliwa poszczególnych wtryskiwaczy mają odchyłki wykonawcze dysz wtryskiwaczy.

Zakończenie

Jest rzeczą oczywistą, że poruszone w artykule zagadnienia nie wyczerpują całkowicie tematu. Wystarczy chociażby przytoczyć problem luzów promieniowych łopatek sprężarek i turbin. W związku z tym warto przypomnieć wy-



Rys. 8. Wpływ temperatury przed turbiną na czas trwania rozruchu

dek, jaki miał miejsce w czasie próbnego lotu samolotu Bristol „Britannia” 312 wyposażonego w silniki Bristol „Proteus” 755 — w chwili przelotu przez chmury dwa silniki zawiódły wskutek „przytarcia” kierowniczych łopatek sprężarkowych o bęben wirnika [lit. 6]. Stało się to powodem powiększenia luzów promieniowych tych łopatek we wszystkich silnikach „Proteus” 755. Ostatnio stwierdzono poza tym wpływ luzów promieniowych łopatek sprężarkowych na zjawisko niestatecznej pracy sprężarki [lit. 7]. Wiadomo również, jak złożone zagadnienie stanowi w turbinowym silniku śmigłowym układ regulacyjny, którego zadaniem jest utrzymywanie stałej prędkości obrotowej wirnika śmigłowca. Trudności wiążą się z elastycznością łopat wirnika i ich zamocowania w głowicy oraz z luzami w przekładniach; skręcanie wałów napędowych jeszcze bardziej zwiększa elastyczność obciążenia. Stałe czasowe elastycznego układu obciążającego sprawiają, że regulator nie reaguje w sposób poprawny na zmiany prędkości obrotowej i obciążenia wirnika.

Próby silników turbinowych stanowią pokazną część okresu rozwojowego silnika — trwają one dwa — trzy lata i więcej. Program ich obejmuje kilka, a nawet kilkadziesiąt tysięcy godzin pracy szeregu silników, na stoisku i w locie. I tak, w czasie rozwoju silnika Bristol BE.25 „Orion” zbudowano cztery prototypy do prób stoiskowych i dwa do prób w locie. Próby stoiskowe dwuprzepływowego silnika Rolls-Royce RB.141 „Medway” przeprowadzono na dziewięciu prototypach. Program prób opracowany dla innego silnika dwuprzepływowego — Rolls-Royce RB.163 „Spey” — przewiduje 8000 godzin prób stoiskowych i 2000 godzin prób w locie [lit. 2]. Jest rzeczą oczywistą, że do przeprowadzenia tak szerokiego programu prób trzeba będzie najmniej kilkunastu silników. Turbinowy silnik śmigłowy Bristol „Proteus” 705 przepracował w czasie prób około 33 000 godzin, a wspomniany już silnik Bristol „Proteus” 755 przeszedł w czasie prób stoiskowych piętnaście 150-godzinnych prób długotrwałych według programu ARB i siedem według programu mieszanego [lit. 6]. Do prób stoiskowych silnika wentylatorowego General Electric CJ805-23 użyto siedem prototypów [lit. 9]. Zanim turbinowy silnik śmigłowy General Electric T58 został podany próbie typu, przebadano siedemnaście prototypów, które przepracowały ponad 5200 godzin nie licząc prób w locie [lit. 10]. Należy pamiętać, że wytwórnie, które budowały wymienione silniki, posiadają wieloletnie doświadczenie w dziedzinie silników turbinowych.

Poza wzięciem pod uwagę czynników, na które wskazano w artykule, należy również zdawać sobie sprawę z faktu, że nie wszystkie zagadnienia dotyczące silników turbinowych zostały w pełni rozwiązane i że nie wszystko można ująć w sposób obliczeniowy. Wnioski są oczywiste — konieczne jest przeprowadzanie wszechstronnych prób, obejmujących wiele godzin pracy na stoisku i w locie, szeregu egzemplarzy nowego typu silnika. Dopiero pomyślnie zakończenie takiego programu prób może być podstawą do stwierdzenia zdolności eksploatacyjnej silnika i pozwala na uniknięcie wielu przykrych niespodzianek w czasie jego użytkowania.

LITERATURA

1. Praca zbiorowa Lewis Center — „Factors that affect operational reliability of turbojet engines”, NASA Technical Report R-54, 1960
2. W. Kordziński — „Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire”, Technika Lotnicza, zeszyty 5 i 6, 1961
3. T. A. Taylor — „Aero-turbine materials”, The Aeroplane and Astronautics, 27.1.1961
4. „Six Derby Winners”, Flight, 18.5.1961
5. W. Kordziński — „Komora spalania z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwo-powietrze”, Technika Lotnicza, zeszyt 4, 1960
6. „Proteus progress”, Flight, 11.7.1958
7. Ghassan Khabbaz, „The influence of tip clearance on stall limits of a rectilinear cascade of compressor blades”, Transactions of the ASME series D, Journal of the Basic Engineering, 9.1961, nr 3/vol. 83
8. „Spey by-pass turbojet engine”, Aircraft Engineering, 1.1962
9. W. Kordziński — „Silnik dwuprzepływowy General Electric CJ 805-23”, Technika Lotnicza, zeszyt 5, 1960
10. „Two small american turboshaft engines T 53 and T 58”, Flight, 17.1.1958

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

21.438.056:621.454

Komory spalania lotniczych silników turbinowych

Część II

Konstrukcja i projektowanie

W II części artykułu „Komory spalania lotniczych silników turbinowych” omówiono konstrukcje współczesnych komór spalania turbinowych silników lotniczych. Podano schemat obliczeń gazodynamicznych nowej komory i komory projektowanej w oparciu o istniejący wzorzec. Podano wymagania stawiane materiałom stosowanym w konstrukcjach komór.

Wszystkie dotychczas stosowane komory spalania lotniczych silników turbinowych można podzielić na kilka zasadniczych typów w zależności od ich konstrukcji, przebiegu procesów spalania oraz układu konstrukcyjnego silnika.

Niezależnie jednak od wymienionych różnic, podstawową cechą charakterystyczną wszystkich lotniczych komór spalania jest podział ich objętości na dwie strefy: strefę spalania oraz strefę wymieszania. Podział taki wynika z ko-

nieczności utrzymania statecznej pracy komory o ograniczonej objętości w szerokim zakresie współczynników nadmiaru powietrza.

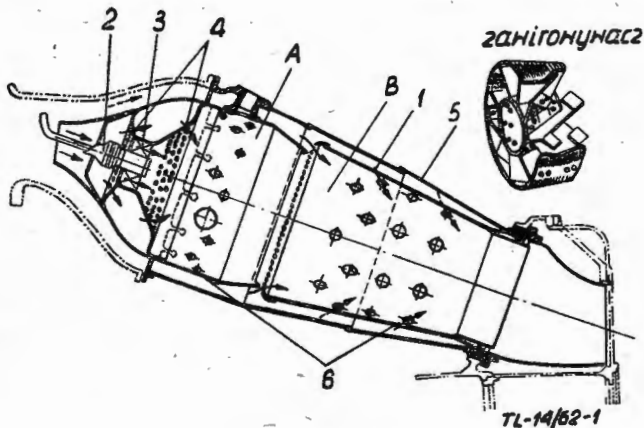
Poprawny proces spalania w komorze oraz jego stateczność realizuje się niezależnie od konstrukcji komory za pomocą stworzenia w strefie spalania wstecznego strumienia gorących gazów, dzięki któremu następuje wymieszanie paliwa z powietrzem i zapłon powstałej mieszanki palnej gorącymi gazami. Taki przebieg procesów w komorze przyczynia się do ustatecznienia płomienia w określonym przekroju komory.

Pod względem konstrukcyjnym komory spalania lotniczych silników turbinowych można podzielić na trzy podstawowe typy: dzbanowe (pojedyncze), pierścieniowe oraz pierścieniowo-dzbanowe (mieszane). W odniesieniu do sposobu tworzenia mieszanki palnej rozróżnia się komory z wtryskiem paliwa do strefy spalania oraz komory z odprowadzaniem paliwa. Różnice między tymi komorami będą podane przy omawianiu ich konstrukcji. Zarówno jeden, jak i drugi sposób tworzenia mieszanki stosowany jest w komorach wszystkich typów.

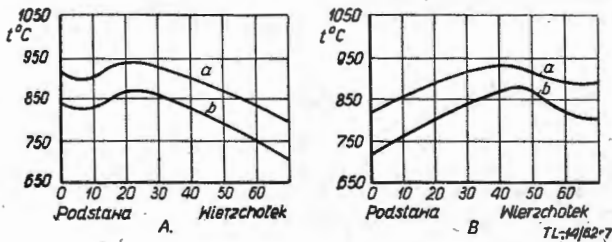
Opis konstrukcji komór spalania

Dzbanowe (pojedyncze) komory spalania. Dzbanowe, czyli pojedyncze komory spalania, znalazły szerokie zastosowanie dzięki temu, że wyróżniają się szeregiem zalet eksploatacyjnych. Przede wszystkim należy tu wymienić łatwość dostępu do takiej komory na silniku i wymiany jej w razie konieczności. W pojedynczej komorze o małej objętości łatwiej jest opanować procesy spalania. Badania komór dzbanowych są stosunkowo proste i nie wymagają dużych wydatków powietrza.

Dzbanowe komory spalania stosowane są na silnikach ze sprężarkami odśrodkowymi i osiowymi. Na ogół na silniku znajduje się od 6 do 22 takich komór. Urządzenia zapłonowe rozmieszczone są w 2-3 komorach. W czasie uruchamiania silnika płomień z komór, w których znajdują się urządzenia zapłonowe, przedostaje się do innych komór za pomocą specjalnych łączników rurowych. Jednakże konieczność stosowania takich łączników oraz innych elementów konstrukcyjnych zwiększa ciężar komory. Wskutek tego ciężar sumaryczny komór dzbanowych jest wyższy od ciężaru komory pierścieniowej. Zapłon komór dzbanowych jest trudniejszy niż komór innych typów.



Rys. 1. Dzbanowa komora spalania radzieckiego silnika RD-45: 1—rura żarowa, 2—wtryskiwacz, 3—zawirówyacz, 4—pierścień talerzowy, 5—obudowa komory, 6—otwory doprowadzające powietrze wtórne



Rys. 2. Rozkład temperatury gazów wzdłuż łopatek kierownicy i wirnika turbiny w zależności od miejsca doprowadzenia powietrza wtórnego: A—równomierne rozmieszczenie otworów (9) (rys. 12), B—nierównomierne rozmieszczenie otworów (9) z dużym zagęszczeniem ich w tylnej części komory; a—temperatura przed łopatkami kierownicy, b—temperatura gazów przed łopatkami wirnika

Na rys. 1 pokazano dzbanową komorę radzieckiego silnika turbinowego RD-45 ze sprężarką odśrodkową. Komory w ilości 9 sztuk rozmieszczone są wokół wału turbiny pod pewnym kątem do osi silnika. Przedni kołnierz komory przymocowany jest śrubami do kolanka z kierownicami, połączonego z kadłubem sprężarki. Tylna część komory



Rys. 3. Rura żarowa komory spalania angielskiego silnika „Proteus”

osadzona jest suwliwie w kolektorze gazowym. Takie połączenie umożliwia swobodne wydłużenie komory wzdłuż osi przy nagraniu. Wewnątrz obudowy 5 znajduje się rura żarowa 1 składająca się z cylindrycznej części A, stożkowego łącznika pierścieniowego B oraz tylnej części stożkowej C, stanowiących integralną całość. W przedniej części rury ogniowej znajduje się zawirówyacz łopatkowy 3 (pokazany osobno w prawym górnym rogu) oraz pierścień talerzowy 4. Te elementy konstrukcyjne służą do stworzenia odpowiedniej struktury gazodynamicznej strumienia w strefie spalania. Zawirowanie powietrza uzyskuje się dzięki łopatom zawirówyacza i dużej ilości otworków w pierścieniu talerzowym.

W cylindrycznej części komory A są dwa rzędy otworów doprowadzających powietrze do strefy spalania. Powietrze, przepływające pierścieniową szczeliną, utworzoną przez ścianki rury żarowej i zewnętrznej obudowy, służy do wymieszania gazów i obniżenia ich temperatury oraz spełnia rolę czynnika chłodzącego. Część tego powietrza doprowadzana jest do strefy spalania, natomiast pozostała ilość przez otwory w łączniku stożkowym oraz tylnej części komory — do strefy wymieszania. Kąt pochylenia otworów w łączniku stożkowym B jest dobrany w ten sposób, aby strugi powietrza, wpadające przez te otwory, omywały ścianki rury żarowej na możliwie dużej długości, sięgającej do otworów w tylnej stożkowej części komory. W ten sposób powstaje przy ściankach rury żarowej cienka warstwa powietrza przejmująca ciepło od płomienia i produktów spalania i zabezpieczająca metal ścianek przed działaniem wysokich temperatur.

Powietrze doprowadzane przez cztery rzędy otworów o dużych średnicach w tylnej części komory C służy głównie do obniżenia temperatury gazów i utrzymania niezbędnego rozkładu temperatur na wyjściu z komory. Zmieniając średnicę tych otworów oraz ich wzajemne rozmieszczenie można wpływać na charakter pola temperatur przed łopatkami turbiny, jak pokazano na rys. 2. Rys. 2A przedstawia przebieg zmiany temperatury gazów na końcu komory wzdłuż wysokości łopatek kierownicy (krzywa a) oraz łopatek wirnika turbiny (krzywa b) przy równomiernym rozmieszczeniu otworów. Dość istotne zmiany w rozkładzie

temperatur uzyskano przy nierównomiernym rozmieszczeniu otworów z dużym zagęszczeniem ich w tylnej części komory (rys. 2B). Przykład ten świadczy o możliwości uzyskania wymaganego rozkładu temperatur na wyjściu z komory spalania za pomocą prostych zabiegów konstrukcyjnych.

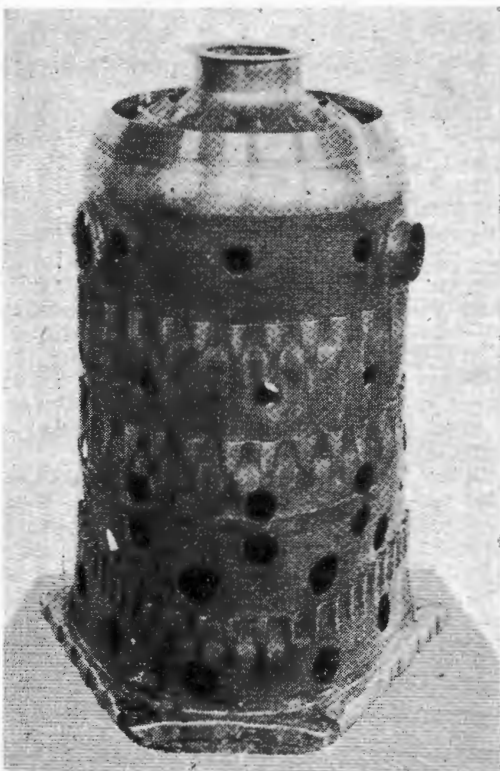
Każda komora dzbanowa wyposażona jest w jeden wtryskiwacz wirowy, wtryskujący paliwo współprądowo z kierunkiem przepływu powietrza. Wtryskiwacz umieszczony jest w środku zawirowywacza. Ponieważ wtryskiwacz powinien dobrze rozpylać paliwo przy różnych prędkościach obrotowych silnika, wykonuje się go bardzo często jako konstrukcję dwukanałową. Przy dużych prędkościach obrotowych silnika paliwo dostarczane jest obydwoma kanałami — zasadniczym oraz pomocniczym — do wspólnej komory wirowej, natomiast na małych obrotach silnika paliwo przepływa tylko kanałem pomocniczym.

Do zapłonu służą świece i wtryskiwacze rozruchowe, przeważnie również wirowe, umieszczone w pobliżu urządzenia zapłonowego, stanowiące wspólnie zespół zwany blokiem rozruchowym. Zasila się je tym samym paliwem co i wtryskiwacze robocze. Wtryskiwacze rozruchowe doprowadzają paliwo do bloku rozruchowego pod ciśnieniem $1,5 \div 2,0 \text{ kG/cm}^2$.

Doberając odpowiednio wtryskiwacz roboczy, zawirowywacz oraz wielkość i ilość otworów w przedniej części komory, otrzymuje się niezbędną strukturę gazodynamiczną strumienia w strefie spalania, zapewniającą poprawny przebieg procesów spalania z wysokim współczynnikiem wydzielania ciepła.

Poszczególne części rury żarowej łączone są za pomocą zgrzewania elektrycznego. W miejscach łączenia w pewnych odstępach wykonywane są specjalne przecięcia wzdłużne, uwzględniające rozszerzalność cieplną komory.

Rozwiązania konstrukcyjne rur żarowych komór dzbanowych mogą być różne, aczkolwiek zasada pracy jest jednakowa. Stosunkowo najwięcej doświadczeń w konstruowaniu i produkcji silników turbinowych ma Anglia. Na rys. 3 i 4 pokazano rury żarowe dzbanowych komór spalania angielskich silników Bristol Siddeley „Proteus” oraz Rolls-Royce „Avon”. Turbinowy silnik śmigłowy „Proteus”

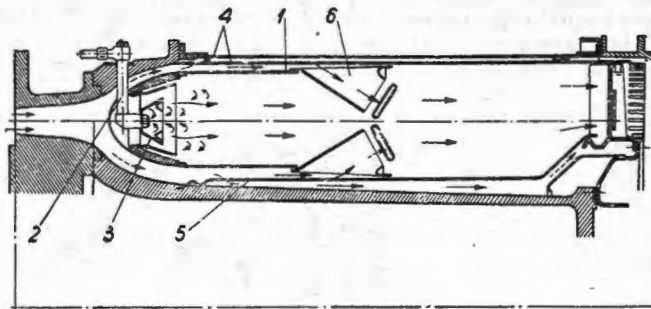


Rys. 4. Rura żarowa komory spalania angielskiego silnika „Avon”

ma 8 dzbanowych komór spalania. Na podstawie dużego doświadczenia eksploatacyjnego ustalono czas pracy silnika do naprawy głównej na 2400 godzin. Oczywiście duży udział w tym ma dobrze skonstruowana komora, której czas pracy do naprawy głównej ustalono na 4800 godzin.

Rury żarowe silników „Avon” i „Proteus” różnią się znacznie między sobą. W przedniej części komory silnika

„Avon”, szczególnie na wejściu, brak jest otworów w porównaniu do komory silnika „Proteus”, w której odpowiednią strukturę gazodynamiczną otrzymuje się właśnie dzięki znacznej ilości małych otworów, umieszczonych w dwóch rzędach w stożkowej części przedniej oraz dużych otworów na początku cylindrycznej części rury żarowej. Powietrze



TL-14/62-5

Rys. 5. Pierścieniowa komora spalania niemieckiego silnika BMW-003: 1 — rura żarowa, 2 — wtryskiwacz, 3 — statecznik, 4 — obudowa, 5 — ekran, 6 — doprowadzenie powietrza wtórnego

do strefy spalania w komorze silnika „Avon” dostaje się przez zawirowywacz oraz szczeliny w przedniej płaszczyźnie rury żarowej. W cylindrycznej części tej komory pierwszym rzędem otworów doprowadzane jest powietrze do strefy spalania w celu stworzenia odpowiedniej strefy wirów, a następnymi rzędami otworów, średnice których wzrastają ku końcowi komory, powietrze, służące do rozcieńczenia gorących gazów i wyrównania rozkładu temperatur. Do chłodzenia ścianek komory służy powietrze doprowadzane trzema rzędami szczeln, ukształtowanych wykarbowaniami blachy ścianek.

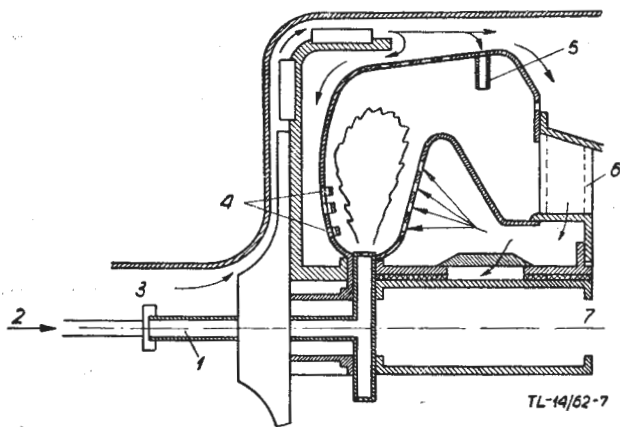
Ilość otworów w ściankach rury żarowej, ich kształt, wielkość oraz wzajemne rozmieszczenie ustala się przeważnie na drodze doświadczałnej, ponieważ dokładne obliczenie, uwzględniające wszystkie zjawiska zachodzące w komorze w czasie pracy, jest praktycznie dotychczas niemożliwe.

