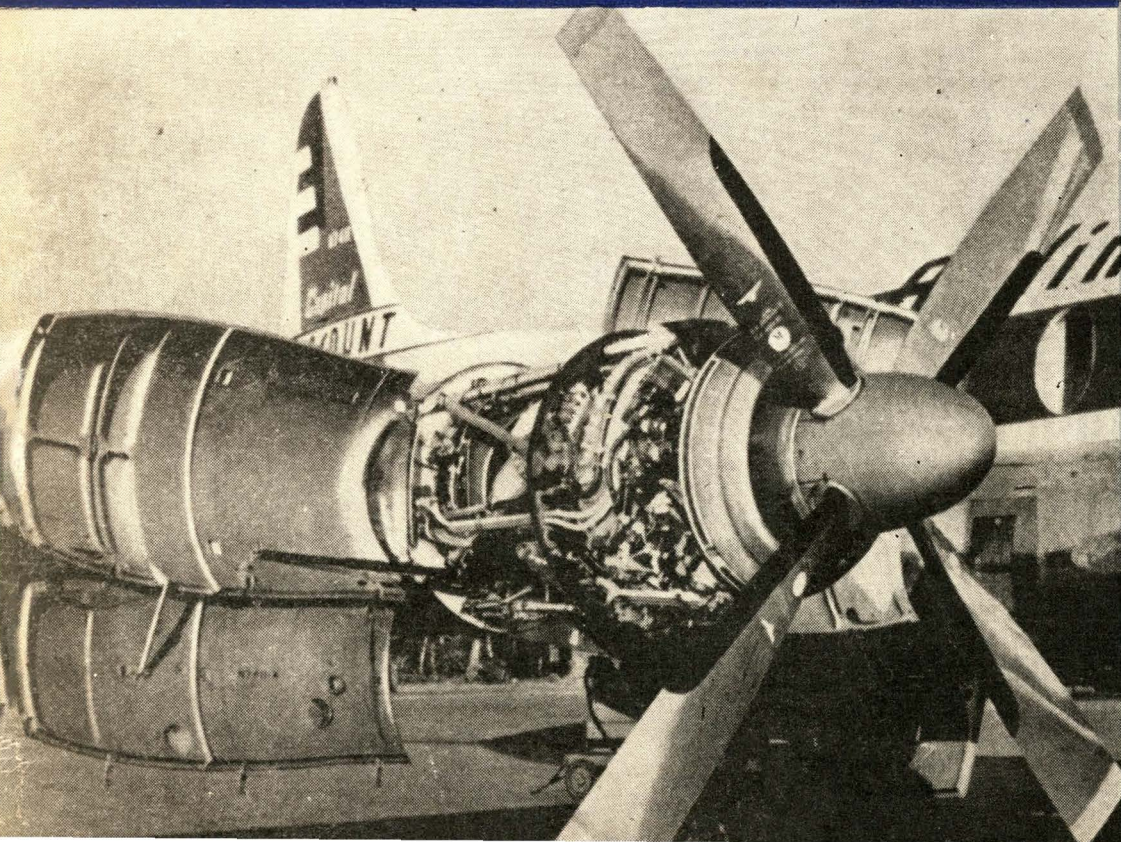
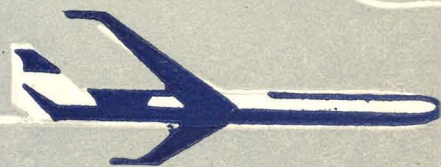


# TECHNIKA LOTNICZA



9

1965

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

### Stopy magnezu

Część XV

Zebrał i opracował mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zestawie tabel podano dane techniczne dotyczące radzieckich odlewniczych stopów magnezu oraz część danych dotyczących stopów magnezu przerabianych plastycznie.

W tabeli 8 podano skład chemiczny radzieckich odlewniczych stopów magnezu. Tabela ta jest uzupełnieniem tabeli 1, w której podano skład chemiczny radzieckich odlewniczych stopów magnezu według GOST 2856-55.

W tabeli 9 podano fizyczne własności radzieckich odlewniczych stopów magnezu, w tabeli 10 — własności technologiczne tych stopów, a w tabeli 11 — warunki ich obróbki cieplnej. W tabeli 12 podane są własności mechaniczne radzieckich odlewniczych stopów magnezu w temperaturze otoczenia.

Kolejne tabele 13 i 14 zawierają również własności mechaniczne radzieckich odlewniczych stopów magnezu, a mianowicie: ta-

bla 13 — własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych, tabela 14 — własności mechaniczne w temperaturach obniżonych.

Tabele 15 do 19 dotyczą stopów magnezu przerabianych plastycznie. Tabela 15 podaje skład chemiczny polskich stopów magnezu tego typu, tabela 16 — skład chemiczny stopów radzieckich, a tabela 17 — skład chemiczny analogicznych stopów amerykańskich. Tabela 18 zawiera własności fizyczne i technologiczne polskich stopów magnezu przerabianych plastycznie, a tabela 19 orientacyjne własności mechaniczne tych stopów.

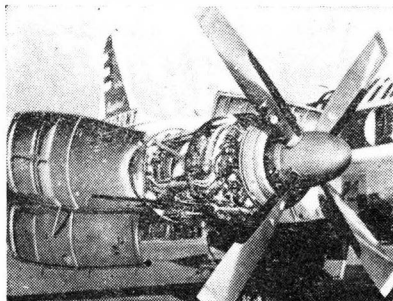
Uwaga: Tabele 8 do 14 oraz 16 opracowano na podstawie wyd. Encyklopediji sowriemiennoj tiechniki — Konstrukcionnyje matieriały” — tom II.

Tabela 8. Skład chemiczny radzieckich odlewniczych stopów magnezu (uzupełnienie tabeli 1).

Lp.	Oznaczenie stopu	Składniki stopowe %						Zanieczyszczenia max %						
		Al	Zn	Mn	Zr	Inne	Mg	Cu	Ni	Si	Fe	Al	Inne	Suma zanieczyszczeń
1	MN7-1	5,0-6,5	0,3-0,7	0,3-0,6	—	0,2-0,5 Ca	reszta	0,1	—	0,25	0,1	—	—	0,45
2	MN9	—	—	—	0,2-0,8	3,0-3,8 Nd	reszta	0,1	0,01	0,03	0,03	0,02	—	0,30
3	MN10	—	—	—	0,4-1,0	1,9-2,6 Nd	reszta	0,03	0,01	0,03	0,03	0,03	0,13	0,25
4	MN11	—	0,2-0,7	—	0,3-1,0	2,5-4,0 <sup>1)</sup>	reszta	0,03	0,01	0,03	0,03	0,03	0,13	0,25
5	MN12	—	4,0-5,0	—	0,6-1,1	—	reszta	0,03	0,01	0,03	0,01	0,03	0,14	0,25
6	MN14	—	1,7-2,3	—	0,5-1,0	2,6-3,8 Th	reszta	0,03	0,005	0,01	0,01	—	0,10	0,15
7	BM11	—	—	—	0,5-1,0	2,6-3,8 Th	reszta	0,03	0,005	0,01	0,01	—	0,10	0,15
8	MN15	—	4,0-5,0	—	0,7-1,1	0,6-1,2 La	reszta	0,03	0,01	0,03	0,01	0,03	0,14	0,25

<sup>1)</sup> mieszanina ziem rzadkich zawierająca min 45% Ce

TL- Pomoc konstruktorskie str. 101, zeszyt 9/65



Śmigło Dowty-Rotol na samolocie Viscount 700

#### TREŚĆ ZESZYTU

X-lecie Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej — A. G.	225
S. SZCZĘCINSKI, M. ŁYŻWIŃSKI — Reduktory turbinowych silników śmigłowych	226
J. NIKOL — Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. II	232
J. BUĆ — Rzeczywista powierzchnia styku metali	238
Nowości techniczne	243
Konferencja prasowa z inż. Olegiem Antonowem — W. K.	247
Kronika	248
Notatki ze świata	248
Pomoc Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XV, Stopy magnezu (c.d.)	okł.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

#### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny mgr inż. S. SULIKOWSKI

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

Sekretarz red. J. BERŻYŃSKA

Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA

#### RADA PROGRAMOWA

mgr inż. K. WÓJCICKI, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. J. PA-CZOSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. W. JANUSZ, inż. A. OKOŁOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT-NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 1455/A. — O-8. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g. 61 × 86

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



### X-lecie Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej

W październiku 1965 roku mija dziesięć lat od chwili utworzenia na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej Katedry Wytwarzania Silników Lotniczych, przemianowanej następnie w roku 1960 na Katedrę Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej z dwoma zakładami: Technologii Lotniczej i Technologii Mechanicznej Ogólnej.

Historia tej placówki naukowej, jedynej w Polsce, zajmującej się technologią lotniczą, związana jest ściśle z rozwojem przemysłu lotniczego w Polsce Ludowej i zapotrzebowaniem na technologów mogących prowadzić i rozwijać wykonawstwo nowoczesnego sprzętu lotniczego. Produkcja nowoczesnych silników turbinowych, samolotów odrzutowych, śmigłowców i osprzętu płatowcowego wymaga specjalistów o wysokich i wszechstronnych kwalifikacjach. Szczególnie wysokie wymagania stawiają przed technologami nowe materiały, jak stopy żaroodporne, tytanowe, molibden, tworzywa sztuczne, laminaty, przekładki komórkowe itp. Wprowadzenie tych materiałów oraz wysokie wymagania samego sprzętu lotniczego doprowadziły do opracowania nowych metod technologicznych i nowego skomplikowanego sprzętu. W dziedzinie przeróbki plastycznej powstały metody kształtowania wysokoenergetycznego, formowanie w prasach tunelowych i inne, w dziedzinie połączeń — spawanie w osłonie gazów obojętnych, spawanie strumieniem elektronów, strumieniem laserowym, lutowia reakcyjne itp., w dziedzinie obróbki mechanicznej i cięcia — cięcie strumieniem plazmowym, obróbka na gorąco, obróbka na obrabiarkach sterowanych programowo, w odlewnictwie — metody odlewania skorupowego wytapianych modeli i inne. Podobnie we wszystkich innych dziedzinach wytwarzania. Jak z tego wynika technolog przemysłu lotniczego, chcąc dobrze posługiwać się nowoczesnymi metodami i środkami oraz wytwarzać sprzęt najwyższej jakości, musi posiadać wszechstronne przygotowanie ogólne i specjalistyczne.

Jedną z istotnych cech, która charakteryzuje nowoczesną technologię, są operacje służące nadaniu własności użytkowych. Jak wynika z dotychczasowych badań o jakości sprzętu, jego osiągnięciach użytkowych, a szczególnie trwałości, decydują własności użytkowe nadawane na ogół w końcowych operacjach procesu technologicznego. Istotą tych operacji jest nadanie wysokich gładkości, odpowiedniej struktury geometrycznej, nadanie korzystnych naprężeń powierzchniowych, nadanie własności przeciwiściernych, antykorozyjnych, zmęczeniowych itp. Dzięki tym zabiegom żywotność sprzętu przedłużana jest nawet kilkakrotnie. Nad tym kierunkiem technologii pracował i pracuje założyciel Katedry — prof. Stanisław Szulc. Już w momencie zapoczątkowania wyodrębnienia kierunku technologii lotniczej w roku 1949, kiedy to powstaje Zakład Technologii Silników Lotniczych na Oddziale Lotniczym Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda, kierownik tego Zakładu — prof. St. Szulc — grupuje wyposażenie, które ma umożliwić prowadzenie badań i prac nad strukturą powierzchni części maszyn. Na przestrzeni następnych lat konsekwentnie realizuje ten kierunek, prowadząc wiele prac o tematyce własności użytkowych oraz rozbudowując bazę doświadczalną, służącą temu celowi.

Prace naukowo-badawcze Katedry obejmowały obróbkę gładkościową — docieranie oscylacyjne, obróbkę strumieniowo-ścierną, obróbkę zgniotem, walcowanie kształtowe, badanie struktur powierzchniowych, gładkości części maszyn i inne. Przewody doktorskie prowadzone w Katedrze obejmują badanie udziałów nośnych i ich wpływu na ścieranie i zatarcia oraz badanie kierunkowości struktury na trwałość połączeń.

Kierownik Katedry był głównym prekursorem rozpowszechniania, popularyzacji i następnie normalizacji gładkości powierzchni, jak również nadania właściwej rangi temu zagadnieniu zarówno w zakresie konstrukcji, jak i technologii. Te zagadnienia technologii — nadawania własności użytkowych tzw. „technologii własnościowej” stanowiły podstawową naukową działalność katedry. Poza tym prowadzono wiele prac o charakterze badawczym na bezpośredni użytek przemysłu jak: badanie skrawalności stopów żaroodpornych, skrawalność stopu tytanu, połączenia za pomocą gwintów ciasnych, analiza procesów technologicznych, badanie ścieralności i wiele, wiele innych. Katedra może pochwycić się dorobkiem kilkudziesięciu opracowań własnych wydanych drukiem w zakresie technologii lotniczej, zakończeniem kilkunastu tematów prac badawczych, nie licząc doradzonych pomocy, ekspertyz itp. Do podstawowych osiągnięć Katedry należy również zaliczyć wychowanie szerokiej rzeszy inżynierów i magistrów w specjalności technologii lotniczej, którzy stanowią trzon kadry w lotniczych zakładach produkcyjnych. Katedra prowadziła setki prac przejściowych i dyplomowych i to nie tylko w ramach Politechniki Warszawskiej, ale również obejmowała dyplomantów Wieczorowej Szkoły Inżynierskiej w Rzeszowie, nadając ostatni szlif naukowy najzdolniejszym pracownikom zakładów lotniczych. Do wypełnienia tych potężnych zadań potrzebna była liczna kadra naukowa — dydaktyczna Katedry oraz duże zaplecze badawcze.

Dzięki pomocy państwa ludowego, dobrze rozumianej i ocenianej wartości i znaczeniu technologii lotniczej i jej wpływu na pokrewne przemysły budowy maszyn, Katedra rozbudowała się pod każdym względem. Od skromnego jednego pokoiku, w którym urzędował założyciel Katedry — prof. St. Szulc — oraz jego dwóch asystentów — i od kilku małych skrzynek z aparaturą, Katedra rozrosła się do kilkuset metrów kwadratowych powierzchni, kilkunastu dobrze wyposażonych laboratoriów, w których pracuje dwóch samodzielnych pracowników naukowych, kilkunastu pomocniczych pracowników naukowych i kilkunastu laborantów.

W obecnej chwili Katedra obejmuje swoim zasięgiem również technologię mechaniczną ogólną, co poważnie rozszerza zakres jej działania i wpływów. Analizując działalność Katedry na przestrzeni jej 10 lat istnienia i wcześniej jeszcze Zakładu Technologii Silników Lotniczych można stwierdzić, że przyjęła ona właściwy kierunek działalności.

Dzięki pracom naukowo-badawczym, działalności dydaktycznej i ogólnoszkoleniowej, Katedra przyczyniła się do rozwiązania wielu trudnych problemów gospodarki narodowej. Dała potężną armię „oficerów” przemysłu lotniczego i nie tylko lotniczego. Przyczyniła się do wzbogacenia wiedzy technologicznej i uznania wartości tej wiedzy. Zaszczepiła i rozkrzewiła wśród ludzi przemysłu znaczenie i wartość technologii nadawania własności użytkowych i zrozumienia podstawowego znaczenia tej technologii dla ekonomizacji wytwarzania i eksploatacji wyrobów przemysłowych. Można więc stwierdzić, że Katedra ta dobrze służy gospodarce narodowej.

Wystawiając taką ocenę pracy tej placówki, należy równocześnie złożyć wyrazy uznania jej Założycielowi i Kierownikowi, długoletniemu pracownikowi przemysłu lotniczego, Profesorowi Stanisławowi Szulcowi. Równocześnie słowa podziękowania należą się Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego, pod którego opieką mogła rozwinąć się i pracować placówka naukowego i dydaktycznego zaplecze technologii lotniczej.

A. G.

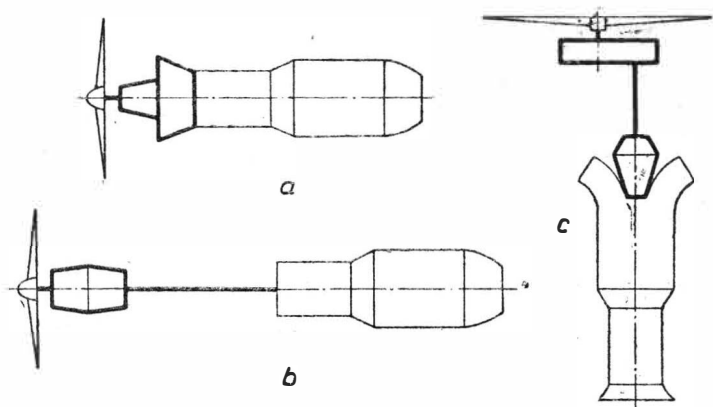
## Reduktory turbinowych silników śmigłowych

*W artykule opisano układy kinematyczne oraz konstrukcję reduktorów współczesnych turbinowych silników śmigłowych z omówieniem ich charakterystycznych form konstrukcyjnych. Opisano także stosowane sposoby pomiaru momentu obrotowego przekazywanego na śmigło lub wirnik nośny śmigłowca. Zwrócono uwagę na specyfikę obliczeń wytrzymałościowych oraz obciążeń działających na poszczególne zespoły i części reduktora. Artykuł ten stanowi pewną całość z artykułem S. Szczecińskiego pt. „Obliczenia wytrzymałościowe kół zębatach przekładni silników lotniczych”, „Technika Lotnicza” nr 8 z 1961 roku.*

### 1. Wstęp

Prędkości obrotowe turbin napędzających śmigła (lub wirniki śmigłowców) silników turbinowych za pośrednictwem reduktorów, stanowiących mniej lub więcej złożone przekładnie zębata, wahają się w bardzo szerokich granicach: od około 9000 obr/min (jak to ma miejsce prawdopodobnie w radzieckim silniku NK-12M) do prawie 56 000 obr/min (amerykański silnik Allison T-63). Średnio prędkości te wynoszą 10 000–20 000 obr/min. Niższe wartości prędkości obrotowych mają jednostki o dużych i średnich mocach, a wyższe wartości spotyka się w jednostkach mniejszych (silnik T-63 rozwija moc zaledwie 250 KM).

Jednocześnie, ze względu na sprawność śmigieł i wytwarzany przez nie hałas ich prędkości obrotowe wynoszą średnio 800–1200 obr/min. Prędkości obrotowe wirników nośnych śmigłowców są jeszcze mniejsze i wynoszą zaledwie 150–450 obr/min. Dlatego reduktory śmigłowcowe po-



Rys. 1

siadają konstrukcję dwustopniową, na którą składa się reduktor wstępny, związany konstrukcyjnie z silnikiem, oraz reduktor wirnika nośnego.

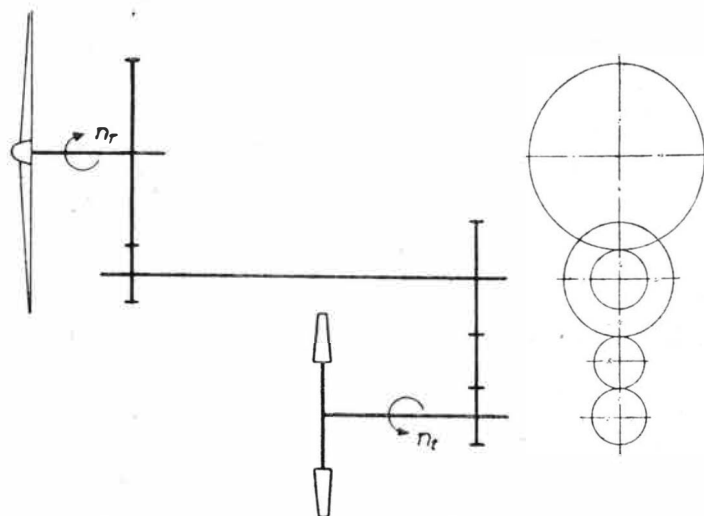
Reduktory turbinowych silników śmigłowych ze względu na znaczne wartości wymaganych przełożeń (średnio  $i = \frac{n_r}{n_t} = 0,11 - 0,06$ ) są wykonywane najczęściej w postaci

przekładni dwustopniowych, w układzie rozgałęzionym lub obiegowym. Wielkość przenoszonych przez reduktory mocy, sięgających nawet 12 000 KM (silnik NK-12M), stanowi czynnik decydujący o złożoności konstrukcyjnej i technologicznej reduktora, wyrażającej się koniecznością stosowania kilku kół pośrednich na jednym stopniu oraz stosowaniem śmigieł przeciwbieżnych. Zarówno schemat kinematyczny, jak i sama konstrukcja reduktora śmigieł przeciwbieżnych jest bardzo złożona, jednakże korzyści ze stosowania takich układów są znaczne. Śmigła przeciwbieżne mają wysoką sprawność i znaczne moce przy stosunkowo niewielkich średnicach. Stosowanie śmigieł przeciwbieżnych kompensuje wzajemnie działanie momentów żyroskopowych podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych oraz reakcyjnego momentu obrotowego.

Na rys. 1 zestawiono różne sposoby umieszczania reduktorów i łączenia ich z wirnikiem napędzającej turbiny. Rys. 1a przedstawia najczęściej spotykany sposób umieszczenia reduktora — w tym przypadku reduktor stanowi konstrukcyjnie całość z silnikiem. Na rys. 1b pokazano schemat konstrukcji z oddzielnym zamocowaniem reduktora na samolocie i przekazywaniem napędu od turbiny do reduktora i śmigła za pomocą pośredniego wału. Według tego schematu opracowano konstrukcję silników Allison T56 i General Electric T64. Rys. 1c pokazuje schemat dwustopniowego reduktora silnika śmigłowcowego. Reduktor wstępny, związany z silnikiem, przekazuje moc poprzez wał pośredni do reduktora głównego napędzającego wirnik nośny śmigłowca.

Przekazywanie dużych mocy przez reduktory o bardzo zwartej i lekkiej budowie, przy dużych obwodowych prędkościach kół zębatach, wymaga stosowania materiałów o dużej wytrzymałości (zwłaszcza zmęczeniowej) oraz wymaga wysokiej klasy dokładności i gładkości wykonania wszystkich elementów zespołów reduktora, a zwłaszcza jego kół zębatach i łożysk. Hydrauliczne sterowanie skoku śmigła odbywa się przy ciśnieniach rzędu 50–70 kG/cm<sup>2</sup>, co wymaga zapewnienia dostatecznej szczelności w miejscach doprowadzania oleju do wnętrza wału reduktora. W celu zmniejszenia wymiarów kół zębatach, a przede wszystkim obniżenia hałaśliwości przekładni stosuje się zazębienia skośne (np. reduktor silnika Rolls-Royce „Dart”) lub nawet daszkowe (np. reduktor silnika De Havilland „Gnome”). W przekładniach o zazębieniach skośnych kierunek ustawienia skosu zębów dobiera się tak, aby składowa wzdłużna siły międzyzębnej odciążała łożysko oporowe wirnika turbiny lub wału reduktora (wału śmigła).

Wywiązujące się w reduktorze ciepło odprowadzane jest częściowo w ilości około 15–20% poprzez ścianki do strumienia opływającego reduktor powietrza. Pozostała część ciepła jest odprowadzana za pomocą oleju do chłodnicy, znacznie bardziej rozbudowanej z tego powodu niż w turbinowych silnikach odrzutowych.

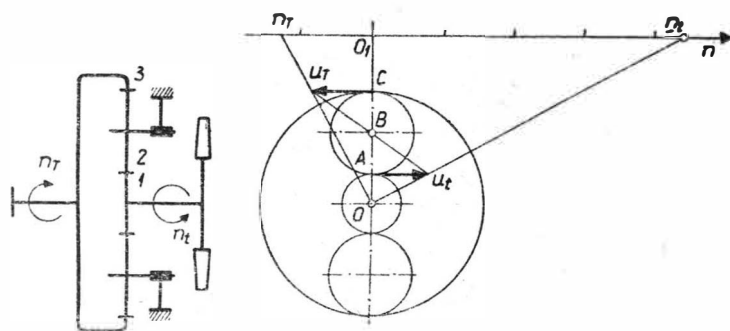


Rys. 2

## 2. Schematy kinematyczne reduktorów

Większość reduktorów turbinowych silników śmigłowych posiada śmigła obracające się współosiowo w stosunku do wirnika turbin, co pozwala na stosowanie osiowo-symetrycznych wlotów powietrza do sprężarki i nie zwiększa nadmiernie poprzecznych wymiarów silnika. Reduktory o śmigłach współosiowych posiadają mogą przekładnię rozgałęzioną lub obiegową. Reduktory o dużym przełożeniu posiadają niekiedy konstrukcję złożoną ze wstępnej przekładni obiegowej i z przekładni rozgałęzionej lub odwrotnie.

W silnikach o małych mocach stosuje się reduktory o przekładni czołowej, przesuniętej osiowo względem wału turbiny przy użyciu kilku zębatach kół pośrednich i dodatkowej przekładni obiegowej. Przesunięcie osiowe wału reduktora pozwala na uniknięcie zniekształcenia kanału wlotowego sprężarki (o bardzo niewielkich wymiarach w silnikach o małej mocy). Przesunięcie osiowe wału reduktora pozwala na obniżenie podwozia samolotu. Jako przykład tego rodzaju konstrukcji pokazano na rys. 2 schemat reduktora silnika De Havilland „Gnome”. Przekładnia tego reduktora składa się z pięciu kół o zazębieniu daszkowym, co zapewnia dostateczną wytrzymałość (przy małych wymiarach) i cichobieżność. Przełożenie reduktora wynosi  $i = 0,082$ , a moc przenoszona  $N \cong 1000$  KM przy prędkości obrotowej turbiny napędzającej śmigło  $n = 19\,500$  obr./min.



Rys. 3

### Przekładnie rozgałęzione

Reduktory o przekładniach rozgałęzionych są dość szeroko stosowane w silnikach turbinowych, głównie jednak w połączeniu z przekładniami obiegowymi, ponieważ same przekładnie rozgałęzione nie pozwalają na uzyskanie dużej redukcji prędkości obrotowej. Przekładnie rozgałęzione mają stosunkowo prostą konstrukcję i są łatwe w montażu, zapewniając jednocześnie dużą zwartość konstrukcji z uwagi na równoczesną (i równomierną) pracę kół zębatach wszystkich gałęzi. Najprostszy przykład przekładni rozgałęzionej może stanowić reduktor wstępny silnika Lycoming T53, którego schemat (wraz z wykresami prędkości) pokazano na rys. 3. Prędkość obrotowa turbiny i koła napędowego 1 wynosi  $n_t$ . Prędkość obwodowa koła 1 na obwodzie podziałowym jest równa  $U_t$ . Współpracujące z nim w punkcie A koło pośrednie 2 ma swój punkt obrotu w punkcie B. Ponieważ koło 2 współpracuje z kołem reduktora 3, mają one w punkcie C jednakową prędkość  $U_r$ . Koło reduktora 3 ma swoją oś obrotu w punkcie 0, rozkład prędkości obwodowych na tym kole przebiega według trójkąta. Przedłużenie przeciwprostokątnej trójkąta, utworzonego z boku OC oraz wektora  $U_r$ , do przecięcia z osią pozwala na wyznaczenie prędkości obrotowej  $n_r$  wału reduktora. Reduktor silnika T53 posiada dwie gałęzie i składa się zaledwie z czterech kół zębatach.

