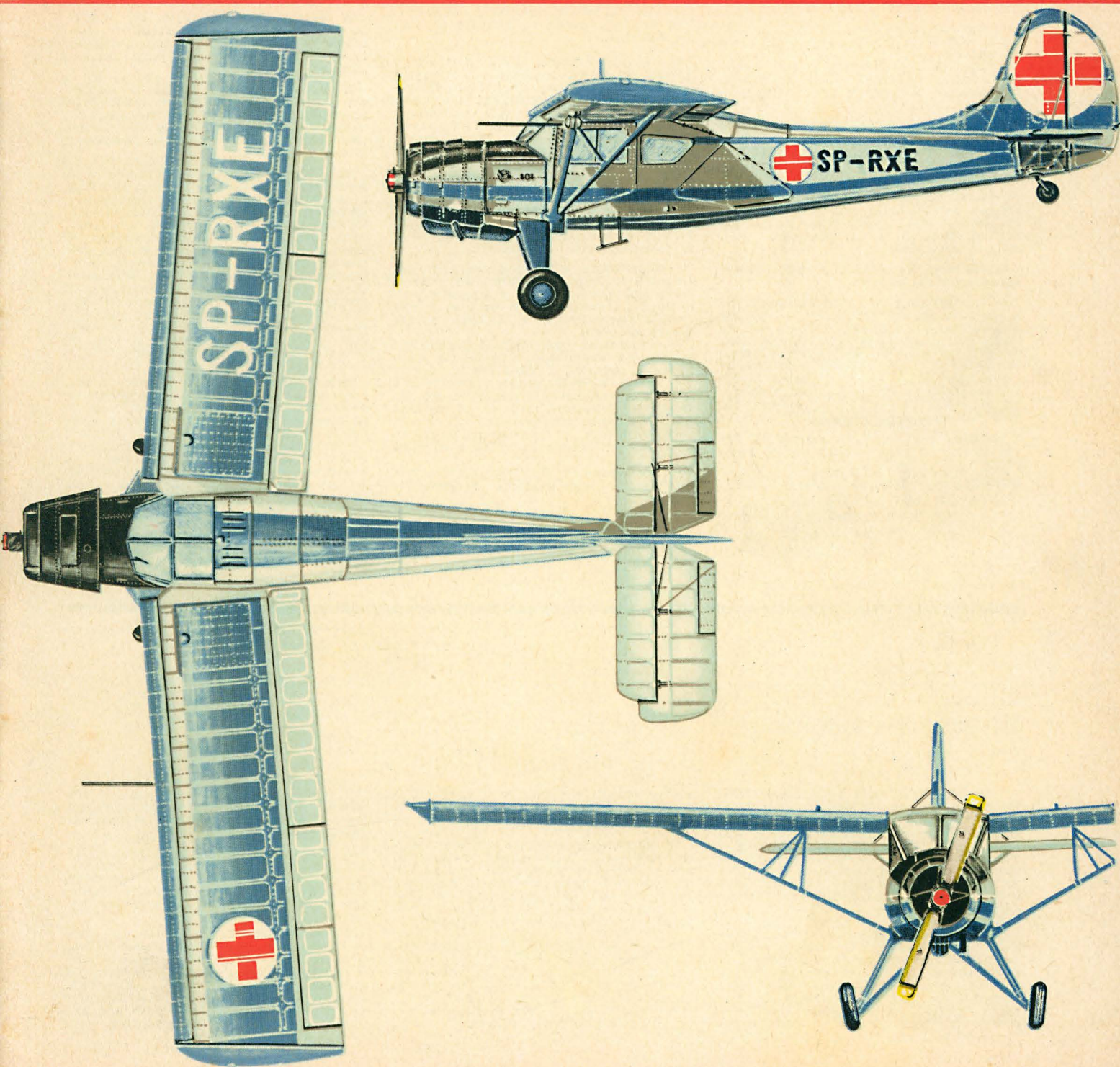


TECHNIKA

1973 4

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

Przyjęty do realizacji kierunkowy program działania Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP na 1973 r. reprezentuje cztery dziedziny działalności stowarzyszeniowej, a mianowicie:

- 1) naukowo-techniczna
- 2) propagandowo-prasowa
- 3) życia towarzyskiego
- 4) organizacji sekcyjnej

Planuje się następującą działalność w zakresie naukowo-technicznym:

* Odbędą się następujące narady:

Nowoczesne metody naprawy sprzętu lotniczego (I kwartał)

Aktualne problemy i kierunki rozwoju awioniki (II kwartał)

Przyrządy diagnostyczne sprzętu lotniczego (III kwartał)

Aktualne problemy klejenia i inne zagadnienia technologiczne (IV kwartał)

* Organizowane będą odczyty w ramach współpracy, wymiany oraz akcji centralnej.

* Zapewni się fachowy udział członków Sekcji Lotniczej w konferencjach i naradach krajowych oraz zagranicznych.

U w a g a: działalność w.w. koordynują kol. kol. A. Kowalewicz (Instytut Lotnictwa, tel. 46-00-11, wewn. 340) i Z. Toćzek (ZPLiS, tel. 27-99-92)

* Organizowane i koordynowane będą wycieczki krajowe i zagraniczne. W akcji tej współpracują kol. kol. W. Wójcik (tel. 25-04-41, wewn. 6770), Z. Winecki (tel. 26-29-32) i A. Misiorek (tel. 25-04-41, wewn. 6429).

Działalność w zakresie propagandowo-prasowym obejmie:

* Popularyzację w społeczeństwie — a głównie wśród młodzieży — wiedzy o lotnictwie. Akcją tą zajmą się w szczególności kol. kol. E. Sobiecki (tel. 32-34-01, wewn. 319) i W. Nienaltowski (tel. 46-00-31, wewn. 260).