Pierścieniowe komory spalania. W komorach o takiej konstrukcji spalanie odbywa się w pierścieniowej przestrzeni utworzonej przez zewnętrzne i wewnętrzne ścianki rury żarowej, rozmieszczonej wokół wału turbiny. Na rys. 5 pokazano komorę pierścieniową niemieckiego silnika BMW-003, skonstruowanego pod koniec II wojny światowej. W komorze tej, w celu utrzymania odpowiedniej struktury gazodynamicznej strumienia, zastosowano specjalny statecznik płomienia 3. Powietrze, opływając statecznik, tworzy wiry niezbędne do poprawnego przebiegu procesów spalania. Komorę spalania wyposażono w ekran 5, zabezpieczający jej zewnętrzne ścianki przed przepaleniem. W nowych konstrukcjach komór pierścieniowych nie stosuje się stateczników i ekranów. Należy tu strukturę gazodynamiczną strumienia zapewniają takie same urządzenia jak w komorach dzbanowych. Dobre chłodzenie ścianek rury żarowej powietrzem wtórnym nie wymaga stosowania ekranów w komorach współczesnych lotniczych silników turbinowych.

Obecnie komory pierścieniowe znajdują szerokie zastosowanie w różnych silnikach o dużym i małym ciągu (mocy). Jedną z podstawowych zalet komory pierścieniowej jest zmniejszenie średnicy silnika, a tym samym jego ciężaru. Ponadto zewnętrzna obudowa komory spalania stanowi przeważnie element nośny konstrukcji silnika, co również zmniejsza jego ciężar, ponieważ odciąża inne elementy, które mogą być wskutek tego lżejsze. Eksploatacyjną zaletą tych komór jest łatwiejszy zapłon niż w komorach dzbanowych, ponieważ płomień, powstający przy wtryskiwaczach rozruchowych, rozprzestrzenia się od razu w całej objętości komory. Ponadto komory pierścieniowe wykazują mniejsze straty hydrauliczne niż komory dzbanowe i są od nich krótsze. Oprócz zalet, komory pierścieniowe mają również poważne wady. Oględziny komory lub jej elementów wymagają w zasadzie demontażu silnika. Badania komory są bardzo kosztowne, aczkolwiek częściowo można zmniejszyć koszty, badając segment komory. Zalety tej komory jednak są o wiele poważniejsze niż wady i szereg nowych silników turbinowych ma komory o takiej konstrukcji.

Duże doświadczenie w dziedzinie pierścieniowych komór spalania ma francuska firma Turbomeca, która na wielu silnikach własnej konstrukcji stosuje komory tego typu.

W pierścieniowych komorach firmy Turbomeca zastosowano oryginalny sposób wtrysku paliwa (jak na rys. 6). Paliwo z układu paliwowego doprowadzane jest do wirującego wału 1 i poprzez otwory na jego obwodzie wtryskiwane do komory spalania, gdzie ulega wymieszaniu z powietrzem przedostającym się do komory specjalnymi szczelinami 4, zapewniającymi odpowiednią turbulencję strumienia. Taki sposób rozpylenia paliwa zabezpiecza odpowiednią wielkość kropeł w szerokim zakresie wydatków paliwa. Przybliżone obliczenia wykazały, że przy pełnym obciążeniu średnia



Rys. 6. Pierścieniowa komora spalania francuskiej firmy „Turbomeca”: 1 — wał sprężarki, 2 — paliwo, 3 — powietrze, 4 — szczeliny doprowadzające powietrze, 5 — rurki powietrza wtórnego, 6 — nasadki doprowadzające powietrze do strefy spalania i na wał, 7 — wał turbiny

średnica kropeł wynosi 75μ , a przy 25-procentowym obciążeniu zmniejsza się do 57μ , a więc jakość rozpylenia jest zadowalająca w różnych warunkach pracy silnika. Powietrze wtórne doprowadzane jest do komory rurkami 5 oraz nasadkami 6.

Wymieniony system wtrysku paliwa znalazł zastosowanie w silnikach „Marbore”, „Artouste”, „Astazou”, „Turmo” oraz „Bastan”. Wszystkie są produkowane przez firmę Turbomeca, a niektóre z nich z licencji przez angielską firmę Blackburn oraz amerykańską Continental. Wskazuje to na poważne zalety takiego sposobu wtrysku i duże osiągnięcia firmy, która opracowała go i z powodzeniem zastosowała w wielu silnikach. Promieniowy wtrysk paliwa poważnie wpływa na skrócenie komory, aczkolwiek wzrasta jej średnica i prawdopodobnie dlatego wszystkie wymienione silniki mają odśrodkową sprężarkę względnie pierwsze stopnie są osiowe, a ostatni — odśrodkowy z uwagi na odpowiednie doprowadzenie powietrza do komory.

Komory pierścieniowo-dzbanowe. W komorach o takiej konstrukcji pojedyncze rury żarowe umieszczone są wewnątrz pierścieniowej obudowy. Takie rozwiązanie konstrukcyjne łączy w sobie zalety dzbanowych i pierścieniowych komór. Należy tu w pierwszym rzędzie wymienić zmniejszenie średnicy silnika w porównaniu do komór dzbanowych i łatwość demontażu i wymiany poszczególnych elementów (w porównaniu do komory pierścieniowej). Przy opracowywaniu takich komór zagadnienie badań jest o wiele prostsze niż przy komorach pierścieniowych, ponieważ do tego celu mogą być użyte segmenty, zawierające 3 rury żarowe zamiast całej komory.

Przykładem komory pierścieniowo-dzbanowej jest komora angielskiego silnika Bristol Siddeley „Orpheus”. Komora składa się z pierścieniowej obudowy, wewnątrz której znajduje się 7 rur żarowych. Demontaż poszczególnych rur żarowych jest prosty. Najpierw zdejmuje się dyszę, a potem obudowę komory. Po usunięciu obudowy komory zdejmuje się wirnik turbiny i następnie rurę żarową. Takie rozwiązanie konstrukcyjne ułatwia wymianę uszkodzonych rur żarowych oraz ich okresowe przeglądy.

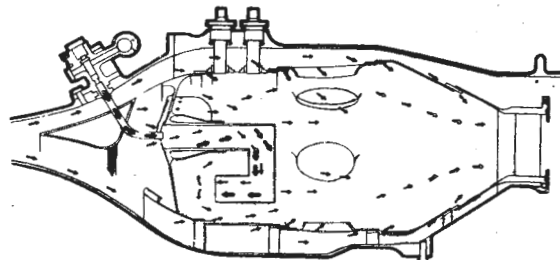
Komory spalania z odparowaniem paliwa. Dotychczas omówiono komory z bezpośrednim wtryskiem paliwa do strefy spalania. Komory takie są powszechnie stosowane w konstrukcjach lotniczych silników turbinowych. Ale oprócz tych komór stosowane są także komory z odparowaniem paliwa, w których mieszkę palną doprowadza się do strefy spalania w stanie częściowo przygotowanym. W komorach z odparowaniem (rys. 7) paliwo zostaje wtrysknięte do odparowawcy wykonanego w postaci rurki dwu-

krotnie zgiętej pod kątem 90° w jednej płaszczyźnie, przez którą przepływa powietrze. Na rys. 7 paliwo jest zaznaczone grubymi strzałkami, powietrze — cienkimi. Stopień odparowania paliwa zależy od warunków pracy silnika. Wypływająca mieszanka spala się w pobliżu odparowawcy. Proces wymieszania odbywa się tak samo jak w poprzednio omówionych komorach. Pózwietrze, wpadające do komory dużymi otworami w jej środkowej części, powoduje dobre wymieszanie gazów i obniżenie ich temperatury.

Sposób przygotowania mieszanki palnej w komorach z odparowaniem nie wymaga stosowania wysokiego ciśnienia wtrysku. Przeważnie wystarczające jest ciśnienie rzędu $15-20 \text{ kg/cm}^2$, podczas gdy w komorach z wtryskiem wynosi ono $40-60 \text{ kg/cm}^2$.

Zmniejszenie ciśnienia wtrysku umożliwia obniżenie ciężaru i uproszczenie konstrukcji układu paliwowego. Nie stawia się żadnych wymagań co do rozkładu strefowego paliwa, wypływającego z wtryskiwacza. W związku z tym, zamiast dość skomplikowanych wtryskiwaczy wirowych, w komorach z odparowaniem stosuje się proste wtryskiwacze strumieniowe. Są to rurki z kalibrowanymi dyszkami, wykonawstwo których nie sprawia takich trudności jak przy wtryskiwaczach wirowych.

Obecnie komory z odparowaniem paliwa znalazły zastosowanie głównie w konstrukcjach angielskich silników. Pokazana na rys. 7 komora pierścieniowa (widoczna jest tylko górna część) należy do angielskiego silnika wentylatorowego Bristol Siddeley BS. 75. Opracowując tę komorę firma Bristol Siddeley opierała się na doświadczeniach, uzyskanych przy konstruowaniu i eksploatacji komór spalania z odparowaniem silników „Sapphire” oraz „Mamba”. Prace



Rys. 7. Komora z odparowaniem paliwa angielskiego silnika BS.75

nad tymi komorami rozpoczęto w 1948 r., a więc do 1960 roku uzyskano dużo cennych danych, które umożliwiły dość szybkie skonstruowanie komory silnika BS. 75.

Inną, znaną konstrukcją tej samej firmy jest pierścieniowa komora z odparowaniem paliwa silnika „Viper”. Rura żarowa tej komory pokazana jest na rys. 8. Wewnątrz rury znajdują się 24 odparowawcy (w komorze silnika BS.75 — 16 odparowawcy). Powietrze pierwotne doprowadzane jest do odparowawcy oraz 24 otworami, rozmieszczonymi w przedniej ścianie komory w dwóch rzędach (po 12 sztuk) nad otworami wlotowymi do odparowawcy i pod nimi. Od wewnętrznej strony rury żarowej otwory są zakończone kołpakami, w czołowej płaszczyźnie których wykonane są podłużne wycięcia, polepszające turbulencję powietrza w strefie spalania.

Silnik „Viper” był najpierw pomyślany jako silnik o bardzo krótkim okresie pracy rzędu 10 godzin. Służył on do napędu australijskiego celu latającego „Jindivik”. Potem wyprodukowano następne, ulepszone wersje silnika „Viper”, który używany jest obecnie jako napęd samolotów treningowych i jest przewidziany jako napęd samolotów służbowych. Licencję na produkcję tego silnika zakupiła Francja (firma Marcel Dassault) oraz Włochy (firma Piaggio). Można z tego wnioskować, że komory z odparowaniem znajdują coraz szersze zastosowanie. Należy jednak dodać, że komory z odparowaniem mają istotną wadę użytkową, polegającą na tym, że na większych wysokościach jakość i stateczność spalania pogarszają się. Przyczyną jest znaczny spadek temperatury otoczenia, który powoduje pogorszenie odparowania paliwa, mającego decydujące znaczenie dla komór o takiej konstrukcji.

Projektowanie komór spalania

Komora spalania jest jednym z najbardziej odpowiedzialnych zespołów lotniczego silnika turbinowego i dlatego właściwe jej skonstruowanie stanowi bardzo ważne zagadnienie techniczne, szczególnie trudne wówczas, gdy komorę

projektuje się jako konstrukcję zupełnie nową. Złożoność problemów, występujących przy obliczaniu komory, pogłębia brak dokładnej znajomości wszystkich procesów zachodzących przy spalaniu i niemożliwość dokładnego uwzględnienia wskutek tego szeregu zjawisk. Brak jest również szeregu uogólnionych danych doświadczalnych, które mogłyby ułatwić obliczanie komór spalania. Wskutek wymienionych przyczyn nie opracowano dotychczas dokładnej metody obliczania komór spalania i każda nowa komora jest wynikiem wieloletnich badań teoretyczno-doświadczalnych. Na podstawie dostępnych danych można przedstawić następującą kolejność obliczania komory spalania. Jako schemat konstrukcyjny do obliczeń przyjęto komorę dzbanową.

Do obliczeń komór spalania stosowane są zwykle równania dynamiki gazów. Oprócz tego wykorzystuje się również niektóre współczynniki i zależności otrzymane na drodze doświadczalnej. Dotyczy to zwłaszcza placówek naukowych specjalizujących się w projektowaniu komór spalania i prowadzących własne badania podstawowe.

Jako parametry wyjściowe do obliczeń i projektowania komory służą parametry gazu na wejściu do komory spalania, a więc ciśnienie p_1 , temperatura t_1 , prędkość w_1 oraz temperatura gazów na końcu komory i wydatek powietrza i paliwa. Typ komory wynika z założeń konstrukcyjnych silnika. Celem obliczeń cieplno-konstrukcyjnych komory jest wyprofilowanie wewnętrznej powierzchni rury żarowej, określenie ilości, kształtu, rozmieszczenia i wielkości otworów w jej ściankach oraz spadku ciśnienia całkowitego gazu w komorze.

Obliczenia wykonuje się w następującej kolejności:

1. Określa się obliczeniowy współczynnik nadmiaru powietrza

$$\alpha = \frac{G}{G_p \cdot l} \quad [1]$$

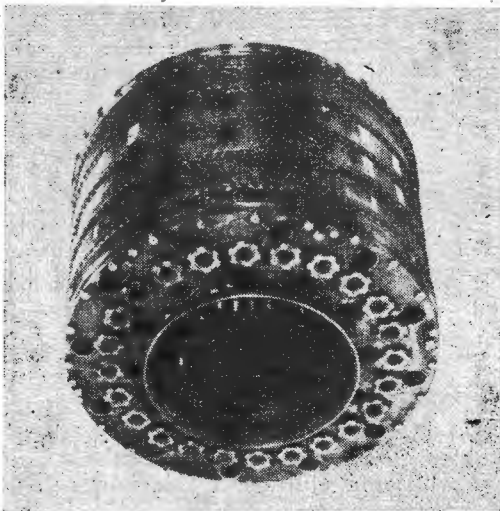
2. Określa się podstawowe wielkości geometryczne komory.

Z równania ciągłości:

$$G = \gamma_1 \cdot w_1 \cdot F$$

stąd średnica otworu na wejściu do komory

$$d = 2 \sqrt{\frac{GRT_1}{\pi \cdot p_1 \cdot w_1}} \quad [2]$$



Rys. 8. Rura żarowa pierścieniowej komory spalania z odparowaniem paliwa silnika „Viper”

Zakładając obciążenie cieplne (ciśnieniowe) komory:

$$Q_{vp} = (30 \div 45) 10^6 \text{ kcal/m}^3 \text{ godz. at}$$

można obliczyć jej objętość:

$$V = \frac{\eta G_p W}{p_1 (30 \div 45) 10^6} \quad [3]$$

Następnie, orientacyjnie oblicza się pole przekroju na początku kanału powietrza wtórnego

$$F_{wt} = \frac{k_1 G}{w_{1wt} \cdot \gamma_1} \quad [4]$$

gdzie:

$k_1 = 0,85 \div 0,95$ współczynnik uwzględniający wydatek powietrza przez zawirowywacz.

Do obliczenia F_{wt} należy założyć prędkość w_{1wt} na początku kanału. Dotychczasowa praktyka projektowania komór wykazała, że dobre chłodzenie uzyskuje się przy $w_{1wt} = 80 \div 100 \text{ m/sek}$.

Mając początkowy przekrój kanału powietrza wtórnego, można obliczyć wewnętrzny promień obudowy komory z zależności:

$$R_w = R_r \sqrt{1 + \frac{F_{wt}}{F_r}} \quad [5]$$

w której R_r — promień zewnętrzny rury żarowej, F_r — przekrój rury żarowej.

Średnia umowna prędkość powietrza w maksymalnym przekroju komory zazwyczaj nie przekracza wartości:

$$w_{sr} = \frac{G}{F_{max} \cdot \gamma_1} \leq 30 \div 40 \text{ m/sek}$$

gdzie:

F_{max} — maksymalny przekrój komory w odniesieniu do zewnętrznej obudowy.

Dla komór dzbanowych

$$F_{max} = \frac{\pi D^2}{4} \cdot i$$

gdzie:

i — ilość komór.

Dla komór pierścieniowych i pierścieniowo-dzbanowych

$$F_{max} = \frac{\pi}{4} (D_{zew}^2 - D_{wew}^2)$$

Sumaryczny przekrój poprzeczny rur żarowych wynosi zazwyczaj $1/2 \div 3/4$ pola maksymalnego przekroju poprzecznego komory.

Długość rury żarowej l_r dla komór z zawirowywaczem wynosi zazwyczaj $(3,0 \div 3,5) D_r$, a dla komór bez zawirowywaczy $(4,0 \div 4,5) D_r$, gdzie D_r — średnica rury żarowej. Rura żarowa nie powinna być krótsza niż 480—500 mm. Dla komór pierścieniowo-dzbanowych przyjmuje się średnicę maksymalną rury żarowej w granicach $D_r = (2,0 \div 2,5) d$, natomiast długość — $(7,0 \div 10,5) d$, gdzie d — średnica wlotu rury żarowej. Luz między rurami żarowymi w komorze pierścieniowo-dzbanowej zakłada się w granicach $(0,15 \div 0,2) D_r$.

3. Zakłada się rozdział powietrza wtórnego wzdłuż rury żarowej oraz głębokość penetracji jego strug w głąb komory. Na początku komory wykonuje się na ogół dużą ilość małych otworków, doprowadzających powietrze chłodzące ścianki. Obok tych otworków rozmieszcza się również większe otwory, doprowadzające powietrze na głębokość $0,6 \div 0,7 R_r$, które sprzyja intensyfikacji procesu spalania oraz obniża temperaturę gazów. Długość l_{wt} , na której doprowadzane jest powietrze wtórne, wynosi $60 \div 80\%$ długości rury żarowej.

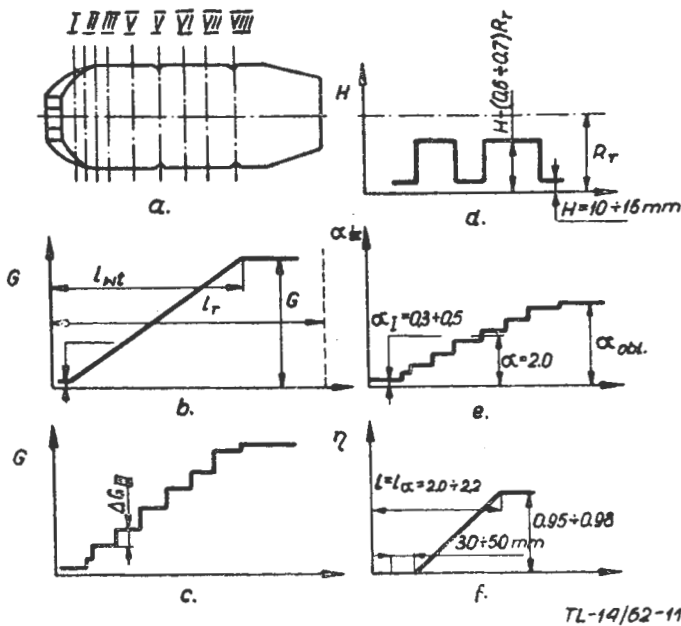
Wydatek powietrza pierwotnego dobiera się w ten sposób, aby współczynnik α_1 , obliczony z wydatku powietrza przez zawirowywacz, wynosił $0,5 \div 0,8$

$$\alpha_1 = \frac{G_I}{G_p \cdot l} \quad [6]$$

Zakłada się w pierwszym przybliżeniu, że wydatek powietrza wzdłuż komory zmienia się liniowo (rys. 9b). Na podstawie tego założenia rozmieszcza się otwory powietrza wtórnego (rys. 9a), spełniającego trzy funkcje: intensyfikacji procesu spalania, chłodzenia ścianek rury żarowej i obniżenia temperatury gazów. Następnie oblicza się bardziej dokładnie wydatki powietrza wtórnego przez poszczególne rzędy otworów (rys. 9c) i zakłada się głębokość doprowadzania strug powietrza wtórnego wzdłuż rury żarowej (rys. 9d).

4. Oblicza się bieżące średnie wartości współczynnika nadmiaru powietrza wzdłuż rury żarowej (rys. 9e).

5. Zakłada się orientacyjny przebieg spalania mieszanki palnej $\eta = f(l)$ jak na rys. 9f. Funkcję $\eta = f(l)$ przyjmuje się w postaci linii łamanej, przy czym maksimum η przypada na zakres $\alpha = 2,0 \div 2,2$.



TL-14/62-11

Rys. 9. Zmiana poszczególnych parametrów wzdłuż rury żarowej

6. Następnie sprawdza się wymiary rury żarowej, mając na względzie umiejscowienie w niej strefy płomienia, niezbędnej do spalania danego wydatku paliwa.

7. Dokładnie oblicza się początkowy przekrój kanału powietrza wtórnego:

$$F_{wt} = \frac{G_{II}}{\gamma_1 \cdot w_{1wt}} \quad [7]$$

gdzie:

$$G_{II} = G - \sum \Delta G_i$$

$\sum \Delta G_i$ — powietrze doprowadzone do rury żarowej przed omawianym przekrojem.

Profilowanie kanału powietrza wtórnego zależy w dużym stopniu od typu komory.

W przypadku komór pierścieniowych i pierścieniowo-dzbanowych często przyjmuje się stałą średnicę obudowy.