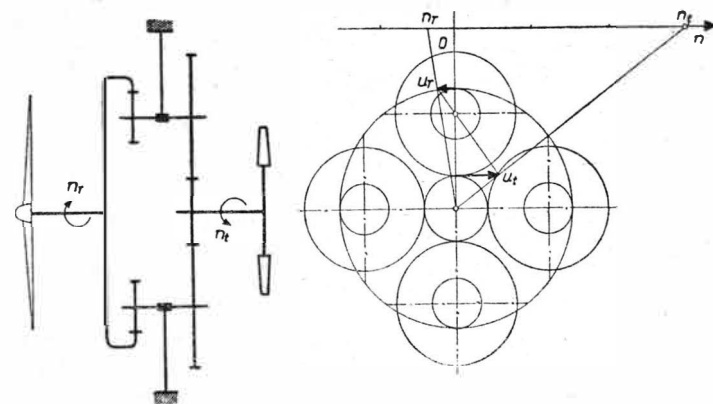
Przykładem reduktora bardziej złożonego, z dwustopniową przekładnią rozgałęzioną, może być reduktor silnika R. R. „Dart”, którego schemat pokazano na rys. 4. Poczwośnie rozgałęzioną przekładnią zębatą tego reduktora wykonywana jest w dwóch wersjach przełożeń  $i = 0,093$  oraz  $i = 0,106$ . Pierwszy stopień przekładni posiada zęby skośne

o takim ich kierunku ustawienia, że składowa wzdłużna siły międzyzębnej odciąża łożysko oporowe wirnika sprężarki.

Liczbę gałęzi w przekładniach reduktorów dobiera się w zależności od wielkości przenieszonego momentu obrotowego.

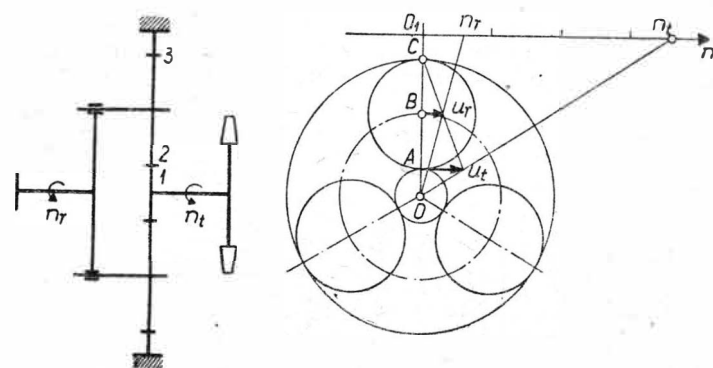
### Przekładnie obiegowe

Reduktory z przekładniami obiegowymi są typem najczęściej stosowanym w turbinowych silnikach śmigłowych. O ich omal powszechnym stosowaniu decyduje możliwość



Rys. 4

uzyskania większego przełożenia na jednym stopniu w porównaniu z przekładnią rozgałęzioną, jak i możliwość pomiaru momentu obrotowego. Przykład najprostszego schematu przekładni obiegowej może stanowić reduktor wstępny silnika Napier „Gazelle” pokazany na rys. 5. Koła obiegowe 2, napędzane kołem 1 od turbiny, toczą się po nieruchomym kole 3, pociągając za sobą jarzmo z wałem reduktora. W celu doboru schematu przekładni oraz wyznaczenia i dobrania wielkości przełożenia bardzo wygodnie jest posługiwać się metodą graficzną. Koło zębate 1 ma na okręgu podziałowym prędkość obwodową  $U_t$ . Koło obiegowe 2 toczy się po nieruchomym kole 3, posiadając chwilowy środek obrotu w punkcie C. Ponieważ toczące się po sobie koła 1 i 2 mają w punkcie współpracy A jednakową prędkość  $U_t$ , to oś koła obiegowego 2 w punkcie B ma prędkość obwodową  $U_r = 0,5 U_t$ . Ponieważ oś



Rys. 5

obrotu koła 2 osadzona jest w jarzmie obracającym się względem punktu 0, to i jarzmo ma w punkcie B prędkość  $U_r$ . Ponieważ rozkład prędkości obwodowych we wszystkich punktach koła 1 i jarzma reduktora przebiega według trójkątów, przecięcia przedłużeń ich przeciwprostokątnych z osią  $n$  określają punkty odpowiadające ich prędkościom obrotowym  $n_t$  oraz  $n_r$ .

W oparciu o analizę wykresów na rys. 5 można wyznaczyć przełożenie reduktora mierząc odpowiednie odcinki na osi  $n$  lub obliczyć je według poniższych wzorów.

Przełożenie reduktora wynosi:

$$i_r = \frac{n_r}{n_t} = \frac{\omega_r}{\omega_t}$$

Pamiętając, że  $\omega_t = \frac{U_t}{r_1}$  oraz  $U_t = 2 U_r$  i  $r_3 = r_1 + 2 r_2$  można napisać następującą zależność:

$$i_r = \frac{U_r}{r_1 + r_2} \cdot \frac{r_1}{2 U_r} = \frac{r_1}{2r_1 + 2r_2} = \frac{r_1}{2r_1 + r_3 - r_1} = \frac{1}{1 + \frac{r_3}{r_1}}$$

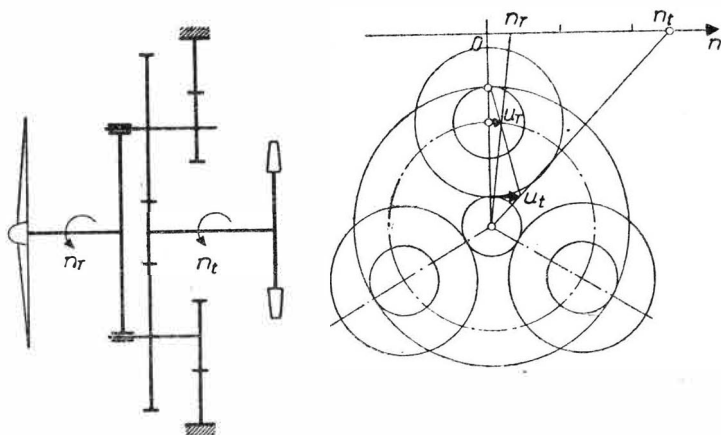
gdzie:

$r_1, r_2, r_3$  — promienie podziałowe kół zębatach.

Zastępując w powyższej zależności promienie kół liczbą ich zębów, otrzymuje się wzór:

$$i_r = \frac{1}{1 + \frac{z_3}{z_1}}$$

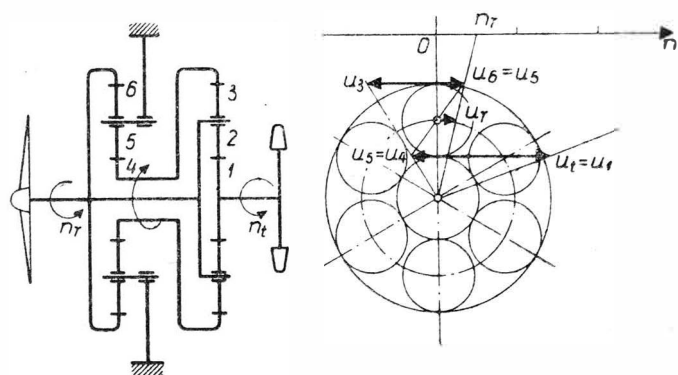
Metoda wykreślna wyznaczania przełożenia jest dostatecznie dokładna i jednocześnie tym korzystniejsza w porównaniu z metodami analitycznymi, im badany schemat



Rys. 6

przekładni jest bardziej skomplikowany. Metoda wykreślna wyklucza popełnienie błędów, uniemożliwiając zagubienie sensu fizycznego działania zespołów kinematycznych rozpatrywanego reduktora.

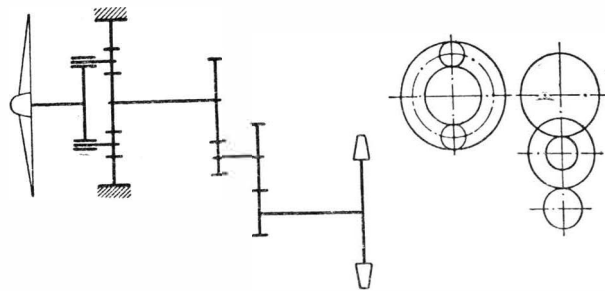
Rys. 6 przedstawia schemat kinematyczny przekładni reduktora silnika Napier „Eland”, a rys. 7 schemat bardziej złożonego reduktora silnika AI-20. W reduktorze



Rys. 7

tym przekładnia pierwszego stopnia (bliżej sprężarki) jest obiegowa, a przekładnia drugiego stopnia — rozgałęziona. Jarzmo przekładni obiegowej przekazuje na wał reduktora część momentu obrotowego (~50%), pozostałą część momentu przekazuje koło 6 z przekładni rozgałęzionej. Koło 3 reduktora obiegowego jest ruchome i obraca się w kierunku przeciwnym do koła 1 z prędkością kątową zadaną przekładnią rozgałęzioną. Schemat reduktora silnika AI-20, aczkolwiek dość skomplikowany, pozwala na uzyskanie dużego przełożenia ( $i = 0,087$ ) przy niewielkich wymiarach gabarytowych reduktora.

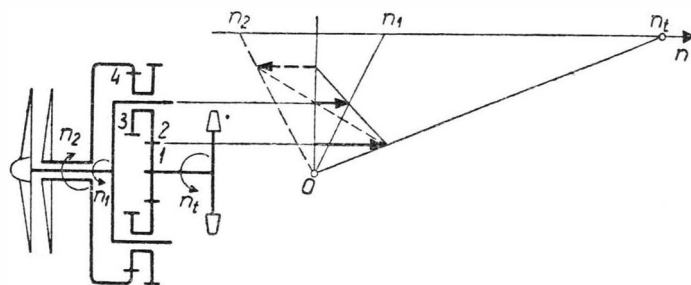
Na rys. 8 pokazano reduktor silnika Allison T63, składający się z przekładni wstępnej z kołami pośrednimi i przesunięciem osi wału względem wirnika turbiny oraz z przekładni głównej — obiegowej. Przesunięcie wału reduktora względem wału turbiny było konieczne w tak małej jednostce (moc silnika wynosi 250 KM), ponieważ umieszczenie reduktora w osi sprężarki o średnicy zewnętrznej, wynoszącej kilkanaście centymetrów — jest niemożliwe.



Rys. 8

### Reduktory śmigieł przeciwbieżnych

Stosowanie śmigieł przeciwbieżnych ma głównie na celu zmniejszenie średnicy śmigieł (w stosunku do pojedynczego) oraz wzajemne wyrównowanie momentów reakcyjnych, a zwłaszcza żyroskopowych. Schematy przekładni reduktorów przeciwbieżnych są skomplikowane, a ich konstrukcja ciężka. Najprostszymi schematami kinematycznymi reduktora śmigieł przeciwbieżnych stanowią przekładnia różnicowa otwarta, w której prędkości obrotowe obu śmigieł są ustalone momentem oporowym każdego ze śmigieł. Schemat kinematyczny takiego reduktora przedstawia rys. 9. Linia ciągłą zaznaczono rozkład prędkości i prędkość obrotową śmigła przedniego przy unieruchomionym śmigle tylnym. Linia przerywana odpowiada warunkom nieruchomego śmi-



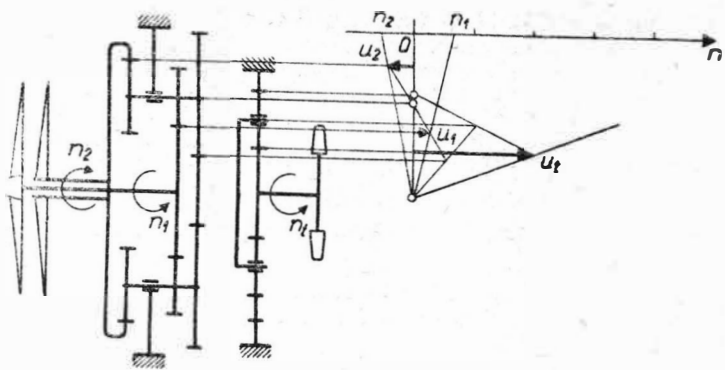
Rys. 9

gła przedniego. Przy obydwóch obracających się śmigłach rozkład prędkości będzie pośredni (między liniami  $o-n$  oraz  $o-n_1$ ). W przypadku jednakowych prędkości obrotowych obu śmigieł, to jest  $n_1 = -n_2$ , przełożenie reduktora można wyrazić wzorem:

$$i_r = \frac{n_1}{n_t} = -\frac{n_2}{n_t} = \pm \frac{1}{1 + 2 \frac{z_2 \cdot z_1}{z_1 \cdot z_3}}$$

Ponieważ obydwa śmigła powinny mieć określone prędkości obrotowe nawet przy różnych obciążeniach obu śmigieł, co chroni śmigła przed niedopuszczalnym wzrostem prędkości obrotowej, stosuje się reduktory o schematach bardziej złożonych niż to pokazano na rys. 9. Rys. 10 przedstawia schemat kinematyczny reduktora jednego z silników dużej mocy, który składa się z obiegowego reduktora wstępnego (według takiego schematu, jak na rys. 5) oraz rozgałęzionej przekładni zmniejszającej dodatkowo prędkości obrotowe wałów śmigłowych i ustalającej ich kierunki obrotów.

Do napędu śmigieł przeciwbieżnych mogą być także stosowane reduktory o schematach różnicowych zamkniętych. Przekładnia zamykająca układ kinematyczny reduktora przenosi moment obrotowy w przypadku niejednakowego obciążenia obu śmigieł, na przykład na skutek niejednakowego ustawienia skoku łopát obu śmigieł.

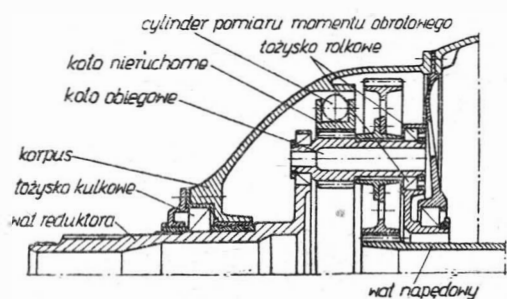


Rys. 10

Reduktory ze śmigłami przeciwbieżnymi posiadają jedynie silniki dużych mocy, jak na przykład NK-12, Armstrong Siddeley „Mamba”.

### 3. Konstrukcja reduktorów

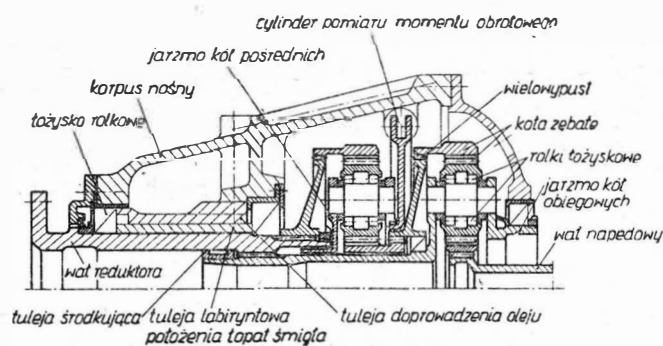
Na konstrukcyjną całość reduktora turbinowego silnika śmigłowego składa się szereg zespołów i części, jak: wały, jarzma, koła zębate, łożyska, korpusy itd. Współczesne konstrukcje reduktorów wyposażone są także w urządzenia do pomiaru momentu obrotowego. Konstrukcja reduktorów silników śmigłowych powinna być bardzo zwarta, lekka i wytrzymała. Od turbinowych silników śmigłowych wymaga się trwałości (okresu międzynaprawczego) sięgającej kilku tysięcy godzin, przy czym nie powinien jej ograniczać reduktor. Układy konstrukcyjne reduktorów są bardzo różnorodne i zależą — między innymi — od przyjętego sche-



Rys. 11

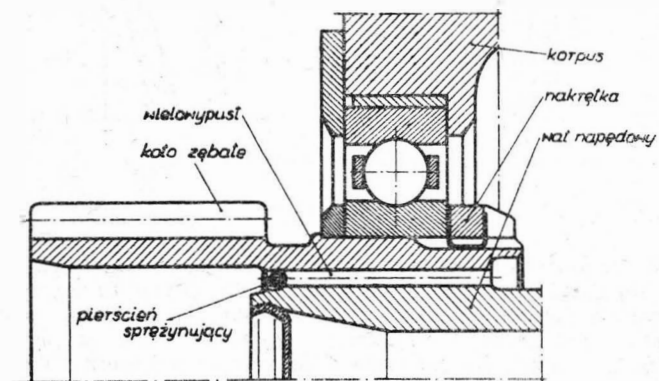
matu kinematycznego. Na rys. 11 pokazano schemat jednej z prostszych form konstrukcyjnych reduktora. Jest to reduktor silnika Bristol „Proteus” — obiegowy, z czterema podwójnymi kołami obiegowymi. Pierwszy stopień kół (koło napędowe — większe koło obiegowe) wykonany jest z ząbieniem daszkowym, koło nieruchome i współpracujące z nim mniejsze koło obiegowe posiadają zęby proste. Stosowanie kół z ząbieniem daszkowym lub skośnym ma na celu przede wszystkim zmniejszenie hałaśliwości pracy reduktora. Koło nieruchome zawieszono w korpusie w sposób pozwalający na równomierne obciążenie wszystkich kół obiegowych oraz na pomiar momentu reakcyjnego na kole nieruchomym za pomocą kilku cylindrów pomiarowych. Wszystkie wały i koła zębate łożyskowane są na łożyskach tocznych. Wał reduktora podparty jest w ten sposób, że wszystkie siły ze śmigła są przenoszone na podpory poprzez jarzmo. Rys. 12 przedstawia schemat konstrukcyjny reduktora o bardziej złożonym schemacie kinematycznym pokazanym na rys. 7. Moment obrotowy przekazywany jest na wał śmigłowy częściowo z jarzma reduktora wstępnego, a częściowo z koła zębatego reduktora rozgałęzionego. Koła obiegowe i pośrednie wykonano z jednakowej postaci konstrukcyjnej i o jednakowych wymiarach, łożyskowane na wałeczkach wyjętych z łożysk standardowych, co umożliwiło zastosowanie większych (i wytrzymałszych) łożysk przy niewielkich wymiarach kół. Bieżnię zewnętrzną w tych łożyskach stanowi samo koło zębate, a wewnętrzną — wałek. Przy doborze łożysk do kół obiegowych należy pamiętać o bardzo często wymiarującym obciążeniu siłami odśrodkowymi na skutek wirowania jarzma.

Koła zębate reduktorów mocuje się tak, aby miały one możliwość „plywania”, gwarantującego równomierną współpracę wszystkich kół. Na rys. 13 pokazano konstrukcję koła napędowego, umożliwiającą „plywanie” w granicach luzu na łożysku. Funkcję drugiej podpory koła napędowego spełniają zęby kół pośrednich, których równomierne obciążenie jest zapewnione dzięki możliwości wychyleń kątowych koła w łożysku. Konstrukcja przedstawiona na rys. 14 jest analogiczna do poprzedniej, z tym jednak, że bardziej odległe usytuowanie koła od łożyska umożliwiło jego „plywanie” przy prawie równoległych przesunięciach jego osi. Rys. 15 przedstawia konstrukcję zapewniającą zupełnie równoległe (a także i kątowe w miarę potrzeby) przemieszczenia koła napędowego względem wału. Realizowane jest to dzięki luźnemu osadzeniu koła napędowego na wielowypuszczeniu wału. Ze względu na możliwość znacznych ruchów na wielowypuszczeniu jest on intensywnie olejony. Położenie



Rys. 12

wzdłużne koła zębatego ustalają pierścienie rozprężne. Rys. 16 przedstawia „plywające” zamocowanie koła z ząbieniem wewnętrznym reduktora silnika R. R. „Dart”, osiągnięte przez osadzenie go na stosunkowo luźnym wielowypuszczeniu. Ten rodzaj mocowania i przekazywania momentu obrotowego realizowany jest także w reduktorze silnika AI-20 (co widoczne jest na rys. 12). Ponieważ w silniku R. R. „Dart” zęby są skośne, zastosowano tuleję oporową, która przenosi siłę wzdłużną w przypadku, gdy śmigło stanowi źródło napędu silnika (co ma miejsce w okresie zatrzymywania silnika po wyłączeniu dopływu paliwa). W pozostałych warunkach pracy silnika tuleja ta nie odgrywa żadnej roli.

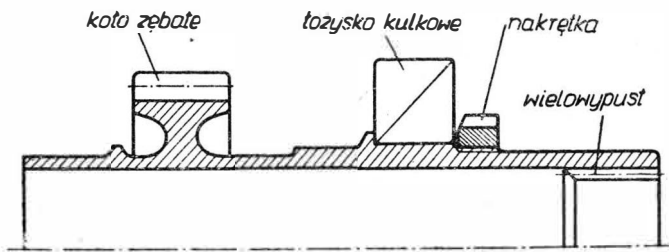


Rys. 13

### 4. Pomiar momentu obrotowego

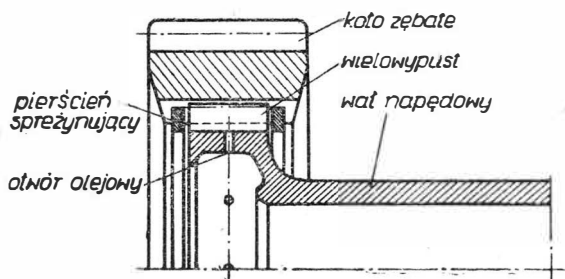
Reduktory lotniczych silników turbinowych wyposażone są prawie zawsze w urządzenia do pomiaru momentu obrotowego. Urządzenie to pozwala pilotowi na właściwe sterowanie pracą silników w samolotach wielosilnikowych oraz umożliwia automatyczną regulację silnika z wymaganą dokładnością. Dajnik wartości momentu obrotowego śmigła pozwala oddziaływać na układ automatycznej regulacji silnika, utrzymując temperaturę przed turbiną, prędkość obrotową wirnika i kąt ustawienia łopat śmigłowych we właściwych zakresach, zadanych przez pilota w różnych warunkach lotu. W niektórych przypadkach, na przykład w silniku Bristol „Orion”, moment obrotowy ograniczony jest

automatycznie w warunkach startu. Silnik ten zachowuje stałą moc w znacznym zakresie wysokości lotu dzięki ograniczeniu jego mocy maksymalnej przy ziemi z uwagi na wytrzymałość konstrukcji reduktora.

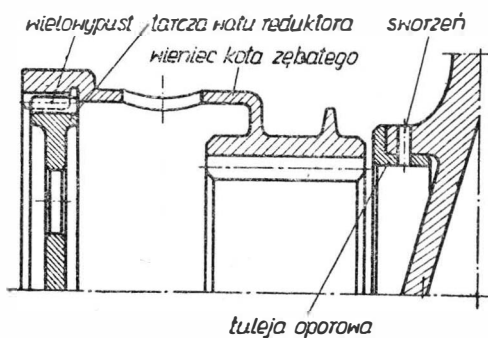


Rys. 14

Moment obrotowy przekazywany na śmigło mierzony jest w sposób pośredni, drogą pomiaru momentu reakcyjnego, działającego na nieruchome koła przekładni obiegowej lub jarzmo kół pośrednich. Najczęściej określa się go poprzez pomiar sił obwodowych działających na koło nieruchome. Możliwy jest także pomiar na drodze określania kąta skręcenia wału napędowego lub wyznaczenia sił wzdłużnych, działających na jarzmo z kołami o zazębieniu skośnym.



Rys. 15



Rys. 16

W reduktorach współczesnych silników znalazł zastosowanie cały szereg rozwiązań konstrukcyjnych urządzeń do pomiaru momentu obrotowego. Na rys. 17 pokazano schemat i konstrukcję urządzenia zastosowanego w silniku A.S. „Mamba”. Nieruchome koło zębate reduktora obiegowego ma pozostawiony niewielki i ograniczony ruch kątowy. Do wycięć w specjalnych występach na zewnętrznej stronie wienca wprowadzono cylindryczne zakończenie ramion dźwigni (o osiach osadzonych w korpusie reduktora). Z drugiej strony dźwignie naciskają na tłoki osadzone suwliwie w cylindrach, do których doprowadzany jest — w sposób ciągły — olej. Wycieki oleju są ciągle uzupełniane, a boczny otwór w cylindrze pozwala na utrzymywanie tłoka w neutralnym położeniu. O wartości momentu działającego na nieruchome koło reduktora wnioskuje się z wartości ciśnienia oleju w cylindrach. Dla dźwigni można napisać następujące równanie równowagi:

$$(p - p_H) F a = P_o b;$$

gdzie:

$p$  — ciśnienie oleju w cylindrze (sięgające kilkudziesięciu  $\text{kg/cm}^2$ ),

$p_H$  — ciśnienie panujące w korpusie reduktora (prawy równe atmosferycznemu ze względu na istnienie wywietrznika),

$F$  — pole przekroju poprzecznego tłoka,

$P_o = \frac{M_o}{iR}$  — siła obwodowa działająca na jedną dźwignię,

$i$  — liczba dźwigni (w silniku A.S. „Mamba”  $i = 6$ ),

$a, b, R$  — wymiary geometryczne zaznaczone na rys. 17.

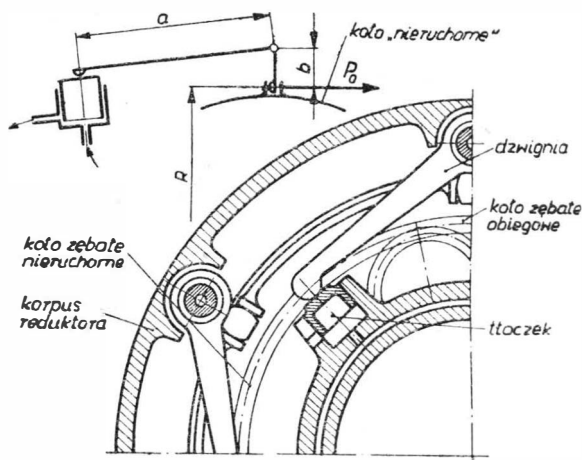
Po prostym przekształceniu równania równowagi i zgrupowaniu wszystkich wielkości stałych, otrzymuje się równanie:

$$p - p_H = c M_o;$$

Zależność ta potwierdza, że różnica ciśnień działających na tłok jest proporcjonalna do wartości przekazywanego momentu reakcyjnego w sposób liniowy i że może być odczytywana na skali manometru. Opisane wyżej urządzenie pozwala na jednokierunkowy pomiar momentu obrotowego.

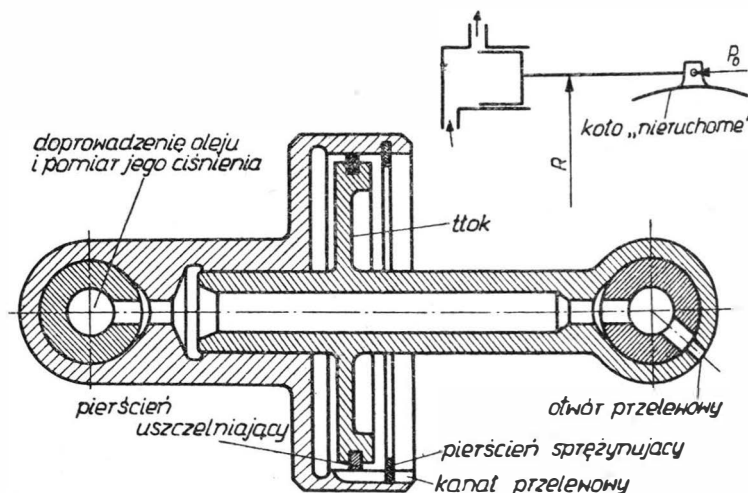
Podobne w swojej istocie rozwiązanie pomiarowe pokazano na rys. 18. W konstrukcji tej usunięto mechanizm dźwigniowy, a cylinder pomiarowy umieszczono przegubowo między korpusem a kołem nieruchomym. Do cylindra pomiarowego dostarczany jest olej przez otwór w osi przegubu znajdującego się w korpusie.