* Informację o działalności Sekcji Lotniczej w periodykach branżowych. Wiadomości z tej dziedziny opracowuje kol. W. Zaremba (tel. 26-44-07).

Działalność w zakresie organizacji życia towarzyskiego polegać będzie na:

* Przygotowaniu okresowych spotkań towarzyskich członków Sekcji Lotniczej.

* Organizowaniu imprez towarzyskich, jak wycieczki, zabawy i in. U w a g a: życie towarzyskie lotników organizują kol. kol. J. Lipiński (tel. 46-00-11, wewn. 376) i W. Kolbrecki (tel. 10-00-11, wewn. 141).

Działalność w zakresie organizacji sekcyjnej dotyczyć będzie:

* Opracowania okresowych planów pracy.

* Nawiązania i utrzymywania współpracy z lotniczymi kołami zakładowymi, sekcjami Oddziału Warszawskiego SIMP oraz Sekcją Lotniczą przy Zarządzie Głównym SIMP.

U w a g a: działalność w.w. prowadzą kol. kol. Wojcik, Winecki i Czechowski (tel. 28-02-81, wewn. 646).

* Podjęcia akcji organizowania naszej Sekcji w Kołach Zakładowych, dotychczas nie objętych społeczną działalnością lotniczą. Akcją tą zajmuje się kol. W. Zaremba.

W skład Zarządu Koła Lotniczego SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego wchodzi wieloletni działacz Stowarzyszenia i Sekcji Lotniczej. Przewodniczącym jest kol. Kazimierz Brejnak, zastępcą — kol. J. Frankowski, sekretarzem — kol. Lina Tempel, jako członkowie pracują w Zarządzie kol. kol. Z. Toćzek, J. Hillar i Z. Sażyński.

Roczna działalność Zarządu Koła — w nowym klimacie, który panuje obecnie w Zjednoczeniu — przyniosła duże efekty. Koncentrowała się ona głównie w następujących dziedzinach:

— organizacja wycieczek naukowo-technicznych: zorganizowano wspólnie z Radą Zakładową ZPLiS 4 wyjazdy planowane i 5 poza planem (w tym 3 wycieczki zagraniczne), w których wzięło udział 380 osób,

— organizacja prelekcji i referatów na tematy techniczne: odbyły się 3 tego typu imprezy, z udziałem 70 osób,

— udział w konferencjach i naradach w 1972 r.: zapewniono uczestnictwo fachowych przedstawicieli w 14 spotkaniach naukowo-technicznych,

— współpraca z Oddziałem Warszawskim SIMP, Sekcją Lotniczą i Silnikową SIMP.

— współpraca z Komisją Wynalazczości oraz z organizacjami społecznymi ZPLiS.

Praca Koła opiera się o ramowe programy roczne oraz robocze — bardziej szczegółowe — plany półroczne. Ten system pozwala na lepsze dostosowanie planów do faktycznych potrzeb, przy czym ułatwia bieżącą kontrolę realizacji.

Plan roboczy Koła SIMP przy ZPLiS na pierwsze półrocze 1973 r. (poza posiedzeniem plenarnym dla przeysutowania działalności w 1972 r. i regularnymi zebraniem Zarządu) przewidywa je zorganizowanie 6 wycieczek technicznych (w tym dwóch zagranicznych) oraz trzech prelekcji na tematy techniczne. Ramowy program na drugie półrocze przewiduje organizację wycieczki na Targi w Brnie oraz dwóch prelekcji związanych z wyjazdami służbowymi.

Na koniec ub. roku Koło SIMP przy Zjednoczeniu liczyło 29 członków, w tym 18 inżynierów.

W styczniu 1973 r. odbyło się wspólne zebranie członków Zarządów: Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej i Koła Lotniczego SIMP przy ZPLiS „Delta”.

W zebraniu wzięło udział 15 działaczy simpowskich, a wśród nich obaj przewodniczący ogniw Sekcji: kol. K. Brejnak z Koła SIMP przy Zjednoczeniu oraz kol. W. Wójcik z Oddziału Warszawskiego SL.

Kol. Wójcik otwierając zebranie wyjaśnił, że ma ono na celu aktywizację i koordynację działalności społecznej lotników, a przy tym podzielenie się informacjami o bieżących i planowanych pracach jednostek organizacyjnych Sekcji Lotniczej. Kol. Wójcik zapoznał obecnych z kierunkowym programem działania Oddziału Warszawskiego naszej Sekcji. Przedstawiony program (który stanowi podstawę dla półrocznych planów roboczych) przedyskutowano, po czym kol. Brejnak omówił działalność Koła przy ZPLiS w 1972 r. oraz jego plan pracy na rok bieżący.

Należy nadmienić, że spotkanie z Zarządkiem Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego było pierwsze z planowanych przez nowy Zarząd Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP. Przebieg spotkania i opinie wyrażane przez jego uczestników — świadczą, że taka forma kontaktów między ogniwami Stowarzyszenia jest bardzo pożyteczna i potrzebna.

W następnym numerze...

Opublikujemy opis amatorskiej konstrukcji prostego, łatwego i bezpiecznego w użytkowaniu lekkiego samolotu o właściwościach motoszybowca, wykonanego przez modelarza lotniczego i szybownika. Samolot ten ma niekonwencjonalny układ, prosto i prawidłowo rozwiązana konstrukcję oraz estetyczny kształt. Otrzymał on nazwę „Przańniczka”.

Zwiększenie osiągnięć szybownika umożliwia stosowanie kłap zmieniających geometrię profilu przez zwiększenie i zmniejszenie jego wysklepienia. Osiąga się to przez korzystną modyfikację kształtu bieżącej prędkości za pomocą zmian cech aerodynamicznych profilu skrzydła. O własnościach aero-

dynamicznych szybowników z profilem o zmiennej geometrii pisze mgr inż. S. Stafiej.