8. Dyfuzorową część komory spalania profiluje się według znanych zależności, np. $\frac{dp}{dx} = \text{const}$. Obliczenia przeprowadza się kilkakrotnie dobierając dyfuzor o niedużych stratach, a jednocześnie o niewielkiej długości.

9. Oblicza się parametry powietrza wzdłuż kanału powietrza wtórnego.

10. W oparciu o założony przebieg wydzielania ciepła $\eta = f(l)$ i sposób doprowadzania powietrza do rury żarowej oblicza się średnią temperaturę gazów wzdłuż rury żarowej z bilansu cieplnego w poszczególnych przekrojach rury.

11. Przeprowadza się obliczenia otworów w ściankach rury żarowej w przekroju kontrolnym. Przeważnie jest to przekrój, w którym wydatek gazu przez rurę żarową osiąga w przybliżeniu 50% ogólnego wydatku powietrza, a ilość doprowadzanego powietrza jest znaczna.

Jako przykład przekroju kontrolnego może służyć przekrój IV lub VI (rys. 9). W obranym przekroju kontrolnym przyjmuje się ilość otworów n w ściankach rury żarowej. W zależności od średnicy rury żarowej i typu komory można przyjąć $n = 5 \div 10$ (na przykład komora silnika „Avon”).

$$\Delta G_k = w_k \cdot \frac{\pi \cdot d_k^2}{4} \cdot \gamma_k \cdot \mu \cdot n \quad [8]$$

Prędkość powietrza w otworach wyraża się wzorem:

$$w_k = \frac{4 \Delta G_k}{\pi d_k^2 \cdot \gamma_k \cdot \mu \cdot n} \quad [9]$$

gdzie:

μ — współczynnik wydatku wynoszący w pierwszym przybliżeniu $0,7 \div 0,8$,

d_k — średnica otworów w rurze żarowej w przekroju kontrolnym.

Prędkość powietrza w_k wynosi średnio $50 \div 60$ m/sek wzrastając ku końcowi komory. Z punktu widzenia struktury gazodynamicznej strumienia, w rurze żarowej ważna jest głębokość penetracji strug powietrza wtórnego w przepływający strumień gorących gazów o znacznie większej prędkości. Głębokość tę, oznaczoną jako H , określa się z następującej doświadczalnej zależności:

$$H = d_k \left(0,3 + 0,415 \frac{w_k}{w_g} \right) \left(\frac{l}{d_k} \right)^{0,63} \quad [10]$$

Głębokość H zależy od prędkości powietrza wtórnego, prędkości gazów w komorze, średnicy otworów oraz różnicy ciśnień między kanałami. Schemat, ilustrujący tor strugi powietrza wpływającego do rury żarowej, pokazano na rys. 10. Doświadczenia wykazały [1], że H zmienia się do $l = (7 \div 8)d_k$, a dalej pozostaje stałe. Przeprowadzono również doświadczenia w celu określenia H dla strug wpływających do rury żarowej przez owalne otwory. Na podstawie tych doświadczeń stwierdzono [1], że głębokość penetracji strug do strumienia gazów w rurze żarowej dla otworów owalnych o stosunku osi $3:1$ jest w przybliżeniu taka sama, jak dla otworów okrągłych o jednakowej powierzchni.

Podstawiając do równania (10) wartość prędkości w_k w otworach przekroju kontrolnego, którą określa się za pomocą założonego wydatku powietrza ΔG_k w danym przekroju, można obliczyć średnicę otworu rozwiązując to równanie względem d_k :

$$d_k = 0,54 H \pm \sqrt{0,29 H - \frac{1,76 \Delta G_k}{\mu \cdot n \cdot \gamma_k w_g}} \quad [11]$$

Do określenia d_k potrzebna jest prędkość gazów w rurze żarowej w_g , którą można obliczyć z równania ciągłości:

$$w_g = \frac{\sum G_g}{\gamma_g \cdot F_r} \quad [12]$$

gdzie:

$\sum G_g$ — wydatek gazów, a γ_g — ciężar właściwy gazów, który można w przybliżeniu obliczyć z zależności:

$$\gamma_g = \frac{p_{wt} - \Delta p_k}{R \cdot T_g} \quad [13]$$

Δp_k — różnica ciśnień między kanałem powietrza wtórnego a rurą żarową w kontrolnym przekroju. W pierwszym przybliżeniu przyjmuje się $\Delta p_k = 0,2 \div 0,3$ kG/cm²,

p_{wt} — ciśnienie powietrza w kanale między rurą żarową a obudową.

Obydwie wartości pierwiastka [11] mają sens, ponieważ daną głębokość penetracji H , przy założonej ilości otworów n , można otrzymać przy dwóch wartościach średnic otworów d_k , ale przy różnych prędkościach w_k .

Następnie sprawdza się wartość założonej różnicy ciśnień między kanałem powietrza wtórnego a rurą żarową:

$$\Delta p_k = \frac{\gamma_{wt} \cdot w_k^2}{2g} \quad [14]$$

oraz ciśnienie gazu w kontrolnym przekroju rury żarowej

$$p_g = p_{wt} - \Delta p_k \quad [15]$$

które jest potrzebne do dalszych obliczeń.

Jeśli średnica otworu d_k określona z równania [11] ma wartość ułamkową, należy ją zaokrąglić do całości i obliczenia powtórzyć.

12. Oblicza się pozostałe parametry gazu w kontrolnym przekroju oraz innych przekrojach rury żarowej.

13. Ustala się wzajemne powiązanie wymiarów rury żarowej i zawirowywacza.

14. Oblicza się ilość i wymiary otworów w pozostałych przekrojach rury żarowej.

15. Oblicza się współczynniki strat ciśnienia całkowitego.

16. Gdy wyniki poprzednich obliczeń wypadną pomyślnie, przystępuje się do obliczeń wytrzymałościowych. W pierwszym rzędzie należy obliczyć naprężenia rozciągające w ściankach zewnętrznej powłoki (obudowy) komory, wynikające z różnicy ciśnień w komorze i na zewnątrz

$$\sigma_r = \frac{D}{2\delta} (p_i - p_o) \quad [16]$$

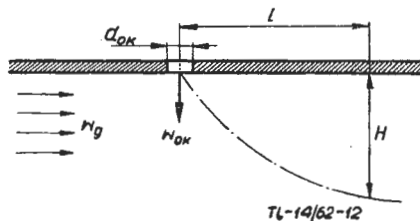
gdzie:

p_o — ciśnienie atmosferyczne,
 D — największa średnica obudowy,
 δ — grubość ścianki.

Dopuszczalne naprężenia wynoszą 500÷700 kG/cm².

Następnie oblicza się siły działające na elementy mocowania komory do kołnierza przewodu doprowadzającego powietrze ze sprężarki do komory. W tym celu wykorzystuje się równanie impulsów, do którego niezbędne są dane, wynikające z obliczeń hydraulicznych komory, a więc przede wszystkim prędkości czynnika na wejściu i wyjściu z komory. Rur żarowych na wytrzymałość nie oblicza się, ponieważ różnica ciśnień na ściance jest stosunkowo niewielka.

17. Oblicza się komorę spalania na drgania. Drgania komory spalania spowodowane są wahaniami ciśnienia i wydatku powietrza doprowadzanego ze sprężarki. Wahania te



Rys. 10. Tor strugi powietrza wtórnego penetrującej w strumieniu gorących gazów w rurze żarowej

powstają wskutek nierównomiernej pracy sprężarki, przy opływie strumieniem powietrza łopatek wirników i kierownic sprężarki, elementów mocowania itd. Oprócz wymienionych przyczyn drgania komory mogą być spowodowane niestatecznym spalaniem w komorze oraz nierównomiernością zasilania w paliwo. Obliczenie komory na drgania sprowadza się do określenia częstotliwości drgań własnych powłoki komory i porównania ich z częstotliwościami wymuszonymi przez pulsację ciśnienia powietrza. Należy dążyć do tego, aby częstotliwości dwóch pierwszych postaci drgań własnych komory i przypuszczalne częstotliwości drgań wymuszonych nie pokrywały się w roboczym zakresie prędkości obrotowej silnika, w przeciwnym razie wystąpi rezonans, który może spowodować zniszczenie komory wskutek zmęczenia materiału.

Podobne obliczenia przeprowadza się dla komór pierścieniowych i pierścieniowo-dzbanowych.

Taki jest schemat obliczeń przy projektowaniu nowej komory. Obecnie, liczne biura konstrukcyjne i wytwórnie mają już kilkuletnie doświadczenia w projektowaniu komór i przystępując do opracowywania nowego lub ulepszanego silnika starają się wykorzystać szereg gotowych lub nieco unowocześnionych zespołów, w tym również komorę spalania. Taki sposób projektowania skracza czas opracowywania nowej lub unowocześnionej konstrukcji, ponieważ poważnie zmniejsza się zakres prac teoretyczno-badawczych. Projektowaną komorę wzoruje się na komorze silnika przyjętego jako wzorec. W tym przypadku do obliczenia komory stosuje się metodę podobieństwa, która znacznie upraszcza prace obliczeniowe.

Należy sprawdzić kryteria podobieństwa w celu zapewnienia projektowanej komorze osiągow i trwałości, zbliżonych do komory wzorcowej. Podstawowe kryteria są następujące:

1. Podobieństwo geometryczne wymiarów;
2. Warunek podobieństwa przepływów określony liczbą Reynoldsa na wejściu do komory: $Re = Re_{wz}$;
3. Podobieństwo składów mieszanek (współczynników nadmiaru powietrza): $\alpha_I = \alpha_{Iwz}$;
4. Równość ciśnieniowych obciążeń cieplnych: $Q_{vD} = Q_{vDwz}$.
5. Podobieństwo chłodzenia wyrażające się równością współczynników przejmowania ciepła: $\alpha = \alpha_{wz}$; wyprowadzonych przez porównanie liczb Nusselta oraz Prandtla;
6. Podobieństwo warunków spalania, zapewniające $\eta = \eta_{wz}$.

$$\frac{G_I}{p_1^n \cdot D^2} = \frac{G_{wzI}}{p_{1wz}^n \cdot D_{wz}^2}$$

gdzie:

D — średnica komory,
 n — wykładnik równy 1,2÷1,6.

Stosowanie warunku 6, wymaga spełnienia kryteriów 2, 3 i 4 oraz dodatkowo $T_1 = T_{1wz}$.

Przeprowadzono szereg doświadczeń [7], na podstawie których sporządzono wykresy:

$$\eta = f \left(\frac{G_I}{p^n D^2} \right)$$

Następnie przeprowadza się obliczenia kontrolne niektórych parametrów w najważniejszych przekrojach rury żarowej.

Materiały używane w konstrukcjach komór spalania. Komora spalania silnika turbinowego jest zespołem pracującym w ciężkich warunkach cieplnych, przeto dobór odpowiedniego materiału na rurę żarową ma bardzo istotny wpływ na trwałość komory. W związku z tym materiał komory, szczególnie rury żarowej, powinien wyróżniać się szeregiem specjalnych właściwości fizycznych, spośród których za najistotniejsze należy uważać następujące:

- 1) możliwie duże przewodnictwo cieplne, ponieważ wówczas mniejsze są gradienty temperatur w ściankach rury żarowej;
- 2) możliwie mały współczynnik cieplnej rozszerzalności liniowej. Im jest on mniejszy, tym mniejsze są naprężenia cieplne, spowodowane różnicą temperatur;
- 3) wysoka żarowytrzymałość;
- 4) odporność na korozję;
- 5) odporność na zmęczenie.

Oprócz tych właściwości można dodać jeszcze takie, jak dobra obrabialność, niski koszt itd.

Rury żarowe wykonuje się przeważnie ze stali stopowych (np. stal radziecka 1 H18N9T) lub stopów chromoniklowych (np. stop angielski Nimonic 75 lub radziecki EI 435). Zewnętrzną obudowę komory wykonuje się ze stali węglowej i natrykuje aluminium w celu zmniejszenia strat cieplnych przez promieniowanie oraz zabezpieczenia przed korozją.

LITERATURA

1. A. J. Michajłow i inni: „Raboczyj process i rasczot kamier sgoranija gazoturbinnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa, 1959 r.
2. Skubaczewskij G. S.: „Awiacionnyje gazoturbinnyje dwigatielej” Oborongiz, Moskwa, 1955 r.
3. Stieczkin B. S. i inni: „Tieorija rieaktywnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa, 1958 r.

4. Zujew W. S. i Skubaczewskij L. S.: „Kamier sgoranija wozdusno-rieaktywnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa, 1958 r.
5. Zbiorowe: „Gazoturbinnyje ustanowki”, Sudpromgiz, Leningrad, 1959 r. (tłumaczenie z angielskiego)
6. Judge A. W.: „Gas turbines for aircraft”, London, 1958 r.
7. Woodward E. C.: „Similitude study of idealised combustors”, Sixth Symposium (International) on combustion.

Mgr WIESŁAW SZACHNOWSKI

621.791.9

Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów

cz. II

W części I, zamieszczonej w zeszycie 7/62, omówiono materiały podlegające łączeniu, rodzaje połączeń i urządzenia do łączenia metodą ultradźwiękową. Obecnie podano opis mechanizmu procesu łączenia materiałów z uwzględnieniem czynników wpływających na jakość połączenia oraz opis istniejącej aparatury.

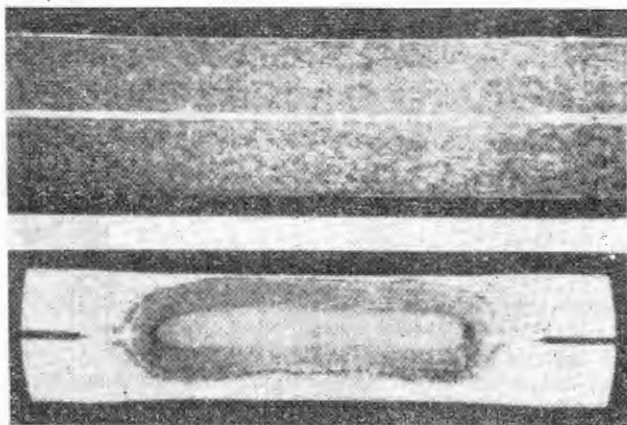
III. Mechanizm procesu łączenia materiałów za pomocą ultradźwięków

Na wstępie należy zaznaczyć, że proces łączenia ultradźwiękowego nie jest podobny do żadnego ze znanych dotychczas procesów łączenia materiałów. Pewne, niewielkie zresztą podobieństwo daje się zauważyć między łączeniem ultradźwiękowym a zgrzewaniem. W przeciwieństwie jednak do zgrzewania, złącze ultradźwiękowe pozbawione jest struktury stopowej, mimo że w procesie łączenia daje się zauważyć pewne niewielkie podgrzanie się złącza.

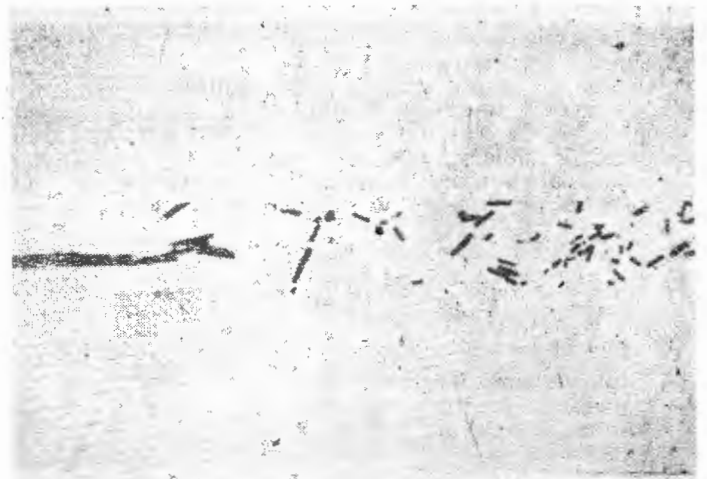
W procesie łączenia ultradźwiękowego próbki zostają umocowane między występem na falowodzie i kowadłem. Drgania ultradźwiękowe, powstałe w przetworniku i prowadzone stycznie do powierzchni próbki, wytwarzają w łączonym materiale szybkozmiennie — co do znaku i amplitudy — naprężenia mechaniczne. Pod wpływem tych naprężeń powierzchniowe warstwy tlenków, posiadające mniejszą wytrzymałość, a w szczególności gorsze własności plastyczne niż podłoże, pękają, po czym zostają skoagulowane. W rezultacie czego obnażone zostają czyste powierzchnie łączonych metali.

W wyniku wzajemnego zbliżenia się tych powierzchni na skutek nacisku do takich odległości, przy których pojawiają się siły przyciągania między atomami, następuje połączenie materiałów.

Jak z tego wynika, nacisk odgrywa poważną rolę w tym przypadku i spełnia kilka zadań. W czasie łączenia ma miejsce zjawisko tarcia na łączonych powierzchniach, a drgania ultradźwiękowe powodują dodatkowo tarcie na granicach ziaren materiału, w wyniku czego — oprócz niewielkiego zresztą podgrzania się całej spoiny — następuje miejscowy wzrost temperatury. Jednakże ilość wydzielonego ciepła jest kilkadziesiąt razy za mała, aby wywołać jakiegokolwiek zmiany strukturalne łączonego materiału. Ciepło to jednak, w połączeniu z innymi czynnikami, ma pewien wpływ na szybkość powstawania kryształów mieszanych.



Rys. 5. Porównanie struktury złącza ultradźwiękowego ze strukturą złącza zgrzewanego oporowo. Materiał — stop aluminiowy. Pow. 12 X



Rys. 6. Mikrostruktura złącza ultradźwiękowego aluminium-warstwa anodowa-aluminium. Pow. 150 X

Łączne działanie ultradźwięków, ciepła oraz sił ściskających prowadzi do powstania wspólnych (mieszanych) kryształów na granicy rozdzielącej dwóch łączonych materiałów, co w rezultacie prowadzi do powstania połączenia.

Opisany wyżej sposób łączenia w porównaniu z innymi metodami posiada następujące zalety:

- a) w czasie łączenia ultradźwiękowego nie zachodzi szkodliwe nagrzewanie się większych obszarów materiału do temperatur topnienia lub im bliskich, co ma miejsce w przypadku tak zwanych „gorących metod łączenia”;
- b) złącze posiada wysokie przewodnictwo cieplne i elektryczne, dużą odporność na korozję oraz stosunkowo dobre własności mechaniczne;
- c) złącze jest minimalnie zdeformowane i posiada małe naprężenia wewnętrzne;
- d) metoda ultradźwiękowa pozwala na łączenie bardzo cienkich części z grubymi;
- e) obniżenie wymagań dotyczących czystości powierzchni pozwala łączyć materiały platerowane, anodowane, oksydowane oraz lakierowane;
- f) metoda stwarza możliwość łączenia metali jednakowych, różnych, niemetali, ceramiki z metalami itd.;
- g) ultradźwiękowe łączenie wymaga nieznacznej — w porównaniu ze zgrzewaniem — mocy. Tak na przykład urządzenie ultradźwiękowe o mocy 3—4 kVA daje taki sam efekt jak zgrzewarka o mocy 75 kVA.

IV. Czynniki wpływające na jakość połączenia ultradźwiękowego

Ponieważ w ultradźwiękowym procesie łączenia bierze udział kilka czynników, wydaje się celowe rozpatrzyć krótko działanie każdego z nich.

IV.1. Nacisk

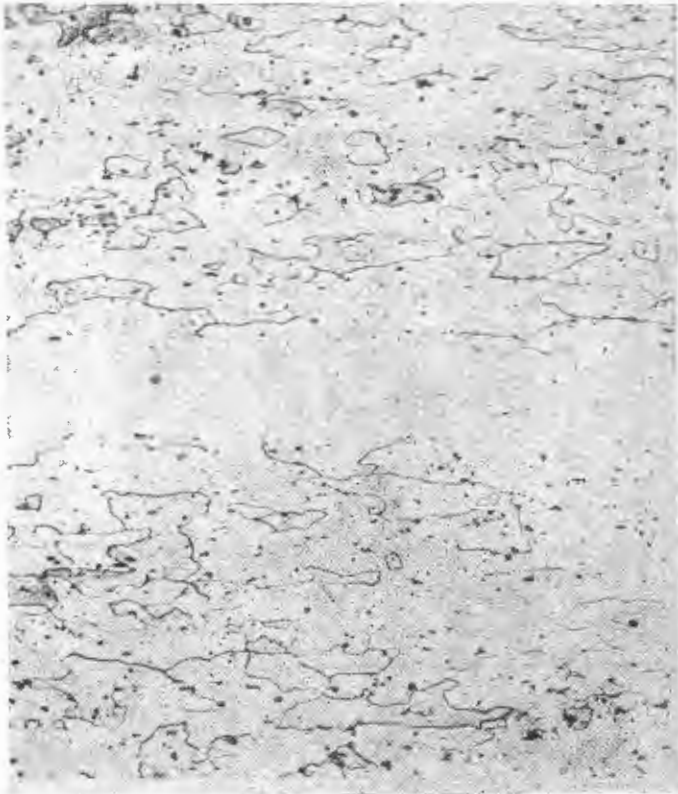
W procesie łączenia nacisk zapewnia odpowiednie zbliżenie się powierzchni łączonych takie, przy którym pojawiają się siły wzajemnego oddziaływania atomowego. W dużej mierze od nacisku zależy jakość połączenia. Wielkość nacisku uzależniona jest od wielu czynników, a przede wszystkim od twardości i grubości materiału oraz od rodzaju pokrycia powierzchni i gładkości. Tak więc wielkość nacisku w zasadzie ustala się doświadczalnie dla odpowiednich par materiałów, przeznaczonych do łączenia. Gdy nacisk jest zbyt mały — wytrzymałość połączenia jest niska. Zwiększenie natomiast nacisku, mimo że wiąże się z podwyższeniem wytrzymałości, powoduje wzrost deformacji złącza. Każdorazowe zwiększenie siły nacisku związane jest z liniowym wzrostem wytrzymałości złącza. Wielkość siły nacisku wiąże się natomiast z czasem spawania oraz wielkością amplitudy. Przy większym nacisku w celu otrzymania odpowiedniej wytrzymałości można zmniejszyć wielkość amplitudy oraz czas, co ma poważny wpływ na szybkość łączenia.