Bardziej złożoną konstrukcję cylindrów pomiarowych posiadają silniki Bristol. Schemat konstrukcji cylindrów opracowano tak, że może być w nich dokonywany pomiar



Rys. 17

momentu obrotowego działającego w obu kierunkach. Schemat urządzenia pokazano na rys. 19. Dzięki podwójnemu doprowadzeniu oleju na obie strony tłoka, możliwe jest utrzymanie go w położeniu naturalnym z jednoczesnym



Rys. 18

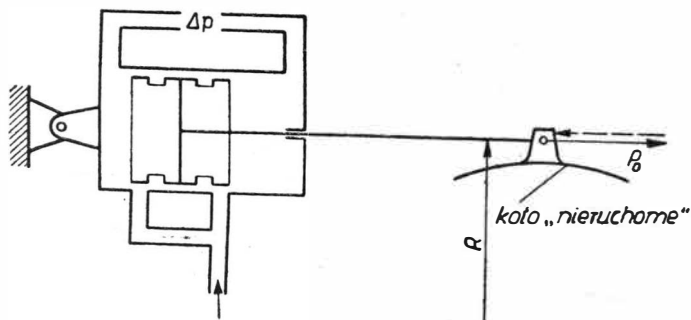


pomiarem różnicy ciśnień po obu stronach tłoka. Mierzony moment jest oczywiście proporcjonalny do tej różnicy:

$$\Delta p = cM_0;$$

Pomiar różnicy ciśnień po obu stronach tłoka w cylindrze pomiarowym eliminuje wpływ wysokości lotu (poprzez ciśnienie  $p_H$ ) na dokładność pomiaru.

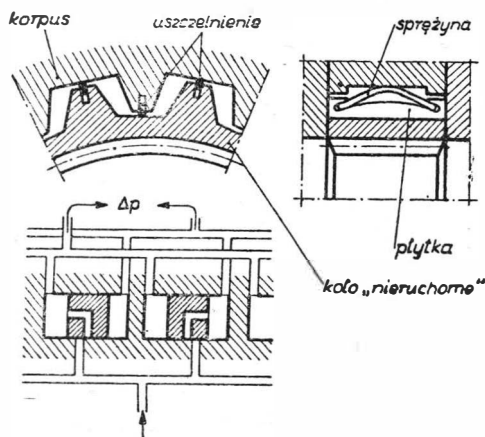
Reduktory wyposażone w urządzenia do pomiaru momentu obrotowego, wykonane według opisanych powyżej schematów, posiadają na obwodzie koła nieruchomego prze-



Rys. 19

kładni obiegowej zazwyczaj sześć równo rozmieszczonych cylindrów, przekazujących ciśnienie na wspólny wskaźnik pomiarowy.

Na rys. 20 pokazano schemat konstrukcyjny urządzenia do pomiaru momentu obrotowego silników firmy Napier.



Rys. 20

Nieruchome koło zębate posiada na swej powierzchni zewnętrznej szereg występów (w zależności od wymiarów koła od 24 do 60), stanowiący elementy układu pomiarowego. Lewe strony przestrzeni międzywystępowych połączone są wspólnym kanałem, podobnie jak strony prawe, co pozwala na określenie momentu reakcyjnego poprzez pomiar różnicy ciśnień. Nieruchome koło zębate osadzone jest elastycznie, dzięki płytkom uszczelniającym i sprężynom, co zapewnia równomierny rozkład obciążeń na wszystkie współpracujące koła. Konstrukcje realizowane według tego schematu są dość trudne do opracowania technologicznego, przede wszystkim z uwagi na właściwy dobór luzów oraz wysoką dokładność i gładkość powierzchni współpracujących.

### 5. Specyfika obliczeń wytrzymałościowych

Obliczeniom wytrzymałościowym podlegają wszystkie części konstrukcyjne reduktorów. Najbardziej obciążone są przede wszystkim wały (zwłaszcza wał, na którym jest

osadzone śmigło), koła zębate oraz łożyska. Ze względu na duże obciążenia kół zębatach i znaczne prędkości obwodowe, powodujące powstanie nadwyzkowych obciążeń dynamicznych, oblicza się je nie tylko na wytrzymałość, lecz również wyznacza się powierzchniowe przyrosty temperatury (obliczenia na grzanie powierzchniowe). Jeżeli chodzi o łożyska, to najbardziej obciążone są łożyska kół obiegowych, poddane nie tylko działaniu obciążeń od sił międzyzębnych, ale także działaniu znacznych sił odśrodkowych, najczęściej ograniczających czas pracy łożyska. Z tego też względu międzynaprawczy okres pracy reduktorów bywa zazwyczaj ograniczony koniecznością wymiany łożysk kół obiegowych. łożyska główne, podpierające wał śmigłowy reduktora, obciążone są w sposób ciągły siłą osiową, pochodzącą od wytwarzanego przez śmigło ciągu oraz reakcjami poprzecznymi od obciążeń ciężarowych śmigła i reduktora oraz od ich niewyważenia. Obciążenia dynamiczne działające podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych są tak krótkotrwałe, że nie ograniczają one czasu pracy łożysk, są natomiast obciążeniami wymiarującymi wał reduktora.

Wał śmigłowy reduktora poddany jest w sposób ciągły działaniu sił ciężaru, ciągu wytwarzanego przez śmigło, działaniu sił bezwładności wynikłych z niewyważenia śmigła oraz działaniu momentu obrotowego. Obciążenia te powodują powstanie naprężeń rozciągających, zginających oraz skręcających. W obliczeniach należy uwzględnić zmęczenie materiału ze względu na zmienny charakter obciążeń siłami niewyważenia oraz momentem obrotowym (ze względu na skończone liczby zębów w kołach zębatach).

Ponadto wały reduktora, a zwłaszcza wał śmigłowy, poddane są działaniu obciążeń dynamicznych podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych. Największe obciążenia stanowią wówczas: moment żyroskopowy śmigła oraz siły bezwładności (odśrodkowe) działające na śmigło. Obciążenia te są zmienne, przy czym dla wału pełny cykl zmienności przypada na jeden obrót. Do obliczeń wstępnych (przy braku bliższych danych o samolocie, na którym będzie pracował projektowany silnik) przyjmuje się prędkość kątową wykonywanych ewolucji, równą  $\Omega \approx 0,2 \div 0,4$  1/sek oraz współczynnik obciążenia, równy 3÷4.

Korpusy reduktora są elementami bardzo trudnymi do obliczeń wytrzymałościowych ze względu na ich skomplikowany kształt i dlatego najczęściej nie prowadzi się ich obliczeń, lecz wyznacza naprężenia na modelu poddanym obciążeniom obliczeniowym. Od korpusów wymaga się znacznej sztywności. Ostateczną odpowiedź na temat poprawności wykonanych obliczeń i opracowanego projektu otrzymuje się po wielogodzinnych badaniach i eksploatacji w powietrzu.

### LITERATURA

1. A. Sztoda i inni — Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinowych dwigatielej, Woj. Izd. Min. Obrony SSSR, 1961.
2. G. Kuźmin — Konstrukcja awiacyjnych dwigatielej, Oborongiz, 1962.
3. W. Tiutiunow i S. Łowinski — Awiacjonnyje dwigatieli, Izd. Maszinoostrojenia, 1964.
4. G. Skubaczewski — Awiacjonnyje gazoturbinnyje dwigatieli, Oborongiz, 1955.
5. G. Ziricki — Gazowyje turbiny awiacjonnych dwigatielej, Oborongiz, 1963.
6. Ju. Nikitin — Konstruirowanie elementow, dietalej i uzłow awiacjonnych dwigatielej, Oborongiz, 1963.
7. I. Driggs i O. Lancaster — Gas Turbines for Aircraft, The Ronald Press Company, 1955.
8. W. Green i R. Cross — Reaktywne samolety mira, Izd. Inostr. Lit., 1957.
9. N. Rudenko — Planetarnyje peredaczi, Maszgziz, 1947.
10. Prospekty fabryczne i instrukcje eksploatacji turbinowych silników śmigłowych.
11. S. Szczeciński — Lotnicze silniki turbinowe, Wyd. MON, 1965.

# Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy

cz. II

W zeszycie 8/65 omówiono interesujące zagadnienia konstrukcji nowoczesnych śmigieł, wirników i dmuchaw. Druga część artykułu zajmuje się ich mechanizmami, regulacją i automatyką.

## Mechanizmy, regulacja, automatyka

Przez długi czas śmigła nie posiadały żadnych mechanizmów; składały się z łopatek na stałe połączonych z piastą lub też stanowiły jedną całość łopatek wraz z piastą, jak to ma miejsce w śmigłach drewnianych lub aluminiowych, wykonanych z jednego kawałka.

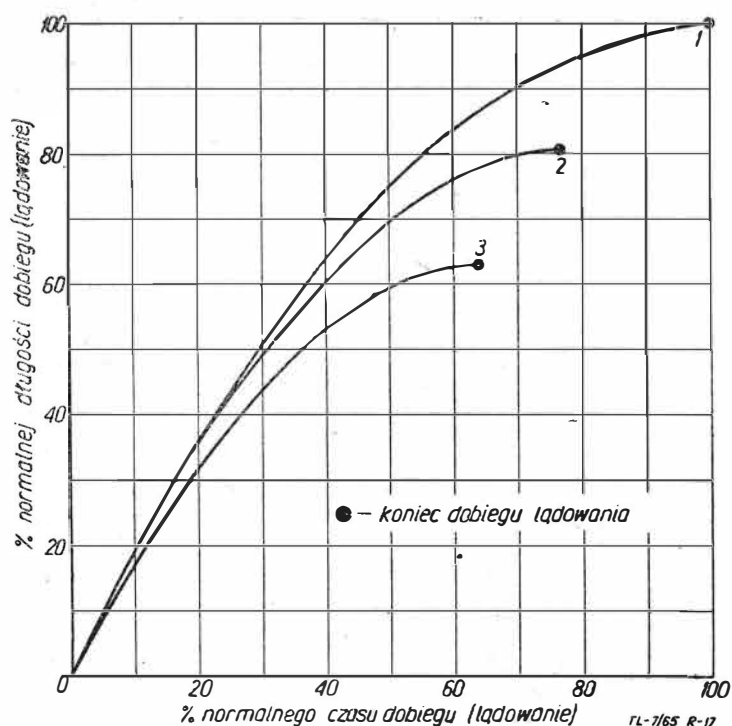
Jednym z pierwszych mechanizmów, które powstały dla polepszenia sprawności śmigła, był mechanizm reduktora obrotów silnika tłokowego. Reduktor obrotów silnika mieścił się w przedniej części karтеру silnika tłokowego.

W lotnictwie silniki tłokowe przestano stosować do większych samolotów.

Następnym mechanizmem śmigłowym był mechanizm przestawiania łopatek śmigła podczas postoju samolotów.

W latach trzydziestych przemysł śmigłowy wykorzystał postępy w metalurgii i udoskonalone metody analizy naprężeń. Jednocześnie z ogólnym szybkim rozwojem lotnictwa, rozwijały się pionierskie prace w dziedzinie instrumentów i techniki pomiarowej drgań łopatek w czasie lotu, dające konstruktorom śmigieł sprawne narzędzie dla udoskonalenia projektu i konstrukcji łopatek. W tym to okresie wprowadzono nastawianie łopatek śmigła w czasie lotu samolotu; stanowiło to pewnego rodzaju przełom w lotnictwie.

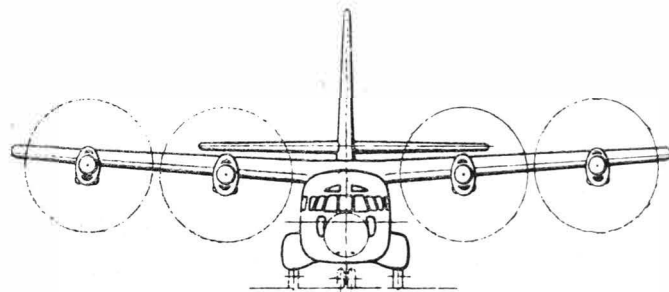
Łączenie z reduktorem obrotów silnika tłokowego pozwalało to na lepsze wykorzystanie mocy silnika i jednocześnie zachęciło do jeszcze dokładniejszych opracowań aerodynamicznych łopatek śmigła. Coraz większa ilość tunelowych danych pomiarowych śmigłowych pozwoliła szybciej udoskonalic metody obliczania osiągniętych projektowanych śmigieł.



Rys. 17. Porównanie dobiegów lądującego samolotu hamowanego hamulcami podwozia lub śmigłem. 1 — tylko hamulce podwozia; 2 — tylko odwracanie ciągu śmigła; 3 — hamulec plus odwracanie ciągu

Jednocześnie wraz z doskonaleniem samolotów wzrastały wymagania odnośnie śmigieł; w konsekwencji wprowadzono ustawianie śmigła w „chorągiewkę” dla umożliwienia zatrzymania się źle działającego lub uszkodzonego silnika oraz odwracanie łopaty dla odwracania ciągu śmigła i tą drogą wspomaganie hamulców podwoziowych przy dobiegu lądowania.

Ustawienie łopatek w chorągiewkę (feathering) znaczy ustawianie w taką pozycję, aby przy uszkodzeniu silnika i wyłączeniu dopływu paliwa śmigło nie dawało momentu obrotowego i nie kręciło silnikiem. Poza tym zmniejsza się tym sposobem opór szkodliwy nie ciągnącego śmigła.



Rys. 18. Samolot STOL Breguet 941. Ciężar w locie ok. 21 000 kG. Prędkość przelotowa 400 km/h. Całk. dł. lądow. 200 m.

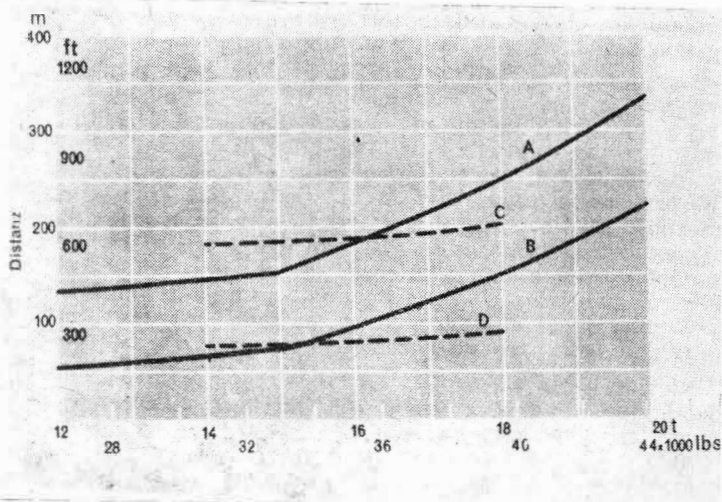
Przez dalsze przekręcanie łopatek można ustawić je w pozycji tak zwanej odwróconej, przy której śmigło może dawać ciąg odwrotny do kierunku lotu. Właściwość tę wyzyskano dla hamowania samolotu w czasie dobiegu przy lądowaniu. Odwracalne śmigło pozwala na znaczne skrócenie dobiegu samolotu mimo pełnego wykorzystania hamulców podwozia. Zalety hamowania śmigłem uwydatniają się podczas lądowania na terenie śliskim, na przykład pokrytym lodem, gdy zawodzi hamowanie kołami.

Na rys. 17 porównano wykreślnie trzy przypadki hamowania, mianowicie hamowanie tylko kołami, hamowanie tylko śmigłem i hamowanie łączne. Widać, że hamowanie śmigłem przynosi nie tylko skrócenie o 20% długości dobiegu, lecz jednocześnie o tyleż procent skrócenie czasu dobiegu.

Dzięki jednoczesnemu zastosowaniu hamowania podwoziem i wszystkimi śmigłami, uzyskano rewelacyjnie krótki dobieg przy lądowaniu samolotu STOL, Breguet 941, który pokazano na rys. 18. Samolot ten o ciężarze przeszło 21 000 kG posiada wybieg przy lądowaniu równy około 100 metrów.

Na rys. 19 krzywa C pokazuje długość startu i lądowania w zależności od ciężaru całkowitego, czyli jednocześnie od ciężaru użytecznego — dla jednego z wariantów samolotu Breguet 941. Niezwykle krótki rozbieg przy starcie oraz mała długość startu całkowitego zostały osiągnięte nie tylko dzięki pomysłowej mechanizacji skrzydła, lecz również dzięki bardzo dobrze dopasowanym dla STOL śmigłom, ich mechanizmom, napędowi i regulacji.

W niedługim czasie po rozpowszechnieniu się silników turbinowo-odrzutowych zdecydowano się na adaptację turbiny do napędu śmigieł, jednak skojarzenie silnika turbiny z śmigłem wymagało spełnienia szeregu nowych warunków nie tylko dla turbiny, lecz i dla śmigła. Zmusiło

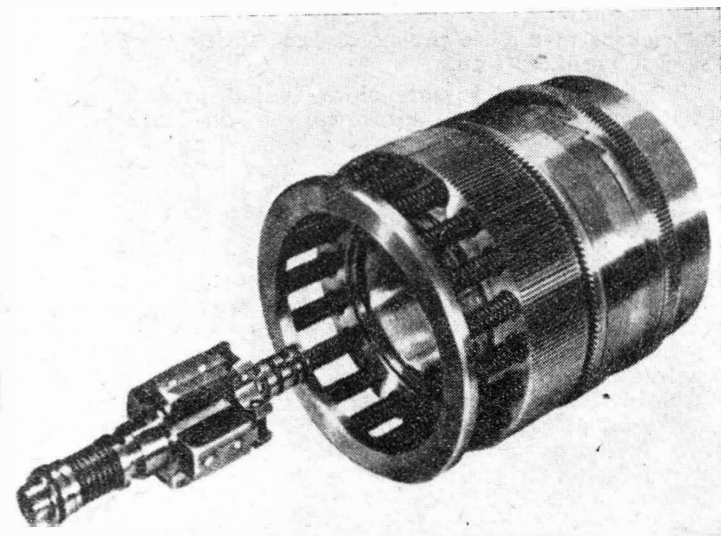


Rys. 19. Długość startu i lądowania samolotu STOL Breguet 941

to do zupełnie nowych rozwiązań mechanizmów śmigłowych, zarówno dla regulacji łopatek, jak i mechanizmów redukcji obrotów turbiny śmigłowej. Dodać trzeba na marginesie, że nie wszystkie silniki tłokowe musiały mieć reduktor obrotów, natomiast każda turbina napędzająca śmigło musi mieć reduktor ze względu na swoje wysokie obroty własne.

Po raz pierwszy zespół turbinowo-śmigłowy zastosowano w 1945 roku w Anglii na samolocie Meteor firmy Gloster. Jedną z charakterystycznych cech turbiny jest bardzo szybki wzrost mocy wraz z rosnącymi obrotami. Okoliczność ta zmusiła do zupełnie nowego opracowania konstrukcji regulatora kąta ustawienia łopatek. W dodatku trzeba było wziąć pod uwagę, że odwrócenie skoku śmigła, zwłaszcza w przypadku turbin jednopałowych, bardzo niekorzystnie wpływa na warunki przepływu powietrza w chwycie turbiny, powodując wzrost temperatur w odlotowej dyszy turbiny. Problem ten rozwiązano za pomocą specjalnego systemu regulacji dla zakresu ujemnych kątów ustawienia łopatek śmigła. System ten został opracowany ostatecznie w 1951 roku przez firmę de Havilland i wypróbowany na jednopałowej turbinie Mamba.

Zastosowanie turbin śmigłowych, mogących rozwijać znaczne moce, przy znacznie mniejszych wymiarach poprzecznych w stosunku do silników tłokowych, wymagało zmian również w konstrukcji samego śmigła. Wobec wzrostu mocy napędu i wzrostu prędkości lotu oraz istnienia praktycznych granic dla średnicy śmigła, musiano śmigła przystosować do przenoszenia większych mocy przypadających na jednostkę powierzchni śmigła (powierzchni  $\frac{\pi D^2}{4}$ ).



Rys. 20. Mechanizm reagujący na przewyższenie obrotów oraz na straty ciśnienia oleju w obwodzie sterującym

Rozwiązanie tego problemu za pomocą śmigieł przeciwbieżnych okazało się w praktyce zbyt skomplikowane, a konstrukcja ciężka; poza tym ze względu na powstające drgania przy takim układzie, nie należy stosować więcej niż czterech łopatek na jednym śmigle. Jako jedyną możliwość ułożenia większej mocy na śmigle o złożonej średnicy pozostaje poszerzenie łopatek oraz nadanie im obrysu prawie prostokątnego.

Stopniowo trzeba dostosowywać śmigła do wzrastających prędkości lotu, tak aby na śmigle nie zachodziły efekty ściśliwości. To samo zagadnienie było aktualne dla szybkich samolotów o silnikach tłokowych. Wraz z poszerzeniem końca łopaty śmigłowej udało się znacznie zmniejszyć względną grubość profilu do około 3%. Jak wiadomo, cienkie profile sprzyjają powiększeniu krytycznej liczby Macha. Postarano się również o utrzymanie jak najcieńszych profili u nasady łopaty, jak tylko na to pozwala wytrzymałość materiału, jednakże raczej ze względu na ułatwienie wlotu powietrza do pierścieniowego chwytu powietrza turbiny, który ma małą średnicę w stosunku do śmigła. Aby

Rys. 21. Zespół cylindrów z krzywkami oraz ryglami hydraulicznymi i mechanicznymi



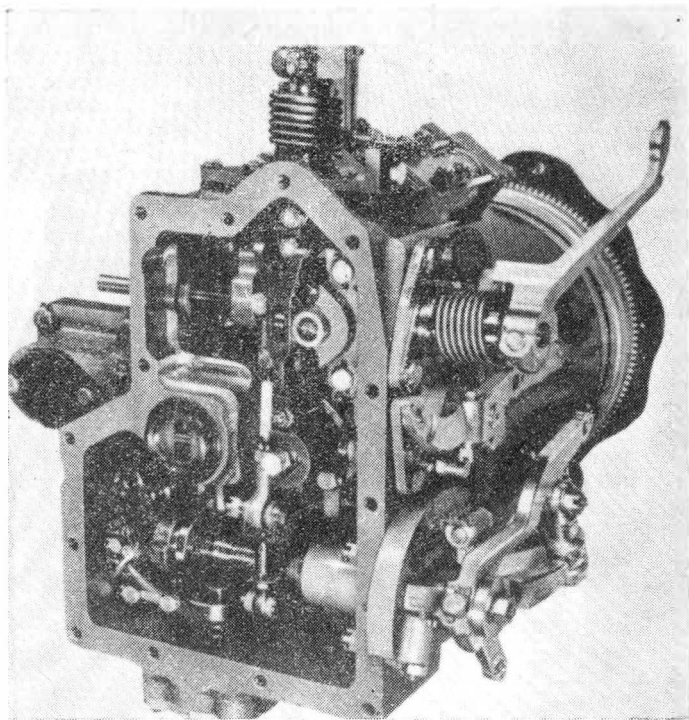
umożliwić dopływ odpowiedniej ilości powietrza, łopaty w okolicy nasady winny posiadać prawidłowy profil.

Wskutek powyższych zmian kształtu łopaty cała łopata staje się cieńsza i łatwiej ulega drganiom. Wprawdzie turbina posiada o wiele spokojniejszy bieg niż silnik tłokowy, jednakże zastosowanie turbiny do napędu śmigieł wprowadza nowe warunki powstawania drgań łopatek śmigła. Powstają mianowicie drgania pochodzenia aerodynamicznego. Składają się na to wzrastające obciążenie powierzchni śmigła wraz z wielkością mocy turbiny oraz wzrastające prędkości samolotów turbinowo-śmigłowych.

Turbina lotnicza w porównaniu z silnikiem tłokowym odznacza się małym ciężarem jednostkowym oraz małą powierzchnią czołową. Wywarło to wpływ na konstrukcję mechanizmów śmigłowych, których ciężar i wymiary postarano się również zmniejszyć dla skojarzenia z turbina.

Turbina stawia większe wymagania odnośnie przedstawiania łopatek śmigła, gdyż turbina zmienia swe obroty w mniejszym zakresie, niż to ma miejsce w silniku tłokowym. Hamowanie samolotu za pomocą śmigła dzięki odwracaniu jego skoku stwarza bardzo trudne problemy dla turbin jednopałowych. Aczkolwiek w tej sprawie osiągnięto już znaczny postęp, pozostaje jednak jeszcze dużo do zrobienia.

O ile w przypadku silnika tłokowego ustawiamy pewien ujemny kąt łopatek, to zmiana obrotów silnika nie jest krytyczna, dopóki moc pozostaje poniżej dopuszczalnej wartości maksymalnej. Natomiast obroty turbiny muszą być utrzymane w bardzo wąskich granicach, co powoduje konieczność zastosowania precyzyjnej regulacji. W ogóle z powodu śmigła, turbina wymaga pewnych specjalnych zabiegów w czasie manewrowania samolotem na ziemi: jej zachowanie się przy obciążeniu częściowym znacznie odbiega od zachowania się silnika tłokowego. Przy rozruchu turbiny aż do nabrania nominalnych obrotów, śmigło musi posiadać zerowy kąt ustawienia łopatek, podczas gdy w przypadku silnika tłokowego wystarczy utrzymanie skoku o najmniejszej wartości dopuszczalnej podczas lotu. Z tych



Rys. 22. Widok regulatora — centrali rozkazów, wydawanych mechanizmom śmigła

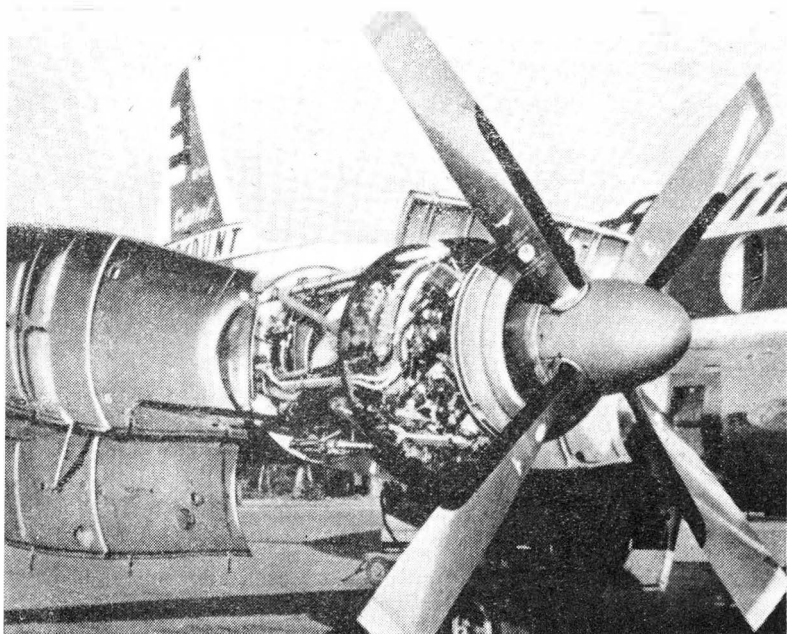
powodów przy rolowaniu samolotu turbinowo-śmigłowego, w zależności od wymaganej mocy, należy kąt ustawienia łopat albo zmniejszyć albo zwiększyć i to z taką precyzją, że dawniejsze rozwiązania sposobów regulacji nie mogły wystarczyć. Stosuje się przeważnie bardzo drobną regulację mechaniczną lub hydrauliczną dla jednoczesnego regulowania ustawienia łopat i dopływu paliwa do silnika.

W turbinach małej mocy stosuje się uproszczone, trochę gorsze rozwiązania, gdyż nie daje się wykonać mechanizmów odpowiednio zmniejszonych. Tak więc stosuje się sterowane ręcznie przez pilota mechanizmy samohamowne o napędzie elektrycznym lub hydraulicznym.