W następnym artykule opisano zasady nawigacji w układzie siatkowym, którą PLL Lot stosują od uruchomienia nowych połączeń przez Atlantyk. Podano przykłady obliczeń lotów oraz zasadnicze czynniki, zapewniające dokładność nawigacji w tym układzie.

O trójwałowym silniku śmigłowym Rolls-Royce BS. 360 pisze mgr inż. W. Kordziński. W artykule omówione są założenia projektowe, układ, konstrukcja silnika, układ sterowania, wyposażenie pomocnicze oraz w skrócie przedstawiony rozwój silnika.

W następnym numerze podajemy również opis samolotu Skarżyńskiego RWD-5, który jako jeden z pierwszych rozslawil polskie skrzydła.

W Pomocach konstrukcyjnych podajemy Profil Clark Y ze slotem specjalnym i kłapą Fowlera. Slot specjalny umożliwia uzyskanie większych wartości $C_{z\max}$ niż slot konwencjonalny (Handley-Page).

W Kartotece TLiA podajemy opisy: samolotu rolniczego Piper PA-26 Pawnee Brave, lekkiego śmigłowca obserwacyjnego Hughes 500 E, dwumiejscowego motoszybowca Sportavia Avion-Planeur RF-5 oraz dwumiejscowego, lekkiego, wielozadaniowego samolotu odrzutowego SAAB-105XT.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI	Str.
Wnioski II lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” — Warszawa, 17—18 listopada 1972	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	4
A. Misiorek: Wytwarzanie sprzętu lotniczego	6
Z. Brodzki: Niektóre zagadnienia aerodynamiki wirników śmigłowców	11
M. Pasek: Oświetlenie lotnisk. Część 2	17
KARTOTEKA TLiA	
Aermacchi MB 326K, Hawker Siddeley HS 125(BH 125)-600	19
Aerospatiale/Westland SA 341 Gazelle, Schleicher AS-W17	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 9	
Linki lotnicze	23
Nowe lotnicze materiały i nowe procesy technologiczne — opr.	
GOL	24
KSIAŻKI LOTNICZE	26 i 31
J. Lewitowicz, M. Mokrzyński, W. Starosta: Badania zużycia się części silnika tłokowego AI-14R w czasie długotrwałych prób trwałości międzynaoprawczej metodą fluorescencji izotopowej — dok.	27
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 6	29
HOBOCTИ ИЗ ПОЛЪИИИ NEWS FROM POLAND	30
NOWOŚCI TECHNICZNE	32
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samolot myśliwski PZL P-24	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
W NASTĘPNYM NUMERZE	II okł.
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	III okł.
CO PISZĄ INNI	III skrz.



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

Rada Programowa:

mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, inż. *E. Kołodziński*, mgr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *R. Legięcki*, mgr inż. *A. Misiorek*, inż. *R. Wołński*

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa. Zam. 109/73. Nakład 2400 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 80. R-75.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

BRODZKI Z.

Некоторые проблемы аэродинамики роторов вертолетов

В статье описаны исследования, проведенные в области оптимизации характеристик роторов и увеличения скорости вертолетов.

PASEK M.

Освещение аэродромов

В статье описаны осветительные системы, обеспечивающие безопасный подход самолета к взлетной дорожке.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Новые авиационные материалы и технологические процессы

В статье описаны новые материалы и новые технологические процессы, применяемые американскими предприятиями для производства самолетов и космических кораблей.

LEWITOWICZ J., MOKRZYSCZAK M., STAROSTA W.

Исследования износа деталей поршневого двигателя AI-14R во время длительных испытаний прочности в период межремонтный по методу изотопной флюоресценции

В статье представлен метод и результаты исследования износа железа, меди и свинца в авиационном поршневом двигателе AI-14R. Приведены также заключения, сделанные на основе проведенных исследований.

BRODZKI Z.

Some problems of helicopter rotors aerodynamics

The research works carried out in order to improve helicopter rotors characteristics and increase helicopter speed are discussed.

PASEK M.

Aerodromes lighting

In this article the aerodromes lighting systems enabling safe approach of aircraft are described.

GOŁĘDZINOWSKI A.

New materials and manufacturing methods in aviation industry

In this article new materials and manufacturing methods used in US aerospace industry are presented.

LEWITOWICZ J., MOKRZYSCZAK M., STAROSTA W.

The investigation of an AI-14R piston engine elements wear shiving life tests in the use of isotope fluorescence method

In this article the isotope fluorescence method of engine elements wear investigation is described and the results of the investigation carried out on AI-14R piston engine by the use of this method are presented. The conclusions resulting from the investigation are given also.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII KWIECIEŃ 1973

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

4

Wnioski

II Lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”

Warszawa — 17-18 listopada 1972 r.

Uczestnicy II lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa”, w oparciu o analizę przedstawioną w referatach generalnych oraz przeprowadzoną w trakcie obrad szeroką wymianę poglądów, jednomyślnie uchwalili treść niżej podanych postulatów i wniosków, dotyczących problemów lotniczych uznanych za najbardziej aktualne i determinujące prawidłowe działanie oraz rozwój polskiego lotnictwa.

Zarządzenie i kierowanie w zakresie lotnictwa

1. Należy udoskonalić i unowocześnić zarządzenie i kierowanie lotnictwem w Polsce przez stworzenie takiego modelu organizacyjnego, który by zapewnił koordynację całokształtu zagadnień lotniczych przy zachowaniu niezbędnej samodzielności poszczególnych resortów, branż oraz instytucji.