IV.2. Czas łączenia

Czas łączenia jest zmienny i zależy między innymi od własności fizycznych oraz grubości materiałów, a w szczególności od wielkości nacisku. Posiada on duży wpływ na jakość złącza, przede wszystkim na jego wytrzymałość. Początkowo zwiększenie czasu wiąże się z podwyższeniem wytrzymałości złącza, wskutek kształtowania się jego płaszczyny połączenia (jądra). Przy wartości krytycznej czasu łączenia „jądro” złącza osiąga w danych warunkach wartość stałą, wytrzymałość złącza — wartość najwyższą. Dalsze przedłużanie czasu łączenia nie wpływa korzystnie na jakość złącza, ponieważ następuje rozwinięcie powierzchni złącza od strony występu (deformacja). Zwiększeniu powierzchni towarzyszy często proces powstawania pęknięć wewnętrznych (mikro) i zewnętrznych (makro). Dlatego też złącza, otrzymane przy dłuższym czasie łączenia, zrywają się przeważnie „po złączu” i posiadają niższą wytrzymałość.

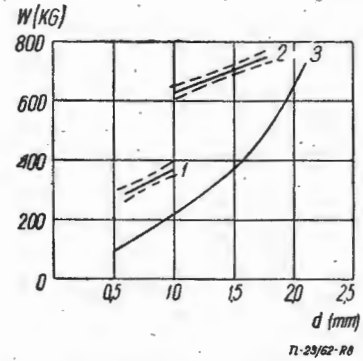
IV.3. Amplituda drgań

Amplituda drgań, podobnie jak inne, jest także ważnym parametrem łączenia ultradźwiękowego. W każdym konkretnym przypadku istnieje zależność wytrzymałości złącza



Rys. 7. Mikrostruktura złącza ultradźwiękowego aluminium-aluminium. Pow. 150 X

od wielkości amplitudy drgań ultradźwiękowych. Obniżenie wytrzymałości złącza na skutek zwiększenia wartości amplitudy jest wynikiem zwiększonej deformacji oraz — co się często zdarza — prowadzi do zniszczenia połączenia. Z drugiej strony stosowanie dużych amplitud przy jednocześnie zwiększeniu siły nacisku pozwala w wielu przypadkach na wydatne zwiększenie przepustowości zgrzewar-



Rys. 8. Porównanie wytrzymałości złącza ultradźwiękowego z wytrzymałością złącza zgrzewanego oporowo. W — wytrzymałość w kg, d — grubość złącza w mm, 1 — złącza wykonane na zgrzewarce punktowej ultradźwiękowej o mocy 2 kW, 2 — złącza wykonane na zgrzewarce punktowej ultradźwiękowej o mocy 4 kW, 3 — złącza wykonane na punktowej zgrzewarce oporowej typu MIL-W-6858 A. Materiał — stop AL2024-T3



Rys. 9. Ogólny widok amerykańskiej zgrzewarki ultradźwiękowej typu Sonoweld W-2000-SR-57-3

ki ultradźwiękowej, co wskazuje na dodatkową możliwość zwiększenia wydajności procesu łączenia ultradźwiękowego. W praktyce, wielkość amplitudy zmienia się za pośrednictwem zmiany parametrów elektrycznych generatora, natężenia prądu podmagneowania, zmiany dostrajania do rezonansu oraz przez zastosowanie transformatorów akustycznych o różnych współczynnikach wzmocnienia.

IV.4. Częstotliwość i natężenie ultradźwięków

Te dwa parametry, a szczególnie częstotliwość drgań zostały dobrane dla procesu łączenia w sposób doświadczalny. Częstotliwość stosowana podczas łączenia metali jest zawarta w granicach 19—21 kc. Jest to

Rys. 10. Zgrzewarka ultradźwiękowa produkcji radzieckiej, tył UZSM-1, przeznaczona do zgrzewania punktowego



Tabela II

Szczegółowe charakterystyki radzieckich zgrzewarek ultradźwiękowych typu UZSM-1 i UZSM-2

Lp.	Parametr	Typ		Jedn.
		UZSM-1	UZSM-2	
1	Moc akustyczna z przetwornikiem typu PMS-15	2,5—4,0	2,5—4,0	kW
2	Częstotliwość pracy	19±0,5	19±0,5	kHz
3	Napięcie	600	600	V
4	Moc silnika	—	0,12	kW
5	Szybkość łączenia	—	75—850	mm/min
6	Maksymalna odległość od krawędzi złącza	75	135	mm
7	Wydatek wody chłodzącej	3	3	l/min
8	Wydatek powietrza przy p = 4 atm	3	—	dm ³ /min
9	Nacisk	20—150	20—140	kG
10	Wysokość	1250	1320	mm
11	Szerokość	430	490	mm
12	Długość	670	950	mm
13	Ciężar	120	200	kG

częstotliwość, przy której pojawia się w metalach zjawisko kawitacji (metale w stanie płynnym). Częstotliwość ta, oczywiście przy odpowiedniej mocy akustycznej, jest najbardziej odpowiednia do niszczenia (erozji) warstw powierzchniowych metali oraz ich koagulacji. Chociaż nie ma dotychczas odpowiednich zależności, to jednak w praktyce okazało się, że im cieńsza jest próbka łączona, tym wyższą należy stosować częstotliwość.

Moc akustyczna, wykorzystywana w procesie łączenia metali, wynosi od kilkuset do kilku tysięcy W/cm² i jest zależna od grubości materiałów przeznaczonych do łączenia. Wartość stosowanej mocy wzrasta wykładniczo z grubością próbki. To właśnie stanowi zasadniczą trudność przy łączeniu grubszych elementów.

V. Aparatura do ultradźwiękowego łączenia metali

Urządzenia do ultradźwiękowego łączenia metali, mimo istotnych ograniczeń i trudności konstrukcyjnych, wkraczają obecnie w fazę przemysłowego wykorzystania.

Do krajów najbardziej zaawansowanych pod względem produkcji urządzeń tego typu są: Związek Radziecki i Stany Zjednoczone oraz W. Brytania i Niemiecka Republika Federalna.

W Związku Radzieckim opracowano dwa typy wymienionych urządzeń: U.Z.S.M.-1 i U.Z.S.M.-2, w Stanach Zjednoczonych — Sonoweld W-2000-SR-57-3 oraz W-300-SI-57-3, w Wielkiej Brytanii — Herculan-1500 oraz w NRF — urządzenie konstrukcji dr Lehfeldta i S-ki (wystawione na Targach w Hanowerze w 1960 r.).

Ze względu na ciekawe rozwiązanie konstrukcyjne oraz pewnego rodzaju typowość urządzenia, wydaje się celowe poświęcić więcej uwagi konstrukcjom USA i ZSRR.

Amerykańska firma Sonobond Corp. wyprodukowała urządzenie typu Sonoweld W-2000-SR-57-3 o mocy 2 kW z przeznaczaniem do łączenia stopów aluminiowych, których grubość dochodzi do 1,2 mm, natomiast urządzenie typu W-300-SI-57-3 o mocy 300 W i częstotliwości 14—60 kc przeznaczony jest do łączenia stopów aluminiowych o grubościach 0,004—0,25 mm.

W Związku Radzieckim najbardziej rozpowszechnione są dwa typy urządzeń tego rodzaju: UZSM-1, zasilany generatorem typu UZG-2,5 oraz urządzenie UZSM-2, zasilane generatorem UZG-10.

Powyższe urządzenia pracują łącznie z przetwornikami typu PMC-15 i PMS-7a.

W tabeli II zostały podane szczegółowe charakterystyki radzieckich urządzeń do łączenia ultradźwiękowego metali.

Należy jeszcze podkreślić, że opisany sposób łączenia metali i stopów jest zupełnie nowym procesem, rokującym duże nadzieje.

Mechanizm procesu nie jest całkowicie wyjaśniony i znajduje się w stadium ciągłego doskonalenia.

Należy spodziewać się, że za kilka lat wymieniona metoda zostanie całkowicie opanowana oraz powszechnie stosowana, będąc cennym uzupełnieniem dotychczasowych metod łączenia materiałów.

LITERATURA

1. Bergman — Der Ultraschall — wyd. ros. Moskwa 1956 r.
2. Babikow — Ultrazwuk i jego primienienie w oblasti fizikochimicheskoy analiza. Izd. AN ZSSR, 1955 r.
3. Crawford — Ultrasonic Engineering with Particular References to High Power Applications, London 1955 r.
4. Diemczuk — Ultrazwukowaja intensyfikacja technologiczeskich processow, Moskwa 1960 r.
5. Dickenson — „Welding with Ultrasound” — Welding and Metal Fabrication, 1957 r., 25, 10
6. Gudcow, Gawzie — Ultrazwuk i jego primienienie w oblasti fizikochimicheskoy analiza. Izd. AN ZSSR, 1955 r.
7. Górczyński — „Ultradźwiękowe lutowanie aluminium i jego stopów” — Przegląd Spawalnictwa, nr 6, 1961 r.
8. Górczyński — „Zgrzewanie ultradźwiękowe” — Przegląd Spawalnictwa, nr 11, 1961 r.
9. Huter, Bolt — Sonics, London, 1955 r.
10. Jones — „Certain Structural Properties of Ultrasonic Welds in Aluminium Alloys” — The Welding Journal 1959 r., nr 38, 282
11. Jones — „Ultrasonic Welding of Structural Aluminium Alloys” — The Welding Journal 1958 r., 37, 81
12. Jones — „Ultrasonic Welding” — The Welding Journal, 1956 r., 35, 761
13. Jones — „Ultrasonic Welding — A New Technique Grows” — Metal Progress, 1958 r., 73, 68
14. Jones — „Ultrasonic Welding Comes of Age” — Tool Engineer, 1958 r., 41, 90
15. Koziarski — „Some Considerations on Design for Fatigue and Welded Aircraft Structures” — Welding Journal. 1959 r., 38, 565.
16. Noltingk — „Ultrasonic Welding” — Welding and Metal Fabrication, 1960 r., 28, 260
17. Lehfeldt — „Schweissen von Aluminium mittels Ultraschall” — Aluminium, 1960 r., 36, 339
18. Olszańskij — Primienienie ultrazwuka w swarocznoj tiechnice, Moskwa, 1959 r.
19. Richardson — Ultrasonic Physics, London, 1955 r.
20. Gierszgoł, Fridman — Ultrazwukowaja apparatura, Moskwa, 1961 r.
21. Willrich — „Applications of Ultrasonic Waves” — Welding, 1950 r., 18, 61.

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

Lotnicze Słownictwo Techniczne

U w a g a: TL druk terminologii rozpoczęła w zesz. 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę dzia-
lową.

DZIAŁ 2. PODZIAŁ I ZASTOSOWANIE LOTNICTWA

IATA por. Stowarzyszenie Międzynarodowego
Transportu Lotniczego 2.1

ICAO por. Organizacja Międzynarodowego Lotnic-
twa Cywilnego 2.1

Lot krajowy 2.1
— lot wykonywany wyłącznie w granicach jed-
nego państwa

a. domestic (inland) flight; f. vol à l'intérieur
du pays; n. Inlandflug; r. внутренний полёт

Lot na zamówienie (lot czarterowy) 2.1
— lot nieregulowany, odbyty w czasie i na tra-
sie, oznaczonych przez zamawiającego

a. chartered flight (flight on demand); f. vol
sur demande; n. Bedarfsflug; r. заказный полёт

**Stowarzyszenie Międzynarodowego Transportu Lot-
niczego (skrót: z ang. IATA); Stowarzyszenie
Międzynarodowego Przewozu Powietrznego** 2.1

— Stowarzyszenie międzynarodowe, istniejące
od roku 1919, z siedzibą w Montrealu, zrze-
szające przedsiębiorstwa regularnego trans-
portu lotniczego z całego świata

a. International Air Transport Association
(skrót, przyjęty międzynarodowo: IATA); f.
Association Internationale du Transport
Aérien; n. Internationaler Verband von Luft-
verkehrsunternehmen; r. международная
ассоциация воздушных сообщений

DZIAŁ 5. AERODYNY I STATKI POWIETRZNE

Aerodyna krótkiego startu i lądowania
(skrót AKSL) 5.1

— aerodyna, mogąca wykonywać start i lądo-
wanie na bardzo małej przestrzeni

a. aircraft of short take off and landing
(STOL); f. aéronef à décollage court; n. Kurz-
starter (STOL); r. аппараты стр. взл. и пос.

Lot okrężny 2.1

— przelot dokonany z punktu odlotu do punk-
tów przeznaczenia i z powrotem, przy czym
powrót następuje inną trasą (ewentualnie
z lądowaniami pośrednimi)

a. corcuitous trip; f. vol (voyage) circulaire;
n. Rundflug; r. круговой перелёт (палёт)

Lot pasażerski 2.1

— lot statku powietrznego z pasażerami na po-
kładzie

a. passenger flight (passenger trip); f. voyage
avec (le transport des) passagers; n. Fahr-
gastfahrt (Passagierfahrt, Fluggastfahrt); r.
пассажирский палёт

Lot pocztowy 2.1

— lot statku powietrznego w celu przewiezienia
poczty lotniczej

a. mail transport flight (mail trip); f. vol po-
stal; n. Postflug (Postfahrt); r. почтовый палёт

Aerodyna krótkiego startu i lądowania
(skrót AKSL) 5.1

— aerodyna, mogąca startować i lądować
w miejscu

a. aircraft of vertical take off and landing
(VTOLL); f. aéronef décollage vertical; n.
Senkrechtstarter (VTOLL); r. аппараты вер-
тикального взлёта и посадки (АВВП)

AKSL por. Aerodyna krótkiego startu i lądowa-
nia 5.1

Amfibia (samolot lądowo-wodny Nw; hydrosamo-
lot Nw) 5.1

— aerodyna (samolot), przystosowana do star-
towania z powierzchni wody i stałego pod-
łoża oraz do wodowania i lądowania na nich

a. amphibian; f. avion amphibie (amphibie); n.
Amphibienflugzeug (Wasserlandflugzeug); r.
амфибия (самолёт амфибия)

APSL por. Aerodyna pionowego startu i lądowania
5.1

Cięciwa profilu 5.1

— linia odniesienia współrzędnych obrysu pro-
filu aerodynamicznego. Umowny odcinek
przechodzący przez ostrze profilu lotniczego,
przyjmowany jako odcinek odniesienia

a. chord line; f. corde de profil (corde de re-
férence), prop. d'un profile; n. Profilsehne;
r. линия хорды

Lot towarowy	2.1	Lotnictwo sportowe	2.1
— lot statku powietrznego w celu przewiezienia towarów		— rodzaj lotnictwa cywilnego, mający na celu uprawianie sportu lotniczego	
a. goods transport flight; freight flight; f. vol en emportant du fret; n. Frachtflug; r. товарный палёт		a. sport aviation (sport flying); f. aviation sportive (aviation de sport); n. Sportfliegerei; r. спортивная авиация	
Lotnictwo cywilne	2.1	Lotnictwo transportowe	2.1
— lotnictwo, znajdujące się pod zarządkiem lub nadzorem administracji cywilnej		— rodzaj lotnictwa, mający na celu wykonywanie transportu lotniczego	
a. civil aviation; f. aviation civile; n. Zivilluftfahrt (Zivilflugwesen); r. гражданская авиация		a. air traffic (transport aviation, commercial aeronautics); f. aviation de transport; n. Verkehrsluftfahrt (Transportluftfahrt; Luftverkehrs-wesen); r. транспортная авиация	
Lotnictwo gospodarcze	2.1	OACI por. Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego	2.1
— rodzaj lotnictwa cywilnego, mający na celu wykonywanie specjalnych usług dla gospodarki narodowej (rolnictwa, leśnictwa, hodowli, budownictwa itp.)		Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (skrót z ang. ICAO); Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (Nw)	2.1
n. Wirtschaftsluftfahrt (Wirtschaftsflugwesen); r. хозяйственная авиация		— organizacja międzynarodowa, powołana do życia przez „Konwencję o międzynarodowym lotnictwie cywilnym”, podpisaną w Chicagu w 1944 r. z siedzibą w Montrealu (Kanada)	
Lotnictwo sanitarne	2.1	a. International Civil Aviation Organization (skrót, przyjęty międzynarodowo: ICAO); f. Organisation de l'Aviation Civile Internationale (skrót OACI); n. Organisation der Internationalen Zivilluftfahrt; r. международная организация гражданской авиации	
— rodzaj lotnictwa, mający na celu przewóz rannych i chorych			
a. sanitary aviation; f. aviation sanitaire; n. Sanitätsflugdienst; r. санитарная авиация			
<hr/>			
Łódź latająca	5.1	Samolot wodny (wodnosamolot N; wodnopłat Nw; hydroplan Nw)	5.1
— samolot wodny lub amfibia, która posiada kadłub w kształcie łodzi, umożliwiający mu poruszanie się i utrzymanie na wodzie		— aerodyna, przystosowana do startowania z powierzchni wody i do wodowania na niej	
a. flying boat (boat seaplane); f. hydravion à coque; n. Flugboot; r. летающая лодка (лодочный гидросамолёт л. самолёт)		a. seaplane; f. hydroavion; n. Wasserflugzeug; r. гидроплан (гидросамолёт)	
Osiągi (wyczyny Nw)	5.1	SCA por. Średnia cięciwa aerodynamiczna	5.1
— ilościowe ujęcie optymalnych możliwości danego statku latającego, związanych z jego normalnym użytkowaniem. Osiągami są np. maksymalne prędkości, zasięg, pułap, promień zakrętu itp.		Średnia cięciwa aerodynamiczna (skrót SCA)	5.1
a. performance; f. performances de vol d'un avion; n. Flugleistungen; r. характеристика (лётные данные; л. хар. сам.)		— umowna pod względem wielkości i położenia cięciwa, równa cięciwie płata prostokątnego o tej samej powierzchni i rozpiętości. Cięciwa prostokątnego płata zastępczego o takich samych właściwościach aerodynamicznych co dany płat	
Profil lotniczy	5.1	a. standard mean chord; f. moyenne profondeur du profil (corde moyenne aerodynamique); n. mittlere Flügeltiefe; r. линия хорда (сах; ср. аерод. х., стандартная средняя хорда)	
— aerodynamiczny kształt przekroju płata nośnego, usterzenia, łopaty itp. (kontur przekroju poprzecznego płata nośnego)		Układ samolotu (schemat samolotu)	5.1
a. aerofoil section; f. profile d'aile (profile aerodynamique); n. Profil (Tragflügelprofil); r. профиль крыла		— forma i rozmieszczenie części samolotu, zapewniające spełnienie warunków przeznaczenia w eksploatacji	
Samolot lądowy (płatowiec Nw; aeroplan Nw)	5.1	a. arrangement; f. disposition; n. Anordnung; r. устройство (расположение)	
— samolot, przystosowany do startowania ze stałego podłoża i lądowania na nim			
a. land plane; f. avion terrestre; n. Landflugzeug; r. самолёт (сухопутный аэроплан)			

Pieredaczi s gibkimi prowolocznymi wałami, Sprawocznik, G. I. Kogan-Wolman, Maszgziz, Moskwa, 1961 r., stron 232, cena 73 kop.

Podręcznik — przekładnie z wałkami giętkimi — zawiera dane ogólne i szczegółowe o wałkach giętkich stosowanych do przekazywania momentu, do napędu przyrządów i do odległościowego sterowania. W podręczniku zestawiono wiadomości o elementach napędów wałkowych, ich osłonach i końcówkach, zbiór kompletnych napędów z ich danymi technicznymi, zasady kontroli jakości napędów i ich części wraz z metodami badań, zasady obliczania i konstruowania napędów i ich poszczególnych części. Wśród zagadnień z zakresu obliczeń rozpatrzono też stateczność wałków giętkich, częstość skrętnych drgań własnych oraz zagadnienia zużycia i dokładności działania napędu wałkiem giętkim. Podano też eksploatacyjne charakterystyki wałków giętkich kompletnych oraz omówiono eksploatacyjne zagadnienia, smarowanie wałków, zestawienie typowych uszkodzeń wraz z zasadami ich usuwania i naprawy oraz zasady montażu. Opisane wałki giętkie stosowane są najczęściej w przemyśle samochodowym i lotniczym. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów oraz dla pracowników eksploatacji, nadzorujących pracę tego typu napędów.