W napędach turbinowo-śmigłowych system sterowania śmigła musi być opracowany i dopasowany łącznie z systemem sterującym danego silnika.

Wymaganie znacznej szybkości zmiany skoku i wielkiej czułości na prędkość lotu zmusiło do zastosowania jak najbardziej rozwiniętych systemów serwomechanicznych dla zapewnienia niezawodnego działania śmigła. Analiza tych

Rys. 23. Śmigło Dowty-Rotol z turbiną Dart, Rolls-Royce, na samolocie Viscount 700



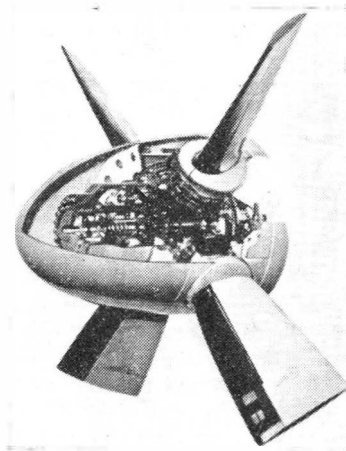
układów stała się bardzo złożona i wymaga maszyn analogowych dla wsparcia studiów obliczeniowych.

Oczywiście najbardziej złożony system sterowania śmigła wymagany jest dla samolotów VTOL, śmigłowych, a to z powodu ich zasadniczej zależności od śmigła, jako jedyne źródła wytwarzania siły nośnej i sił sterowania w czasie startu, zawisu, lądowania i przejścia (transition). W przypadku samolotów VTOL jednym z wymagań jest możliwość regulacji ciągu śmigieł również za pomocą napędu ręcznego w kabinie pilota. Urządzenie to zostaje wyłączane z chwilą zaistnienia skuteczności normalnych sterów po okresie przejścia. Dla każdego zakresu lotu odpowiednia jest inna metoda, włączana w każdym z tych zakresów, przy jednoczesnym wyłączeniu poprzedniej.

Niewątpliwie niezbędne są urządzenia bezpieczeństwa, działające automatycznie w przypadkach zaistnienia nagłych, groźnych niezrównoważonych sił działających na samolot.

Wśród różnych nowoczesnych układów regulacji śmigła można odróżnić na przykład:

1. Układ NTS — w którym zapewniono automatyczne sterowanie ujemnym ciągiem i ograniczenie ujemnego ciągu do bezpiecznego poziomu w przypadku uszkodzenia silnika.
2. Układ Beta — zapewniający bezpośrednie dopasowanie nastawienia łopat, umożliwiające szybkie dopasowanie wielkości ciągu w czasie lądowania lub manewrowania na ziemi. Układ Beta stosowany jest z reguły w dużych samolotach. Przykładem mogą być śmigła de Havilland, współpracujące z turbiną Tyne.
3. Układ Lock-pitch (blokowanie skoku), czyli automatyczne blokowanie kąta nastawienia łopat dla zapobieżenia



Rys. 24. Mechanizm nastawiania śmigła Dowty-Rotol, pracującego z turbiną Dart. Rolls-Royce

przekreśleniu się łopaty w kierunku małego skoku i wynikającego stąd przekroczenia prędkości obrotów (overspeeding) w przypadku spadku ciśnienia oliwy w sieci sterującej lub przy stanie młynka (wind milling), któremu towarzyszy duży szkodliwy opór śmigła. Opór ten jest tym większy, im większą moc może przenosić dane śmigło oraz im większa jest prędkość lotu.

Opiszemy bardziej szczegółowo układ oraz konstrukcję śmigieł de Havilland, opracowanych dla turbiny Tyne, firmy Rolls-Royce. Znakomite własności tych śmigieł są wynikiem wieloletnich wysiłków firmy de Havilland oraz jej ścisłej współpracy z firmą Rolls-Royce i towarzystwami lotniczymi. Śmigła te posiadają układ Beta i Lock-pitch.

Mechanizm przestawiający znajduje się z przodu w osłonie piasty. Wewnątrz cylindra stałego porusza się tłok przestawiający. Tłok ten posiada 4 sworznie wchodzące w 4 szczeliny dwóch innych współosiowych cylindrów. Cylinder zewnętrzny związany jest z osłoną piasty, wewnętrzny może się obracać. Szczeliny sterujące mają przeciwny skok, tak że ruch tłoka dzięki sworzniowi i cylindrowi stałemu przetwarza się w podwójny ruch obrotowy cylindra wewnętrznego. Obrót tego cylindra zostaje przetworzony na ruch obrotowy łopat śmigła za pośrednictwem przekładni stożkowej. Dzięki tej mechanice zmiana kąta łopat jest wprost proporcjonalną do ruchu tłoka. Całkowity zakres kątów wynosi 120°. Skok szczelin jest zmienny, odpowiedni do trzech zasadniczych zakresów, mianowicie dla ustawienia w chorągiewkę, dla ustawienia na

stałą ilość obrotów (constant speed) oraz dla ustawienia Beta.

Mechaniczny zderzak ograniczający kąt łopatek zapobiega nieprzewidzianemu wstecznemu ich obrotowi na małe kąty w obszarze Beta. Jeśli jednak pilot nastawi dźwignię mocy silnika na pozycję Beta, wówczas obwód olejowy o wysokim ciśnieniu powoduje zwolnienie zderzaka, więc tłok może się przesunąć w zakres najmniejszych dodatnich lub ujemnych kątów łopatek.

Przewidziano dwa zaryglowania, jako zabezpieczenie przy zawiedzeniu silnika lub mechanizmów śmigła, które działają na zasadzie hydraulicznej lub mechanicznej. Oba mają zapobiegać nadmiernemu zmniejszeniu się kąta ustawienia łopatek, przy czym zaryglowanie hydrauliczne reaguje na stratę ciśnienia w obwodzie sterującym i utrzymuje pod ciśnieniem olej w mechanizmach sterowania dzięki zaworowi zwrotnemu, utrzymywanemu sprężyną. Pilotowi pozostawiono jednak możliwość anulowania tego zaryglowania, aby mógł przestawić śmigło w chorągiewkę.

Zaryglowanie mechaniczne zaczyna działać zarówno przy przewyższonych obrotach śmigła, jak i w przypadku straty ciśnienia w obwodzie olejowym. Zapadkowy zębaty wieńiec ze sprężynami zapobiega obróceniu się łopatek z powrotem w razie jakichś błędów układu, natomiast pozwala na powiększenie kąta łopatek. Patrz rys. 20.

Na rys. 21 pokazano mechanizm nastawiania kątów łopatek wraz z ryglami hydraulicznym i mechanicznym.

Przy normalnej pracy śmigła oba koła zębate są rozdzielone dzięki ciśnieniu w olejowym obwodzie sterującym. Przy przewyższeniu obrotów śmigła (over speeding) ciśnienie

W skład mechanizacji śmigła w przypadku zastosowania go do nowoczesnych samolotów wielosilnikowych wchodzi jeszcze mechanizm dla synchronizacji wszystkich śmigieł danego samolotu. Właściwie jest to elektromechanizm. Będzie o nim mowa w rozdziale o automatyzacji. Urządzenie takie zastosowano również w omawianych śmigłach de Havillanda dla Turbin Tyne firmy Rolls-Royce.

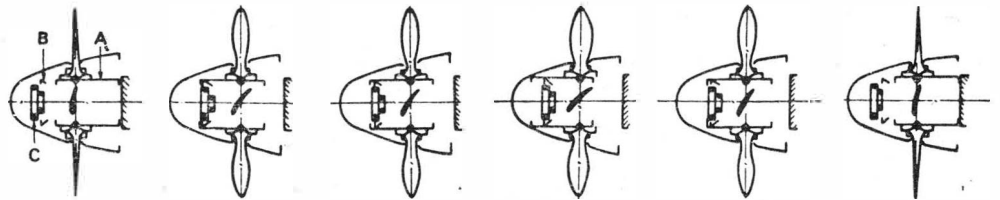
W obszarze osłony śmigła znajduje się również prądnica zasilająca grzejniki przeciwooblodzeniowe śmigła.

Inna firma angielska Dowty-Rotol opracowała śmigła regulowane na podobnej zasadzie jak śmigła de Havilland, jednakże przeznaczone do innego typu turbiny Rolls-Royce, mianowicie dla turbiny Dart. Na rys. 23 widzimy turbinę Dart ze śmigłem Dowty-Rotol na samolocie Viscount. Śmigło o średnicy 3,05 m posiada cztery pełne łopaty ze stopu aluminiowego oraz termoelektryczne urządzenie przeciwooblodzeniowe.

Nastawianie łopatek odbywa się za pomocą mechanizmu hydraulicznego. Zakres kątów nastawienia sięga od 4 stopni przy zapuszczaniu turbiny, do 21 stopni przy starcie oraz do 85 stopni przy ustawieniu w chorągiewkę.

Mechanizm przestawiający znajduje się w osłonie piasty i składa się z podwójnego tłoka poruszającego się w stałym cylindrze znajdującym się w przedniej części piasty. Łącznik pomiędzy tłokiem i obsadą łopaty zamienia posuwisty ruch tłoka na obrotowy ruch łopatek. Na rys. 24 widzimy mechanizm nastawiania, zaś na rys. 25 pokazano 6 typowych położeń łopatek dla 6 różnych stanów lotu oraz wyjaśniono zasadę blokowania.

Rys. 25. Różne położenia tłoka i łopatek śmigła oraz rola zderzaka przy sześciu różnych stanach lotu



nie to zostaje na tyle zredukowane przez regulator odśrodkowy, że sprężyny mogą włączyć zaryglowanie. Zaryglowanie to daje się zwolnić zarówno w zakresie Beta, jak i przy ustawieniu w chorągiewkę.

Centralą rozkazów całego systemu jest regulator, pokazany na rys. 22. Regulator jest zamontowany na reduktorze silnika i jest zasilany niskim ciśnieniem oleju. Pompa olejowa podwyższa ciśnienie i olej przez zawór rozdzielczy dochodzi albo do obwodu dla zwiększania kątów ustawienia, albo zmniejszania lub zostaje powstrzymany. Regulator spełnia następujące zadania:

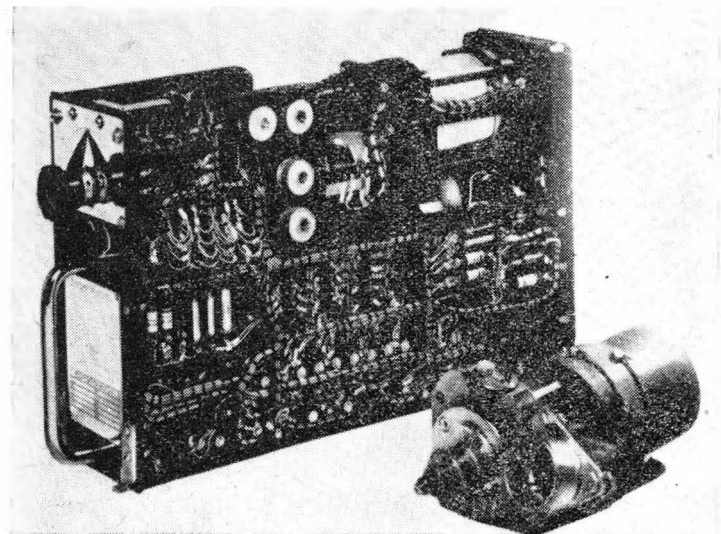
- regulację kąta nastawienia łopatek w locie normalnym,
- regulację kąta nastawienia łopatek w zakresie Beta przy manewrowaniu na ziemi i hamowaniu odwróconym ciągiem,
- zwolnienie mechanicznego zderzaka kąta ustawienia łopatek,
- ograniczenie kąta ustawienia w przypadkach nagłych, gdy występuje określony maksymalny moment obrotowy na wale silnika, albo też gdy w normalnym locie łopaty cofają się poza kąt określony zderzakiem,
- nastawianie i dozоровanie licznika szybkości obrotów mechanicznego regulowania łopatek,
- nastawianie w chorągiewkę.

Podczas działania systemu Beta, mechanizm odśrodkowy zostaje ominięty, a kąt nastawienia łopatek określony jest ustawieniem dźwigni mocy silnika. Mechanizm odśrodkowy w urządzeniu dopływu paliwa ustala dla każdego kąta nastawienia łopatek odpowiedni wydatek, zapewniający utrzymanie żądanej ilości obrotów.

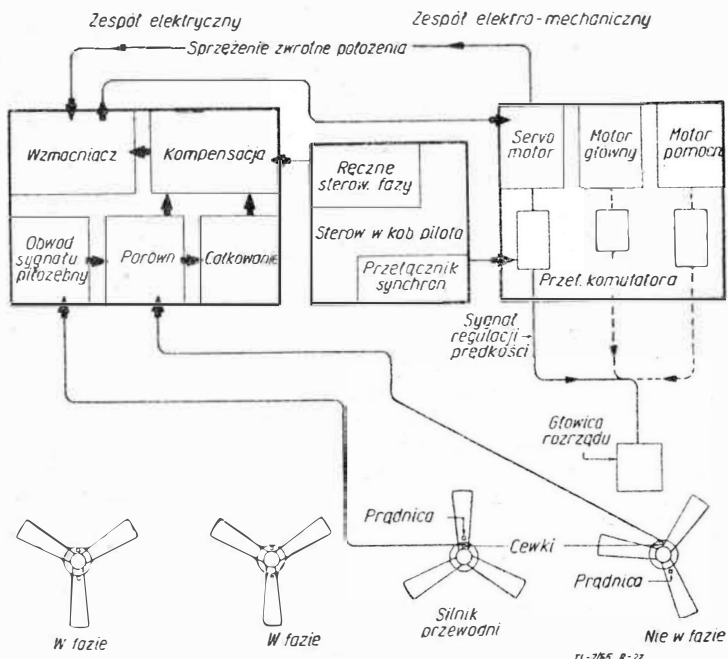
Inną regulację przewidziano dla zakresu ustawienia łopatek w chorągiewkę. Granicę ustawia pilot na dźwigni mocy silnika, albo też za pomocą uruchamianego solenoidem zaworu. Na granicy zakresu w chorągiewkę, wytwarzanie ciśnienia przejmuje pompa pomocnicza. Przy działaniu obu pomp śmigło daje się nastawić w chorągiewkę w ciągu dwóch do trzech sekund, jeśli jednak zawiedzie regulator, a zatem i jego pompa, wówczas przestawienie dzięki pompie pomocniczej nastąpi w ciągu około dziesięciu sekund.

Dla samolotów o prędkościach podróży, mniejszych niż 480 km/h znajdują zastosowanie śmigła z jednym granicznikiem, podczas gdy dla samolotów szybszych przewidziano jeszcze drugi granicznik, który przy prędkości przelotowej zapobiega zmniejszeniu się kąta łopaty poniżej wartości dopuszczalnej. Oznaczają: A — tłok; B — granicznik; C — tłok blokujący.

Na rys. 25 stan 1 — kąt od 0 do kilku stopni odpowiada zapuszczaniu silnika i rolowaniu. Blokada nie działa. Stan 2 — kąt łopatek dla startu, równy około 25°. Tłok A zostaje zablokowany przez tłok blokujący. Tłok A uruchamia się jednocześnie z przesunięciem dźwigni mocy turbiny na moc startową. Stan 3 — w czasie wznoszenia stopniowo zwiększa się kąt łopaty. W razie zawiedzenia regulacji, bezpieczeństwo zostaje zapewnione, gdyż skok łopaty nie



Rys. 26. Maszyna licząca i silnik nastawiający synchronizatora fazy



Rys. 27. Schemat blokowy automatycznej synchronizacji i synchronofazacji śmigieł na samolocie wielosilnikowym

może obniżyć się więcej niż na to pozwala zderzak. Stan 4 — w locie podróznym kąt łopaty, zależnie od prędkości lotu, wynosi 40 do 45 stopni. Również i w tym przypadku w razie zawodu ze strony regulatora, łopata może zmniejszyć kąt tylko do wartości, odpowiadającej pozycji zderzaka. Stan 5 — przy zejściu do lądowania zakres kątów łopaty znajduje się ponad granicą pracy zderzaka. Stan 6 — lądowanie. Bezpośrednio po zetknięciu się samolotu z terenem lądowania, tłok blokujący zostaje odciągnięty i skok łopaty może powrócić do wartości zerowej, czyli śmigło pracuje jako hamulec.

### Dalsza automatyzacja pracy śmigieł

W ogólnym postępie lotnictwa wiele troski poświęcono sprawom wygody załogi i pasażerów. Zwrócono uwagę również na szum lub hałas i na drgania spowodowane przez pracujące śmigła. Wytwarzany przez śmigła szum i drgania, to osobny bogaty rozdział. Na zmniejszenie szumu i drgań łopad można wpłynąć przez odpowiednie

Rys. 28. Elastyczna transmisja czterech śmigieł samolotu Breguet 941, zapewniająca synchronizację, synchronofazację oraz równomierny rozkład ciągu

ukształtowanie aerodynamiczne i wytrzymałościowe. Istnieje też drugie źródło wytwarzania szumu przez śmigło, mianowicie interferencja śmigieł w przypadku aparatu wielośmigłowego.

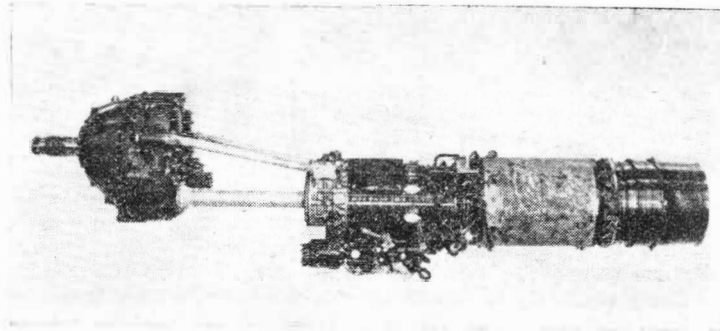
Szumy interferencyjne dadzą się obniżyć przez zastosowanie odpowiedniej synchronizacji. Synchronizację udaje się zapewnić dzięki dość skomplikowanym mechanizmom i układom elektrycznym, stanowiącym dalsze zmechanizowanie i automatyzację śmigła w stosunku do mechanizacji omówionej dotychczas.

Urządzenia synchronizujące są rozwiązane dzięki automatyce z zastosowaniem elektromechaniki i elektroniki.

Odróżnia się dwa rodzaje synchronizacji śmigieł, mianowicie synchronizację (synchronizing) oraz synchronizację faz, czyli synchronofazację (synchrophazing).

Przyczyną szumu lub hałasu i częstotliwych fal powietrza są — obok przyczyn aerodynamicznych — różnice w prędkościach obrotowych poszczególnych śmigieł. Dzięki zastosowaniu synchronizacji śmigieł danego samolotu można uzyskać znaczne zmniejszenie nierównomierności prędkości obrotowych. Różnica dla poszczególnych śmigieł może być mniejsza niż 1 obr/min, co w zupełności eliminuje pulsacje powietrza pochodzące z niejednakowości obrotów śmigieł. Pulsacje (propeller beats) ujawniają się w postaci dźwięku uciążliwego dla ludzkiego ucha.

Innym źródłem szumu i drgań w samolocie wielosilnikowym są efekty pochodzące od amplifikacji fal ciśnieniowych, powstających przy pewnych przesunięciach fazowych pomiędzy poszczególnymi śmigłami. Jako przesunięcie fazowe (phase relation) rozumie się wzajemne położenie kątowe łopat jednego śmigła w stosunku do łopat innego śmigła. To źródło szumu udało się zmniejszyć dopiero niedawno dzięki urządzeniu nazwanemu synchronofazerem (synchrophaser). Synchronofazer jest to urządzenie automatyczne, które potrafi utrzymać żądaną fazowość z dokładnością  $\pm 10\%$ .



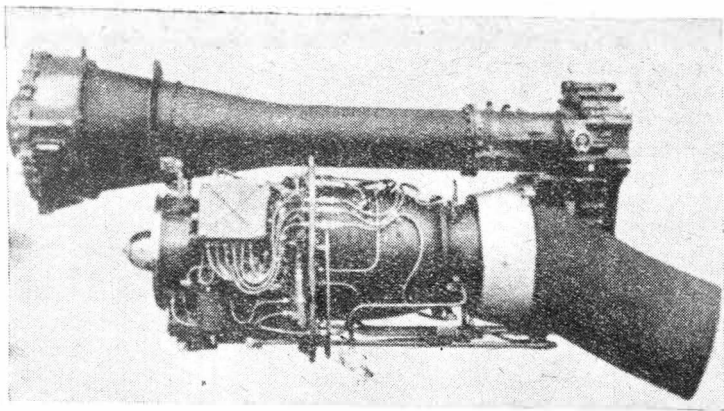
Rys. 29. Turbina śmigłowa Allison T56 z osobnym karterem śmigłowym

Jednoczesne zastosowanie synchronizatora i synchronofazera na kilku czterosilnikowych transportowcach wykazało, że można osiągnąć obniżenie poziomu szumu rzędu 10 db. Wynik ten został okupiony bardzo dużym nakładem badań przy opracowywaniu i adaptacji odpowiednich układów automatycznych o wysokiej dokładności, niezawodności i trwałości.

Układ synchronofazera obejmuje tachogeneratory elektryczne umieszczone na silnikach i dostarczające sygnały odniesienia dla synchronofazacji, dla każdego śmigła osobno. Sygnal poprawkowy powstaje w serwomechanizmie, reagującym na ilość obrotów i na różnicę faz pomiędzy tachogeneratorami silnika matki i silników siostrzanych i zostaje przekazany do odpowiednich regulatorów śmigłowych.

Kojarzenie i przesyłanie sygnałów wynikowych do regulatorów dokonuje się dzięki elektronicznej maszynie liczącej, pokazanej na rys. 26. Na rys. 27 pokazano schemat blokowy urządzenia dla synchronizacji i synchronofazacji.

Interesującym przykładem jest automatyzacja zastosowana na STOL Breguet 941. Jest to samolot 4-silnikowy, 4-śmigłowy, którego schemat ogólny widzimy na rys. 18. Ze względu na bezpieczeństwo lotu, zwłaszcza przy starcie i lądowaniu na wypadek wadliwości lub zatrzymania się jednego z silników, wszystkie cztery śmigła sprzężone są jednym giętkim wałem. Wadliwy silnik zostaje automatycznie odsprężony. Wspólna transmisja zapewnia nie tylko



Rys. 30. Turbina śmigłowa Turbomeca Turmo z osobnym karterem śmigłowym

równomierny rozkład ciągu, dzięki nadal pracującym wszystkim czterem śmigłom, lecz zapewnia również synchronizację obrotów. Również dzięki wspólnej transmisji zapewniona jest synchronizacja, czyli drugi czynnik powodujący zmniejszenie szumu i drgań. Trzeba dodać jednak, że stuprocentowa synchronizacja bywa niepożądana, gdyż w niektórych samolotach minimum poziomu szumów zachodzi przy pewnej niewielkiej fazowości. Na rys. 28 widać „elastyczną” ogólną transmisję samolotu Breguet 941, łączącą wszystkie cztery śmigła. Transmisja spoczywa w również „elastycznych” łożyskach i mieści się w pobliżu krawędzi natarcia skrzydła.

W tymże układzie śmigłowym przewidziano automatyczne urządzenia kontrolne, synchronizujące odwrócenie skoku śmigieł leżących symetrycznie — w czasie hamowania śmigłami przy dobiegu lądowania. Przewidziano również urządzenie na wypadek uszkodzenia któregoś ze śmigieł, mianowicie: uszkodzone śmigło zostaje zatrzymane i ustawione w chorągiewkę.

W samolotach SVTOL najbardziej drażliwa jest sprawa nagłej straty ciągu lub nagłe powstanie asymetrii ciągu. Jeżeli aparat posiada kilka śmigieł lub kilka dwuchaw, wówczas odpowiednio sprawnie reagujący system automatyczny może przywrócić symetrię w dostatecznie krótkim czasie.

#### Urządzenia przeciwooblodzeniowe

Urządzenia przeciwooblodzeniowe na łopatach śmigłowych stosuje się wtedy, gdy przewiduje się, że samolot może znaleźć się w warunkach sprzyjających dla pokrywania się łopatek lodem. Może to mieć miejsce, gdy trasa samolotu prowadzi przez obszary o różnych warunkach atmosferycznych lub też lot odbywa się na różnych wysokościach.

Zasadniczo oblodzenie powstaje wówczas, gdy powierzchnia łopaty jest ochłodzona do temperatury poniżej 0°C. Kropelkowa zawiesina wody, znajdująca się w powietrzu, zamarza przy zetknięciu się z taką powierzchnią. Oblodzenie łopatek następuje bardzo szybko, często w ciągu 1-ej minuty. Warstwa lodu może łatwo osiągnąć grubość, która pogarsza charakterystykę śmigła, co w krytycznych warunkach może mieć katastrofalne następstwa, na przykład gdy samolot jest przeciążony i leci zbyt blisko gór. Oprócz spadku sprawności oblodzonego śmigła, wskutek zmiany kształtu profilów łopatek przeważnie powstają również niebezpieczne drgania.

Najwłaściwszym sposobem usuwania lub zapobiegania oblodzeniu łopatek okazało się ogrzewanie elektryczne za pomocą elektrycznych elementów grzejnych, umieszczonych wzdłuż okolicy krawędzi natarcia łopatek, lecz nie na całej długości. Prądnicę umieszcza się tuż za śmigłem.

Elementy grzejne w przypadku łopatek o powierzchni metalowej przyklejane są za pomocą klejów z żywic sztucznych, a następnie całą łopatę pokrywa się warstwą plastiku odpornego na działanie atmosferyczne.

W przypadku łopatek z włókna szklanego i sztucznych żywic lub łopatek o konstrukcji mieszanej, których powierzchnię zewnętrzną stanowi sztuczna żywica, zamontowanie grzejników przeciwooblodzeniowych jest o wiele łatwiejsze i doskonalsze.

Oslony piast śmigłowych są elementami stosunkowo mniej krytycznymi, o ile chodzi o skutki ich oblodzenia, jednak są również zaopatrywane w urządzenia przeciwooblodze-

niowe. Ponieważ ostatnio coraz częściej osłony piast wykonywane są z tworzyw sztucznych, więc montaż grzejników jest ułatwiony; zostają one po prostu zatopione w masie tworzywa osłony.