W zakresie przemysłowej bazy naukowo-badawczej i konstrukcyjnej

2. Należy zwrócić szczególną uwagę na zachowanie właściwych proporcji rozdziału sił i środków, jakimi dysponuje baza badawczo-rozwojowa, zapewniając pracom o charakterze typowo naukowo-badawczym warunki dla przyszłościowego rozwoju konstrukcji, usprawniania metod projektowania i badań, gwarantujących stabilizację rozwoju techniki lotniczej.
3. W dalszym ciągu usprawnić działalność koordynacyjną, integrującą całą lotniczą bazę badawczo-rozwojową, lecz nie kosztem przesuwania na ten odcinek sił i środków z podstawowej działalności naukowo-badawczej.
4. W pracach naukowo-badawczych szerzej i bardziej systematycznie wykorzystywać działalność krajowych ośrodków, w tym także instytutów PAN i wyższych uczelni.

5. Większą uwagę zwrócić na usprawnienia i unowocześnienia metod pracy ośrodków badawczych i biur konstrukcyjnych, dostosowując je elastycznie i racjonalnie do aktualnych potrzeb — eliminując równocześnie formalne hamulce inwencji twórczej.
6. Doprowadzić do ustalenia i systematycznego uaktualnienia programów kompleksowego działania ośrodków badawczo-rozwojowych, tak w zakresie obecnie wykonywanych konstrukcji, prac perspektywicznych, jak i udoskonalania metod pracy ośrodków.
7. Zagwarantować właściwy rozwój bazy badawczo-rozwojowej, przez wyposażenie jej w stoiska i aparaturę stosowaną do nowoczesnych metod jej działania.
8. Ośrodki badawczo-rozwojowe wyposażać w wysokosprawne maszyny liczące, stanowiące jednolity w przemyśle lotniczym system, co pozwoli na powszechne wdrażanie współczesnych metod projektowania sprzętu lotniczego, uwzględniających wiele różnych wariantów — jako sposobu gwarantującego osiągnięcie rozwiązań optymalnych w stosunkowo krótkim czasie.
9. Stosownie do przyjętego rozwoju bazy konstrukcyjnej, technologicznej i badawczej zwrócić szczególną uwagę na przygotowanie wyspecjalizowanej kadry, a wybijającym się specjalistom stworzyć warunki gwarantujące ich rozwój.
10. Zapewnić odpowiednią rangę i uprawnienia głównym konstruktorom, wdrażając i rozwijając przepisy określające ich działalność.
11. W realizowanych pracach większą uwagę zwrócić na zagadnienia ergonomii. Szerzej rozwijać i udoskonalać metody analiz ekonomiczno-technicznych związanych z realizowanymi pracami.

W zakresie przemysłowej bazy materiałowej i technologicznej

12. Położyć większy nacisk na doskonalenie procesów technologicznych w produkcji lotniczej przy pełnym wykorzystaniu osiągnięć różnych dziedzin nauki i techniki.
Bezwzględnie zamierzenia z tego zakresu włączyć do planów działania ośrodków badawczo-rozwojowych w przemyśle lotniczym, opracowując odpowiednio programy modernizacji metod wytwarzania.
13. Zobowiązać ośrodki badawczo-rozwojowe do precyzowania wymagań na materiały niezbędne do wykorzystania w opracowywanych konstrukcjach. Na tej bazie opracować ogólny program rozwoju w resorcie przemysłu ciężkiego i chemicznego bazy materiałowo-surowcowej dla potrzeb przemysłu lotniczego.
14. Z uwagi na poważne straty ponoszone w przemyśle lotniczym z powodu niskiej jakości dostarczanych przez przemysł krajowy materiałów, surowców doprowadzić do opracowania międzyresortowego planu poprawy jakości materiałów dostarczonych przez lotnictwo i inne resorty.
Doprowadzić do weryfikacji i aktualizacji norm materiałowych, dostosowując je do aktualnych potrzeb wytwarzania i użytkowania sprzętu lotniczego.

W zakresie przemysłowej bazy silnikowej i awioniki

15. Za jeden z warunków determinujących rozwój krajowej techniki lotniczej należy uznać konieczność intensywnego rozwoju bazy silnikowej (konstrukcyjnej, badawczej i produkcyjnej), w kierunkach określonych przyjętymi założeniami rozwoju samolotów i śmigłowców.
16. Rozwój napędów intensyfikować w oparciu o zakup wartościowych licencji, które posłużyłyby do przyspieszenia rozwoju napędów lotniczych w kraju oraz do rozeznania i opanowania przyjmowanych współcześnie tendencji konstrukcyjno-technologicznych, dla ich zastosowania we własnych konstrukcjach.
17. Odpowiednio do programu rozwoju bazy silnikowej, w oparciu o jednoczesne sprecyzowane potrzeby, określić program rozwoju automatyki i sterowania silników.
18. Odpowiednio do programu rozwoju finalnych wyrobów branży lotniczej opracować kompleksowy program rozwoju awioniki dostosowanej do specjalizacji krajowego przemysłu lotniczego oraz uwzględniający koncentrację działania na najbardziej istotnych kierunkach. Stosownie do ustalonego ww. programu zapewnić rozwój bazy badawczo-rozwojowej awioniki.
19. Należy przyspieszyć decyzje dotyczące ustalenia bazy produkcyjnej awioniki zorganizowanej w sposób zapewniający stały rozwój w tej dziedzinie. Baza ta nie może się opierać jedynie o siły i środki, jakimi dysponuje krajowy przemysł lotniczy. Między innymi należy również zabezpieczyć produkcję nowoczesnych podzespołów mikroelektronicznych (obwody scalone i elementy) dostosowanych do pokładowych urządzeń elektronicznych.