L. S.

Ustalost' samolotnych konstrukcij, pieriewod s angijskowo pod ried. I. I. Eskina, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 500, cena 2 rb 44 kop.

Jest to tłumaczenie z języka angielskiego z oryginału wydanego pod redakcją A. M. Freudenthala w roku 1956 w USA. W skład zbioru tego wchodzi prace z zakresu zagadnień zmęczeniowych konstrukcji lotniczych, które między innymi omawiane były na międzynarodowej konferencji w kolumbijskim uniwersytecie w USA w początku roku 1956. W skład zbioru tego wchodzi dwaście prac publikowanych w czasopismach lub wydaniach książkowych. W pracy B. O. Lundberga — Czas pracy konstrukcji lotniczych określany wytrzymałością zmęczeniową — podane jest porównanie wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej, omówione zagadnienie prawdopodobieństwa zniszczenia, stopień bezpieczeństwa, obciążenia od podmuchów i sumowanie uszkodzeń. W pracy H. Hempela — Charakterystyki stali przy działaniu obciążeń powtarzanych — omówiono wytrzymałość zmęczeniową stali w podwyższonych temperaturach. Praca C. E. Philipsa — Pęknięcia zmęczeniowe jako koncentracje naprężeń i ich zachowanie się pod działaniem obciążeń cyklicznych — omawia zagadnienie pęknięć i ich rozprzestrzenianie się. Praca A. M. Freudenthala i R. A. Hellera — Sumowanie się uszkodzeń zmęczeniowych — omawia teorię sumowania uszkodzeń i wyniki badań programowych. P. D. Brooks — Badanie wytrzymałości zmęczeniowej w czasie projektowania — wyjaśnia konieczność uwzględniania warunków eksploatacji, wielkości naprężeń obliczeniowych i podaje zasady projektowania. R. I. Atkinson omawia — Badanie zmęczeniowe samolotów transportowych — podając schematy badań całych samolotów, jak i poszczególnych zespołów. P. Kuhn podaje metody — Inżynierskich rozwiązań zagadnień wytrzymałości zmęczeniowej w budowie samolotów — oraz projektowanie konstrukcji o zwiększonym okresie pracy. F. Turner w pracy — Zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej przy projektowaniu konstrukcji samolotów — omawia zagadnienia doboru naprężeń, współczynnika bezpieczeństwa i współczynników koncentracji naprężeń. H. Giddings w pracy swej rozpatruje — Znaczenie zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej przy projektowaniu samolotów. R. L. Schleicher omawia — Praktyczne zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych — dając opis badań zmęczeniowych elementów i zespołów. W. W. Joustone i A. O. Payne podają opis badań zmęczeniowych konstrukcji lotniczych przeprowadzanych w Australii. W dodatku podano referat I. I. Eskina na temat zmęczenia konstrukcji lotniczych, oparty na pracy R. Atkinsona, zagadnienia zmęczenia konstrukcji lotniczych pod wpływem działania powtarzanych ciśnień dźwiękowych oraz amerykańskie i angielskie zalecenia w sprawie wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, projektujących samoloty i zajmujących się ich eksploatacją.

L. S.

Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachines, M. H. Vavra, Dr Tech. Sc., Copyright 1960 by John Wiley Sons, Inc.

Książka ta składa się z trzech zasadniczych części. Pierwsza część obejmuje podstawy ogólnej teorii przepływów. Przedstawiono w niej warunki równowagi elementarnej cząstki płynu oraz wyprowadzono podstawowe równania przepływu, tj. równanie ciągłości, równanie impulsu i równanie energii. W drugiej części omówione są przepływy z rotacją, przepływy potencjalne, przy czym uwzględniono przemiany termodynamiczne, związane z prze-

plywem gazu doskonałego. Ponieważ w dalszych rozdziałach książki te podstawowe zależności zastosowano do analizy zjawisk w maszynach wirnikowych, przepływ rozpatrywany jest względem dwóch układów odniesienia, z których pierwszy jest nieruchomy, a drugi obraca się względem pierwszego. Omówiono również pokrótce przepływy nadźwiękowe przez palisadę kołową i straty związane z takim przepływem. Następnie sformułowano ogólne zależności potencjalnego przepływu osiowo-symetrycznego.

Trzecia część książki zawiera już szczegółowe zastosowanie uprzednio wyłożonej teorii przepływów do maszyn wirnikowych, to jest sprężarek i turbin. Jeden z rozdziałów trzeciej części książki poświęcony jest uproszczonej analizie przepływu trójwymiarowego.

Dzięki zastosowaniu rachunku wektorowego i tensorowego uzyskano dużą przejrzystość i zwięzłość wykładu, a pewna ilość starannie wykonanych rysunków poglądowych ułatwia czytelnikom zrozumienie treści poszczególnych wywodów.

Praca nie zawiera analizy zmiennych warunków pracy stopnia maszyny wirnikowej.

W końcu książki zamieszczone są trzy dodatki oraz obszerna bibliografia, obejmująca 107 pozycji. Dodatki A i B zawierają zwięzły wykład podstaw rachunku wektorowego i tensorowego w zakresie stosowanym w książce; dodatek C stanowią tabele bezwymiarowych wielkości, wyznaczających geometrię stropnia turbiny (przy założeniu przepływu jednowymiarowego) i odpowiadających maksymalnej sprawności dla wybranych parametrów. Tablice te zostały opracowane za pomocą elektronicznej maszyny liczącej. Przedział wartości niektórych współczynników, jaki obejmują te tabele, jedynie częściowo pokrywa się z przedziałem stosowanym dla turbin lotniczych silników turbinowych, co powoduje, że możliwości korzystania z tych tabel do wstępnych obliczeń turbin tego typu są dość ograniczone.

J. P.

Systemy radionawigacyjne, dr inż. Zenon Jagodziński, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, 1961 r., stron 502.

Książka omawia podstawy radionawigacji oraz najczęściej stosowane systemy radionawigacyjne w żegludze i lotnictwie. Rozdział pierwszy zawiera wprowadzenie w radionawigację, a treść dotycząca systemów jest podzielona według geometrycznych zasad ich działania na cztery rozdziały: radiogoniometria, radiolatarnie, systemy radiolokacyjne i systemy hiperboliczne. Omawiane są zasady działania poszczególnych systemów, natomiast zagadnienia konstrukcyjne są zasadniczo pominięte. Z punktu widzenia czytelników zajmujących się lotnictwem należy założyć, że stosunkowo mało miejsca poświęcono urządzeniom pokładowym. Niemniej książka dr Z. Jagodzińskiego jest wartościową pozycją, przede wszystkim dlatego, że w przystępny sposób wyjaśnia zasadę pracy urządzeń, których znaczenie we współczesnym lotnictwie stale wzrasta, a które są u nas ciągle jeszcze mało znane.

W pierwszym rozdziale, dotyczącym podstaw radionawigacji, przy omawianiu warunków pracy — choć autor wymienia urządzenia lotnicze — to jednak podaje znacznie zawężone warunki klimatyczne: najniższą temperaturę do -25°C . Pominięto też wpływy niskiego ciśnienia, szybkich zmian ciśnienia i przyspieszeń występujących w locie. Najobszerniej opracowany jest rozdział drugi o radionamiernikach (151 stron), a w nim przede wszystkim istotne elementy układów goniometrycznych, a mianowicie anteny i ich obwody. Omówiono anteny ramowe, systemy Adcocka, obwody antenowe radionamiernika, i w sposób bardziej ogólny kilka rozwiązań automatycznych radionamierników. W następnym rozdziale autor zaznajamia czytelnika z różnymi rodzajami radiolatarń, to jest nadajników radiowych, zastosowanych do celów nawigacyjnych. Większość tych urządzeń ma zastosowanie we współczesnym lotnictwie. Po omówieniu radiolatarń kursowych, autor wprowadza w zagadnienia lądowania przy złej widoczności i bardziej szczegółowo opisuje działanie naziemnych zespołów systemu lądowania na przyrządy ILS. Ten rozdział zakończony jest zasadami działania radiolatarń kierunkowych Consol, Naral globe i VOR. Rozdział czwarty poświęcony jest systemom radiolokacyjnym. Wyjaśnione są najpierw zasady ogólne radiolokacji i praca elementu impulsowego urządzenia radiolokacyjnego, a dalej omówiono radiolatarnie odzewowe, między innymi — stosowany w lotnictwie radiodalmierz DME. Przy omawianiu radiolokacji na fali ciągłej autor zaznajamia z pracą radiowysokościomierza, a następnie wyjaśnia pomiar predkości i zasadę nawigacji przy wykorzystaniu efektu Dopplera. W ostatnim, piątym rozdziale, opisano działanie systemów radionawigacyjnych hiperbolicznych impulsowych i interferencyjnych. W sposób bardziej szczegółowy przedstawiony jest system interferencyjny Decca.

Treść uzupełniona jest wykazem literatury, obejmującym łącznie 136 pozycji książek i czasopism. Książka przeznaczona jest dla studentów politechniki oraz personelu inżynierskiego technicznego, mającego styczność z zagadnieniami radionawigacyjnymi. Jest również cenną pozycją dla innych technicznych pracowników lotnictwa.

K. K.

Rasciort wozmuszcziennawo dwiżienija samolota, W. N. Matwiew, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 224, cena 10 rb 50 kop.

W książce rozpatrzone są metody obliczeń nieustalonych ruchów samolotu — podłużnego i poprzecznego, oddzielnie i łącznie, z zastosowaniem metod rachunku operatorowego. Dodano krótkie wiadomości rachunku operatorowego w zakresie potrzebnym do przeprowadzenia obliczeń ruchów samolotu. Rozpatrzono wpływ początkowych wielkości nieustalonych sił i momentów, różne przypadki funkcji nieustalonych ruchów, linearyzację równań, ograniczenia ruchów nieustalonych i wybór wyjściowego stanu lotu. W dalszych rozdziałach przedstawiono równania ruchu samolotu, równania ruchu podłużnego w wariacjach, uproszczone równania ruchu podłużnego, równania równoczesnego ruchu podłużnego i poprzecznego, funkcje zakłóceń dla równań ruchu poprzecznego, uproszczone równania ruchu poprzecznego oraz średnie wilkości zakłóceń i statystyczną metodę obliczeń. W dodatku podano uwagi o technice obliczeń, wyznaczaniu pierwiastków równań charakte-

rystycznych i charakterystyki procesów przejściowych. Podano również przykłady obliczeń praktycznych, wskazanymi metodami. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych i inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

Dietali i uzły awiacyjnych przyborów i ich rascziot. B. A. Ass i N. M. Zukowa, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 359, cena 9 rb 10 kop.

W książce podana jest metodyka i praktyczne przykłady obliczania typowych elementów lotniczych przyrządów pokładowych, czujnych elementów i elektrycznych nadajników sprężystych, bimetalowych, bezwładnościowych, potencjometrycznych, pojemnościowych, indukcyjnych, tensometrycznych, termopar, termoparowych i piezoelektrycznych mechanizmów przekazyjących i liczących, łożysk oporowych, tłumników i amortyzatorów, elementów przyrządów żyroskopowych, urządzeń przekazujących prąd, tarcz i wskaźników wskaźników oraz elementów montażu. Podano też ogólne wiadomości o przyrządach pokładowych lotniczych i warunkach ich pracy na samolotach oraz wymaganiach technicznych, stawianych elementom przyrządów. Treść uzupełniona jest licznymi wykresami, tabelami, schematami, rysunkami i fotografiami omawianych elementów. Książka przeznaczona jest dla pracowników zakładów budowy przyrządów oraz studentów lotniczych szkół technicznych. L. S.

Sztampowka dietalej iz trubczatych zagotowok. M. N. Gorbunow, Maszgiz, Moskwa, 1960 r., stron 190, cena 7 rb.

W książce rozpatrzone podstawowe czynności tłoczenia i gięcia części z półfabrykatów z rur, jak obcinanie, rozwijanie, odsadzanie i gięcie. Przedstawiono też elementy teorii wymiennych czynności w celu ustalenia analitycznych zależności dla obliczenia technologicznych parametrów, dane do projektowania oprzyrządowania oraz schematy pracy specjalnego oprzyrządowania. Opisano oprzyrządowanie do wykonania poszczególnych czynności, racjonalną klasyfikację stosowanych i możliwych operacji zmiany kształtu, możliwości odsadzania rur cienkościennych, odwracania wywinięć, tłoczenia kołnierzy oraz operacji z miejscowym ogrzewaniem. Zebrano też dane niezbędne do obliczania wymiarów półfabrykatów, najnowsze metody wykonywania przytoczonych czynności oraz gięcia rur. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technologów i pracowników technicznych w zakresie zagadnień tłoczenia na zimno metali. L. S.

Aerodynamiczieskiej i luzistyj nagriew w polotie. I. I. Drakin, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 96, cena 43 kop.

Jest to praca z serii wydawanej przez ministerstwo wyższych i średnich szkół specjalnych Republiki Rosyjskiej. W pracy tej przedstawione są metody wyznaczania temperatur zewnętrznych pokrycia samolotu wskutek nagrzewania aerodynamicznego i od napromieniowania w czasie lotu. Praca przeznaczona jest dla wstępnych obliczeń projektowych, dlatego podano w niej w większości przypadków przybliżone metody obliczeń przeznaczonych do szybkiego otrzymania wyników. Dlatego rozpatrzone w niej tylko proste elementy konstrukcyjne, jak płyta, profil, skrzydło trójkątne, stożek i strefę punktu krytycznego na przedzie tępego ciała. Rozpatrzone procesy cieplne w warunkach statecznych i niestatecznych oraz własności wypromieniowania i pochłaniania energii cieplnej przez ciało. Przedstawione metody obejmują duży zakres prędkości, jednak dla większych prędkości dokładność obliczeń maleje. W przypadkach bardziej złożonych obliczeń podano przykłady przeliczeń. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych oraz wykładowców w wyższych szkołach technicznych. L. S.

Metody pribliżionnych rascziotow i wybora parametrow pri projektirowanii samolotow. red. A. Ł. Gimmielfarb, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 100, cena 37 kop.

Jest to zeszyt nr 138 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Książka jest zbiorem ośmiu prac specjalistycznych, a mianowicie: N. A. Fomina — O wyznaczeniu maksymalnej prędkości lotu poziomego samolotu naddźwiękowego, A. A. Badiagina — Wyznaczenie liczby silników turboodrzutowych na samolocie pasażerskim, A. A. Badiagina — Wyznaczenie racjonalnego wydłużenia kadłuba samolotu pasażerskiego, N. N. Fadijewa — Teoretyczne wzory dla wyznaczenia ciężaru skrzydła trapezowego, B. S. Sziszowa — Optymalne parametry spadochronów do hamowania i hamulców kół samolotu, W. K. Karraska — Wyważenie samolotu z podwoziem o układzie kół głównych w tandem przy wietrze bocznym, Je. S. Bojta — Stateczność wykrzywioną przetwory, ściskanych w dwu kierunkach i A. Ł. Gimmielfarb — Obliczanie zginania i ścinania dwuteowych dźwigarów cienkościennych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

Turbowintowyje dwigatieli, rabocziy process i ekspluatacionnyje charakteristiki. P. K. Kazandżan, A. W. Kuzniecowa, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, Moskwa, 1961 r., stron 264, cena 78 kop.

W książce opisano układ i zasady działania silników turbośmigłowych. W przystępny sposób podano opisy różnych konstrukcyjnych układów silników turbośmigłowych, warunki pracy ich poszczególnych zespołów. Rozpatrzone też zależność parametrów silników turbośmigłowych od parametrów procesów spalania oraz wysokości i prędkości lotu, metody wyznaczania charakterystyk silników w różnych warunkach atmosferycznych, zasady regulacji silników turbośmigłowych, pracę silników w zespole ze śmigłami oraz warunki pracy najbardziej obciążonych zespołów i części silników, jak korpusów, sprężarek i turbin, komór spalania i reduktorów. Specjalną uwagę zwrócono w opisach na eksploatacyjne charakterystyki i zagadnienia regulacji silników turbośmigłowych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami i wykresami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technicznych pracowników jednostek eksploatacyjnych. L. S.

Raspridelenie napriazienij w kompriessornych lopatkach pri kolebanjach. I. I. Mijerowicz, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 107, cena 41 kop.

W pracy tej przedstawiono metody obliczania drgań własnych

łopatek sprężarek dowolnej konstrukcji, które stosowane są w różnych rodzajach maszyn. Na podstawie teorii zginania i skręcania płyt opracowano stosowne praktyczne zależności dla obliczenia kształtu i częstotliwości drgań własnych i naprężeń w pobliżu rezonansu. Rozpatrzone drgania łopatek z zamocowaniem prostym i skośnym, parametry geometryczne łopatek, parametry odkształceń, funkcje drgań własnych płytek wspornikowych z osi krzywą i spiralną, drgania giętne oraz skrętne typy drgań. Podano wykresy, tabele i przybliżone zależności, znacznie upraszczające obliczenia. Prócz tego dano przykład obliczeń liczbowych dla dowolnej łopatki oraz porównanie wyników obliczeń i pomiarów doświadczalnych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących turbiny i sprężarki. L. S.

Primienienie motornych topliw pri niskich temperaturach. B. A. Englin, Gostoptiechizdat, Moskwa, 1961 r., stron 100, cena 36 kop.

W pracy tej rozpatrzone zachowanie się paliw płynnych dla silników odrzutowych, lotniczych, samochodowych i wysokoprężnych — w niskich temperaturach, zmiany, którym podlega paliwo w tych warunkach, jak tworzenie się kryształów lodu, zwiększenie lepkości, wydzielanie parafin. Porównano zachowanie się różnych gatunków benzyny i ropy na składnikach z węglowodorów parafinowych i aromatycznych. Rozpatrzone wpływ lepkości paliwa na pracę instalacji zasilających, anomalia lepkości paliw, metody ulepszenia własności paliw w niskich temperaturach, wpływ wody rozpuszczonej w paliwach na ich własności, przyczyny powstawania kryształów lodu w paliwie, mechanizm powstawania kryształów lodu w czasie przechowywania paliw, temperaturę zmiękania paliw wskutek wydzielania się z nich wody oraz zasady przeciwdziałania tworzeniu się kryształów lodu w paliwach. Przedstawiono też zagadnienia przechowywania, przepompowywania i używania paliw w warunkach eksploatacji zimowej w niskich temperaturach oraz eksploatacji silników lotniczych na dużych wysokościach. Książka przeznaczona jest dla inżynierów zakładów przerobki ropy i paliw oraz pracowników inżynierów technicznych transportu lotniczego. L. S.

Tieplofiziczeskie swojstwa niekotorych awiacionnych topliw w židkom i gazoobraznom sostojanii. sbornik pod ried. N. B. Wargaftika, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 139, cena 82 kop.

Jest to zeszyt nr 132 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, obejmujący dwanaście prac o następującej tematyce: L. P. Popow — Paliwa dla silników odrzutowych, S. N. Sokołowa i Ju. W. Tarjakowa — Doświadczalne badania pojemności cieplnej paliw lotniczych przy stałym ciśnieniu par, S. N. Piatibratowa — Doświadczalne wyznaczenie pojemności cieplnej paliw ciekłych przy różnych temperaturach i ciśnieniach, N. J. Kopyłowa — Lepkość benzyn, ropy i paliwa T-5 w stanie ciekłym i gazowym w wyższych temperaturach i niskich temperaturach, Ł. D. Walakowa — Badania napięcia powierzchniowego paliw, Ł. S. Zajcewej — Doświadczalne badanie przewodnictwa cieplnego paliw w stanie gazowym, A. W. Kaziukowa — Przewodnictwo cieplne paliw B-70, T-1 i T-5 w stanie ciekłym, S. N. Sokołowa i Ju. W. Tarjakowa — Doświadczalne badania prężności par nasyconych niektórych ciekłych paliw lotniczych i obliczanie ciepła parowania, E. A. Bałamutowa — Doświadczalne badanie gęstości par i wyznaczenie ciężaru cząsteczkowego benzyny B-70 i ropy T-1, I. Ju. D. Wasilewskiej — Badanie współczynnika dyfuzji układu „pary ropy T-5 — powietrze”. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych i przemysłu paliw. L. S.

Posobie po projektirowanju i rascziotu elementow i sistem awiacionnawo elektrooborudowanija. cz. 1 — samoloty elektro-sietki, M. W. Gutowskij, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 140, cena 56 kop.