#### Wspólny karter śmigłowy

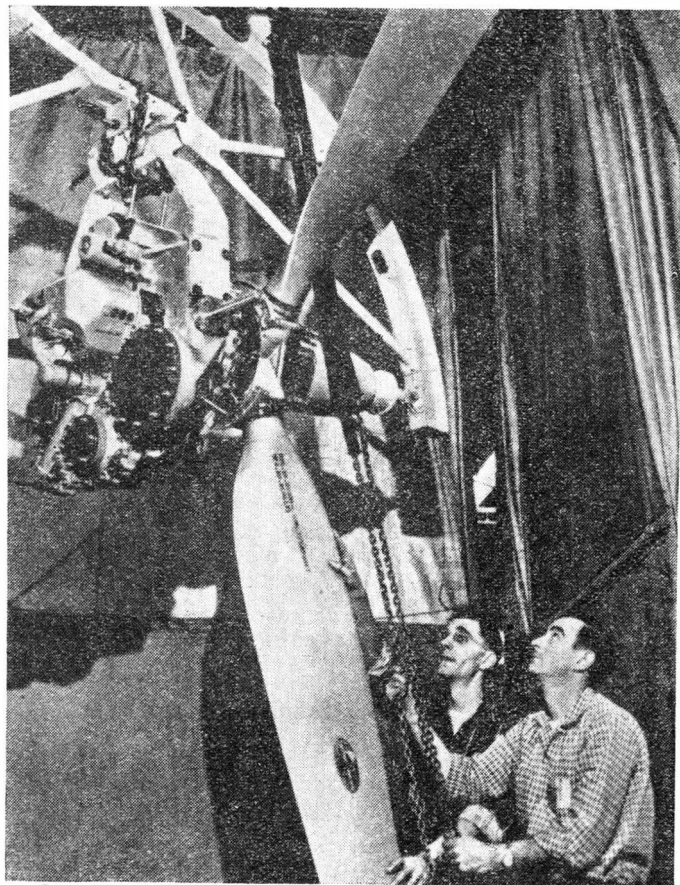
Jedną z możliwości zmniejszenia ciężaru mechanizmów śmigłowych, jak się okazało w praktyce, jest zgrupowanie ich łącznie z reduktorem i piastą śmigłową we wspólnym karterze śmigłowym. Kołnierze tego karteru łączy się na możliwie największej średnicy z karterem turbiny. Rozwiązanie to nazywane jest „nose mount”, czyli po polsku „montaż nosowy”, a u nas nazwano go „wspólnym karterem” śmigłowym. Otóż dzięki wspólnemu karterowi wszelkie obciążenia pochodzące od śmigła, z wyjątkiem momentu obrotowego, zostają przeniesione na karter silnika lub turbiny. Śmigło osadzone jest na krótkim wałku przenoszącym moment obrotowy. Wspólny karter był już stosowany dla śmigieł o średnicy sięgającej 6 metrów. Ogólnie biorąc, zysk na ciężarze z zastosowania wspólnego karteru wynosi około 20% ciężaru samego śmigła.

Dzięki wspólnemu karterowi rozwiązano w dość łatwy sposób zdalny napęd śmigła, jak to ma miejsce na przykład w kilku typach turbin śmigłowych, w których śmigło wraz ze wspólnym karterem znajduje się w znacznej odległości od turbiny, jak w turbinie Allison T56 lub w turbinie General Electric T64.

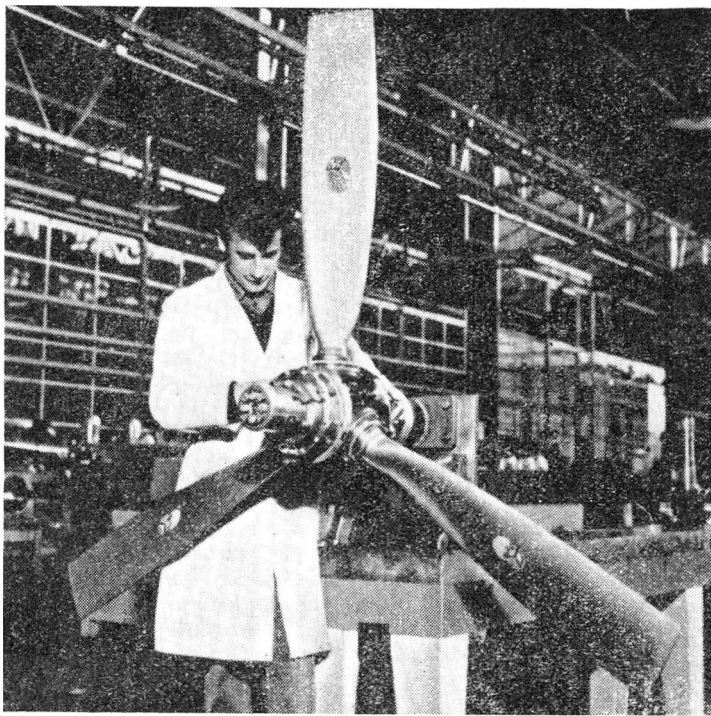
Zastosowanie oddzielnego wspólnego karteru pozwala ponadto na przemieszczanie wału śmigła zarówno w dół jak i w górę względem osi turbiny, co ułatwia zastosowanie danej turbiny w różnych samolotach i aparatach. Długość turbiny Allison T56 łącznie z karterem śmigłowym jest znaczna; turbina ta została zaprojektowana dla samolotów o dużej cięciwie skrzydła (rys. 29).

W układzie turbiny firmy Turbomeca typu Turmo wał śmigła wraz ze wspólnym karterem umocowano nad turbiną, przy czym transmisja znajduje się z tyłu turbiny. Tym sposobem uzyskano bardzo zwartą budowę (rys. 30), opracowaną specjalnie dla samolotu STOL Breguet 941.

Na rys. 31 pokazano śmigło de Havilland 73EGB1 dla turbiny General Electric T64. Dzięki umieszczeniu regulatora, reduktora i innych mechanizmów we wspólnym



Rys. 31. Śmigło de Havilland 73EGB1 dla turbiny General Electric T64



Rys. 32. Śmigło Ratier-Figeac, typ HF-76 z zespołem mechanizmów we wspólnym karterze. Średn. 1,9 do 2,5 m

karterze uzyskano zmniejszenie zarówno ciężaru, jak i objętości tych urządzeń.

Bardzo zwartą konstrukcją posiadają mechanizmy śmigieł Ratier-Figeac. Na rys. 32 pokazano montaż takiego śmigła trójłopatowego typu HF-76. Przesławianie łopatek odbywa się elektrycznie i jest dopasowane do turbiny Turbomeca Astazou 2 o mocy 560 KM. Oprawy łopatek leżą bardzo blisko osi i osłona piasty wypada mała. W zależności od typu samolotu średnice śmigieł HF-76 wynoszą 1,92 do 2,5 m. Ilość obrotów śmigła 2400 obr/min. Śmigła te pracują na następujących samolotach: MH 1521, Nord 1110, Beech, Potez 840, Dornier Do 27, Pilatus Porter itd.

Inna seria śmigieł Ratier-Figeac, z hydraulicznym przesławianiem łopatek została dopasowana do turbiny Turbo-

meca Bastan, o mocy ok. 1000 KM, średnice śmigieł wynoszą 2,59 i 2,9 m. Ilość obrotów 1812 obr/min. Ten typ śmigieł napędza następujące samoloty: Beechcraft PD.18, Morane 1500 oraz Super Eroussard firmy Nord Aviation. Obecnie firma Ratier-Figeac opracowuje wersję śmigła czterolopatkowego.

Na przykładzie turbiny General-Electric T64 przedstawimy korzyści wspólnego karteru śmigłowego.

1. Obniżenie ciężaru przez ominięcie jednego z wałów napędowych. Wskutek tego można piastę śmigła umieścić bliżej reduktora. Regulacja, która dawniej była umieszczana pomiędzy piastą śmigła i reduktorem, obecnie leży za reduktorem.
2. Ułatwia się dopływ ciepła z łożysk śmigła, ponieważ obieg oleju śmigłowego i reduktorowego ujęty jest razem i może być podłączony do tej samej chłodnicy.
3. Dzięki skróconej długości układu odpada część osłony, leżąca za śmigłem. Przy średnicy śmigła 4,72 m. typu de Havilland 63E60 odnosi się tutaj zmniejszenie długości, wynoszące około 36 cm.
4. Przy tego rodzaju rozwiązaniu daje się łatwo przestawić kierunek obrotów.
5. Średnica pierścieniowego prowadzenia oleju pomiędzy nieruchomym urządzeniem regulacyjnym i obracającym się śmigłem jest normalnie większa niż średnica wału śmigłowego. Wskutek tego ciśnienie oleju musi zawierać się w dość ciasnych granicach. Jeśli jednak mechanizm regulacyjny znajduje się za reduktorem, to pierścień olejowy wypada mniejszy. Maleje więc przekrój szczeliny i maleje prędkość obwodowa w miejscach uszczelnienia, stąd w razie potrzeby można zwiększyć ciśnienie oleju.
6. Dzięki zwartej budowie śmigła łącznie z regulacją, reduktorem, napędami pomocniczymi i innymi częściami składowymi reduktora, jak pompy olejowe, miernik momentu hamującego itp., całość wypada o mniejszej objętości i lżejsza.
7. Znacznie łatwiej można dokonywać zabudowę i wybudowanie regulatora oraz jego dogład, jeśli regulator znajduje się za reduktorem.
3. Łożyska reduktora są tak ułożone, że podstawa kół planetarnych epicyklicznego zespołu kół nie przenosi żadnych momentów śmigła.
9. Dla łatwiejszego dogładu hamulec zespołu śmigło-reduktor znajduje się na zewnątrz karteru.

Mgr inż. JERZY BUĆ

Katedra Technologii Mechanicznej  
Ogólnej i Lotniczej PW

## Rzeczywista powierzchnia styku metali

*W artykule omówiono znaczenie rzeczywistej powierzchni styku jako parametru technicznego, zależność jej od mikrogeometrii powierzchni, metodę pomiaru oraz otrzymane zależności.*

Ogólne związki między udziałem nośnym (rzeczywistą powierzchnią styku) a niektórymi parametrami geometrycznymi powierzchni obrabianej oraz ważniejsze metody pomiarowe udziału nośnego zostały omówione w dwóch kolejnych numerach 1—2 i 3—4 „Techniki Lotniczej” z 1961 r.

W niniejszym artykule przedstawione zostaną wyniki badań własnych nad rzeczywistą powierzchnią styku<sup>1)</sup> dwóch metali.

### Zarys zagadnienia

Wskutek istnienia nierówności powierzchni, styk dwóch metali zachodzi zawsze w oddzielnych punktach. Dlatego też i RPS będzie zawsze stanowiła tylko część nominalnej powierzchni styku.

Wzajemne oddziaływanie powierzchni w procesie tarcia zachodzi tylko w obszarze rzeczywistej powierzchni styku. Określenie jej jest zatem niezbędne dla badania całości zjawisk towarzyszących tarcia i zużyciu.

Jeżeli się rozważy dwie powierzchnie obciążone siłą, wówczas obciążenie na jednostkę powierzchni oblicza się według schematu obciążenia. W dotychczasowych konstrukcjach oblicza się wyłącznie powierzchnie nominalne (makrogeometryczne), to znaczy takie, jakie wynikają z podanych wymiarów. Ponieważ jednak takie dwie współpracujące powierzchnie stykają się ze sobą tylko wierzchołkami nierówności, a obliczone naciski odniesione są do nominalnej powierzchni styku, zatem będą istniały elementy powierzchni, które nie są w ogóle obciążone i równocześnie takie, których obciążenie znacznie przekracza wartości obliczeniowe.

W świetle współczesnych teorii, siła tarcia jest równa iloczynowi jednostkowej siły tarcia i RPS; zatem dla obliczenia siły tarcia trzeba znać czynniki wpływające zarówno

<sup>1)</sup> Rzeczywista powierzchnia styku będzie oznaczona dalej przez RPS.



na jednostkową siłę tarcia, jak i na RPS. Od wielkości rzeczywistych nacisków przy tarcii zależy ilość ciepła wydzielająca się w obszarze styku. Podwyższona temperatura i duże naciski w punktach styku powodują intensywne zużycie, powstawanie zwarć adhezyjnych, wyrwanie cząstek materiału itp., co w konsekwencji prowadzi do zniszczenia powierzchni (np. zatarcia), czyniąc ją bezużyteczną pod względem eksploatacyjnym. Zmniejszenie zużycia części maszyn w węzłach tarciovych i podwyższenie pewności ich pracy, jest możliwe przy obniżeniu nacisku w punktach styku powierzchni współpracujących. Można to osiągnąć przez właściwy dobór rzeczywistych nacisków w obszarze styku, w zależności od warunków i czynników wpływających na rozpatrywany proces tarcia. W tym celu niezbędna jest znajomość RPS (lub udziału nośnego) lub metody pozwalającej na określenie jej, w zależności od geometrii powierzchni, własności materiału i obciążenia.

Z kolei, zbyt daleko idące obniżenie nacisków jest niekorzystne ze względu na wzrost ciężaru i gabarytów konstrukcji. Stąd wniosek, że należy dobierać takie metody obróbki powierzchniowej, które pozwolą na otrzymanie RPS bliskiej żądanej, wynikającej z warunków pracy danego urządzenia. Niezbędne jest zatem zbadanie wpływu rodzaju obróbki oraz innych własności użytkowych powierzchni na wielkość RPS.

Jeżeli przyjąć, że siła tarcia nieprzerwanie rośnie ze wzrostem RPS (od pewnej wielkości chropowatości i RPS), wówczas trwałość połączeń wciskanych może być, między innymi, określana przez wielkość tej powierzchni.

Od wielkości RPS będzie niewątpliwie zależało przewodzenie ciepła i elektryczności przez styki. Bliższe zbadanie tej zależności jest bardzo istotne, szczególnie przy projektowaniu takich elementów konstrukcji, które współpracują ze sobą w zakresie dużych prędkości, a jednocześnie muszą zabezpieczać dobre przewodzenie prądu lub ciepła.

Zatem dla wszystkich połączeń — zarówno spoczynkowych, jak i ruchowych — gdy zachodzi w nich bezpośredni styk obu twardych ciał, RPS jest jednym z najważniejszych parametrów, charakteryzujących nie tylko trwałość połączenia, lecz i procesy zachodzące przy styku dwóch metali.

W artykule przyjęto następujące określenia:

- $S_n$  — nominalna (geometryczna) powierzchnia styku — miejsce geometryczne wszystkich możliwych, rzeczywistych (elementarnych) powierzchni styku; określają ją wymiary stykającego się ciała;
- $S_k$  — konturowa powierzchnia styku (lub elementarne pole makrostyku) — powierzchnia utworzona przez objętościowy zgniot ciał uwarunkowany falistością; na powierzchni konturowej leżą wszystkie rzeczywiste powierzchnie styku;
- $S_r$  — rzeczywista (fizyczna) powierzchnia styku — stanowi sumę elementarnych rzeczywistych powierzchni styku (lub inaczej elementarnych pól mikrostyków).

Na podstawie tych definicji można wprowadzić względne, bezwymiarowe wielkości charakteryzujące styk dwóch powierzchni:

$$\eta_\mu = \frac{S_r}{S_k} \text{ — mikroudział nośny}$$

lub inaczej — elementarny udział nośny

$$\eta_m = \frac{S_k}{S_n} \text{ — makroudział nośny}$$

Gdy falistość nie występuje, wówczas oczywiście  $S_k = S_n$  i  $\eta_m = 1$ .

Jak łatwo zauważyć:

$$\eta_r = \eta_\mu \cdot \eta_m$$

#### Parametry i charakterystyki geometryczne powierzchni chropowatych

Za podstawowy parametr chropowatości powierzchni przyjęto bezwzględną wartość średniego arytmetycznego odchylenia profilu od linii średniej, oznaczoną przez  $R_a$ .

Na podstawie profilogramu chropowatości zdjętego z powierzchni badanej sporządza się krzywą nośności, tzw. krzywą Abbota. Krzywa ta charakteryzuje rozkład wysokości

wierzchołków chropowatości, ich kształt oraz pozwala na określenie wielkości udziału nośnego przy wzroście zbliżenia wskutek obciążenia lub w miarę starcia wierzchołków. Pełniejszą charakterystykę mikrogeometrii powierzchni chropowatej dają krzywe nośności powierzchniowej, sporządzone z profilogramów zdjętych w dwóch wzajemnie prostopadłych kierunkach: wzdłuż i poprzecznie do śladów obróbki. Z każdego z tych profilogramów sporządza się krzywe nośności. Odcięte krzywych, dla tych samych wielkości zbliżenia, przemnożone przez siebie dają odciętą krzywą nośności powierzchniowej. Tak sporządzona krzywa ma te same zalety w odniesieniu do powierzchni, co krzywa nośności liniowej w odniesieniu do przekroju płaskiego (profilogramu). Dla celów porównywania powierzchni o różnych gładkościach, wygodniej jest stosować współrzędne względne, np. oznaczając:

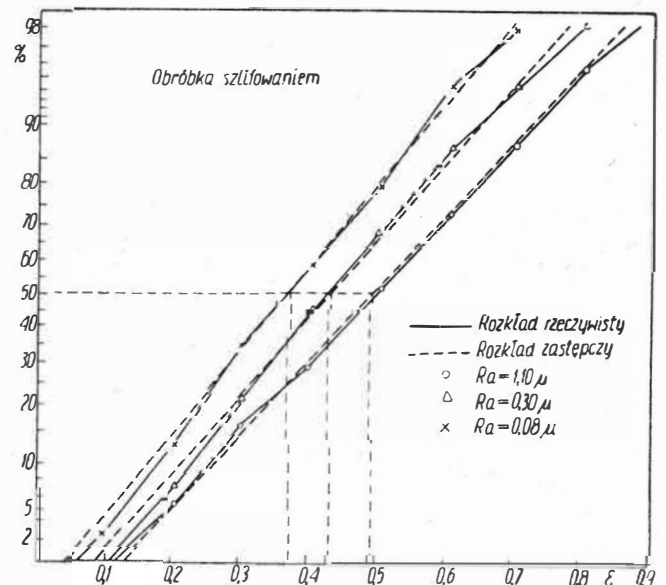
$$\varepsilon = \frac{a}{R_{max}} \frac{\text{zbliżenie}}{\text{maks. wysokość chropowatości}}$$

Górną część krzywej nośności powierzchniowej można aproksymować równaniem:

$$\eta = b \cdot \varepsilon^r$$

Jak wykazały doświadczenia, zależność ta aproksymuje krzywe empiryczne z wystarczającą dokładnością w zakresie  $0-0,5\varepsilon$ . Parametry  $b$  i  $r$  wyznaczono w prosty sposób z danych doświadczalnych. Z porównania otrzymanych wartości wynika, że w zakresie danego sposobu obróbki ze wzrostem gładkości ( $R_a$  maleje), rośnie wyraźnie parametr  $b$ , natomiast  $r$  zmienia się nieznacznie.

Mierząc chropowatość wzdłuż przypadkowych kierunków, można zauważyć, że na niektórych próbkach będą istniały kierunki uprzywilejowane, to znaczy takie, przy których będą zawsze występowały wartości maksymalne. Łatwo z kolei zauważyć, że maksymalne wartości wysokości chropowatości otrzymuje się w kierunku prostopadłym do dominujących śladów obróbki, a minimalne wzdłuż śladów obróbki. Powierzchnie takie będą nazwane anizotropowymi, a przyjmując określenia kierunkowości zawarte w PN-58/M-04250, można zaliczyć do nich wszystkie powierzchnie o wielokierunkowej, promieniowej, krzywoliniowej i skrzyżowanej strukturze śladów. Do powierzchni anizotropowych zalicza się powierzchnie obrobione, na przykład: dłutowaniem, struganiem, szlifowaniem, przeciąganiem, toczeniem, wierceniem, rozwiercaniem, frezowaniem. Przeprowadzone badania wykazały, że anizotropia chropowatości maleje ze wzrostem gładkości. Powierzchnie o jednakowej wysokości chropowatości w każdym kierunku nazwane są izotropowymi. Zalicza się do nich powierzchnie o strukturze śladów: wielokierunkowej, skrzyżowanej krzywoliniowej oraz bezkierunkowej. Do powierzchni tych zalicza się obrobione po-

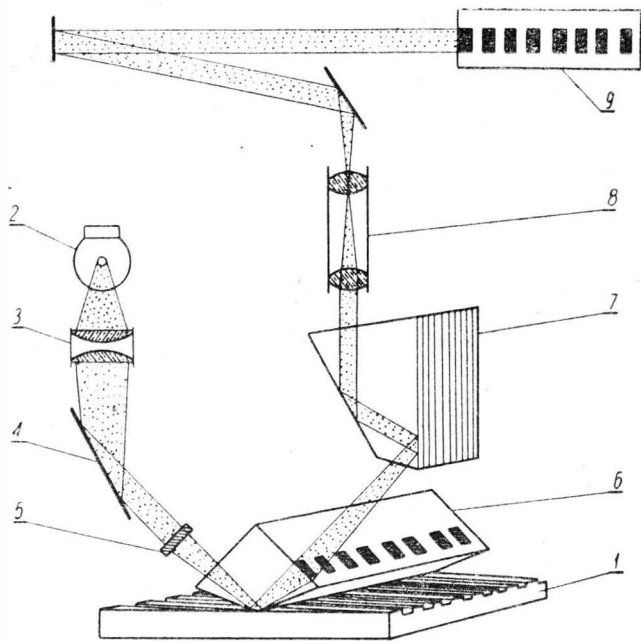


IL-38/65-R1

Rys.1. Analiza rozkładu wierzchołków chropowatości przy zastosowaniu regularnej siatki Laplace'a

wierzchnie na przykład piaskowaniem, docieraniem strumieniowym, oscylacyjnym, między tarczami, docieraniem ręcznym, skrobaniem, elektrochemicznie i elektroiskrowo.

Krzywe nośności powierzchniowej mogą być jednakowe lub bardzo zbliżone, pomimo iż otrzymano je z powierzchni różnie obrabionych, wobec tego należy podać parametry określające kształt wierzchołków chropowatości, a mianowicie: promień  $r$  zaokrąglenia wierzchołków i kąty  $\beta$  ich pochylenia. Przeprowadzone badania wykazały, że ze wzrostem gładkości dla danego rodzaju obróbki rośnie promień zaokrąglenia wierzchołków chropowatości, a maleje kąt ich pochylenia. Otrzymane wartości  $r$  dla powierzchni izotro-



PL-39/65-R2

Rys. 2. Schemat optyczny przyrządu do pomiaru rzeczywistej powierzchni styku. 1 — próbka, 2 — żarówka, 3 — kondensator, 4 — lustro, 5 — filtr polaryzujący, 6 — pryzmat diamentowy, 7 — pryzmat kieszonkowy, 8 — obiektyw, 9 — matówka

powych są większe niż dla powierzchni anizotropowych, a kąty  $\beta$  mniejsze. Poza tym, w przypadku powierzchni anizotropowych, promienie zaokrąglenia wierzchołków chropowatości są różne wzdłuż i poprzecznie do śladów obróbki (wzdłuż śladów obróbki znacznie większe niż w kierunku prostopadłym).

Wielkość RPS zależy nie tylko od parametrów geometrycznych mikronierówności, lecz także od rozkładu ich wysokości. Dla obróbek powierzchni poddanych badaniu, określanie rozkładu wysokości wierzchołków chropowatości względem linii średniej przeprowadzono za pomocą regularnych siatek Laplace'a.

Przykładowo wykresy funkcyjne rozkładu przedstawiono na rys. 1 — dla powierzchni anizotropowej. Dla powierzchni anizotropowej wykresy te przedstawiają rozkłady wysokości wierzchołków chropowatości w płaszczyźnie prostopadłej do śladów obróbki. Wykresy takie sporządzono dla szeregu obróbek. Wszystkie przypadki dowodzą, że rozkłady wysokości wierzchołków chropowatości są zbliżone do rozkładu normalnego. Wykonane dodatkowo obliczenia sprawdzające przy zastosowaniu testu normalności  $\chi^2$  nie doprowadziły do odrzucenia przyjętej powyżej hipotezy. Wyniki badań parametrów rozkładu (odchylenia średniego i wartości średniej) wysokości wierzchołków chropowatości wykazały, że ze wzrostem gładkości rośnie ilość wierzchołków w górnych warstwach. Otrzymane wyniki szczególnie silnie uwypuklają celowość stosowania obróbek wykańczających, takich jak docieranie ręczne i strumieniowe oraz elektro-polerowanie.

Przeprowadzone badania dla powierzchni anizotropowych, rozkładu wysokości wierzchołków chropowatości wzdłuż śladów obróbki wykazały, że rozkłady te mają w przybliżeniu charakter równomierny.

## Stosowana metoda pomiaru RPS

Do pomiaru RPS zastosowano przyrząd optyczny, oparty na zasadzie zakłócenia zjawiska całkowitego wewnętrzznego odbicia światła w punktach styku pryzmatu z powierzchnią badaną (tzw. metoda Mechau). W punktach rzeczywistego styku próbki z pryzmatem światło, w zależności od rodzaju stykającego się materiału, jest wygaszane w pełni bądź częściowo. W świetle odbitym są wówczas widoczne mniej lub bardziej ciemne pola styku na jasnym tle. Schemat optyczny stosowanego przyrządu, pokazany na rys. 2, nie wymaga bliższego objaśnienia.

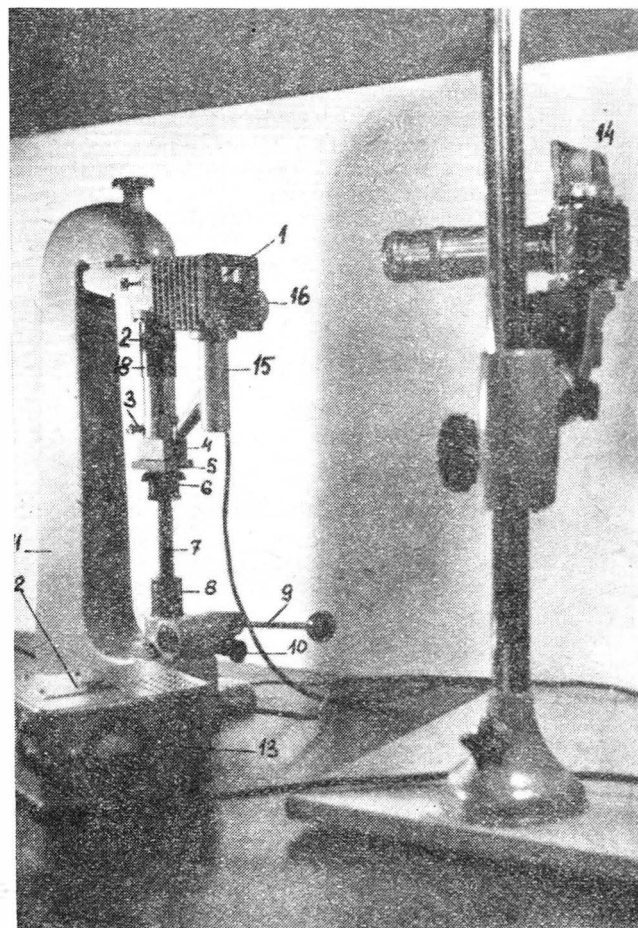
W badaniach stosowano przyrząd typu Visoport, firmy Kordt and CO. GMBH, Lehren and Feinbau, wyposażony w pryzmat diamentowy. Na rys. 3 przedstawiony jest widok ogólny przyrządu. Obraz otrzymany na matówce może być w prosty sposób fotografowany. Przykładowe fotogramy RPS na powierzchniach obrabionych, przedstawiono na rys. 4.

W wykonaniu firmowym przyrząd pozwala na określenie wielkości udziału nośnego przez porównanie obrazu powierzchni styku otrzymanego na matówce, z załączonymi wzorcami fotograficznymi. W badaniach własnych wielkość rzeczywistej powierzchni styku mierzono za pomocą specjalnie zbudowanej przystawki rejestrującej, w skład której wchodzi fotopowielacz z układem zasilania oraz galwanometr.

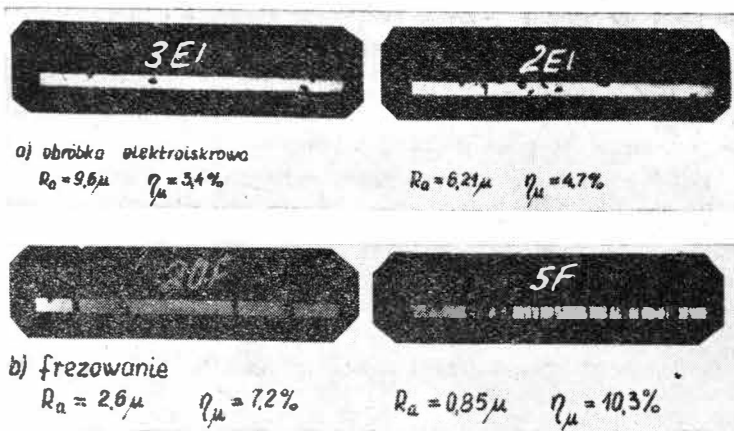
Przyrząd z dobudowaną przystawką skalowano za pomocą specjalnych, bardzo dokładnie wykonanych próbek. Otrzymano w wyniku prostoliniową zależność między udziałem nośnym a wskazaniem galwanometru. Zależność tę rozpatrywano jako prostą regresji przy założeniu, że punkty doświadczalne są obciążone jedynie błędami na osi  $y$ , zaś wartości  $x$ , czyli wzorce, są wyznaczone tak dokładnie, że ich wariancje dążą do zera. Przeprowadzone punktowe oszacowanie błędów wykazało, że na poziomie ufności 0,95, błąd względny przyrządu nie powinien przekroczyć  $\pm 2\%$ .