W zakresie oceny technicznej i eksploatacji sprzętu lotniczego

20. Należy uznać za warunek niezbędny dla prawidłowego rozwoju lotnictwa potrzebę koordynacji działania w zakresie eksploatacji statków powietrznych pomiędzy wytwórcą, nadzorem państwowym a użytkownikiem, uwzględniając w szczególności:
 - 20.1. Konieczność opracowania równoległe z procesem konstruowania optymalnych systemów eksploatacji uwzględniających użytkowanie i obsługiwanie konstrukcji. Z rozwojem konstrukcji, technologii i badań należy udoskonalać i rozwijać systemy oceny stanu technicznego sprzętu, dostosowując je do współczesnych potrzeb wytwarzania i użytkowania. Należy podnieść rangę problematyki niezawodności sprzętu lotniczego, wypracowując odpowiednie kryteria i wskaźniki niezawodności. Należy także uznać za niezbędne zabezpieczenie koordynacji działania w tym zakresie tak na odcinku wytwarzania, jak i użytkowania sprzętu lotniczego.
 - 20.2. Problemy diagnostyki i profilaktyki przez optymalizację czasokresów obsługowo-naprawczych, unifikację aparatury kontrolno-pomiarowej, automatyzację kontroli, jak również szerokie stosowanie badań nieniszczących.
 - 20.3. Potrzebę wprowadzania we wszystkich rodzajach lotnictwa jednolitego systemu rejestracji, zbierania, przetwarzania i analizy danych o niesprawnościach statków powietrznych i okolicznościach im towarzyszących, jak również informacji o dominantach uszkodzeń.
 - 20.4. Potrzebę uproszczenia dokumentacji eksploatacyjnej zarówno od strony wykonywania zapisów, jak i eliminowania zbędnych czynności obsługowych zwiększających jedynie pracochłonność, a nie podnoszących bezpieczeństwa.
 - 20.5. Potrzebę udoskonalenia procesu użytkowania w locie statków powietrznych w oparciu o dotychczasowe doświadczenia, m.in. przez wprowadzenie jednego członka załogi do niektórych statków powietrznych.
21. Jako sprawę pilną należy uznać konieczność nowelizacji przepisów i metod działania Inspektora Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, dostosowując je do współczesnych systemów wytwarzania i użytkowania sprzętu lotniczego.
22. Należy zobowiązać producentów sprzętu agrolotniczego do kompleksowego rozwiązywania problemów związanych z wykonywaniem prac w tej dziedzinie, m.in. w zakresie wyposażenia związanego z obsługą naziemną na lotniskach i lądowiskach.

W zakresie rozwoju lotnictwa cywilnego

23. Przedstawione na konferencji prognozy i kierunki rozwoju lotnictwa komunikacyjnego w Polsce należy uznać za słuszne. Jednakże dla optymalizacji programów rozwoju konieczne jest określenie wieloletnich wskaźników dla transportu lotniczego oraz ujednoczenie podstawowych kryteriów podziału zadań pomiędzy transport lotniczy a inne gałęzie transportu z punktu widzenia ich rzeczywistej efektywności ekonomicznej, uwzględniającej również realną wartość czasu. Na podstawie pełnego rachunku efektywności ekonomicznej transportu lotniczego należy określić sposób finansowania tego transportu.

24. Należy zweryfikować prognozy rozwoju lotnictwa usługowego i sportowego pod kątem dostosowania rozmiarów i zakresu działalności tego lotnictwa do potrzeb rozwijającej się gospodarki narodowej, a zwłaszcza:

24.1. lotnictwa usług gospodarczych w dziedzinach usług agrolotniczych, prac budowlano-montażowych, fotogrametrii, patrolowania itp.;

24.2. lotnictwa sanitarnego w zakresie usług (pomocy) lekarskich oraz ratownictwa;

24.3. lotnictwa sportowego w dziedzinach: sportowej, szkoleniowej oraz rekreacyjno-treningowej.

25. Prognoza rozwoju lotnictwa cywilnego winna uwzględniać rozbudowę lotniczej infrastruktury technicznej i tak:

25.1. dla umożliwienia prawidłowego rozwoju sieci komunikacji lotniczej i dostosowania oferowanych przez nią usług do potrzeb regionalnych należy zapewnić w planach przestrzennego zagospodarowania kraju optymalną lokalizację, zważywszy na dokonujący się postęp w technice lotniczej (samoloty STOL, wyciszanie silników itp.), wykorzystywać w miarę możliwości lotniska sportowe i dążyć również do skracania czasu dostępu w komunikacji lotniczej;

25.2. dla zabezpieczenia rozwoju lotniczych usług gospodarczych oraz lotnictwa sanitarnego i sportowego należy rozwijać sieć lotnisk i lądowisk w poszczególnych regionach kraju z wykorzystaniem lotnisk wojskowych i komunikacyjnych.

26. W programach rozwoju lotnictwa cywilnego w Polsce należy dążyć do harmonijnego rozwoju różnych elementów tego lotnictwa, a zwłaszcza:

26.1. zaplecza sprzętowego opierającego się na technicznie i ekonomicznie nowoczesnych rozwiązaniach statków powietrznych produkcji krajowej i zagranicznej;

26.2. zaplecza technicznego w postaci lotniczych portów pasażersko-towarowych, ośrodków zabezpieczających lotniczy ruch oraz baz obsługowo-naprawczych dla potrzeb komunikacji lotniczej i lotniczych usług pozatransportowych;

26.3. właściwej organizacji procesu eksploatacji statków powietrznych;

26.4. szerokiej współpracy międzynarodowej, uwzględniającej kooperację i wymianę techniczną tak z krajami RWPg, jak i z krajami Europy zachodniej.

27. Należy rozważyć formy integracji zaplecza naukowego transportu lotniczego, którego wysiłki są obecnie rozpraszane. Najbardziej skuteczną formą zjednoczenia tych wysiłków wydaje się powołanie Instytutu Transportu Lotniczego, tym bardziej że Instytut ten powinien prowadzić także badania dla potrzeb lotnictwa gospodarczego, sanitarnego i sportowego.