Jest to zeszyt z serii prac specjalnych Moskiewskiego Instytutu Lotniczego z zakresu elektrotechniki lotniczej. Przedstawiono metody projektowania wyposażenia elektrycznego samolotów, zasad doboru rodzaju prądu i napięcia, wyposażenie makiety samolotu i poprawki projektu, projektowanie wykonawcze, badanie wyposażenia elektrycznego samolotów serwinnych, projektowanie sieci elektrycznych samolotu wraz z omówieniem wymagań technicznych, stawianych sieci, oraz zasady przekazywania energii elektrycznej prądu stałego i zmiennego. Podano też przykłady głównych linii sieci elektrycznej typowych nowoczesnych samolotów. W części trzeciej pracy przedstawiono metody obliczania sieci elektrycznych samolotów, cieplne obliczanie sieci, obliczanie spadków napięcia w obwodach sieci otwartych i zamkniętych, rozdział prądu w obwodach zamkniętych oraz wpływ równoległej pracy prądnic na rozdział prądu w sieci. W osobnych tabelach i schematach perspektywicznych podano układ sieci i wyposażenia elektrycznego nowoczesnego czterosiłnikowego samolotu pasażerskiego turbośmigłowego. Podano zestawienie odbiorników prądu z wielkością poboru mocy i czasu pracy. W drugiej tabeli zestawiono pobór mocy przez poszczególne grupy agregatów dla kolejnych stanów pracy samolotu — przygotowania do lotu, startu, wzniesienia, przelotu, schodzenia, lądowania i kołowania. Treść uzupełniono licznymi schematami układów elektrycznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów elektryków przemysłu lotniczego oraz studentów wyższych szkół technicznych. L. S.

Rascziot elektriczeskich izmjeritelnych ustrojstow i sistem s silowoj kompensacijej. A. P. Jurkiewicz i N. Ja. Wowczienko, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 130, cena 48 kop.

Jest to kolejny zeszyt z cyklu prac specjalnych Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Podano w nim zasady projektowania lotniczych przyrządów elektrycznych, szeregu urządzeń pomiarowych najczęściej stosowanych na samolotach, metody obliczania statycznych i dynamicznych charakterystyk urządzeń pomiarowych oraz zagadnienia dokładności układów z wzrotnymi sprzężeniami i układów z kompensacją sił. W dalszych rozdziałach podano materiały do obliczania i projektowania przyrządów pomiarowych typu galwanometrów, ich schematy wewnętrzne i włączenia oraz opisy przyrządów pomiarowych z przekształcaniem prądu w moment. Dano też opis projektowania nadajników momentu i sił, będących podstawowymi elementami układów pomiarowych z kom-

pensacją. Zwrócono uwagę na zasady obliczania nadajników i ich konstrukcję. W książce podano niezbędne teoretyczne uzasadnienie wzorów obliczeniowych, zasady kolejności obliczeń, podano też szereg przykładów konstrukcji podstawowych zespołów. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez inżynierów biur konstrukcyjnych budowy przyrządów. L. S.

Issledovanie spicialnych awiacionnych elektriczeskich maszin, sbornik statiej — ried. A. I. Biertinow, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 152, cena 72 kop.

Jest to zeszyt nr 133 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Podano w nim wyniki doświadczalnych badań magnetoelektrycznych prądnic lotniczych oraz ekranowanych motorów elektrycznych. W skład zbioru wchodzi dziesięć następujących prac: Biertinowa i Andriejewa — Wyznaczenie parametrów prądnic z rotorem typu gwiazda, Biertinowa i Andriejewa — Wpływ aluminiowych uzwojeń rotorów prądnic elektrycznych na stopień ich użytkowania, Biertinowa i Andriejewa — Wpływ ustalojnych i przejściowych procesów na kształt pola i napięcia w prądnicach, Biertinowa i Siniewej — Obliczanie roboczych charakterystyk maszyn ekranowanych, Mizorina — Badanie synchronizacji silnika przetwornicy z wytwornicą wzorcowej częstotliwości w układzie kalkulującego regulatora dokładnej regulacji częstotliwości, Dubińskiego — Doświadczalne wyznaczanie mechanicznych charakterystyk motorów elektrycznych, Siniewej — Wpływ materiału rotora na charakterystyki motorów elektrycznych z maszynym rotorem, Mizorina, Kuzniecowa i Majorowa — Motor elektryczny parametryczny o ruchu zwrotno-postępowym, Zieczichina — Pole magnetyczne w szczelnie motoru indukcyjnym z pulsującym strumieniem segmentu rotora, Borisowa — Teoria impulsowej regulacji napięcia w czasie czynnego obciążenia. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów i biur konstrukcyjnych. L. S.

W Londynie wydano ośmiojęzyczny słownik lotniczy **Algard** — **Aeronautical Multilingual Dictionary**. Słownik obejmuje 15 740 haseł, ujętych w piętnastu rozdziałach na 950 stronach. Projektuje się II wydanie słownika, uzupełnione o nowe terminy i pojęcia.

Związek Radziecki wyda w niedługim czasie **ilustrowany słownik lotniczy**, obejmujący 10 000 haseł. Słownik zawierać będzie ogromny wachlarz podstawowych terminów lotniczych, jak również szereg wiadomości, dotyczących danych technicznych i taktycznych samolotów, ich zastosowania, konstrukcji i wyposażenia.

Die Cape Canaveral Story. Martin Caidin, Scherz Verlag, GmbH, Stuttgart, str. 221, cena 15,80 DM. Niemieckie opracowanie historii przyłądka Canaveral. W książce opisano fantastyczną karierę tej — dziś słynnej w całym świecie — miejscowości. 10 lat temu Cape Canaveral był zakątkiem dzikim i odludnym, zamieszkałym przez jadawite węże. Dziś, na tym południowym cyplu Florydy, wśród niezliczonych dróg i wież stalowo-betonowych, zbudowano ośrodek badań rakietowych, zatrudniający 20 000 ludzi. O ogromie prac tego centrum świadczy długość korytarza do badań lotu rakiet — 8300 km, rozciągający się aż do wyspy Ascension. Auto: daje obraz techniki i ludzi tego obszaru, który stanowi bazę dla Kosmosu, i przedstawia perspektywę przyszłości.

Instrumentenkunde und Navigation, I. Harro Simon, H. Reich Verlag, München, str. 141, 94 ilustr. Jest to tom 8 wydawnictwa „Bücher der Luftfahrtpraxis”. Wymieniona książka stanowi pierwszą część 3-tomowego cyklu, obejmującego gruntowne wiadomości, niezbędne dla szkoleń się oraz zaawansowanych w nawigacji. Dzieło to zapewni opanowanie lotów na przyrządy oraz dopomoże uporać się z problemami nawigacji. Część pierwszą wstępnie zaznajamia z cechami fizjologicznymi lotów, po czym poznaje z budową, zastosowaniem oraz użytkowaniem przyrządów pokładowych; na koniec poucza o lotach na przyrządy w szybownictwie i lotnictwie silnikowym. Dzieło, opracowane z przysłowiwą niemiecką metodycznością i dokładnością, warto przetłumaczyć na język polski i polecić naszym szkolącym się lotnikom.

Jahrbuch der Luftfahrt 1961, K. F. Reuss, Südwestdeutsche Verlagsanstalt GmbH Mannheim, str. 539. Jest to 10 wydanie tego rocznika, dającego przegląd zagadnień lotniczych NRF. Jahrbuch zawiera tematykę następującą, prawo lotnicze i odnośne instytucje; postęp i nauka; uczelnie, instytuty, stowarzyszenia; zagadnienia komunikacji lotniczej; porty, linie, towarzystwa; przemysł lotniczy; firmy i związki; sport lotniczy; publicystyka; powiązania zagraniczne: ICAO, IATA.

The Observer's world aircraft directory, William Green, F. Warne and Co. Ltd, London; 1961, str. 354, 800 ilustr., cena 15sh. Jest to niezwykła, kieszonkowa encyklopedia, zawierająca rysunki oraz opis 500 typów samolotów, analizę sił lotniczych 90 krajów oraz 300 towarzystw komunikacji lotniczej. Zamieszczono tabelę i dane, dotyczące obecnie użytkowanych silników tłokowych i odrzutowych oraz rakiet; podano tabelę rekordów, wykazy bibliograficzne oraz rejestr alfabetyczny. Specjalny rozdział obejmuje lotnictwo Zw. Radzieckiego.

Letecké přístroje, Teodor Duda, Státní naklad. techn. literatury, Praha 1961 r. Dzieło to, poświęcone lotniczym urządzeniom pokładowym, ukazało się w 3 częściach. Część I pt. „Přístroje leťové” (260 str., 163 rysunków, tabel i wykresów, cena 24,70 Kčs — 44,46 zł) — zapoznaje z urządzeniami do pilotażu samolotu. Część II — „Přístroje navigační” (160 str., 125 rysunków, cena 17,15 Kčs — 30,87 zł) zawiera teoretyczne podstawy, konstrukcje, działanie oraz zastosowanie lotniczych przyrządów nawigacyjnych. Obejmuje ona przyrządy do kontroli kursu, różnego typu busole, nawigatory automatyczne, przyrządy astronawigacyjne. Część III, opracowana przez prof. T. Dudę i inż. J. Šveca, nosi tytuł „Přístroje pro kontrolu létadla” (260 str., 182 rys., cena 24,50 Kčs — 44,10 zł); część ta zapoznaje z przyrządami zespołu napędowego. Dzieło nie obejmuje urządzeń radionawigacyjnych.

Metodyczny układ materiału, szczegółowe opracowanie i zrozumiały wykład tematu spowodowały, że dzieło ukazało się w tłumaczeniu niemieckim. Wydano dotychczas: T. Duda, Flugzeuggeräte, Band II — Navigation, str. 219 VEB Verlag Technik, Berlin, cena 30 DM.

Warto tu zasygnalizować, że w.w. naukowiec czeski, inż. prof. dr T. Duda, wydał również: **Automatické řízení létadel**, Státní naklad. techn. literatury, Praha, 1961, str. 240, 158 rys. i tabel, cena 23,50 Kčs. Dziełko to obejmuje zautomatyzowane urządzenia samolotów.

Techniczne wydawnictwa czeskie można zamawiać w Ośrodku Kultury Czechosłowackiej, Warszawa, ul. Marszałkowska 77/79. Z.

Wojskowy Przegląd Lotniczy, nr I/62 — Gen. J. Bernas omawia możliwości obrony przeciwrakietowej; jest to tłumaczenie z czeskiego czasopisma wojskowego. J. Grzegorzewski zapoznaje z problemami nagrzewania aerodynamicznego. Jest to dalszy ciąg artykułu tegoż autora pt. „Bariera cieplna”, który ukazał się w WPL w październiku ub. r. Obszernie omówiono wpływ nagrzewania na instalacje samolotu oraz środki zapobiegawcze; omówiono również nagrzewanie rakiet. A. Kaczmarczyk podaje na 12 str. nowe rozwiązania w dziedzinie przyrządów żyroskopowych (typy żyroskopów pływakowych o zawieszaniu magnetycznym, wiracyjne). J. Kucfir omawia alternatywne tendencje: radiolokacja czy technika podczerwi. Artykuł poświęcony jest charakterystyce technicznej i użytkowej systemów lokacyjnych na podczerwi. Po notatce o pracy kół wiedzy wojskowej (interesujące — mówi się o współpracy ze Stowarzyszeniami NOT) oraz artykułach taktyczno-historycznych — zamieszczono 16 str. „nowości lotniczych”. Z.

Wojskowy Przegląd Lotniczy nr II/62 — Dokończenie artykułu J. Kucfira pt. „Radiolokacja, czy technika podczerwi” obejmuje zagadnienie samonaprowadzania pocisków rakietowych, zastosowanie aparatury podczerwi w systemach ostrzegawczych, śledzenie lotu rakiet i satelitów oraz informację o materiałach i elementach stosowanych w systemach podczerwi. E. Cichosz wprowadza Czytelników w stan obecny i perspektywy silników pulsacyjnych; autor omówił zagadnienia różnych wersji zaworów: mechanicznego, hydraulicznego, dynamicznego i akustycznego oraz wykorzystanie spalania detonacyjnego. A. Macko zapoznaje z angielskimi silnikami odrzutowymi i turbośmigłowymi. H. Mielczewski opisuje bezzałogowe, kierowane samoloty rozpoznawcze: amerykańskie oraz japoński i holenderski. Po dwóch artykułach historycznych zamieszczono „nowości” oraz wspomnienie o czasopiśmie „Lot Polski” (1923—1939) pióra naczelnego redaktora „Skrzydlatej Polski”. Z.

Ukazał się nr 1 nowego czasopisma „Przegląd Komunikacyjny”. Jest to miesięcznik ekonomiczno-techniczny, poświęcony w głównej mierze sprawom transportu kolejowego i samochodowego, a wydawany przez zaśluzone Wydawnictwo Komunikacji i Łączności w porozumieniu z Ministerstwem Komunikacji. P. K. zajmować się będzie również zagadnieniami komunikacji lotniczej oraz aspektami jej koordynacji z transportem lądowym. Przegląd Komunikacyjny jest rozprowadzany tylko w prenumeracie. Witamy nowe czasopismo i życzymy mu pomyślnego rozwoju. Z.

Wydawnictwo Komunikacji i Łączności zapowiada wydanie w roku bież. interesującej pozycji: J. Zieliński — „Obsługa samolotów sportowych”, objętość ok. 400 str. Ponadto ukaze się tegoż wydawnictwa — B. Kalestyńskiego — „Lotnictwo na co dzień”, ok. 130 str.

Ukazał się specjalny zeszyt problemowy „Przeglądu Technicznego”, poświęcony zagadnieniom automatyzacji. Zeszyt zawiera kilkanaście artykułów wybitnych znawców i specjalistów z tej dziedziny. Przemysł lotniczy jest zainteresowany opublikowaną tematyką zarówno z uwagi na procesy wytwórcze, jak również możliwość zapoznania się z potencjalnymi kooperantami w zakresie produkcji osprzętu pokładowego. Zwracamy uwagę na następujące materiały. J. Thieme — Prace naukowo-badawcze w dziedzinie automatyki i telemechaniki; poruszono tu zagadnienia koordynacji, problematykę prac oraz problemy szczególnie ważne dla gospodarki narodowej. Oddzielne opracowania poświęcono w zeszytce pracom: Instytutu Elektrotechniki w Warszawie, Instytutu Elektroenergetyki Politechniki Wrocławskiej oraz Centralnego Laboratorium Aparatów Pomiarowych i Optyki. Artykuł Z. Winczewskiego i Z. Kosztowskiego omawia krajową produkcję układów automatycznej regulacji. Wiele cennych informacji zawiera wykaz elementów układów automatycznej regulacji i aparatury pomiarowej, produkowanej w kraju. Spis ten składa się z 2 części: wykazu produkowanego sprzętu (elementy układów automatycznej regulacji, aparatura pomiarowa i maszyny matematyczne) oraz wykazu producentów (produkcji seryjnej i jednostkowej). Dodatkowo zamieszczono w zeszytce podręczny słowniczek automatyka w 5 językach. Egzemplarz liczy 120 str., cena zł 20. Zamówienia przyjmuje Redakcja Zeszytów Probl. „Przeglądu Technicznego”, Warszawa, ul. Czackiego 3/5. Z.

Dinamiczskieje urawnowiesziwanie rotorow giroskopiczieskich sistiem, M. P. Kowalew, S. P. Morżakow, K. S. Tieriechow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., str. 270, cena 1 rbl.

Książka poświęcona jest jednemu z ważniejszych i niedostatecznie uwzględnionych w literaturze zagadnień układów giroskopowych — wyważaniu wirników. Podano teoretyczne zasady wyważania wirników, analizę przyczyn wibracji giroskopów, opisano typowe konstrukcje przyrządów pomiarowych i nowoczesnych urządzeń do dynamicznego wyważania. Omówiono metody regulacji urządzenia do wyważania i usunięcia nieprawidłowości działania przy badaniach wyważania wirników. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników przemysłu, pracowników instytutów oraz studentów. Z.

Giermetyzacja sowniemiennych lotatlielnych apparatow, S. J. Gienkin, Wojenizdat, 1962 r., str. 70, cena 14 kop. Broszura omawia zagadnienia hermetyzacji aerodyn. Rozpatrzono znaczenie uszczelnienia w lotnictwie, sposoby hermetyzacji elementow rozlacznych i nierozlacznych kabin cisnieniowych: podlogi, oslony, drzwi, awaryjnych wzlowzow, przepustow itd. W dalszym ciagu podano metody badania szczelnosci kabin oraz usuniecia usterek stwierdzonych w fabryce i w warunkach polowych; ponadto opisano uszczelnianie zbiornikow i ich hermetyzowanych komor. Objasniono problematyke uszczelniania bezpilotowych statkow latajacych. Broszura przeznaczona jest dla personelu inzynieryjno-technicznego i pracownikow lotnictwa. Z.

Osobienosci sowniemiennych lietatlielnych apparatow, podwierziennych aerodinamiczieskomu nagriewu, L. G. Rajkow, Wojenizdat, 1962 r., str. 116, cena 35 kop. Rozpatrzono zagadnienia aerodynamicznego nagrzewania przy lotach naddzwiekowych statkow latajacych, przyczyny nagrzewania i strefy temperaturowe poszczegolnych partii samolotow, nagrzewanie sie rakiet, sputnikow i statkow kosmicznych. Podano wlasciwosci materialow przy wysokich temperaturach, nowe zaroodporne materialy na pokrycia i konstrukcje statkow latajacych, wytrzymalosc konstrukcji w warunkach lotu. Objasniono, jak na podstawie wlasciwej analizy i wszechstronnych wyliczen zjawiska aerodynamicznego nagrzewu, mozna opracowac konstrukcje odpowiednie i nadajace sie do pracy. Prace zilustrowano przykladami konstrukcji rakiet, naddzwiekowych samolotow i roznych silnikow napadowych. Ksiazke przeznaczono dla inzynieryjno-technicznych pracownikow lotnictwa. Z.

Lotnaja eksploatacija samolota, A. W. Czestnow. Wojenizdat, 1962 r., str. 224, cena 60 kop. W ksiazce poruszono zagadnienia uzytkowania samolotu na ziemi, przy wznoszeniu oraz przy roznych stanach lotu, w szczegolnosc w lotach grupowych, podano metody inzynierskich obliczen zywotnosc samolotu. Wydawnictwo zawiera wiele wykresow. Ksiazka jest przeznaczona dla inzynieryjnego i latajacego personelu, studentow wyzszych uczelni technicznych oraz technikow lotniczych. Z.

Sygnalizujemy ukazanie sie kilku wydawnictw z dziedzin wiedzy, pomocniczych dla lotnictwa.

Uklady Elektroniczne, S. Seely, WNT, 1962, str. 488, rys. 825, tabel 17, cena 104 zl. Jest to polska adaptacja w redakcji pracownikow katedry podstaw telekomunikacji. Omowiono podstawy radio-

techniki w zakresie fizycznych zjawisk oraz podstawowych ukladow elektronicznych. Szczegolowo opisano elektroniczne przyrzady pomiarowe. Dla lotnictwa ksiazka ma znaczenie zarowno z uwagi na material podstawowy i omowione układy elektroniczne, jak rowniez dzieki uniwersalnosci opracowania, ktore umozliwia wykorzystanie ksiazki przez inzynierow i technikow teleelektrykow, niezaleznie od specjalnosc. Wartość ksiazki podnoszą zadania, zamieszczone na koncu kazdego rozdzialu, ktore obejmują cały material w nim zawarty. Z.

Regulatory i serwomechanizmy (elektryczne), W. Findeisen, PWN, Lódz, 1961, str. 335, cena 20 zl. Skrypt obejmuje niektóre urzadzenia automatycznego sterowania, wymienione w tytule. Prace podzielono na cztery podstawowe czesci: I. Obiekt sterowania i urzadzenia sterujace, II. Regulatory dla procesow wolnozmiennych, III. Regulatory specjalizowane, IV. Serwomechanizmy. W czesci IV omowiono: elementy pomiarowe serwomechanizmow, serwomotory, wzmacniacze, demodulatory, modulatory i ograniczniki, czlony korekcyjne, przyklady serwomechanizmow malej mocy, przyklady serwomechanizmow wiekszej mocy. Material opracowano dla potrzeb studiow na wyzszych uczelniach, bezwzaptienia moze on byc wykorzystany przy pracach projektowych w zakresie automatyki lotniczej. Z.

Technika ultradzwiekow, J. Matuschek, WNT, 1961, str. 410, cena 62 zl. Tlumacz przerobil material z wydawnictwa niemieckiego oraz uzupełnil go. W ksiazce omowiono fizyke ultradzwiekow, opisano technike wytwarzania fal oraz w obszernej czesci — omowiono zastosowanie ultradzwiekow. Przemysl lotniczy jest zainteresowany dziedzina ultradzwiekowych badan materialow i wykorzystania zjawiska erozji dla obróbki czesci. Pierwszorzedne znaczenie dla produkcji ma nowy proces miękkiego lutowania aluminium i jego stopow oraz czyszczenia za pomoca ultradzwiekow. Przy lutowaniu ultradzwiekowa kawitacja niszczy warstewke tlenkow aluminium, co umozliwia trwałe polaczenie (stosowane dotychczas metody usuwania tlenkow powodowaly zmniejszenie wytrzymałosci konstrukcji oraz stwarzaly niebezpieczestwo korozji). Ultradzwiekowe czyszczenie powinno byc zalecone w precyzyjnej produkcji osprzetu lotniczego; usuwa ono pozostalosci po obróbce wirowej, sciernej i polerowaniu, warstewki oleju, tuszczu oraz lakieru. W ksiazce podano urzadzenia ultradzwiekowe i opisano ich zastosowanie. Z.