## Zależności mikropowierzchni styku od chropowatości

Wyniki badań wpływu chropowatości na wielkość mikropowierzchni styku przedstawiono na rys. 5 i 6. Jak widać z wykresów, mikropowierzchnia styku rośnie zawsze ze



Rys. 3. Widok ogólny przyrządu do pomiaru rzeczywistej powierzchni styku

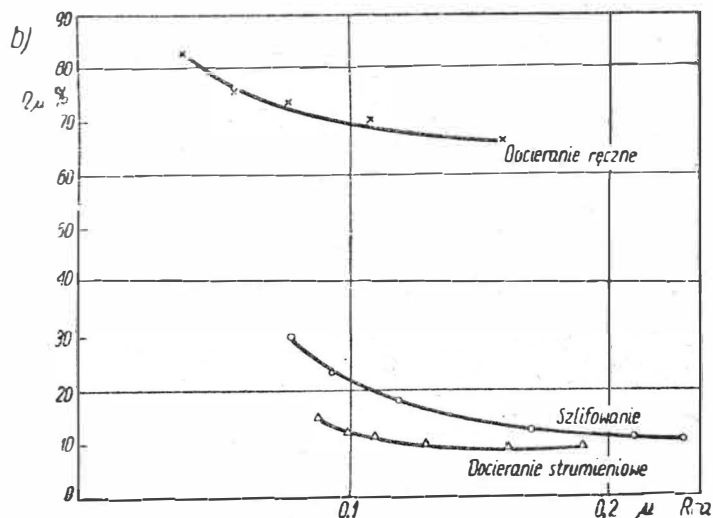
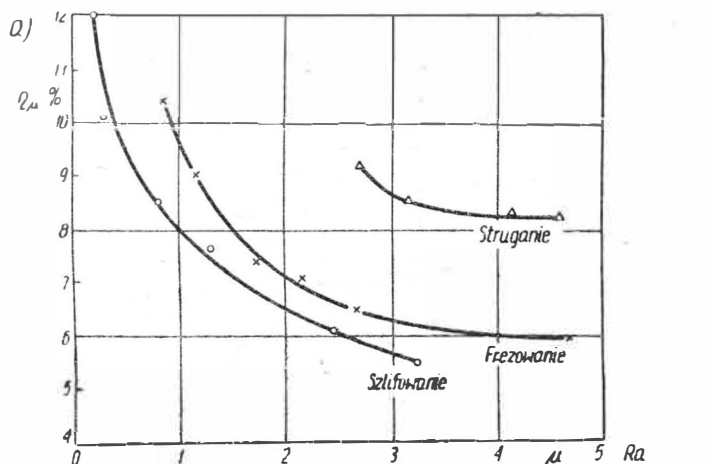


Rys. 4. Fotografje mikropowierzchni styku

wzrostem gładkości, w zakresie danego sposobu obróbki. Im większa gładkość powierzchni, tym wpływ chropowatości na wielkość mikropowierzchni styku jest większy. Porównując z kolei różne sposoby obróbki łatwo zauważyć, że przy tej samej wielkości  $R_a$  możemy otrzymać różne  $\eta_\mu$ . O charakterze tej zależności, obok innych czynników, będzie decydować przede wszystkim kształt wierzchołków chropowatości oraz rozkład ich wysokości.

W przypadku powierzchni o chropowatości anizotropowej, obrabianych szlifowaniem, frezowaniem i struganiem (rys. 5a), o wielkości  $\eta_\mu$  — w zakresie tych samych wartości  $R_a$  — będą decydowały w pierwszym rzędzie promienie zaokrąglenia wierzchołków chropowatości oraz kąty ich pochylenia.

W przypadku powierzchni o chropowatości izotropowej, obok kształtu wierzchołków chropowatości, o wielkości mi-



TL-39/65-R5

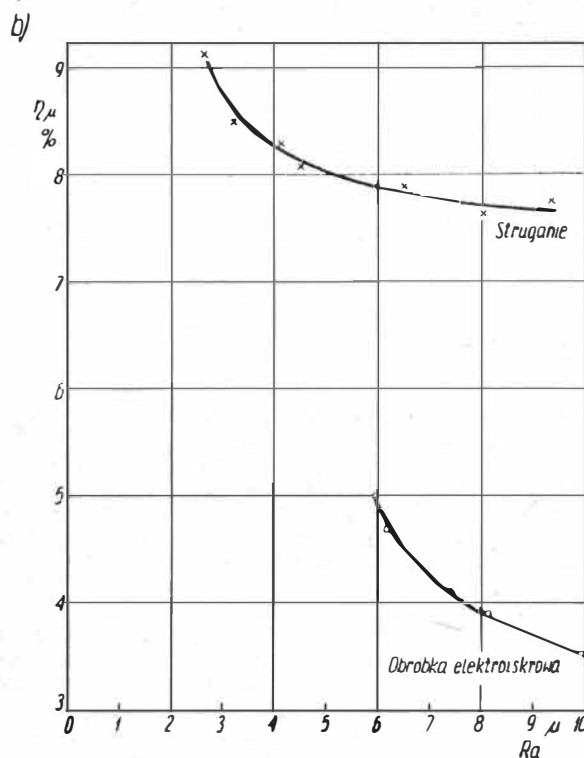
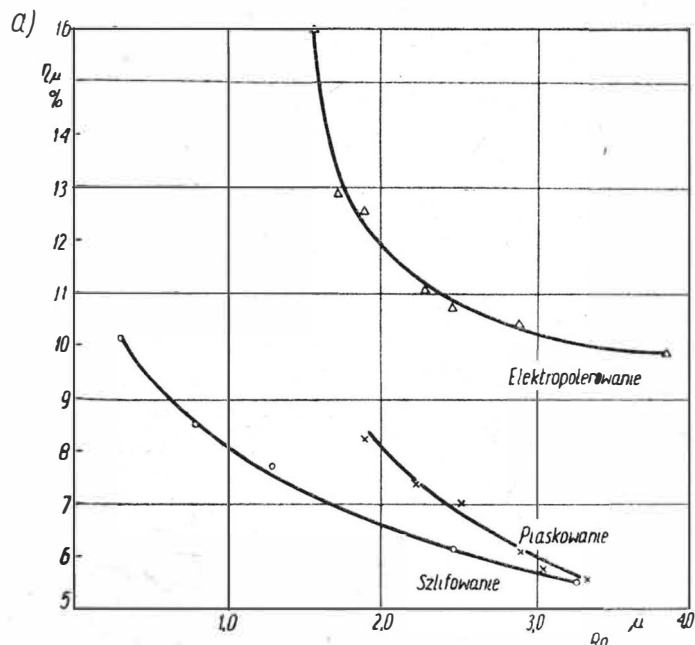
Rys. 5. Zależność mikropowierzchni styku od chropowatości

kropowierzchni styku będzie decydować w dużym stopniu rozkład wysokości wierzchołków.

Powyzsze krótkie uwagi są wynikiem obszernych badań. Uwagi te dotyczą oczywiście rozważanych obróbek tylko w zakresie chropowatości podanym na wykresach. Ekstrapolowanie wykresów poza punkty pomiarowe i wyciąganie stąd wniosków byłoby niesłuszne. W wyniku danego sposobu obróbki można bowiem otrzymać tylko pewien, właściwy jej, zakres wielkości chropowatości. Przekraczanie, a nawet czasami osiągnięcie wartości granicznych — dla danej obróbki — chropowatości może być bardzo trudne lub nie uzasadnione ze względów techniczno-ekonomicznych.

### Zależność mikropowierzchni styku od obciążenia

Zależność mikropowierzchni styku od obciążenia przedstawiono na przykładzie trzech obróbek (szlifowanie, elektropolerowanie, docieranie ręczne), a w zakresie danej



TL-39/65-R5

Rys. 6. Zależność mikropowierzchni styku od chropowatości

obróbki dla trzech różnych wartości parametru  $R_a$ . Wyniki badań przedstawiono na rys. 7.

Z wykresów widać, że ze wzrostem obciążenia następuje zmniejszanie się przyrostu  $\eta\mu$ . Zmniejszanie się to następuje tym szybciej, im większa jest wysokość chropowatości badanej powierzchni. Taki przebieg badanej zależności wynika stąd, że ze wzrostem obciążenia zachodzi umocnienie się wierzchołków chropowatości. Wielkość tego umocnienia

obróbki, że częstość wierzchołków, a zatem i ich ilość w górnych warstwach, maleje ze wzrostem chropowatości. Wobec tego w zakresie danej obróbki, zmniejszanie się przyrostu  $\eta\mu$  ze wzrostem obciążenia będzie tym intensywniejsze, im większa będzie wysokość chropowatości badanej powierzchni. Zależność tę potwierdzają otrzymane wyniki.

O umacnianiu się wierzchołków chropowatości oraz o zależności wielkości umocnienia od rozkładu wierzchołków chropowatości, wartości parametru  $R_a$  i promienia zaokrąglenia wierzchołków, świadczą wykresy otrzymane przy obciążeniu. We wszystkich przypadkach zachodzą znaczne odkształcenia plastyczne, a zatem i umocnienia wierzchołków chropowatości.

Przeprowadzone poza tym specjalne badania wykazały, że przyrost następuje przede wszystkim wskutek wzrostu ilości wierzchołków wchodzących w styk z pryzmatem. Przyrost powierzchni pojedynczego styku jest natomiast nieznaczny.

### Rzeczywista powierzchnia styku badanych powierzchni

Pomiary makropowierzchni styku wykonano metodą luminescencyjną. Metoda ta została opracowana w naszej Katedrze przez mgr inż. B. Nowickiego. W badaniach jako powierzchnię wzorcową przyjęto szklaną płytkę interferencyjną o średnicy 60 mm. Za makropowierzchnię styku uważa się powierzchnię styku próbki — uwarunkowaną fałistością — z płytką interferencyjną. Dobrana z warunków zbliżenia grubość warstwy luminoforu, którą pokrywano płytkę, wynosiła  $0,5 \mu$ . Po wprowadzeniu w styk płytki pokrytej luminoforem z badaną powierzchnią, luminofor przeniesie się na próbkę w miejscach istnienia makropowierzchni styku. Pomiar tych powierzchni wykonywano za pomocą specjalnego urządzenia (identycznego jak przystawka rejestrująca do aparatu Visoport), drogą pomiaru natężenia światła emitowanego przez luminofor oświetlony promieniami ultrafioletowymi. Otrzymane wyniki pomiarów podano w tabeli 1. Rzeczywistą powierzchnię styku obliczono z zależności:

$$\eta_r = \eta_m \cdot \eta_\mu$$

$\eta_m$  — pomiar metodą luminescencyjną,  
 $\eta_\mu$  — pomiar metodą optyczną stykową (Visoport).

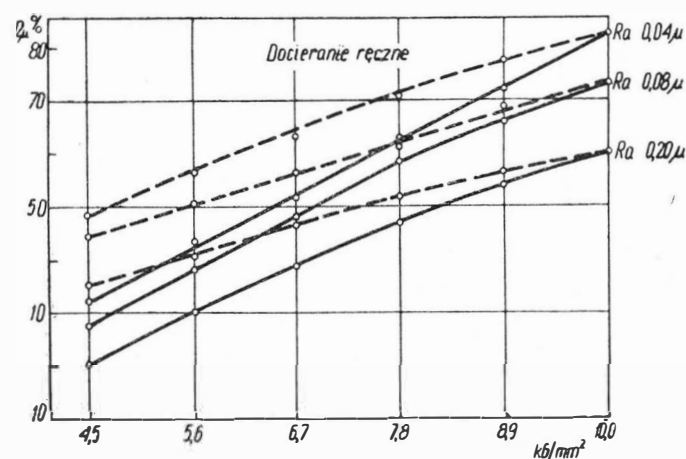
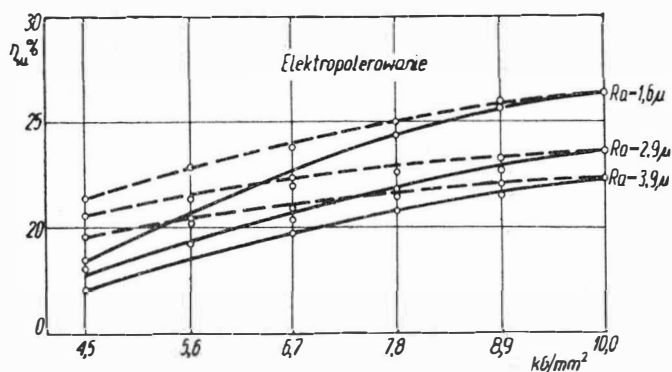
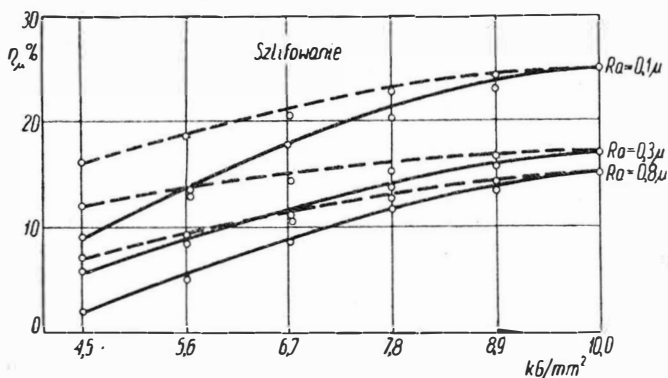
Zarówno pomiary  $\eta_m$ , jak i  $\eta_\mu$  wykonano przy tych samych wielkościach zbliżenia.

Tabela I

Porównanie  $\eta_u$ ,  $\eta_m$  i  $\eta_r$  dla wybranych obróbek

Rodzaj obróbki	$R_a (\mu)$	$\eta_\mu (\%)$	$\eta_m (\%)$	$\eta_r (\%)$
Szlifowanie	0,08	30,7	2,69	0,52
	0,12	13,0	2,47	0,45
	0,30	10,1	2,36	0,24
	0,80	8,5	1,13	0,10
	1,3	7,7	1,09	0,08
Struganie *)	9,42	7,53	0,23	0,017
	13,60	7,00	0,136	0,0095
	33,40	6,10	0,9363	0,0922
	33,40	6,00	0,0195	0,0011
Docieranie ręczne	0,04	82,5	2,73	2,25
	0,08	74,0	2,04	1,51
	0,11	70,0	1,42	0,99
	0,16	66,5	0,68	0,45
Docieranie strumieniowe	0,09	14,4	2,46	0,35
	0,10	12,1	1,05	0,13
	0,11	11,75	0,64	0,08
	0,13	10,3	0,273	0,03
Elektropolowanie	1,56	16,0	2,97	0,47
	2,30	11,0	1,43	0,16
	2,83	10,4	1,0	0,10
	3,86	9,8	0,82	0,08

\*)  $R_a$  — obliczono z profilogramów.



TL-38/65-R7

Rys. 7. Zależność mikropowierzchni styku od obciążenia (linia ciągła — obciążenie, linia przerywana — odciążenie)

będzie zależała od wysokości wierzchołków chropowatości oraz od ich rozkładu. Im większa jest ilość wierzchołków wchodzących w styk z pryzmatem oraz im większe są promienie ich zaokrąglenia, tym mniejsze będzie obciążenie pojedynczego wierzchołka, a zatem i jego umocnienie. Na przykład zależność  $\eta\mu$  od obciążenia dla powierzchni docieranych ręcznie, które charakteryzują się dużą ilością wierzchołków chropowatości w jej górnych warstwach, ma charakter niemal liniowy. Natomiast dla powierzchni obrabianych szlifowaniem, dla których częstości wierzchołków chropowatości w górnych jej warstwach są małe, obserwuje się wyraźnie zmniejszanie się przyrostu  $\eta\mu$  ze wzrostem obciążenia. Poza tym promienie zaokrąglenia wierzchołków chropowatości są znacznie większe dla powierzchni docieranych ręcznie niż dla szlifowanych.

Wspomniane poprzednio badania rozkładów wysokości wierzchołków chropowatości wykazały w zakresie danej

Z przedstawionych wyników widać, że zmiana  $\eta_m$  jest analogiczna ze zmianą  $\eta_\mu$ ; tzn. obie te wielkości maleją ze wzrostem parametru  $R_a$ , przy czym wartości  $\eta_m$  są wielokrotnie mniejsze od  $\eta_\mu$ .

Z kolei obliczone wartości  $\eta_r$  wykazują, że nawet w przypadku najbardziej gładkich powierzchni otrzymanych docieraniem (np.  $R_a = 0,04 \mu$ ), są one bardzo małe, przekraczając zaledwie 2%. Dla powierzchni struganych natomiast  $\eta_r$  jest wielokrotnie mniejsze i waha się w granicach zaledwie 0,001–0,02%. Wyniki te potwierdzają przypuszczenia F. P. Bowdena, że rzeczywista powierzchnia styku stanowi zaledwie nieznaczna część nominalnej.

### Uwagi ogólne

Rozważając spotykane powierzchnie, dla których potrzebne są specjalne wymagania jakościowe, to okazuje się, że chodzi w przeważającej części o powierzchnie współpracujące, obciążone siłami. Jeżeli więc konstruktor zaleca dla takich powierzchni warunki dotyczące jakości, to sprawdze-

nie powierzchni prawie zawsze powinno rozciągać się i na rzeczywistą powierzchnię styku. W nielicznych tylko przypadkach wymagany jest tak mały luz, jaki często podają konstruktorzy. Wynika to na ogół z tendencji zachowawczych konstruktorów, którzy uważają, że im ciasniejsza tolerancja wymiaru, którą warsztat musi wykonać bardziej precyzyjnie, tym lepsza będzie otrzymana w wyniku jakość powierzchni. Kierowanie się natomiast RPS może pozwolić na uzyskanie, przy niższych kosztach, lepszych własności eksploatacyjnych części. W wielu przypadkach może się okazać, że udział nośny jest rozstrzygającą własnością użytkową powierzchni.

Niniejszy artykuł przedstawia jedynie pewne fragmenty większej pracy wykonanej w Katedrze. Pracę tę można było wykonać między innymi dzięki Instytutowi Lotnictwa, który przekazał do użytku Katedry aparat typu Visoport. Szczególnie pragnę tu podziękować mgr inż. Z. Jakubowskiemu z Instytutu Lotnictwa oraz dyr. techn. Zjedn. Przem. Lotniczego mgr inż. J. Staszkiemu.

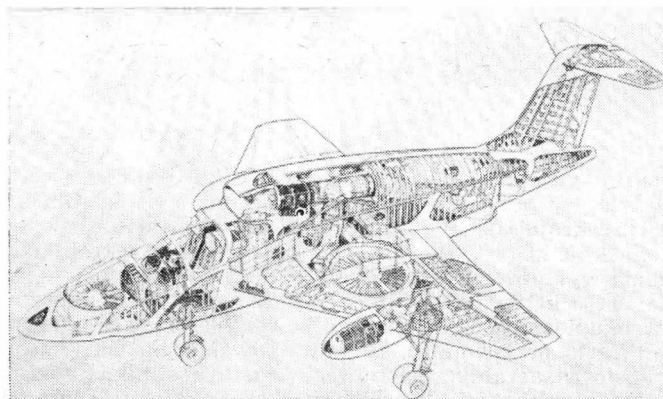
## NOWOŚCI TECHNICZNE

### PROJEKT NOWEJ WERSJI SAMOŁOTU VTOL XV-5A

Został już zakończony pierwszy etap prób w locie doświadczalnego samolotu pionowego startu Ryan XV-5A „Vertifan” zaopatrzonego w układ nośno-napędowy firmy General Electric. Jak wiadomo, układ ten składa się z dwóch turbinowych silników odrzutowych J85-5 o ciągu 1200 kG każdy, dwóch umieszczonych w skrzydle wentylatorów nośnych i jednego umieszczonego w nosowej części kadłuba wentylatora pomocniczego. W czasie pionowego startu i lądowania gazy wylotowe silników są kierowane na wieńce łopatek turbinowych, osadzonych na obwodzie wentylatorów, natomiast w czasie lotu poziomego — do umieszczonych pod kadłubem dysz. Samolot został zbudowany na zlecenie dowództwa wojsk lądowych, przy czym głównym kontrahentem była firma General Electric, odpowiedzialność za płatowiec spoczywała na firmie Ryan, a za próby w locie — na firmie Republic.

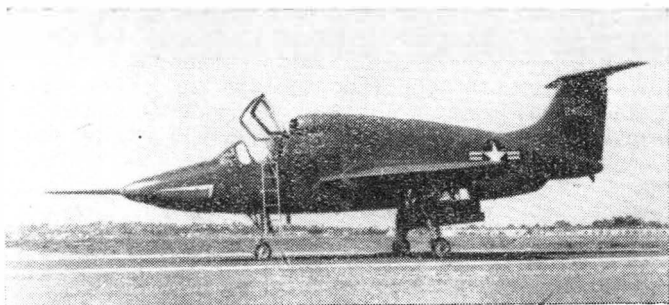
Oczywiście, wszystkie trzy firmy są zainteresowane w dalszym prowadzeniu prac nad koncepcją samolotu pionowego startu. W związku z tym opracowano projekt zmodyfikowanej wersji samolotu XV-5A, która ma umożliwić

zwiększona; zwiększoną powierzchnię ma również ster kierunku. Współczynnik obciążenia wynosi 7,33 (współczynnik obciążenia wersji doświadczalnej — 4,0). Samolot może trwać w zawisie przy prędkości wiatru o dowolnym kie-



runku 65 km/h. Samolot ma wykazywać — zgodnie z wynikami badań wersji doświadczalnej — dobre właściwości również jako samolot o skróconym starcie. Przy ciężarze całkowitym 8200 kG (tj. przy przeciążeniu 20%), rozbieg w warunkach normalnych będzie wynosił tylko 215 m, droga startu sponad 15 m przeszkodą — 430 m. Właściwości te uzyskuje się dzięki sterowanemu wektorowi ciągu wentylatorów.

Samolot jest zaopatrzony w cztery punkty do podwieszania zewnętrznych ładunków o nośności 455 kG każdy lub w dwa punkty pod skrzydłami o nośności 455 kG i jeden pod kadłubem o nośności 910 kG. Na ogólne wyposażenie samolotu składa się urządzenie radarowe do lotów przy ziemi — służące również do pomiaru odległości — i nawigatory Dopplera. Do zadań rozpoznawczych mają służyć kamery (kamera panoramiczna i kamery pionowe) do zdjęć dziennych przy dobrej pogodzie, kamera do zdjęć na podczerwień, radar o obrazowaniu bocznym i urządzenie do wykrywania źródeł promieniowania w otoczeniu samolotu. Do wykonywania zadań bojowych samolot posiada celownik do strzelania w dzień i w nocy, sprzęgnięty z urządzeniem na podczerwień lub ze skierowanym do przodu radarem, pelengator do zadań w złych warunkach atmosferycznych, przetwornik obrazów na podczerwień z oscyloskopem (dla obserwatora), wyłącznik czasowy do zrzucania bomb i pociski kierowane powietrze-ziemia GAM-83 „Bullpup”. Poza tym w podwieszonych zasobnikach samolot może zabierać pociski niekierowane lub szybkostrzelne działka.



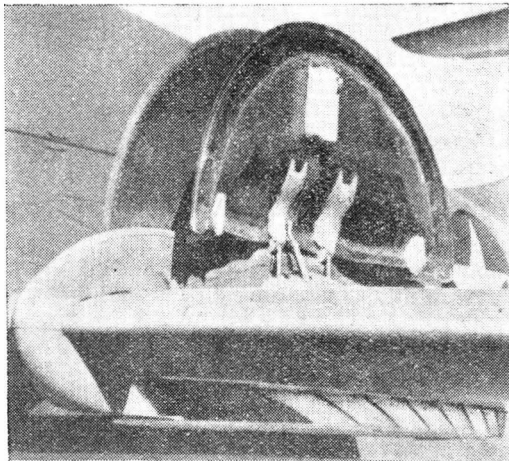
ocenę opracowanych dla samolotów pionowego startu metod taktycznych, metod szkolenia pilotów w warunkach bojowych oraz przydatności tych samolotów do wykonywania zadań bojowych. Nowa wersja samolotu, nosząca oznaczenie XV-5A O.E.Mod. (Operational Evaluation Modification), ma być wyposażona w dwa silniki J85-13 o ciągu 1335 kG i w zespół wentylatorów LF-2. Silniki te pozwolą zwiększyć ciężar całkowity samolotu przy pionowym starcie do 6800 kG (wersja doświadczalna ma ciężar 5670 kG), co umożliwi wyposażenie samolotu w broń i urządzenia specjalne. W następnym stadium rozwojowym samolot byłby napędzany silnikami J85-J1 o ciągu 1540 kG, a w końcu — silnikami GE-1 o ciągu 2270 kG.

Samolot ma zmieniony — w porównaniu z wersją doświadczalną — obrys skrzydła, którego powierzchnia została

#### Pozostałe dane samolotu

Długość	14,02 m
Rozpiętość	10,06 m
Ciężar własny	4900 kG
Ciężar całkowity przy pionowym starcie	6800 kG
Największa prędkość na wysokości 6100 m	870 km/h
Pałap praktyczny przy ciężarze całkowitym 5895 kG	11 000 m
Najmniejsza prędkość z zachowaniem sterowności przy ciężarze całkowitym 6800 kG	137 km/h
przy ciężarze całkowitym 5355 kG	83 km/h

Porównując koncepcję samolotu VTOL z wentylatorami nośnymi z europejską koncepcją samolotu VTOL zaopatrzonego w silnik z przestawialnymi dyszami wylotowymi lub w oddzielne silniki nośne, należy przede wszystkim zwrócić uwagę na około czterokrotnie większą sprawność napędową wentylatorów w stosunku do silników odrzutowych.

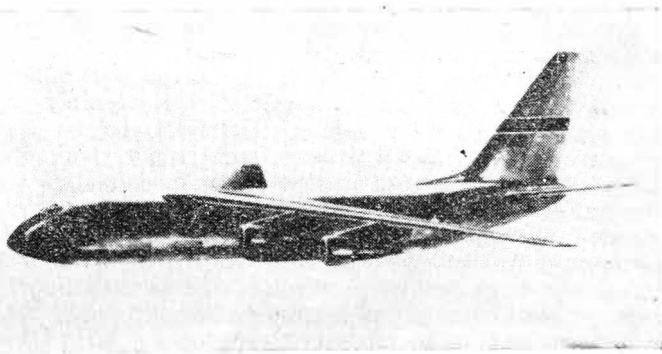


wych. Wynika to z większego wydatku powietrza przez wentylatory przy mniejszej prędkości na wylocie. Obciążenie przekroju strumienia wylotowego wentylatora wynosi około 2500 kG/m<sup>2</sup>, podczas gdy obciążenie przekroju strumienia wylotowego turbinowego silnika odrzutowego — prawie 10 000 kG/m<sup>2</sup>. Oczywiście, większa sprawność napędowa jest okupiona bardziej skomplikowaną i cięższą konstrukcją. Warto przypomnieć, że w innym amerykańskim samolocie doświadczalnym pionowego startu z silnikami odrzutowymi Lockheed „Hummingbird” wysoką sprawność napędową w czasie pionowego startu uzyskano stosując — zamiast wentylatorów — komorę ejektorową.