W zakresie szkolenia kadr

28. Niezbędnym warunkiem dalszego rozwoju lotnictwa w Polsce jest przygotowanie i kształcenie kadr specjalistów. Kształcenie to powinno objąć następujące kierunki działania:

28.1. dostosowanie specjalności do aktualnych potrzeb przemysłu i użytkowników sprzętu lotniczego,

28.2. wprowadzenie nowej problematyki nauczania, jak np.: z zakresu automatyki, awioniki, zagadnień ekonomicznych, eksploatacyjnych itp.;

28.3. rozwinięcie szerokiej i systematycznej współpracy pomiędzy szkołami i uczelniami a przemysłem lotniczym i innymi instytucjami lotniczymi;

28.4. rozwinięcie systemu praktyk, stażów i stypendiów zawodowych zarówno krajowych, jak i zagranicznych;

28.5. wprowadzenie systemu dokształcania ludzi zawodowo czynnych przez szkolenie w zakładach pracy, studia podyplomowe oraz wymianę specjalistów z organizacjami zagranicznymi reprezentującymi czołowe osiągnięcia światowe w lotnictwie;

28.6. zapewnienie szkolenia pilotów zawodowych dla potrzeb przemysłu lotniczego jak i lotnictwa cywilnego.

W zakresie działalności sekcji lotniczych SIMP i SITK

29. Uczestnicy II lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” w oparciu o dotychczasową praktykę są głęboko przekonani, że okresowe organizowanie takich konferencji uznaje należy za prawidłowe i właściwe formy realizacji Uchwały Rady Ministrów nr 154 z 30.7.1971 r. w sprawie udziału NOT oraz zrzeszonych w niej stowarzyszeń naukowo-technicznych w intensyfikacji gospodarki i rozwijaniu nowej techniki.

II lotnicza konferencja naukowo-techniczna „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” uznaje za niezbędne systematyczne organizowanie tych konferencji przez sekcje lotnicze SIMP i SITK.

30. Należy zorganizować w najbliższym czasie narady i konferencje naukowo-techniczne uwzględniając następującą tematykę:

- kierunki kompleksowego rozwoju awioniki
- rola i miejsce transportu lotniczego w systemie transportowym kraju
- lotnisko jako element planów zagospodarowania przestrzennego
- problemy oceny stanu technicznego i niezawodności sprzętu lotniczego.

Komisja wnioskowa

1. Przewodniczący: mgr inż. *Aureliusz Misiorek* — Szefostwo Techniki Lotniczej MON
2. Z-ca przewodn.: inż. *Kazimierz Szumielewicz* — PLL LOT
3. Członkowie: inż. *Janusz Becker* — APRL
4. mgr inż. *Jerzy Drodź* — WSK-Rzeszów
5. inż. *Romuald Güdel* — WSK W-wa-Okęcie
6. mgr *Dorota Kujawska* — PLL LOT Warszawa
7. mgr inż. *Krzysztof Kunachowicz* — Instytut Lotnictwa
8. dr inż. *Jerzy Jaźwiński* — ITWL
9. mgr inż. *Józef Oleksiak* — WSK-Mielec
10. mgr inż. *Adam Skarbiński* — SZD Bielsko-Biała
11. doc. dr inż. *Stefan Szczeciński* — WAT
12. mgr inż. *Stanisław Trębacz* — WSK-Swidnik



● 23 grudnia 1972 r. w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybownictwa w Bielsku prototyp dwumiejscowego szybowca wysokowyścynowego **SZD-40X Halny** oblatał pilot mgr inż. Zdzisław Byłok. W szybowcu tym wykorzystano skrzydła od Zefira 4. Łącznie w 1972 r. w Bielsku zostały oblatane trzy prototypy: Jantar 17, Jantar 19 i Halny.

● W styczniu 1973 r. WSK-Delta-Mielec wysłała samoloty **An-2**, pierwsze z 20 sztuk zamówionych przez Koreańską Republikę Ludowo-Demokratyczną. Są to głównie samoloty w wersji transportowej. W 1973 r. WSK-Mielec wyeksportuje więcej samolotów An-2 niż w ub. r. Głównym odbiorcą jest Związek Radziecki, następnie Węgry, Bułgaria, NRD i inne kraje. Obecnie An-2 produkowany jest przede wszystkim w wersji rolniczej, a w mniejszych ilościach w wersji pasażerskiej i transportowej.

● 16 stycznia br. dyrektor Instytutu Lotnictwa inż. Zbigniew Pawlak, w wywiadzie telewizyjnym, z okazji audycji o samolocie Lala-1, poinformował, że WSK-Okecie wraz z Instytutem Lotnictwa opracowują samolot rolniczy, który będzie następcą Gawrona. Oblot ma nastąpić w niedalekiej przyszłości. Samolot otrzymał oznaczenie PZL-106.

● Od 24 grudnia ub. r. do 10 lutego br. **IL-62** Polskich Linii Lotniczych Lot przewoził pielgrzymów muzułmańskich z Kairu do Dedy oraz innych miast. Samolot był wykorzystywany przez 10 godzin dziennie, a obsługują go trzy załogi.

● 8 stycznia br. Polska podpisała z Hiszpanią umowę o komunikacji lotniczej, która przewiduje m. in. stworzenie w Hiszpanii punktu wypadowego do Ameryki Półd. dla samolotów polskich, a w Polsce — dla Hiszpanii na Daleki Wschód.

● Po raz pierwszy w historii P.L.L. przeprowadzono generalny remont samolotu An-24. Tym samym, LOT — jako drugie przedsiębiorstwo z krajów RWPG (po ZSRR) — rozpoczęło generalne remonty samolotów komunikacyjnych.