KRONIKA

++ Rada Techniczno-Ekonomiczna przy Ministrze Komunikacji rozpatruje projekt ogólnej koncepcji rozwoju osłony radiowej dla lotnictwa komunikacyjnego na falach ultrakrótkich. Przewodniczącym Sekcji Lotniczej RTE jest prof. Wł. Araszkiewicz.

++ W Komitecie Centralnym PZPR zorganizowana została w kwietniu przez Ministerstwo Przemysłu Ciężkiego Wystawa Postępu Technicznego. Na stoisku lotniczym pokazano przykłady działalności naukowo-badawczej Instytutu Lotnictwa oraz wystawiono kilkadziesiąt eksponatów przemysłu. Wystawa obrazowała postępową technologię, zmniejszenie pracochłonności, oszczędność materiałów, wprowadzenie zastępczych materiałów i tworzyw sztucznych, unifikację, nowe metody w odlewnictwie, wreszcie produkcję przeciwimportową. Ekspozycję uzupełniał szereg kolorowych plansz.

++ Komisja Samolotowa APRL przyjęła zasadę typowania do kadry narodowej corocznie 10 najlepszych pilotów z Samolotowych Mistrzostw Polski i z Samolotowych Mistrzostw Polski w akrobacji.

++ Zarząd Główny APRL zamówił w przemyśle lotniczym samoloty M.4—, „Tarpan” i PZL-104—, „Wilga”. Samoloty te mają w przyszłości stanowić podstawową bazę sportową w aeroklubach regionalnych i szkołach Aeroklubu.

++ Zawieszono dotychczas loty nocne na szybowcach mogą być wznowione od września br. Obowiązują warunki określone w odpowiednim okólniku Ministerstwa Komunikacji.

++ Dla Lotnictwa Usług Gospodarczych zaplanowano na rok bieżący poważny zakres prac wiosennych. Oto kilka najważniejszych:

opylenie 60 tys. ha lasów, 140 tys. ha pól ziemniaczanych (przeciw słońcu), 10 tys. ha plantacji grochu, 4,5 tys. ha łąk.

++ W kwietniu br. w małej auli Politechniki Warszawskiej odbyło się walne zebranie sprawozdawczo-wyborcze członków Klubu Seniorów Lotnictwa. Zebraniu przewodniczył nestor sportu balonowego Zb. Burzyński. Do nowego zarządu wybrano między innymi: Z. Burzyńskiego, R. Bartla, J. Chorzewskiego, M. Koniecznego, M. Wardasównę. Do Komisji Rewizyjnej weszli m.in.: W. Litwinowicz, A. Kurowski, A. Mroczkowski. Do Sądu Koleżeńskiego wybrano m.in.: Fr. Janika i E. Peterka. KSL Aeroklubu PRL uzyskał nowy regulamin, na podstawie którego przy aeroklubach regionalnych powstaną sekcje klubu seniorów. Do zarządu KSL automatycznie wchodzi przewodniczący kół prowincjonalnych.

++ Stacja obserwacji sztucznych satelitów powstała w Kortowie przy Olsztyńskiej Wyższej Szkole Rolniczej. Zorganizował ją PAN i Międzynarodowy Komitet Współpracy Geofizycznej. Stacja została zarejestrowana jako dziesiąta w kraju i 151 na świecie.

++ Jak doniosła „Skrzydłata Polska”, sąd powiatowy w Chełmży niewinnie pilota Aeroklubu Pomorskiego w Toruniu K. Nowickiego, który latem ub.r. podczas lotu treningowego na samolocie Junak-3 zawadził skrzydłem o linie wysokiego napięcia i wpadł do Jeziora Chełmżyńskiego. Sąd stwierdził, że pilot nie ponosi winy za wypadek; nie było z jego strony ani samowoli, ani lekomyślności, ani nie naruszył też on obowiązujących przepisów lotniczych. Lecąc ze stosunkowo dużą prędkością nad taflą jeziora nie mógł dostrzec na jego ciemnym tle cienkich przewodów wysokiego napięcia. Z.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XII

WARSZAWA, SIERPIEŃ 1962 r.

ZESZYT 8

HYDROAEROMECHANIKA. MECHANIKA LOTU

629.135.4:533.661

I Lot

Bramwell A.R.S.: The longitudinal stability and control of the tandem — rotor helicopter. Stateczność podłużna i sterowność śmigłowca układu podłużnego. ARC Ra. M., 1961, nr 3223, cz. I, s. 99, rys. 15, tabl. 1, ods. 24.

Przedstawiona jest prosta metoda obliczania interferencji strumieni zawirnikowych. Porównanie teoretycznych krzywych stateczności z krzywymi z prób w locie wskazuje, że metoda jest dosyć dokładna.

Ponieważ stateczność śmigłowca układu podłużnego zależy w znacznym stopniu od małych różnic między ciążem wirnika przedniego i ciążem wirnika tylnego konieczne jest obliczanie pochodnych ciąża wirnika znacznie dokładniej niż dla śmigłowca jednowirnikowego. Dlatego właśnie obliczone zostały w pracy wyrażenia bardziej ściśle niż w lit. 8 (praca S. H. Goldberga i R. R. Pipera „Stability and Controls of Tandem Helicopters. Phases III and IV. Static and Dynamic Lateral Stability and Control” — „Stateczność i sterowność śmigłowców układu podłużnego. Etap III i IV. Stateczność statyczna i dynamiczna boczna oraz sterowność — Princeton University Aeronautical Engineering Department, Report No 395” — przyp. R. W.).

Interferencja strumieni zawirnikowych powoduje dla części zakresu prędkości niestateczny przebieg położenia drążka w funkcji prędkości, czemu towarzyszy rozbieżność w stateczności dynamicznej. Zjawisko to może być usunięte przez obranie odpowiedniej wartości kątów pochylenia tarcz sterujących. Jeśli dodatkowo zastosowane zostanie odpowiednie różnicowe zawieszenie typu „delta-trzy”, to śmigłowiec układu podłużnego może stać się stateczny w całym zakresie prędkości, z wyjątkiem zawisu i prędkości bardzo małych.

W przypadku, gdy kąt utworzony przez przecięcie płaszczyzn tarcz sterujących jest zbyt mały, krzywa przyspieszeń normalnych występujących po poruszeniu sterownic, staje się najpierw płaska, a potem wzrasta. W ten sposób śmigłowiec układu podłużnego może spełnić kryteria zwrotności NACA, posiadając jednak niezadawalającą reakcję na ruchy sterownic. Jest stawiana propozycja, aby uznać, że spełnienie kryteriów NACA nie jest konieczne, jeśli zapewniona jest stateczność wahań krótko- i długookresowych. Otrzymanie zadowalającej reakcji na ruchy sterownic możliwe jest przez właściwy wybór przechyleń tarcz sterujących i zastosowanie różnicowego zawieszenia typu „delta-trzy”. R.W.

533.6.013.8:629.13.014.5

I Lot

Engelking U.: Über neuere Ergebnisse der Theorie der Bönnregler für Flugzeugen. O nowszych wynikach teorii regulatorów podmuchów dla samolotów. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Bericht nr 115, 1960, s. 73, rys. 53, tabl. 5.

Praca przynosi przegląd nowych amerykańskich wyników prac badawczych w dziedzinie osłabiaczy podmuchów („gust alleviators”). Zreferowano poszukiwania teoretyczne i sprawdzoną skuteczność urządzeń regulacyjnych w próbach praktycznych, jednak bez podania bliższych szczegółów technicznych. R.S.

533.6.013.422

I Lot

Kaliski S., Solarz L.: Aeromagnetoflatter płyty w opływie doskonale przewodzącego gazu w polu magnetycznym o działaniu izotropowym. Biul. WAT, 1962, r. 11, nr 1(113), s. 24—37, rys. 2, ods. 8.

Ogólne sformułowanie równań i warunków brzegowych dla problemu aeromagnetoflatteru płyty opływanej doskonale przewodzącym gazem w polu magnetycznym. Podano konkretne rozwiązanie dla izotropowego przypadku działania pola. Zdaniem autorów problem aeromagnetoflatteru został postawiony i rozwiązany w literaturze po raz pierwszy. Uzyskano szereg jakościowo nowych wyników. (a)

533.6.013.422

I Lot

Kaliski S., Solarz L.: Aeromagnetoflatter płyty w opływie doskonale przewodzącego gazu w polu magnetycznym o działaniu anizotropowym. Biul. WAT, 1962, r. 11, nr 2(114), s. 19—36, rys. 4, ods. 5.

Podano rozwiązanie dla zagadnienia aeromagnetoflatteru płyty w opływie doskonale przewodzącego gazu w polu magnetycznym o działaniu anizotropowym, tj. skierowanym równoległe do opływu lub prostopadle do płyty. Wskazano na szereg nowych jakościowo zjawisk flatteru i istnienie nowych obszarów niestateczności. Dla pola zanikającego otrzymano znane rozwiązania klasyczne. (a)

WYPOSAŻENIE AERODYN

629.13.061/65

I Lot

Issledowanie niekórych elementów gidropniewmatischezkowo oborudowanija samolotow. Sbornik statiej pod ried. doc. P. I. Blandowa. Badanie niektórych elementów wyposażenia hydraulicznego i pneumatycznego samolotów. Zbiór artykułów pod red. doc. P. I. Blandowa. Trudy Mosk. Awiac. Inst., 1961, nr 143, s. 148, rys., tabl.

Wyniki teoretycznych i doświadczalnych badań samolotowych instalacji hydraulicznych i pneumatycznych. Przytoczono obliczenia i podano niektóre zalecenia odnośnie zastosowania układów hydraulicznych i oddzielnych podzespołów hydraulicznych i pneumatycznych, uszczelnień i cieczy roboczych. R.S.

629.135.15.042.2:678.06:613.693

I Lot

Fust H. D.: Entwicklung von Sitzkissen für Segelflugzeuge zur Vermeidung von Wirbelsäulenstauchsäden. Rozwój poduszek siedzeniowych dla szybowców w celu uniknięcia obrażeń kręgosłupa przez siły uderzeniowe. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Bericht nr 139, październik 1960, s. 20, rys. 14, ods. 5.

Nie jest możliwe teoretyczne wyznaczenie sił uderzeniowych, jakie występują na siedzeniu pilota przy lądowaniach przymusowych lub burzliwej pogodzie. Jedynie próby mogą dać dokładniejsze wartości. Zostały przeprowadzone doświadczenia z amortyzującymi tworzywami piankowymi, aby zapobiec uszkodzeniom kręgosłupa załóg szybowcowych w wyniku twardych lądowań. Wyznaczono zmiany siły uderzeniowej dla różnych typów tworzyw piankowych w zależności od grubości tworzywa piankowego i wysokości upadku przedmiotu uderzenia. Kilka prób z ludźmi posłużyło za wskazówkę do przystosowania tworzywa piankowego jako poduszki siedzeniowej. R.S.

SPRĘŻARKI

621.51:533.695.5

I Lot

Dowżik S. A., Giniewskij A. S.: Potier dawleniji w łopatocznych wienach osiowego dozrukowodo kompiressora. Straty ciśnienia w wienach łopatocnych poddźwiewkowej sprężarki osiowej. Promyslennaja Aerodinamika, 1961, nr 20, s. 5—36, rys. 41, ods. 23.

Opisano metodę oraz czynniki doświadczalnych badań struktury i wielkości strat ciśnienia w wienach kierownic i wirników sprężarki osiowej. W oparciu o uzyskane wyniki zwiększono dokładność wzorów określających poszczególne składniki strat oraz wykazano, że wzory te można stosować dla zbudowania charakterystyki stopnia sprężarki naddźwiewkowej. J.K.

621.51

I Lot

Dowżik S. A.: Ekspierimentalnoje issledowanie dwuch odnostupienacznych kompiressorow w szirokom diapazonie czisiel Rejnoldsa. Doświadczalne badanie dwóch jednostopniowych sprężarek w szerokim zakresie liczb Reynoldsa. Promyslennaja Aerodinamika, 1961, z. 20, s. 57—73, rys. 14, ods. 9.

Omówiono wyniki badań dwóch sprężarek osiowych o różnych układach aerodynamicznych na stoisku o zmiennej gęstości. Badania te umożliwiły ustalenie charakteru zmiany użytkowych własności sprężarek w zależności od liczby Reynoldsa. J.K.

621.51:533.697.3

I Lot

Dowżik S. A., Morozow A. I.: Ekspierimentalnoje issledowanie kolcewyh diffuzorow osiowych turbomaszin. Doświadczalne badanie pierścieniowych dyfuzorów osiowych maszyn turbinowych. Promyslennaja Aerodinamika, 1961, z. 20, s. 168—201, rys. 39, ods. 7.

Wyniki obszernych doświadczalnych badań osiowych promieniowych oraz kombinowanych osiowo-promieniowych dyfuzorów pierścieniowych o różnych geometrycznych parametrach. Badania przeprowadzono na stoisku aerodynamicznym oraz przy pracy w układzie sprężarki. J.K.

ASTRONAUTYKA

629.19

I Lot

Simms Ch. C. Process planning for outer space. Planowanie procesu w przestrzeni kosmicznej. Tool a. Manufacturing Engineer, 1962, nr 2, s. 55—59, rys. 3.

W przewidywaniu, że w ciągu kilku lat powstanie potrzeba urządzenia stacji w przestrzeni kosmicznej, rozważa autor problemy, jakie będą towarzyszyły tym poczynaniom. Przede wszystkim

przeanalizowano czynniki wpływające na życie i pracę ludzi, wykonujących zadania techniczne w warunkach nieważkości, próżni i przy bardzo niskich temperaturach. W artykule wzmiankowano zarówno o własnościach konstrukcji samej stacji międzyplanetarnej, jak i kabinie roboczej operatora-montera, o czynnikach fizycznych, jak i technicznych spotkanych przy urzeczywistnianiu. A.G.

MATERIAŁY, ICH WŁASNOŚCI I BADANIA

669.14.018.296 ILot
Ultra-high-tensile steels. **Stale o bardzo wysokiej wytrzymałości.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 5, s. 150—153, tabl. 4.

Przy ciągłym wzroście wymagań stawianym płatowcom, istnieje zapotrzebowanie na coraz to lepsze materiały konstrukcyjne o coraz to wyższej wytrzymałości i lepszych własnościach. Podano przegląd stali wysokostopowych chromo-niklowo-molibdenowych, stosowanych na wysoko obciążone elementy i węzły płatowca.

W tabelach, zawierających składy chemiczne temperatury odpuzczania i niektóre własności wytrzymałościowe, znalazły się materiały o wytrzymałości doraźnej przekraczającej 155 kg/mm². W artykule omówiono te materiały z podziałem na grupy technologiczne oraz nasświetlono niektóre zagadnienia związane z ich technologią. A.G.

620.19 ILot
Corrosion research. **Badanie korozji.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 4, s. 128—131, rys. 4, tabl. 2.

Zjawisko korozji i walka z nią są powszechnie znane, jednakże wyniki, jak dotychczas, niezadowalające. Koncern angielski G.K.N. zorganizował specjalne laboratorium badania tych zjawisk, szczególnie w odniesieniu do elementów łączących. W artykule zamieszczono tabele materiałów używanych na elementy złączone — stopy specjalne i stale nierdzewne — oraz ich charakterystyki antykorozyjne.

W artykule podane zostały również niektóre metody badań i stanowiska używane do doświadczeń. A.G.

620.179.16 ILot
Flaw-detection. **Wykrywanie wad.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 4, s. 147—148, rys. 2.

Omówiono krótko nowy rodzaj defektoskopu ultradźwiękowego o zupełnie odmiennej konstrukcji od dotychczasowych. Z urządzenia usunięto lampę oscyloskopową, zastępując chrom przez lampki kontrolne i wprowadzając potencjometry skalowane.

Podstawowa zaleta nowego aparatu Sonatest TE3 polega na prostocie obsługi — usuwa własną ocenę i doświadczenie obsługującego. A.G.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621—253.5:621.438.621.923 ILot
Szaskolskij B. W.: Woprosy mekhanizaczii i awtomitizaczii processa polirowanija łopatok gazoturbinnych dwigatielej. **Zagadnienia mechanizacji i automatyzacji polerowania łopatek silników turbiny.** Izv. Wyssh. Uczeb. Zawied., Maszinostr., 1961, nr 12, s. 105—112, rys. 8, ods. 2.

Z uwagi na ilość łopatek, występujących na jednym silniku, produkcja łopatek przebiega zawsze przynajmniej w formie seryjnej. Jedną z operacji dotychczas wykonywaną ręcznie, która przysparzała dużo kłopotów i była niezwykle pracochłonna, było ręczne wykończenie profilu. Autor podaje przegląd metod stosowanych do wykonania tej operacji, a następnie przedstawia konstrukcję i schematy kinematyczne docieraczki wibracyjnej, pracującej za pomocą taśm ściernych i elastycznych poduszek dociskowych. W urządzeniu tym zastosowano układy kompensacyjne, pozwalające na samoustawianie się łopatki w stosunku do zacisków, w zależności od błędów samego profilu i dokładności zamocowania. A.G.

623.419:629.136.3.002 ILot
Goff W. E.: Blue streak. „**Niebieskie Pasma**”. Aircr. Prod., 1961, t. 24, nr 4, s. 118—127, rys. 16—36, Cz. II.

Jest to druga część artykułu o wykonaniu rakiety satelitarnej. W tej części omówiono montaż części środkowej i zbiorników rakiety wraz ze specjalnymi przyrządami montażowymi, pomocniczymi i układem rolek podłogowych, niezbędnych do operowania i transportu międzyoperacyjnego elementu o tak dużych rozmiarach. Podano szczegóły urządzeń montażowych, a zwłaszcza spawalnicze układy przesuwane na szynach podłogowych. Zamieszczono specyfikę parametrów wymiarowych przedmiotu i roboczych procesu. A.G.

621.98 ILot
Magnetic-pulse forming. **Formowanie impulsowo-magnetyczne.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 4, s. 112—114, rys. 6.

Firma amerykańska „The General Dynamics Corporation” opracowała nową metodę kształtowania metali, polegającą na zastosowaniu pola magnetycznego, „pola kształtującego”, dla skupienia ewentualnie rozrzedzenia energii, właściwego dla wymagane kształtu przedmiotu. Metoda znajduje się w początkowej fazie zastosowań, niemniej już w tej chwili rokuje olbrzymie korzyści i wielostronność zastosowań.

Podstawowe cechy to zupełny brak elementów ruchomych, prostota konstrukcji, pewność działania i łatwa sterowność procesem. Osiągane naciski maksymalne od 3100 kg/cm² do 31 000 kg/cm², czas nacisku kilka mikrosekund, a cykl pracy około 2 sek. A.G.

621.91.07 ILot
Kennicot W. L., Galimberty: How to eliminate cutting tool vibration. **Jak usunąć drgania narzędzi skrawających.** The Tool and Manufacturing engineer, 1962, t. 48, nr 2, s. 77—79, rys. 4.

W związku z coraz większymi prędkościami skrawania i większymi wydajnościami oraz ze wzrostem wymagań dla przedmiotów obrabianych, istotną rolę odgrywa sprawa usuwania drgań narzędzi skrawających. Autorzy przedstawiają oscylogramy drgań dla różnych konstrukcji osadzania ostrzy i dla różnych materiałów na trzonki. Na podstawie tych badań można określić współczynnik tłumienia, a więc zastosować poprawne materiały i poprawną konstrukcję narzędzi. A.G.

621.43—462.3:621.9—43 ILot
Mason G. W.: Machining operations on poppet valves. **Obróbka mechaniczna zaworów.** Machinery, 1962, t. 100, nr 2574, s. 588—591, rys. 4.

Autor opisuje automatyczną tokarkę TARK-32 firmy Tarex, S.A. Geneva, przeznaczoną do obróbki mechanicznej zaworów. Obrabiarka wykonuje wszystkie zabiegi na grzybku zaworowym i na trzonku. Cykl wykonania wynosi 47 sek. W treści autor zamieszcza częściowy proces technologiczny, dotyczący operacji obróbki mechanicznej. Rysunki informują o sposobach mocowania i uzbrojenia obrabiarki. A.G.

621.91.07 ILot
Machining ultra-high-tensile steels. **Obróbka stali o bardzo wysokiej wytrzymałości.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 5, s. 154—169, rys. 19, tabl. 9.