W.K.

#### ZMIANY W PROGRAMIE BUDOWY SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO C-5A

W wyniku opracowania w ramach programu C-5A (dawniejsze oznaczenie CX-HLS) projektów konkursowych ciężkiego samolotu transportowego zaszły poważne zmiany w danych tego samolotu. Ciężar całkowity samolotu wzrósł mianowicie do około 330 000 kG, maksymalny ciężar ładunku od 115 000—130 000 kG (lub 1000 pasażerów w przypadku pasażerskiej wersji samolotu), prędkość przelotowa ma wy-



nosić 880 km/h, a zasięg około 11 000 km. Łączny ciąg czterech silników będzie prawdopodobnie przekraczał 80 000 kG.

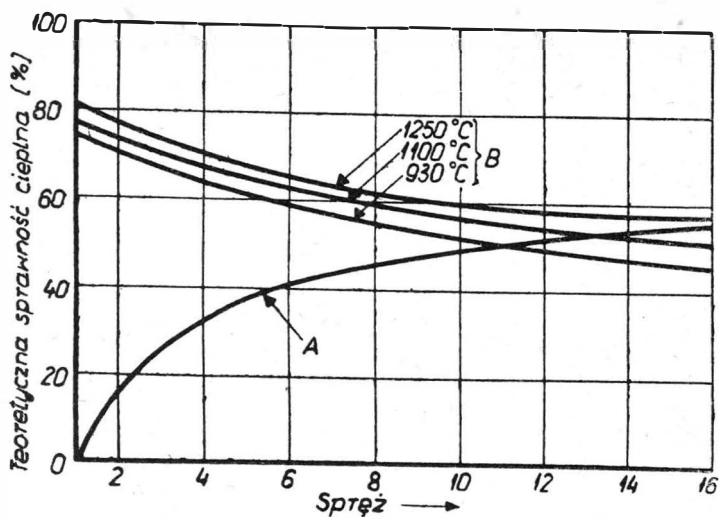
Jak wiadomo, w konkursie na budowę samolotu C-5A biorą udział trzy firmy: Boeing, Douglas i Lockheed. Każda z nich otrzymała kredyty w wysokości 6 milionów dolarów. Studia nad silnikami do napędu samolotów prowadzi firma Pratt and Whitney, która otrzymała kredyty w wysokości 1,4 miliona dolarów, i firma General Electric, której przyznano fundusze w wysokości 1,9 miliona dolarów. Na budowę prototypów silników obie firmy mają otrzymać, odpowiednio — 9,6 i 10,9 miliona dolarów. Całkowity koszt rozwoju samolotu ma wynieść 750 milionów dolarów, koszt budowy 60 samolotów, które mają wejść na uzbrojenie w latach 1968/69 — 1 miliard dolarów.

Zdjęcia przedstawiają projekty firm Douglas i Lockheed.  
W.K.

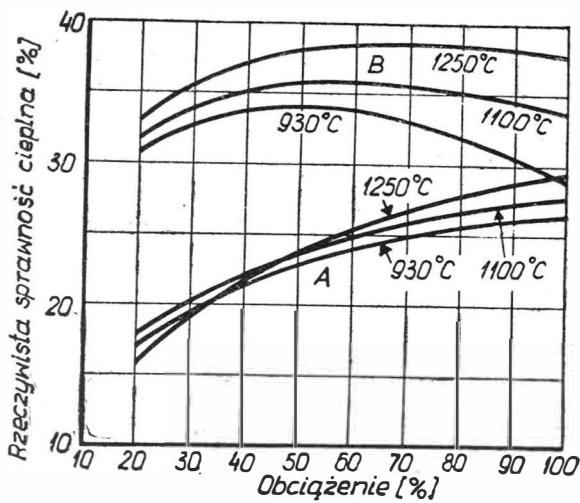
#### TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWY Z REGENERACJĄ ALLISON T 78

Turbinowe silniki śmigłowe stosunkowo powoli rozpowszechniają się jako napęd pewnych specjalnych rodzajów samolotów, jak np. samoloty do zwalczania łodzi podwodnych i samoloty do wczesnego ostrzegania. Jest to spowodowane stosunkowo małą sprawnością cieplną tych silników w warunkach, w jakich najczęściej działają te samoloty, tj. w zakresie małych prędkości i wysokości lotu przy małych obciążeniach silników (obciążenie silników w czasie wykonywania zadań przez samoloty do zwalczania łodzi podwodnych i do wczesnego ostrzegania wynosi na ogół około 35% maksymalnej mocy trwałej).

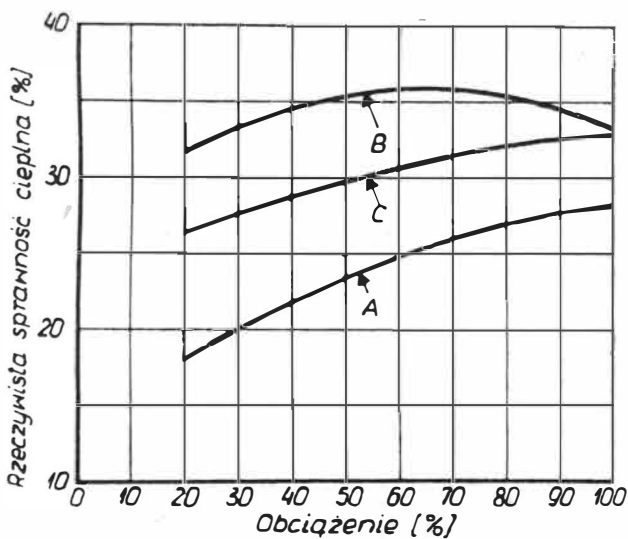
Ostatnio, postęp w technologii budowy wymienników ciepła, chłodzonych powietrzem łopatek turbinowych i sprężarek z przestawialnymi łopatkami przednich stopni stworzył możliwości budowy lotniczych silników turbinowych o obiegu z regeneracją ciepła. Jak wiadomo, w silniku turbinowym z regeneracją wykorzystuje się ciepło zawarte w gazach opuszczających turbinę do podgrzania powietrza doprowadzanego do komór spalania, dzięki czemu zmniejsza się wydatek paliwa potrzebny do uzyskania wymaganej temperatury przed turbiną. Na wykresie 1 porównano sprawność teoretyczną obiegu bez regeneracji (krzywa A), tj. obiegu Braytona, ze sprawnością obiegu z regeneracją (krzywa B) w zależności od sprężu obiegu i temperatury przed turbiną. Z wykresu widać, że sprawność bez regeneracji wykazuje silny spadek przy zmniejszaniu sprężu, natomiast sprawność obiegu z regeneracją zwiększa się, co jest bardzo istotne przy częściowych obciążeniach silnika. Taki przebieg sprawności teoretycznej obiegu z regeneracją w zależności od sprężu wynika ze wzrostu sprawności wymiennika ciepła przy mniejszych sprężach, tj. przy mniejszych temperaturach ze sprężarką i przy mniejszych wydatkach powietrza. Poza tym z wykresów 1 i 2 widać, że skuteczność regeneracji wzrasta ze wzrostem temperatury przed turbiną, skąd wynikają zalety regulacji silnika przy stałej temperaturze przed turbiną niezależnie od obciążenia silnika. Najlepiej ilustruje to wykres 3, na którym przedstawiono rzeczywistą sprawność cieplną silnika bez regeneracji (krzywa A), silnika z regeneracją regulowanego przy stałej temperaturze przed turbiną (krzywa B) i silnika z regeneracją, regulowanego przy zmiennej temperaturze przed turbiną (krzywa C) w zależ-



Wykres 1



Wykres 2



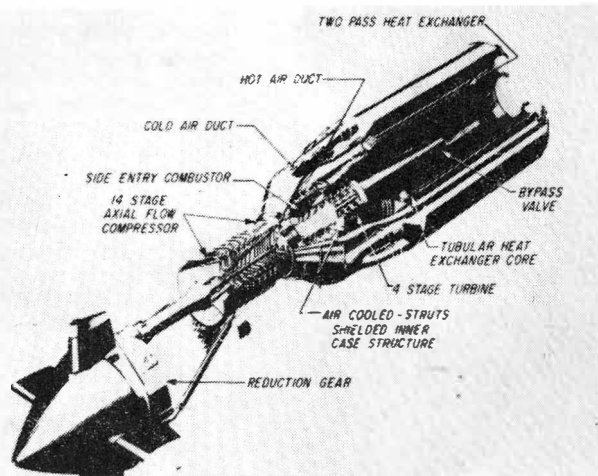
Wykres 3

ności od obciążenia silnika. Regulację przy stałej temperaturze przed turbiną najłatwiej jest zrealizować w przypadku silnika jednowałowego, w którym wystarcza zastosować sprężarkę o zmiennej geometrii; natomiast w przypadku silnika z oddzielną turbiną napędową i silnika z dwuzespołową sprężarką konieczne jest stosowanie — obok zmiennej geometrii sprężarki — zmiennej geometrii turbiny napędowej lub turbiny niskiego ciśnienia.

Intensywne prace nad turbinowym silnikiem śmigłowym — a właściwie nad całą rodziną silników — z regeneracją prowadzi od dłuższego czasu wytwórnia Allison, o czym zamieszczono już wzmiankę w „Nowościach technicznych”. Stosując wymiennik ciepła firmy Garret Corp. wytwórnia zbudowała prototyp silnika T78-A-2, który wykazuje

o 36% mniejsze jednostkowe zużycie paliwa niż współczesne turbinowe silniki śmigłowe bez regeneracji. Powstał on w oparciu o silnik T56-A-7 stosowany na samolocie transportowym Lockheed C-130 „Hercules”. Dzięki silnikowi T78 wytwórnia Allison uzyskała zamówienie amerykańskiej marynarki wojennej na rozwój silnika z regeneracją dla samolotu do zwalczania łodzi podwodnych, mogącego patrolować na małych wysokościach lotu przez długi okres czasu.

Silnik T78-A-2 ma 14-stopniową sprężarkę, pierścieniową komorę spalania z oddzielnymi rurami żarowymi, 4-stopniową turbinę i przeciwprądowy wymiennik ciepła umieszczony za turbiną. Kierownice pierwszych sześciu stopni i kierownica wlotowa sprężarki mają przestawialne łopatki. Ciężar sprężarki zmniejszono dzięki zastosowaniu tytanu, jakkolwiek nie udało się uniknąć stosowania również stali (między innymi na łopatki tylnych stopni, gdzie to było konieczne ze względu na wysokie temperatury i duże naprężenia oraz ograniczenia technologiczne). Ze sprężarki powietrze wypływa sześcioma przewodami, które rozdzie-



lają się następnie na dwanaście przewodów o mniejszej średnicy. Przewody te doprowadzają powietrze do toroidalnego kolektora, umieszczonego w tylnej części wymiennika ciepła, skąd dostaje się ono do „rdzenia” wymiennika. „Rdzeń” składa się z kilku tysięcy rurek, które z zewnątrz są opływane przez gazy wypływające z turbiny silnika. Ogrzane w wymienniku powietrze dostaje się do przedniego kolektora, a stąd sześcioma przewodami do komory spalania o bocznym wlocie. Przyrost temperatury powietrza w wymienniku ciepła wynosi 335 °C. W turbinie zastosowano chłodzenie łopatek kierowniczych i wirnikowych dwóch pierwszych stopni (temperatura przed turbiną wynosi prawie 1100 °C). Część powietrza z za sprężarki jest doprowadzana do pierścieniowych kolektorów, skąd dostaje się do łopatek kierowniczych pierwszego i drugiego stopnia. Do łopatek wirnikowych powietrze dostaje się otworami w stopie łopatki. Za turbiną silnika jest umieszczony zawór, który pozwala na skierowanie gazów uchodzących z turbiny bezpośrednio do dyszy wylotowej silnika, z pominięciem wymiennika ciepła.

Ciekawym szczegółem konstrukcyjnym silnika jest przekładnia śmigła, która została zablokowana razem ze śmigłem. Wał śmigła tworzy raczej część śmigła niż przekładni. Przez zespolenie śmigła z przekładnią zmniejszono ciężar silnika o około 90 kg dzięki wyeliminowaniu części wspólnych dla obu zespołów.

Silnik rozwija moc równoważną 4125 eKM, długość silnika wynosi 4050 mm, średnica — 890 mm, ciężar — 710 kg.

Wytwórnia usiłuje udoskonalić silnik głównie przez dobór odpowiedniego wymiennika ciepła dostosowanego do zadań wykonywanych przez samolot. Na przykład duży wymiennik, o dużej sprawności i małych stratach ciśnienia nadaje się najlepiej do samolotów wczesnego ostrzegania, w przypadku których jednostkowe zużycie paliwa ma decydujące znaczenie. Mniejsze wymienniki ciepła, o mniejszej sprawności i większych stratach ciśnienia powinny być stosowane na samolotach do zwalczania łodzi podwodnych.

Przypuszcza się, że turbinowe silniki śmigłowe z regeneracją znajdują również zastosowanie jako napęd ciężkich

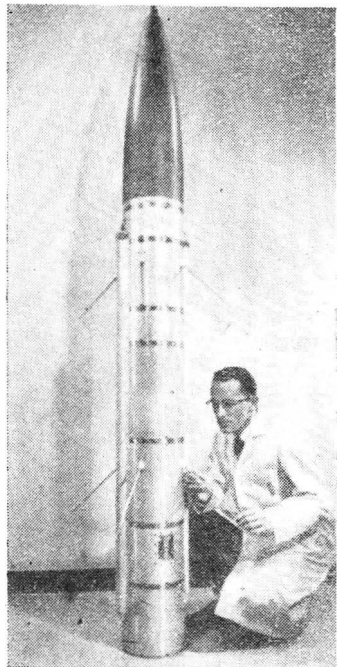
samolotów transportowych. Ponieważ jednak silniki śmigłowe ograniczają prędkość samolotu do  $Ma = 0,7$ , wytwórnia Allison rozważa także możliwość budowy silników dwuprzepływowych o obiegu z regeneracją. Poza tym wytwórnia jest zdania, że duże korzyści może dać zastosowanie regeneracji w małych silnikach śmigłowych, przeznaczonych do masowo budowanych śmigłowców. W związku z tym powstała nowa wersja silnika T63 o mocy 250 KM wyposażona w wymienniki ciepła, która pozwoli przedłużyć długotrwałość lotu śmigłowców z 2,6 do 3,2 h.

W. K.

### NORMALIZACJA CZĘŚCI RAKIET

Obecnie stosuje się bardzo dużą ilość rakiet do badań górnych warstw atmosfery. Dotychczas prawie każda taka rakietka wymagała budowy specjalnych urządzeń. Ponieważ

jednak wszystkie badania dotyczące górnych warstw atmosfery w mniejszym lub większym stopniu są do siebie podobne, powstała myśl normalizacji — w oparciu o zdobyte doświadczenia — zasobników wraz z urządzeniami badawczymi. Zagadnieniem tym zajęła się — na zlecenie USArmy Ballistic Research Laboratory — firma Electro-Optical Systems Inc. Opracowano zasobnik, który składa się ze znormalizowanych części i przyrządów i który można używać w połączeniu z różnymi typami rakiet. Zasobnik jest podzielony na cylindryczne segmenty, w których znajdują się przyrządy pomiarowe (sondy Langmuira, magnetometry, jonometry), urządzenia telemetryczne, anteny i źródła prądu. Z przodu zasobnika znajduje się ostro zakończona część nosowa.



Średnica zewnętrzna wszystkich segmentów wynosi 229 mm, długość waha się od 127 do 254 mm. Segmenty można zestawiać w dowolne zespoły łącząc za pomocą pierścieni, dobiera się tylko długość kabla łączącego wraz z jego osłoną. Przeprowadzono już próby z zasobnikiem o długości 1780 mm i ciężarze 54 kG. Zdjęcie przedstawia zasobnik o długości 2032 mm.

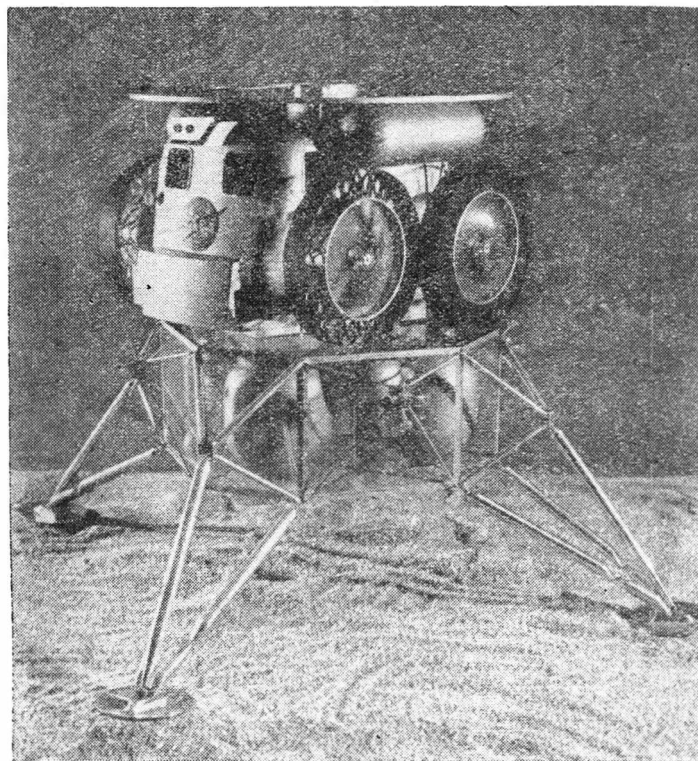
W. K.

### POJAZD DO BADAŃ GEOLOGICZNYCH KSIĘŻYCA

Firma Bendix zakończyła studium projektowe samobieżnego laboratorium księżycowego „Molab” typując pojazd czterokołowy z oddzielnym podwoziem jako najkorzystniejszy układ. Praca jest wykonywana na zlecenie NASA, przy czym umowa opiewa na 800 000 dolarów. Podobną umowę zawarto z firmą Boeing. Prace są częścią programu „Apollo” i mają na celu przedłużenie czasu pobytu astronautów na księżycu i zwiększenie ich ruchliwości.

Projekt „Molab” przyjmuje za podstawę ciężar maksymalny 2950 kG, który mieści się w granicach ciężaru użytecznego statku księżycowego LEM. To samo dotyczy jego wymiarów. Pojazd ma zabierać dwóch ludzi na 14-dniową wyprawę geologiczną o zasięgu 400 km, umożliwiając warunki życiowe w ciągu 21 dni.

Kabinę pojazdu stanowi poziomy walec o długości 3,80 m i średnicy 2,20 m o aluminiowej konstrukcji półskorupowej (semi-monocoque). Pomieszczenie dla załogi znajduje się w przedniej części walca i ma objętość 1,16 m<sup>3</sup>, w tylnej części walca umieszczono komorę przejściową o objętości 0,33 m<sup>3</sup>. Kabina jest wypełniona czystym tlenem pod ciśnieniem 0,35 kG/cm<sup>2</sup>. Drzwi wyjściowe mają duże wymiary w celu umożliwienia wprowadzenia do wnętrza pojazdu środków transportowych, jak np. dwuosobowy latający pojazd z napędem raketowym, który jest obecnie



opracowywany przez firmę Bell. Kabina jest wyposażona w pięć okien. Nad kabiną znajduje się tarcza służąca do odprowadzania ciepła oraz jako osłona cieplna i przeciw meteorytom. Na tarczy znajdują się anteny i peryskop.

Podwozie składa się z wielobocznej aluminiowej ramy, która stanowi oddzielną część pojazdu. Podwozie oddzielono od kabiny w celu ułatwienia projektowania (zmiany konstrukcyjne w podwoziu nie pociągają zmian w kabine i odwrotnie) i w celu zmniejszenia przechodzenia ciepła między kabiną i powierzchnią księżyca. Zamocowane do kabiny koła mają średnicę 2,03 m i składają się z wewnętrznej obręczy połączonej szprychami z piastą oraz z obręczy zewnętrznej pokrytej materiałem ciernym. Między obu obręczami znajdują się elastyczne pierścienie o małej średnicy. Koła są zamocowane za pomocą drążków skrętnych. Tylne koła są składane. Każde koło jest napędzane i sterowane niezależnie za pomocą silników elektrycznych, zamocowanych w piastach.

Jako źródło prądu służą trzy modułowe akumulatory paliwowe. Wytwarzają one energię 700÷800 kWh, zapewniając zasięg pojazdu 400 km. Do napędu zużywa się tylko 20% całkowitej energii akumulatorów; pozostała część energii służy do zasilania urządzeń, między innymi urządzeń klimatyzacyjnych.

Poza urządzeniami radiowymi pojazd ma sześć kamer telewizyjnych: para stereoskopowa jest umieszczona z przodu pojazdu, jedna kamera znajduje się z tyłu, a trzy wewnątrz kabiny do kontroli załogi.

Pojazd będzie umieszczony na powierzchni Księżyca na sześć miesięcy przed wylądowaniem tam dwuosobowej załogi.

W. K.

### NOWE RADIOBUSOLE

Firma King Radio zbudowała radiobusole stanowiącą pojedynczy przyrząd, dający się zabudować na tablicy pokładowej i ważący tylko 1,6 kG. Busola ta, o oznaczeniu KR-80, obejmuje na dwóch pasmach częstotliwości od 190 do 1650 kHz. Przyrząd jest zbudowany wyłącznie na tranzystorach, jego zapotrzebowanie prądu wynosi 0,325 A, zapotrzebowanie miejsca 8,35 × 8,35 × 19,7 cm. Cena przyrządu kształtuje się poniżej 1000 dolarów.

Firma NARCO opracowała radiobusole na tranzystorach ADF-31, z odbiornikiem i wskaźnikiem w jednej obudowie. Przyrząd pracuje na trzech pasmach, obejmujących łącznie częstotliwości od 190 do 1750 kHz. Nieruchoma antena nie odpowiada jak normalnie na sygnał zerowy, lecz na sygnał maksymalny. Dzięki temu urządzenie ma duży zasięg i czułość. Ciężar łącznie z anteną wynosi 4,5 kG, a cena — 800 dolarów.



Inna radiobusola firmy NARCO, ADF-30A, ma dodatkowo wbudowany odbiornik sygnałów znaczników („markerów”). Pracuje ona na dwóch pasmach częstotliwości: 200–550 i 550–1600 kHz. Nieruchoma antena odpowiada na sygnały maksymalne, dając wskazania optyczne i akustyczne. Ciężar urządzenia wynosi 3,6 kG.

W. K.

#### URZĄDZENIE POKŁADOWE DO POMIARU ODLEGŁOŚCI

Przeprowadzono próby w locie nowego pokładowego urządzenia do pomiaru odległości KN-60 wyprodukowanego przez firmę King. Zasięg urządzenia wynosi 180 km na wysokości lotu powyżej 2000 m. Waży ono 3,4 kG i montuje się go na tablicy pokładowej. Pomiar odległości odbywa się w dwóch zakresach: od 0 do 180 km i od 0 do 36 km; urządzenie mierzy poza tym prędkość względem ziemi. Jest wykonane częściowo na tranzystorach i pracuje na napięciu 14 lub 18 V i na prądzie 5 lub 2,4 A. Cena urządzenia wynosi poniżej 2000 dolarów.

W. K.

#### WSKAŹNIK KORKOCIĄGU

W szeregu nowoczesnych samolotów występują bardzo różnorodne i częściowo niebezpieczne właściwości wchodzenia w korkociąg. Zbudowany przez firmę Elliott wskaźnik korkociągu odróżnia korkociąg zwykły od korkociągu płaskiego, a także wskazuje, jak należy ustawić ster kierunku, aby ułatwić wyprowadzenie samolotu z korkociągu.

W. K.

#### NOWY ROZAJ PRZEDNICH SZYB SAMOLOTU

Firma Napier produkuje ogrzewane szyby do samolotów, wykonane z warstw akrylowych. Szyby te nie tylko nie podlegają obmarzaniu, lecz również chronią przed ptakami i pociskami. Próby z wystrzeliwaniem płatów o ciężarze 1,8 kG z prędkością 475 km/h wykazały wytrzymałość tych szyb. Szyby są ogrzewane za pomocą przewodzącego prąd filmu umieszczonego na wewnętrznej stronie zewnętrznej warstwy szyby.

W. K.

## Konferencja prasowa z inż. Olegiem Antonowem

W dniu 29 czerwca br. Instytut Lotnictwa gościł u siebie wracającego z Salonu Paryskiego inżyniera Olega Antonowa, twórcę największego aktualnie samolotu transportowego AN-22. Podczas pobytu inż. Antonowa w Instytucie Lotnictwa zorganizowano spotkanie z przedstawicielami prasy codziennej i czasopism lotniczych. Inż. Antonow scharakteryzował pokrótce ostatnią wystawę paryską, w której — obok Związku Radzieckiego — uczestniczyły Stany Zjednoczone, Francja, Anglia, NRF i Włochy. Amerykanie pokazali wyłącznie samoloty wojskowe, podczas gdy na przykład Francuzi większy nacisk położyli na samoloty cywilne. Związek Radziecki brał udział w Salonie Paryskim po raz drugi. Pierwszy raz Rosjanie uczestniczyli w tej imprezie dwa lata temu, kiedy to pokazali samoloty Tu-104 i Tu-114. Obecnie Związek Radziecki wystawił trzy typy śmigłowców konstrukcji Milla — śmigłowiec transportowy Mi-6 napędzany dwoma silnikami turbinowymi o mocy 5500 KM, śmigłowiec pasażerski Mi-8, wyposażony w dwa silniki turbinowe o mocy 1500 KM i zabierający 22 pasażerów oraz latający dźwig Mi-10 mogący unosić ładunki o ciężarze 21 000 kG, najnowszy samolot pasażerski na długie trasy IŁ-62 z czterema silnikami dwuprzepływowymi, zabudowanymi na bokach ogonowej części kadłuba, model naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Tu-144 o prędkości odpowiadającej  $Ma = 2,5$  i wreszcie samolot transportowy AN-22. Zorganizowano również stoisko kosmiczne, w którym wyjaśnień udzielał Gagarin.

Samolot AN-22 wzbudzał wśród zwiedzających bardzo duże zainteresowanie. We wnętrzu samolotu wyświetlono dla 300 dziennikarzy film, pokazujący start, wznoszenie, lot i lądowanie tego gigantycznego samolotu transportowego. Pokazany na wystawie samolot jest wersją towarową, może on przewozić wszystko to, co przewożą koleje, gdyż mieszczą się w nim ładunki o wymiarach  $32,0 \times 4,4 \times 4,0$  m i o łącznym ciężarze 80 000 kG. Mogą to być ciągniki, spychacze, koparki, generatory, a nawet autobusy. Przewiduje się również szybkie przewozy owoców i ryb. Ładunek o ciężarze 80 000 kG samolot może przewozić na odległość 5000 km z prędkością 680 km/h, natomiast ładunek o ciężarze 45 000 kG — na odległość 11 000 km. Łączna moc czterech silników wynosi około 60 000 KM. Obliczenia wykazują, że bezpośrednie koszty eksploatacyjne samolotu przypadające na tonokilometr będą dwukrotnie niższe niż w przypadku obecnie stosowanych samolotów transportowych. Przewiduje się, że samolot odda bardzo duże usługi

przy budowie obiektów przemysłowych na rozległych terenach Syberii i Azji środkowej, które niejednokrotnie są niedostępne dla innych środków komunikacji.