● W bieżącym pięcioleciu liczba i zakres lotów fotograficznych znacznie się zwiększył. Metody fotogrametryczne zostaną bowiem szeroko zastosowane w gospodarce narodowej: w górnictwie, rolnictwie, leśnictwie, komunikacji, pracach melioracyjnych i do ochrony środowiska. Koordynatorem prac prowadzonych w tym zakresie jest Instytut Geodezji i Kartografii.

● Polski przemysł lotniczy awansuje w następnym pięcioleciu do roli prowadzącej gałęzi gospodarki. Planuje się przeszkolenie około 12 000 specjalistów w szkołach i na różnych kursach. W okresie od 1975 do 1980 r. w przemyśle lotniczym podejmie prace około 1500 inżynierów i techników. Na 1000 zatrudnionych przypadają będzie 50 absolwentów wyższych szkół technicznych i 220 specjalistów, którzy ukończyli technikum.

● Górskie Ochotnicze Pogotowie Ratunkowe otrzymało śmigłowce sanitarne, przeznaczone do trudnych akcji ratunkowych w górach. W 63 roku istnienia, w grudniu 1972 r. na Hali Kondratowej GOPR przeprowadził próbną manewr ratownictwa górskiego za pomocą śmigłowca. Członkowie GOPR wyczyli 15 lądowisk dla śmigłowców sanitarnych w Beskidach. Znajdują się one w miejscowościach wypoczynkowych oraz na szczytach górskich.



Samolot sanitarny PZL-101A Gawron w odmianie bez płyt brzegowych i z malowaniem jak na okładce

Fot. A. Kardymowicz

● Studia lotnicze na Politechnice Warszawskiej prowadzone są na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa (MEiL), którego dziekanem jest prof. dr hab. inż. Roman Gutowski. Wydział ten aktualnie dzieli się na cztery instytuty: Instytut Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki (dyr. prof. Leszek Dułęba), Instytut Techniki Ciepłej (dyr. prof. dr hab. Bogumił Stanisławski), Instytut Mechaniki Stosowanej (dyr. prof. dr hab. Marek Dietrich) oraz Instytut Przemysłowy Inżynierii Materiałowej (kierowany przez prof. dr. Stanisława Jaźwińskiego). Technika lotnicza jest reprezentowana w większym lub mniejszym stopniu przez podstawowe komórki instytutów — zakłady. W szczególności są to: Zakład Konstrukcji Samolotów i Śmigłowców (kier. prof. L. Dułęba) w ITLiH, Zakład Silników Lotniczych (kier. prof. St. Wójcicki) w ITC, Zakłady Teorii Mechanizmów i Maszyn (kier. prof. J. Oderfeld) oraz Wytrzymałości Materiałów i Konstrukcji (kier. prof. Z. Brzoska), wchodzące w skład IMS.

Studia na Wydziale MEiL odbywają się w zakresie: magisterskim (5 lat) bądź inżynierskim (4 lata). Kwalifikacje na jeden z kursów przeprowadza się po drugim roku studiów, na trzecim roku studiów następuje podział na specjalizacje. Specjalizacje lotnicze reprezentowane są zarówno na kursie magisterskim jak i inżynierskim, z tym że na kursie magisterskim student ma do wyboru trzy specjalizacje (samoloty i śmigłowce, silniki lotnicze, osprzęt lotniczy), a na kursie inżynierskim jedynie jeden kierunek specjalizacji (samoloty i śmigłowce).

O rozmiarze działalności Wydziału MEiL w zakresie specjalizacji lotniczych świadczą wyniki 1972 roku. Dyplomy magistrów lotnictwa uzyskało 72 absolwentów, dyplomy inżynierów lotniczych — 8 osób. Stanowi to około 40% ogólnej liczby absolwentów Wydziału tego roku. Spośród 12 zamkniętych na Wydziale w r. 1972 przewodów doktorskich, 4 wyraźnie były tematycznie związane z techniką lotniczą.

Instytuty Wydziału, poza pracą dydaktyczną, prowadzi szeroko zakrojoną działalność naukowo-badawczą dla krajowego przemysłu lotniczego. Prace te są prowadzone w zespołach współpracy z przemysłem, kierowanych przez samodzielnych pracowników nauki. Na nieco odmiennych zasadach wykonywane są tak zwane prace własne, finansowane przez resort Szkolnictwa Wyższego i Nauki. Dotyczą one z reguły badań podstawowych stanowiących tematy prac doktorskich i habilitacyjnych. Troską kierownictwa Wydziału jest ściśle powiązanie tych prac z potrzebami przemysłu lotniczego.

● Red. H. Chądzyński z „Życia Warszawy” przeprowadził rozmowę z wiceministrem komunikacji gen. Janem Raczkowskim na temat stanu obecnego i przyszłości komunikacji lotniczej w

Polsce. Przytoczmy tu kilka opinii generała, świadczących o nowych prądach w Ministerstwie Komunikacji. ...od 1971 r. zrobiliśmy dużo, aby wyjść z impasu... Tylko pokonanie dotychczasowych uprzedzeń i odstąpienie od... kramikarskiego rachunku opłacalności pozwoli utrzymać tę korzystną tendencję. ...Niezbędne są nowe linie... walczą o nie władze terenowe. ...Wiemy, że wszystkie dotychczas działające lotniska, łącznie z Warszawą, są już za małe... w Warszawie istotne znaczenie...będzie miała budowa nowego pawilonu dworca krajowego... Pracujemy obecnie nad całościową polityką w skali państwa, a także nad bardziej skutecznymi formami organizacyjnymi lotnictwa cywilnego. Brak należytej koordynacji spraw całego lotnictwa cywilnego odczuwa się chociażby w takich sprawach, jak przygotowanie pracowników, ich szkolenie, sprzęt, remonty i obsługa techniczna.