Wprowadzenie nowych materiałów o bardzo wysokiej wytrzymałości ($R_r \geq 140$ kg/mm²) do konstrukcji lotniczych pociągnęło za sobą konieczność określenia własności technologicznych tych materiałów, metod obróbki i parametrów skrawania. Dotychczas istnieją w tej dziedzinie jedynie doświadczenia pojedynczych firm i ośrodków. Stąd to znaczną wartość posiadają dane zebrane w artykule. Omówiono następujące rodzaje obróbki: toczenie, frezowanie rowków, wiercenie, rozwiercanie i gwintowanie. Nasświetlono wiele problemów związanych z tym zagadnieniem, takich jak sztywność układu obrabiarka-przedmiot-narzędzie, materiały narzędziowe, konstrukcje narzędzi, parametry skrawania, rodzaje chłodziw i wiele innych. Omawiane osiągnięcia wyraźnie przesuwają ekonomiczną granicę opłacalności obróbki skrawaniem w stro- nę większych wytrzymałości materiałów obrabianych. A.G.

621.951.5—47 ILot
Large holes. **Duże otwory.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 4, s. 115—117, rys. 6.

Wykonywanie otworów powyżej 25 mm wiertłami krętymi staje się nieekonomiczne, szczególnie dla średnic 75 do 150 mm. Istnieje wiele rozwiązań narzędzi specjalnych, a jedno z ciekawszych, poprawnych w praktycznym zastosowaniu, dostarcza firma Sassex-Werkzeug Gesellschaft Brackweld (NRF). Jest to zestaw narzędzi nasadkowych i rozprężnych do wiercenia, rozwiercania i wiercenia rdzeniowego.

Podano rozwiązania konstrukcyjne narzędzi o wymiarach stałych i rozprężnych, parametry pracy i pewne szczególne wymagania. A.G.

621.951.5 ILot
Pearson H. J.: High-speed boring. **Wiercenie z dużymi prędkościami.** Cz. 2. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 4, s. 134—146, rys. 18—33, tabl. 5—8.

W drugiej części artykułu omawia autor odmiany obrabiarek stosowanych do głębokiego wiercenia, wiercenie w dużych blokach metalu, wiercenie w elementach nieokrągłych. Osobny temat to wiercenie otworów o małych średnicach, parametry, stawiane im wymagania, narzędzia i obrabiarki. Wysoką wartość przedstawiają tabele parametrów głębokiego wiercenia w zależności od rodzaju materiału obrabianego i specyfiki operacji obróbczej. Zamieszczono również wiele rozwiązań konstrukcyjnych, zwłaszcza ułożyskowań i głowic ciśnieniowych. A.G.

TRANSPORT LOTNICZY

388.9:656.7 ILot
Gordonow Ł.: Wozdusznije puti zarubiežnych stran. **Linie lotnicze krajów zagranicznych.** Moskwa, 1961, Gos. Izd. Geogr. Lit. D, s. 350, mapek 17, tabl. 18, ods. 489.

Podstawowe etapy kształtowania sieci linii lotniczych krajów zagranicznych i jej stan obecny. Rozpatrzono podstawowe kierunki komunikacji lotniczej do drugiej wojny światowej, w latach wojny i w okresie powojennym. Dużo uwagi zwrócono na zagadnienia techniczno-ekonomiczne transportu lotniczego i polityczno-geograficzne aspekty międzynarodowej komunikacji lotniczej oraz na sprzeczności ugrupowań monopolistycznych w dziedzinie transportu lotniczego. W analizie rozpatrywanych zagadnień odzwierciedlono centralne zjawisko współczesnego świata — obecność dwóch światowych systemów, przejawiające się szczególnie dobitnie w rozwoju komunikacji lotniczej. Znaczną część pracy zawiera opis linii lotniczych poszczególnych krajów. R.S.

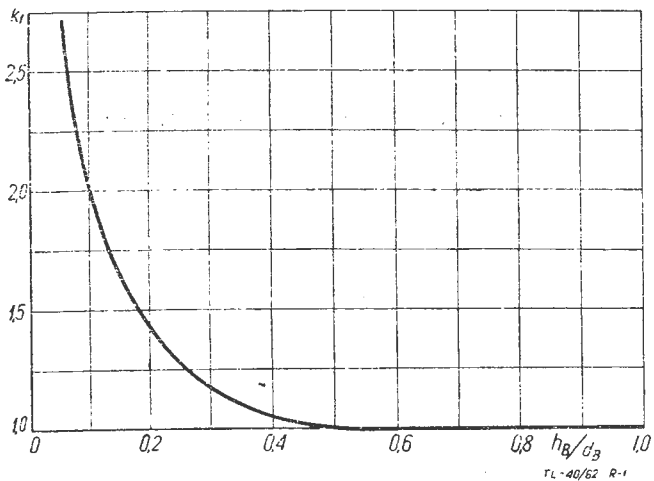
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

S_B jest powierzchnią maksymalnego przekroju czołowego bomby. ($C_x \cdot S$) opór podwieszenia bomby wraz z interferencją (bez bomby), wielkość tę można w przybliżeniu przyjąć $0,013 \div 0,03$, w zależności od rodzaju i wielkości podwieszenia wystającego pod skrzydłem.

Na rys. 3 przedstawiono kilka przykładów typowych bomb i ich współczynnik oporu. Na rys. 3a przedstawiono bombę typu torpe-

Tabela 1

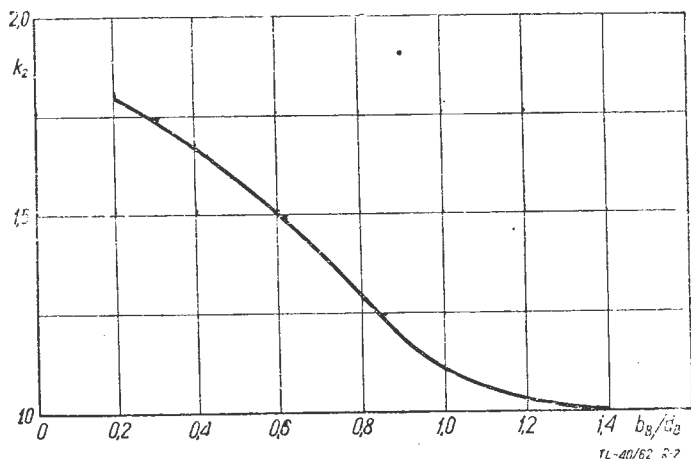
$\frac{h_B}{d_B}$	0,05	0,10	0,20	0,30	0,40	0,50	1,00
k_1	2,70	2,05	1,45	1,10	1,05	1,00	1,00



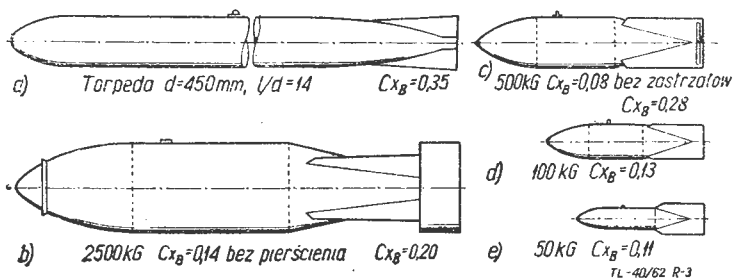
Rys. 1. Zależność współczynnika k_1 , określającego wzajemny wpływ skrzydła i bomby, od stosunku odległości bomby od skrzydła do średnicy bomby (h_B/d_B)

Tabela 2

$\frac{b_B}{d_B}$	0,20	0,40	0,60	0,80	1,00	1,20	1,40
k_2	1,80	1,68	1,50	1,31	1,11	1,02	1,00



Rys. 2. Zależność współczynnika k_2 , określającego interferencję kilku bomb podwieszonych, od stosunku odległości bomb i średnicy bomb (b_B/d_B)



Rys. 3. Współczynniki oporu kilku typowych bomb (bez oporów interferencyjnych)

dy o średnicy maksymalnego przekroju czołowego $d = 450$ mm oraz stosunku długości do średnicy $l/d = 14$. Bomby tego typu były badane w Instytucie CAGI. Na rys. 3b, c, d, e przedstawiono bomby podobnego typu o różnych ciężarach. Na rys. 3b podano przykład bomby o ciężarze $2,00$ kG z usterzeniem usztywnionym za pomocą pierścienia. Badania wykazały, że bardzo duży procent (35%) w stosunku do wielkości współczynnika oporu bomby kompletnej) dodaje pierścien usztywniający usterzenie. Podobne zjawisko można zaobserwować dla bomb mniejszych (np. o ciężarze $1,00$ kG — rys. 3c). Okazuje się, w wyniku badań, że zastrzały usztywniające usterzenie dodają $\sim 70\%$ oporu w stosunku do oporu bomby kompletnej. Wszystkie podane wielkości współczynników oporu odnoszą się do maksymalnego przekroju czołowego bomby.

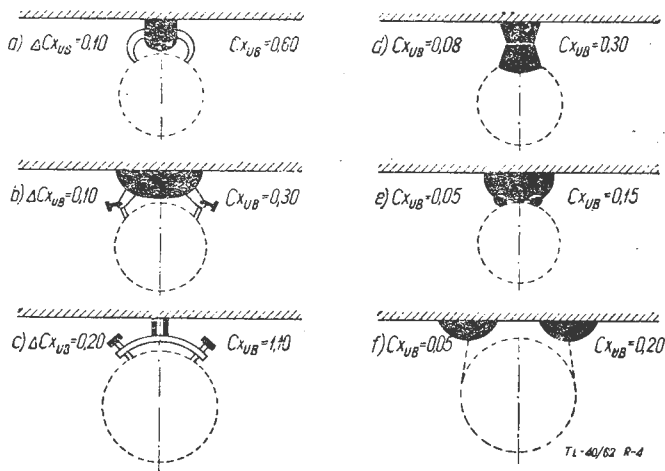
Na rys. 4 pokazano kilka przykładów oporów samych uchwytów bombowych. Badania wykazują, że opory samych uchwytów są bardzo duże. Na rys. 4a i b podano przykłady uchwytów częściowo osłoniętych.

$\Delta C_{x_{UB}}$ — oznacza przyrost współczynnika oporu, spowodowany interferencją między konstrukcją samolotu a uchwytem, odniesiony do maksymalnej czołowej powierzchni bomby.

$C_{x_{UB}}$ — oznacza współczynnik oporu uchwytu bomby, odniesiony do maksymalnej czołowej powierzchni bomby.

Na rys. 4c pokazano przykład uchwytu nie osłoniętego. Jak widać, różnica w wielkościach współczynników oporu jest bardzo znaczna. Na rys. 4d, e, f pokazano trzy przykłady uchwytów osłoniętych. Wpływ osłon okazuje się bardzo duży:

- zmniejsza opór interferencyjny (uchwyty — konstrukcja samolotu) $20\% \div 75\%$,
- zmniejsza opór uchwytów $50\% \div 30\%$.

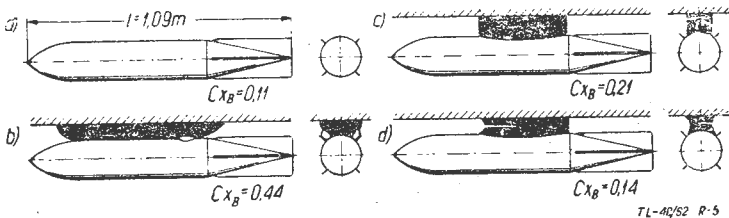


Rys. 4. Współczynniki oporu kilku typowych uchwytów bombowych (bez bomby)

Rys. 5 przedstawia przykłady oporu różnego rodzaju podwieszenia tej samej bomby, o ciężarze 50 kG (rys. 5a). Okazuje się, że w zależności od rodzaju podwieszenia, opór uchwytów i interferencji między bombą, uchwytami i konstrukcją samolotu wynosi od $0,03$ (dla podwieszenia typu pokazanego na rys. 5d) do $0,33$ (dla podwieszenia bardziej skomplikowanego — rys. 5b).

Opory dodatkowych zbiorników zewnętrznych

W laboratoriach firm lotniczych, głównie niemieckich, przebadano opory różnych rodzajów dodatkowych zewnętrznych zbiorników paliwa. Na rys. 6 przedstawiono różne rodzaje zbiorników: układy zbiorniki-skrzydła i zbiorniki-kadłub. Na rys. 6a, b, c, d i e pokazano zbiorniki typu gondol skrzydłowych oraz usytuowanie tych zbiorników względem płata. Szczególnie uprzywilejowany jest typ zbiornika, przedstawiony na rys. 6a, ze względu na powiększenie efektywnego wydłużenia skrzydła, a co za tym idzie — zmniejszenie

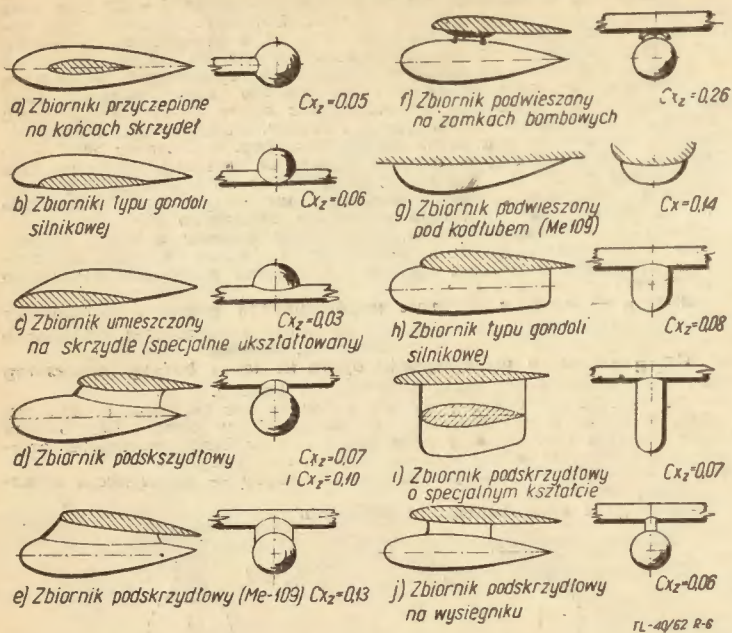


Rys. 5. Współczynniki oporu kilku rodzajów podwieszenia tej samej bomby (o ciężarze 50 kG)

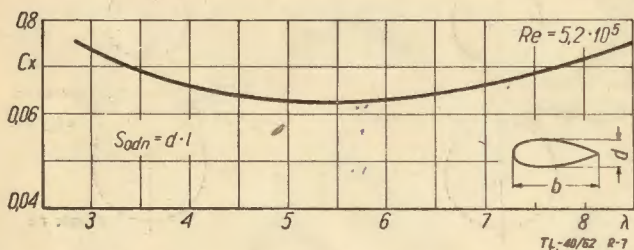
nie oporu indukowanego. Inne układy mają już znacznie większe opory. Na rys. 6g, h, i — przedstawiono inny rodzaj zbiorników podwieszonych pod skrzydłem, z których najmniejszym oporem charakteryzuje się typ przedstawiony na rys. 6i. Rys. 6f przedstawia zbiornik bombowy, podwieszony na specjalnych uchwytach bombowych. Znaczny współczynnik oporu tego układu jest spowodowany dużym oporem interferencyjnym między zbiornikiem, uchwytem i skrzydłem. Rys. 6j przedstawia jeden z rodzajów zbiorników podkadłubowych.

Opory zastrzałów

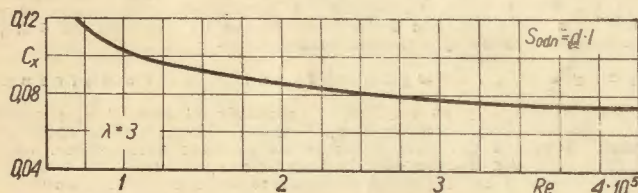
W samolotach małych, o małych prędkościach lotu, często stosuje się zewnętrzne zastrzały celem wzmocnienia konstrukcji. Najczęściej stosowane zastrzały posiadają przekroje kropłowe o wy-



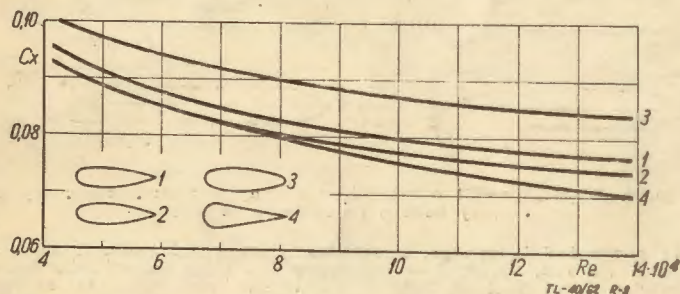
Rys. 6. Współczynniki oporu różnych zbiorników i układów zbiornik-skrzydło, zbiornik-kadłub



Rys. 7. Wpływ wydłużenia przekroju kropłowego zastrzału na wartość współczynnika oporu



Rys. 8. Wpływ liczby Reynoldsa na wartość współczynnika oporu zastrzału przy statym (najczęściej używanym) wydłużeniu $\lambda = 3$



Rys. 9. Zależność współczynnika oporu zastrzału od liczby Reynoldsa dla różnego rodzaju przekrojów kropłowych

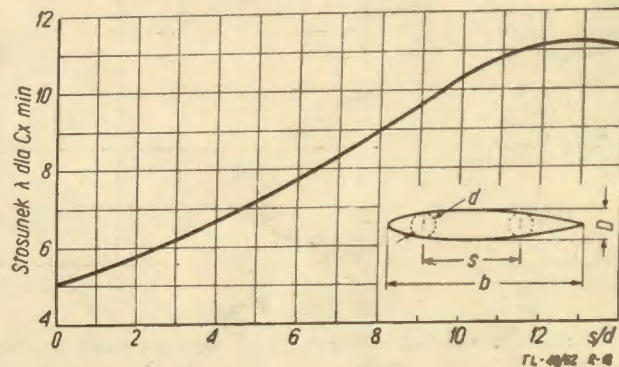
dłużeniu $\lambda = b/d$ (oznaczenia b i d pokazano na rys. 7). Wpływ wydłużenia przekroju kropłowego zastrzału na wielkość współczynnika oporu przedstawia rys. 7. Przedstawione na rys. 7 współczynniki oporu zastrzałów odnoszą się do powierzchni czołowej $d \cdot l$ (l — długość zastrzału).

Wpływ liczby Reynoldsa na wielkość współczynnika oporu zastrzału przedstawiają rysunki 8 i 9. Rys. 8 pokazuje wpływ Re przy statym (najczęściej stosowanym) wydłużeniu $\lambda = 3$ dla jednego profilu. Rys. 9 pokazuje wpływ liczby Re dla różnych rodzajów przekroju kropłowego. Niekiedy stosuje się zastrzały, w których sztywny układ rur osłania kropłowy owiewek. Na rys. 10 pokazano zależność geometrii przekroju takiego owiewko-zastrzału dla $C_{x_{min}}$

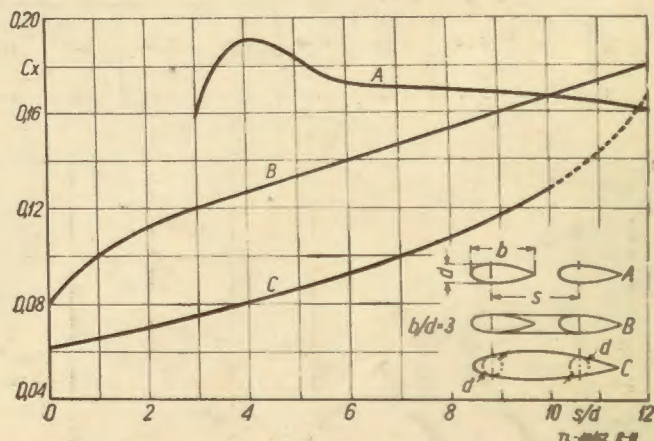
W niektórych przypadkach stosuje się dwa zastrzały, ustawione jeden za drugim. Trzy typowe rozwiązania konstrukcyjne dla tego przypadku i charakteryzujące je wielkości współczynnika oporu, pokazuje rys. 11. Opory węzłów mocujących zastrzały uwzględnić można przez dodanie do długości zastrzału:

- 1) w przypadku węzła oprofilowanego $\Delta l = 0,75$ m,
- 2) w przypadku węzła oprofilowanego $\Delta l = 1,5$ m.

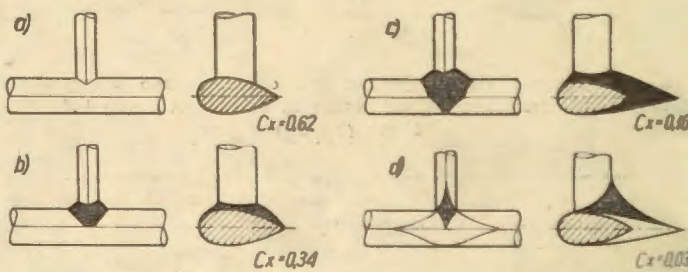
Na rys. 12 pokazano kilka rodzajów węzłów łączących dwa zastrzały (różnie oprofilowane). Współczynniki oporu są odniesione do tak zwanej „powierzchni cieżkowej” $S_{odn} = b^2$.



Rys. 10. Zależności geometryczne zastrzału, stanowiącego osłonę dwu rur, dla minimalnego współczynnika oporu



Rys. 11. Współczynniki oporu typowych osłon zastrzału zbudowanego z dwóch rur



Rys. 12. Współczynniki oporu kilku rodzajów węzłów łączących dwa zastrzały