Inż. Antonow udzielił również informacji na temat konstrukcji i technologii samolotu. Niektóre elementy konstrukcyjne typu integralnego są wykonywane na prasach za pomocą wyciskania, przy czym ciężar materiału wyjściowego wynosi 6000 kG; materiał ten przed wyciśnięciem ma długość 1 m, po wciśnięciu — 12 m. Projektowanie samolotu rozpoczęto przed dwoma laty.

Obecnie prowadzone są prace nad pasażerską odmianą samolotu, mogącą przewozić 700 pasażerów. Samolot ten będzie miał dwa pokłady, bar-salon, trzy sale kinowe i będzie wyposażony w telewizję. Pasażerów będzie obsługiwać 12–14 stewardes.

Inż. Antonow stwierdził, że napęd samolotu AN-22 turbinowymi silnikami śmigłowymi zamiast silnikiem dwuprzepływowym został wybrany ze względu na ekonomię eksploatacji. Wprawdzie silniki dwuprzepływowe zapewniłyby większą prędkość przelotową, ale byłyby droższe w eksploatacji, a poza tym samolot z takimi silnikami wymagałby większych lotnisk — długość rozbiegu samolotu AN-22 niewiele przekracza 1000 m, co z uwagi na zadania samolotu ma bardzo istotne znaczenie. Samolot z silnikami dwuprzepływowymi o dużym stosunku wydatków, odpowiadający co do wielkości samolotowi AN-22 (ciężar ładunku 115 000 kG, zasięg 8000–11 000 km, prędkość przelotowa 880 km/h), projektują obecnie Amerykanie, lecz samolot ten wejdzie do eksploatacji dopiero w latach 1968–69. Samoloty napędzane turbinowymi silnikami śmigłowymi buduje się w dalszym ciągu, jako przykład można podać pokazane na wystawie paryskiej samoloty Breguet 941, Nord 262 i „Transall”.

Zapytany, co sądzi o polskich konstrukcjach lotniczych, inż. Antonow odpowiedział, że bardzo ceni „Iskrę”, a w szczególności „Wilgę”; jest pewny, że „Wilga” na wystawie paryskiej byłaby najlepszym samolotem w swej kategorii.

Na zakończenie inż. Oleg Antonow podał parę szczegółów na temat swej kariery zawodowej: pracę jako inżynier rozpoczął w 1934 r. w biurze konstrukcyjnym Jakowlewa, zbudował osiem typów samolotów, nie licząc różnych modyfikacji i szybowców.

W. K.

■ Jeszcze jedną serię zakomitych zwycięstw odnieśli nasi piloci szybowcowi. Na X Szybowcowych Mistrzostwach Świata w South Cerney mistrzowski tytuł w klasie otwartej zdobył Jan Wróblewski. E. Makula (mistrz świata z poprzednich mistrzostw) — w tejże klasie uzyskał 4 miejsce. W silnie obsadzonej klasie standard F. Kępka i J. Popiel zajęli 3 i 4 miejsce. Oficjalna punktacja przedstawia się jak następuje:

Klasa otwarta: 1. Wróblewski — 5269; 2. Spaening — 5164; 3. Kuntz — 4990 (obaj NRF); 4. Makula — 4971.

Klasa standardu: 1. Henry — 4945 (Francja); 2. Ritz — 4798 (Szwajcaria); 3. Kępka — 4627; 4. Popiel — 4587.

Trzeba przypomnieć, że zwycięstwa naszych reprezentantów zostały odniesione w trudnych lub bliżej nie znanych warunkach atmosferycznych jak zadymienie powietrza, chmury, bryza morską. Przy tym konkurencja świetnych, doświadczonych pilotów i nowego wysoce wyczynowego sprzętu była bardzo silna. Trzeba dodać, że na starcie stanęło 86 szybowców.

Jan Wróblewski należy do Aeroklubu Bydgoskiego, ma 25 lat i studiuje w Wyższej Szkole Inżynierskiej. Za granicą latał po raz pierwszy; na Krajowych Mistrzostwach zdobył tytuł mistrza w 1963 r., zaś w 3 lokatę w 1964 r. Sprzęt — szybowce „Foka 4” nie są najnowocześniejsze i pochodzą z produkcji seryjnej. Należy ubolewać, że najnowsza konstrukcja mgr inż. B. Szuby — „Zeir 3” (przewidywany do lotów w kl. otwartej) nie zdążył przejść prób eksploatacyjnych.

Na wiosnę, przed SMS nasi zawodnicy przeprowadzili prawie 50 godz. trening (z tego połowę w ciunuracu), przełatając od 1000 do 1500 km. Naszą ekipę w Anglii serdeczną opieką otoczyli członkowie Polskiego Klubu Szybowcowego oraz miejscowa Polonia. Uczestników mistrzostw odwiedził ks. Edynburga, przy czym zainteresował się „Foką” Makuli. Na „Fokach” startowały również ekipy Belgii i Szwecji.

■ „Polski Klub Szybowcowy” w Anglii odznacza się dużą ruchliwością. W ub. roku miał poważne osiągnięcia. Na 3 posiadanych szybowcach w 600 lotach przelatało 300 godz. Członek klubu E. Jerzycki zdobył na „Skylarku 4” (p.n. „Dyvizjon 303” III) miejsce w ogólnobrytyjskich mistrzostwach Szybowcowych, zapewniając sobie miejsce na 1966 r. w tzw. I Lidze Mistrzostw Narodowych w Brytanii. Piloci klubu wykonali w 1964 r. 40 wyczynowych przelotów na łącznej trasie 5487 km. Klub liczy 33 osoby. Członkowie klubu muszą sami pokrywać koszty lotów i utrzymanie sprzętu.

■ Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1967 r. odbędą się być może w Ameryce. Propozycję ich zorganizowania zgłosiło „Soaring Society of America” (amerykańskie towarzystwo szybowcowe).

■ W Jeżowie odbyła się narada przewodniczących Komisji Rewizyjnych regionalnych aeroklubów z udziałem Głównej Komisji (pod przewodnictwem gen. bryg. R. Paszkowskiego) oraz władz APRL. Na zebraniu wygłoszono referaty, przeprowadzono dyskusję oraz przyjęto nowy regulamin pracy komisji rewizyjnych.

■ Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych APRL z każdym rokiem powiększa swoją działalność. Usługi dla rolnictwa i leśnictwa w 1965 r. wzrosną o 70% (obejmą 175 000 ha pól i 40 000 ha lasów). W grę wchodzi i inne rodzaje usług, np. dla gospodarki morskiej i stoczniowej zapotrzebowanie wynosi 1000 godz. lotu. Plan br. przewiduje 7000 godzin lotów usługowych. Usługi lotnicze dla rolnictwa kalkulują się o 27% taniej niż traktorowe. LZUG wspólnie z WSK Okęcie opracował wstępny, długofalowy plan studiów i prób.

■ Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych uruchomił w Rzeszowie Ośrodek Szkolenia Kontrolerów Ruchu Lotniczego. Jest to pierwsza tego typu placówka w krajach socjalistycznych. Ośrodek szkolic będzie na 2,5-miesięcznych kursach kontrolerów ruchu lotniczego w zakresie kontroli obszaru, kontroli zbliżenia i kontroli lotniska. Ośrodek dysponuje nowoczesnym wyposażeniem i urządzeniami symulującymi. Przez pierwszy turnus szkolenia przeszło 15 pracowników kontroli ruchu z naszych portów lotniczych.

■ W wyczynowej Szkole Szybowcowej Lisie Kąty odbył się kurs mechaników wyciągarkowych i ściągarkowych zorganizowany przez ZG APRL. Kurs ukończyło 17 osób otrzymując licencję mechanika obsługi naziemnej II klasy.

■ W Centrum Szybowcowym w Lesznie odbyły się egzaminy kontrolne dla zawodowych instruktorów szkół i aeroklubów. Komisja przeegzaminowała w 3 turnusach 49 osób z zakresu 16 przedmiotów teoretycznych oraz praktycznie w lotach na samolotach i szybowcach bez widoczności ziemi.

■ Spadochroniarze Aeroklubu Gdańskiego uzyskują rekordy krajowe na celność lądowania z 2000 m z opóźnionym otwarciem spadochronu: indywidualny (3 m) i grupowy (trzy kobiety — 9,4 m). I znów indywidualny (znanej zawodniczki — A. Chmielarzyk) z 1000 m — z wynikiem 2,85 m.

■ Aeroklub Lubelski zorganizował w domu kultury FSC w Lublinie wystawę sprzętu lotniczego. Wystawa cieszyła się dużą popularnością wśród młodzieży.

■ W Swidniku zawiązał się oddział Klubu Seniorów Lotnictwa. Na pierwsze zebranie przybyło 12 kandydatów na członków. Omówiono statut K. S. i ustalono program działalności oddziału.

■ W Inspektoracie Lotnictwa odbyło się kolejne posiedzenie Lotniczej Komisji historycznej, na której omówiono pracę płk. A. Kurowskiego pł. „Wyszkolenie w lotnictwie polskim okresu międzywojennego”.

■ 4 miliony kilometrów przeleciał kapitan PLL „Lot” R. Dąbrowski. Jest on pierwszym pilotem przedsiębiorstwa obchodzącym taki jubileusz. Kapitan ma 43 lat i wylatał ogółem 13 tys. godzin.

■ Z okazji Dnia Transportowca jedenastu pracowników Lotu zostało oznaczonych wysokimi orderami państwowymi.

■ W bieżącym roku nastąpił bardzo poważny wzrost przewozów z Gdańska do Warszawy, Wrocławia i Krakowa. W marcu przewieziono około 30 tys. kg, tj. ⅓ tonażu przewozów 1963 r. na tych liniach.

■ PLL „Lot” uruchomiły połączenie Warszawa — Koszalin. Przelot samolotem Il-14 trwa 110 minut, koszt biletu — 238 zł.

■ Kakietyctwo meteorologiczne i sieć sondaży systematycznych obejmuje coraz większe obszary naszego globu. Użycie rakiet meteorologicznych badawczych ma miejsce w ramach programów naukowych, ustalonych albo przez narodowe instytucje naukowe różnych krajów, albo przez organizacje międzynarodowe. Inicjatorami programów międzynarodowych są: Światowa Organizacja Meteorologiczna (WMO), Międzynarodowa Współpraca Geofizyczna oraz GOSPAR (Komitet do Badań Przestrzeni Kosmicznej). Możemy zanotować poważne osiągnięcia w tej dziedzinie i w naszym kraju. Po 3 latach studiów i przygotowań została w rejonie Ustki wystrzelona rakietą meteorologiczną pn. „Meteor”. Twórcami rakiety są pracownicy Instytutu Lotnictwa. Rakietą jest dwustopniowa, o długości 2,5 m i ciężarze 32 kg. „Meteor” osiągnął 37 km i wyrzucił pół kg szklanych igiełek (tzw. dipoli), służących do radarowych pomiarów prędkości i kierunku wiatru. Silnik rakiety pracuje na paliwie stałym. Państwowy Instytut Hydrologiczno-Meteorologiczny planuje wprowadzenie stałych sondaży wyższych warstw atmosfery przy pomocy rakiety „Meteor”, wystrzeliwanej co 2—3 miesiące. W zachodniej i środkowej Europie działa dotąd załedwie jedna stacja meteorologiczna, strzelająca rakiety regularnie — to baza na Hebrydach w Anglii. Obecnie do akcji wchodzi druga stacja — polska. Warto dodać, że w USA koszt rakiet meteorologicznych badawczych wynosi 8—35 tys. dolarów, zaś rakiet do systematycznego sondażu — 600 do 1200 dol.

■ W Krakowie odbyła się konferencja naukowa poświęcona wykorzystaniu obserwacji sztucznych satelitów. Konferencję zorganizowały Komitety PAN: Międzynarodowej Współpracy Geofizycznej i Badań Przestrzeni Kosmicznej. Udział w konferencji wzięło 115 uczestników, w tym wielu uczonych specjalistów z dziedziny fizyki, astronomii, astrofizyki, geodezji, techniki oraz meteorologii. Obrady toczyły się na 4 sesjach poświęconych służbie obserwacyjnej, triangulacji satelitarnej, zagadnieniom geofizycznym oraz mechanice i geodezji dynamicznej.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Ary Sztternfeld, uczonego polskiego pochodzenia, ukończył 60 lat. W związku z jubileuszem uczonego ten, który przed 33 laty dokonał obliczeń orbit sztucznych satelitów — otrzymał w Moskwie tytuł doktora honoris causa nauk technicznych. Jak wiadomo, Sztternfeld jest już doktorem h. c. uniwersytetu w Nancy, który ukończył w 1928 r.

■ Przed 22 laty Polak F. N. Piasecki dokonał próby wlotu jednoosobowym „helikopterem”, który sam zbudował. Obecnie firma „Piasecki Aircraft Corporation” w Filadelfii produkuje wieloosobowe śmigłowce, poduszki i samochody.

■ Pilotka radziecka pobiła światowy rekord wysokości będący w posiadaniu amerykańki J. Cochran (17 091 m). Wzniosła się ona mianowicie na 24 300 m na szkolnym odrzutowcu „J.33”.

■ W Budapeszcie odbył się pokaz samolotu wielocelowego PZL 104 „Wilga”. Samolot wzbudził duże zainteresowanie wśród fachowców węgierskich.

■ Śmigłowce radzieckie znów stały się przedmiotem uwagi specjalistów.

■ Śmigłowiec Mi-10 pobił rekordy międzynarodowe osiągając wysokość 7134 m z obciążeniem 5175 kg oraz wysokość 2800 m z ładunkiem 25 105 kg.

■ Grupa śmigłowców Mi-6, Mi-8 i Mi-10 dokonała przelotu do Paryża. W drodze na Międzynarodowy Salon Lotniczy śmigłowce zatrzymały się na Okęciu, gdzie odbył się pokaz dla przedstawicieli władz oraz fachowców wojskowych i cywilnych.

▲ Śmigłowiec W2 w wersji rolniczej rozpyła 74 tony nawozów sztucznych w przeciągu 10 godzin na areal 400 ha oziminy. Statystyka wykazała, że praca śmigłowca umożliwia zwiększenie plonów o 15—18%, podczas gdy zastosowanie samolotu daje tylko ich wzrost o 8—10%.

■ W bież. roku oddane zostaną do użytku w Sztokholmie dwa tunele na prędkość M=4 (do badania samolotów) oraz M=7 (do badania pocisków kierowanych).

■ Oto rozwój światowych połączeń lotniczych w ostatnich miesiącach.

▲ Il 18 zainaugurował regularne połączenie lotnicze między Moskwą i Brazzaville. Przelot z lądowaniem jedynie w Kairze i Chartumie trwa 13 godzin.

▲ Damaszek otrzymał dwa nowe lotnicze połączenia z Europą: węgierską linią z Budapesztu via Nikozja i bułgarską — z Sofii przez Ateny. Pierwsza będzie przedłużona — poprzez Indie — do Dżakarty.

▲ „Aeroflot” otworzył nową linię Moskwa — Belgrad, czas przelotu 2 godz. 50 minut.

▲ Z myślą o turystach — w wielkiej liczbie przybywających do Jugosławii — towarzystwo „BEA” połączyło w letnim sezonie Londyn z Dubrownikiem. Stąd do Zagrzebia (znanego z targów i komfortowych hoteli) jest godzina lotu.

▲ Zachodniemiecka „Lufthansa” uruchamia linię komunikacji powietrznej Frankfurt n. M — Nowy Jork.

Tabela 9. Fizyczne własności radzieckich odlewniczych stopów magnezu.

L.p.	Oznaczenie stopu	Ciepłota właściwa G/cm <sup>3</sup>	Temperatura topnienia °C		Współczynnik liniowej rozszerzalności cieplnej $\alpha \cdot 10^6$ w zakresie temperatur °C				Przewodność cieplna cal/cm·sek·°C w temperaturze °C						Ciepłota właściwa cal/g·°C w zakresie 20-100°C	Przewodność elektryczna m Ω·mm <sup>2</sup>
			dolna	górna	20-100	20-200	20-300	20-400	25	100	200	300	350	400		
1	M12	1,80	645	650	26,6	27,3	27,7	—	0,32	—	—	—	—	—	0,25	—
2	M13	1,78	561	628	26,0	27,0	—	—	0,25	—	—	—	—	—	0,25	—
3	M14	1,83	400	610	26,4	27,6	28,3	—	0,19	—	—	—	—	—	0,25	8,7
4	M15	1,81	430	600	26,8	28,1	28,7	—	0,185	—	—	—	—	—	0,25	5,88
5	M16	1,81	440	600	26,1	27,3	27,7	—	0,185	—	—	—	—	—	0,25	6,25
6	M17-1	1,76	505	645	24,0	24,0	—	—	0,19	—	0,21	0,22	0,23	0,23	0,26	9,2
7	M19	1,80	555	648	25,6	27,8	30,8	34,6	0,26	0,27	0,28	0,28	0,29	—	—	14,5
8	M110	1,77	555	650	25,02	26,07	26,71	—	0,26	0,27	0,28	0,29	—	—	—	14,5
9	M111	1,80	590	645	21,9	22,7	24,8	—	0,25	0,26	0,27	0,27	—	—	—	17,0
10	M112	1,81	450	630	26,2	—	—	—	0,32	—	—	—	—	—	—	—
11	M114	1,84	560	648	25,2	26,7	27,6	28,2	0,26	—	—	—	—	0,29	—	15,0
12	BM11	1,79	582	645	27,3	28,0	29,3	30,2	0,26	—	—	—	—	0,29	—	14,0
13	BM115	1,83	539	630	25,9	26,9	27,9	28,8	0,33	—	—	—	—	—	0,22	—

Tabela 10. Technologiczne własności radzieckich odlewniczych stopów magnezu.

L.p.	Oznaczenie stopu	Sposób odlewania			Temperatura lania °C	Zakres krzepnięcia °C	Skurcz odlewniczy %	Skłonność do tworzenia mikrotrądzin	Obróbka cieplna	Odporność na korozję	Maksymalna temp. pracy °C		Spawalność
		W formy piaskowe	W kokili	Pod ciśnieniem							krótkotrwała	długotrwała	
		×	×	×									
1	M12 <sup>1)</sup>	×	×	×		5	17-19		nie	podwyższona			dobra
2	M13	×				67	14-16	mała	nie	zadawalająca	200		zadawalająca
3	M14	×			700-800	210	12-14	wysoka	tak	zadawalająca	250	150	ograniczona
4	M15	×	×	×	700-800	170	11-13	średnia	tak	zadawalająca	250	150	zadawalająca
5	M16	×		×	700-800	160	11-12	średnia	tak	zadawalająca	250	150	zadawalająca
6	M17-1	×				140	12-15	średnia	nie	zadawalająca		150-200	zadawalająca
7	M19	×	×		720-800	93	12-14		tak	podwyższona	350	250	dobra
8	M110	×	×		720-800	95	12-14	mała	tak	podwyższona	350	250	dobra
9	M111	×	×		720-800	55	12-15	mała	tak	podwyższona	350	250	dobra
10	M112	×	×		740-800	180	13-14	średnia	tak	podwyższona	250	200	ograniczona
11	M114	×			720-800	88	13-14	bardzo mała	tak	podwyższona	400-450	350-370	dobra
12	BM11	×			720-800	63	13-15		tak	podwyższona	400-450	300	dobra
13	M115	×	×		740-800	91	13-16		tak	podwyższona	250	200	ograniczona

<sup>1)</sup> Stop M12 odlewany jest także w formy skorupowe, gipsowe oraz metodą wytapianych modeli.

Tabela 11. Warunki obróbki cieplnej radzieckich odlewniczych stopów magnezu.

L.p.	Oznaczenie stopu	Sposób odlewania <sup>1)</sup>	Oznaczenie obróbki cieplnej	Ujednolicenie			Starzenie			Wyżarzanie		
				temperatura wygrzewania °C	czas wygrzewania godz.	ośrodek oziebiający	temperatura wygrzewania °C	czas wygrzewania godz.	ośrodek oziebiający	temperatura wygrzewania °C	czas wygrzewania godz.	ośrodek oziebiający
1	M14	LP	T4	380±5	8-16	powietrze	—	—	—	—	—	—
			T6	380±5	8-16	powietrze	175±5	16	powietrze	—	—	—
2	M15	LP, LK Odlewy o grubości ścianki powyżej 12mm, odlewy piaskowe z częściami o grubości lub φ powyżej 25mm.	T2	—	—	—	—	—	—	350±5	2-3	powietrze
			T4	360±5 420±5	3 13-21	powietrze	—	—	—	—	—	—
			T6	360±5 420±5	3 13-21	powietrze	175±5 lub 200±5	16 8	powietrze	—	—	—
		LP, LK Odlewy o grubości ścianki do 12mm, lane w piasku z częściami o grubości lub φ do 25mm.	T4	415±5	8-16	powietrze	—	—	—	—	—	—
			T6	415±5	8-16	powietrze	175±5 lub 200±5	16 8	powietrze	—	—	—
3	M16	LP, LK	T4	360±5 410±5	3 21-29	powietrze	—	—	—	—	—	—
			T6	360±5 410±5	3 21-29	powietrze	190±5	4-8	powietrze	—	—	—
			T6-1	360±5 410±5	3 21-29	gorąca woda (90°C)	190±5	4-8	powietrze	—	—	—
4	M19	LP, LK	T6	530	12-16	powietrze	200	12-16	powietrze	—	—	—
5	M110	LP, LK	T6	530	12-16	powietrze	200	12-16	powietrze	—	—	—
6	M111	LP, LK	T4	570	4-5	powietrze	—	—	—	—	—	—
			T6	570	4-6	powietrze	200	16	powietrze	—	—	—
7	M112	LP, LK	T1	—	—	—	300±5	4-6	powietrze	—	—	—
			T6	400±5 490±5	2 3	powietrze	150±5	50	powietrze	—	—	—
8	M114	LP, LK	T1	—	—	—	315	16	powietrze	—	—	—
9	BM11	LP, LK	T6	570	2	powietrze	200	16	powietrze	—	—	—
10	M115	LP, LK	T1	—	—	—	300±5	6	powietrze	—	—	—

<sup>1)</sup> LP - w piasku, LK - w kokili.

Tabela 12. Własności mechaniczne rodzicielskich odlewniczych stopów magnezu w temperaturze otoczenia.

L.p.	Oznaczenie materiału	Stan materiału	Moduł sprężystości podłużnej $E$ kg/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na rozciąganie $R_m$ kg/mm <sup>2</sup>	Granica plastyczności $R_{0,2}$ kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie $A$ %	Przewężenie $Z$ %	Udarność $U$ kgm/cm <sup>2</sup>	Twardość HB
1	MЛ2	lany <sup>1)</sup>	—	10	3	$A_{10} = 4$	6	—	35
2	MЛ3	lany <sup>1)</sup>	4200	18	5,5	8	12	0,5	45
3	MЛ4	lany	—	16 - 18	9,5	3 - 5	6	0,2	50
		T4	4200	22 - 25	8,5	5 - 9	15	0,4	50 - 65
		T6	4200	23 - 25,5	11,5	2 - 6	4 - 8	0,2	60 - 75
4	MЛ5	lany	4200	15 - 16	9,5	2 - 3	4	—	50 - 65
		T4	4200	23 - 25	8,5	5 - 9	15	0,5	50 - 65
		T6	4200	23 - 25,5	12	2 - 4	4 - 6	0,3	65 - 75
5	MЛ6	lany	4200	15 - 16	11	1 - 1,5	2 - 3	—	55 - 65
		T4	4200	22 - 25	10	4 - 5	12	—	55 - 65
		T6	4200	22 - 26	14	1	3	—	65 - 75
6	MЛ7-1	lany <sup>1)</sup>	4000	18	7	6	8	0,3	55
7	MЛ9	T6 <sup>1)</sup>	4300	24	14,5	3	6	0,25	65
8	MЛ10	T6 <sup>1)</sup>	4300	24	12	5	7,5	0,4	65
9	MЛ11	lany <sup>1)</sup>	4200	13	10	3	35	—	60
		T4 <sup>1)</sup>	4200	15	9	5	7	0,3	60
		T6 <sup>1)</sup>	4200	16	10,5	3	5	0,25	65
10	MЛ12	lany	4400	20 - 22	9 - 12	6 - 12	8	0,5	50 - 60
		T1	4400	22 - 24	12 - 14	5 - 10	7	0,4	50 - 60
		T6	4400	25	14 - 16	5 - 8	7	0,4	65 - 70
11	MЛ14	1)	3900	20	9,5	8	—	—	60
12	BMЛ1	1)	3900	20	9,5	6	—	—	—
13	MЛ15	T1	4300	21 - 22	13 - 15	3 - 4	5	0,2	50 - 60

<sup>1)</sup> Na próbkach  $\phi 12$ mm lanych w piasku

Tabela 13. Własności mechaniczne rodzicielskich odlewniczych stopów magnezu w temp. podwyższonych.

L.p.	Rodzaj stopu	Oznaczenie stopu	Stan materiału	Temperatura badania	$R_m$ kg/mm <sup>2</sup>	$R_{0,2}$ kg/mm <sup>2</sup>	$A_{10}$ %	L.p.	Rodzaj stopu	Oznaczenie stopu	Stan materiału	Temp. badania °C	$E$ kg/mm <sup>2</sup>	$R_m$ kg/mm <sup>2</sup>	$R_{0,2}$ kg/mm <sup>2</sup>	$A_{10}$ %	$Z$ %				
1	wysoko wytrzymałe	MЛ5	T4	100	23	—	10	6	średnio wytrzymałe	MЛ7-1	lany	150	3300	15,5	6,5	6,5	—				
				150	18,5	6	12					200	3200	12,5	6	9	—				
				200	15,5	5	15					250	3000	10	5,5	12,5	—				
			250	12	4	15	300				3000	8	4	14	—						
			100	23	—	6	200				3850	21	14	5	8						
			150	18,5	—	10	250				3600	18	13	10	20						
		200	15,5	—	15	300	3300			13	10,5	20	40								
		250	12	—	15	350	—			10	6	25	60								
		400	—	6	—	35	—			—	—	—	—								
		2	wysoko wytrzymałe	MЛ6	T4	100	23			—	5	8	zarówno wytrzymałe	MЛ10	T6	200	3500	18	11	10	20
						150	21			—	12					250	3400	15	10,5	15	30
						200	15,5			—	15					300	—	11	8,5	25	45
100	23				—	5	350	—	8,5	4,5	35				6,5						
150	21				—	8	400	—	6	—	5,5				—						
200	15,5				—	15	200	3900	13	7	9				10						
3	wysoko wytrzymałe			MЛ12	T1	150	16	11	5	9	średnio wytrzymałe			MЛ11	lany	250	3400	12,5	6	13	15
						200	14	8,5	5							300	—	11	4	17	—
						250	10	6	6							250	3400	13	6	13	20
					300	7	4,5	8	300						—	10,5	4,5	18	60		
					150	16	10	8	350						—	7	3,5	40	80		
					200	12,5	7,5	10	250						3400	13	2,5	8,5	14		
		4	wysoko wytrzymałe	MЛ15	T1	150	14,5	10,5	5			10	zarówno wytrzymałe	MЛ14	T1	300	—	10,5	6	30	60
						200	12,5	8,5	13							350	—	7,5	4,5	30	75
						250	10	6,5	16							300	3200	8	4,5	25	—
					300	7,5	5	16	350						3100	7	4,2	30	—		
					350	5,5	3,7	16	400						—	6,6	3,4	35	—		
					100	16,5	5	10	300						3200	14,5	7,5	10	—		
5	średnio wytrzymałe			MЛ3	lany	150	14,5	4,5	11	11	średnio wytrzymałe			BMЛ1	T6	400	—	6,7	3,5	25	—
						200	10,5	4	12							350	3100	11,2	5,5	20	—
						250	7,5	3,7	12							400	—	6,7	3,5	25	—

Uwaga: Własności stopów średnio wytrzymałych i zarówno wytrzymałych badano na próbkach  $\phi 10$ mm lanych w piasku.