● 16 kwietnia 1973 r. Polskie Linie Lotnicze LOT podjęły stałą komunikację przez Atlantyk. Otwarta została linia Warszawa—Amsterdam—Nowy Jork, którą obsługują transkontynentalne samoloty odrzutowe IL-62. Nasze samoloty latają do Nowego Jorku na zasadzie wzajemności. Od kwietnia 1971 r. regularną komunikację między Nowym Jorkiem i Warszawą utrzymuje raz w tygodniu amerykańskie przedsiębiorstwo Pan American.

● Redakcja TV przeprowadziła ub. r. wywiad z inż. R. Izmałowem szefem grupy lotniczych konstruktorów radzieckich, współpracujących w WSK w Mielcu przy projekcie samolotu rolniczego. Główny konsultant zwrócił uwagę na trudności stojące przed projektantami, ponieważ zadanie polega na opracowaniu samolotu, który można porównać z dwoma samolotami An-2.

● Jakże warunki pracy ma pilot w kabine samolotu rolniczego, jakie są jego możliwości percepcji, jak się czuje w terenie górskim, jak zwiększyć bezpieczeństwo lotów, jaka jest specyfika prac agrolotniczych w górach? Na te i inne pytania odpowiedzia badania przeprowadzone ostatnio przez pracowników Centralnego Instytutu Ochrony Pracy i Instytutu Lotnictwa w bieszczadzkiej wsi Czarna.

● Zarówno projekt planu 5-letniego, jak i 10-letni program rozwoju WSK-Okecie, zakłada dynamiczny wzrost produkcji i zwiększenie nowoczesności wytwarzanego sprzętu. Program działalności lotniczej WSK-Okecie przewiduje dalszą specjalizację zakładu w produkcji:

- lekkich samolotów wielozadaniowych PZL-104 Wilga 35 i rolniczych PZL-101 Gawron oraz ich następców
- śmigieł drewnianych, laminowanych i metalowych do samolotów produkowanych w kraju,

— wyposażenia rolniczego do samolotów i śmigłowców produkowanych w kraju,

— specjalistycznych zespołów blacharsko-spalniczych do samolotów i silników,

— usług agrolotniczych w kraju i za granicą (przejęto PUL z dniem 1.1.72 r.).
Przewiduje się ponad 2-krotny wzrost eksportu w bieżącej pięciolatce.

● W Kazimierzu nad Wisłą — w gronie zagranicznych fachowców — poddano dyskusji projekty koncepcyjne Gocławia, jako 100-tysięcznej dzielnicy Warszawy roku 2000. Projekty te skomentował w TV prof. Hryniewiecki. Nie da się jednak ukryć, że nowa dzielnica zaprojektowana została na obszarze 400 hektarów obecnego lotniska i że w 1977 r. mają się już tu znaleźć nowe domy. W tym stanie rzeczy należy domagać się zapoznania — w pilnym trybie — społeczeństwa, z planami dotyczącymi lokalizacji lotnisk w rejonie stolicy.

● Z uznaniem i zadowoleniem witamy akces Wojskowego Biura Studiów i Projektów Lotniskowych do współpracy przy tworzeniu koncepcji ośrodka na Śnieżniku. Nie wątpimy, że — mieszczący się we Wrocławiu — społeczny komitet budowy nowoczesnego ośrodka wypoczynkowego pod Śnieżnikiem skorzysta z tej oferty w celu zagospodarowania ziemi kłodzkiej w zakresie lotniczej komunikacji pasażerskiej oraz potrzeb lotnictwa sanitarnego i sportowego.

● Znów notujemy cywilne sukcesy wojskowych pilotów na śmigłowcach Mi-8:

— w rafinerii ropy w Czechowicach ustawili oni 20 iglic odgromowych na zbiornikach paliwowych.

— na szczyt 850-metrowej góry Chelmiec koło Wałbrzycha śmigłowce przewoziły 35 ton elementów maszyny telewizyjnej.



FRANCJA

● W celu odparcia konkurencji towarzystw czarterowych Air France ustawił się frontem do turystów, którzy już obecnie stanowią ponad 50% ogólnej liczby pasażerów towarzystwa, a w 1975 roku mogą osiągnąć 2/3 podróży. W celu zmniejszenia cen przewiduje się m. in. poważne zwiększenie liczby miejsc w samolotach Boeing-707 i Boeing-747.

● Zarząd poczty francuskiej ma własną sieć połączeń lotniczych, obsługiwana przez 16 samolotów. Sieć połączeń obejmuje 20 lotnisk. W roku 1969 wylatano już 16 tys. godzin przy regularności lotów 99,67%, punktualności 80% i wykorzystaniu zdolności przewozowej w 60,0%. Personel zespołu lotniczego poczty liczy 96 osób latających i 223 obsługi naziemnej.

● We Francji wiele lotnisk wyposażono w urządzenia do automatycznego lądowania, które były już wielokrotnie wykorzystywane przez samoloty Air Inter. Brak jest jednak międzynarodowych ustaleń w tym zakresie, które pozwoliłyby na wprowadzenie jednolitych systemów na całym świecie.

● Wobec zatłoczenia autostrady otwarta została w ub. r. linia kolejowa łącząca paryskie dworce Orsay i Austerlitz z portami lotniczymi Orly południowymi i zachodnim. Pociąg kursuje co 15 minut. Przewiduje się podobne połączenie z nowym lotniskiem Roissy.

● Pierwsze typy hamulców z tarczami ze sztucznego tworzywa zastosowano w samolocie Concorde opracowane były przez firmę angielską Dunlop,

amerykańską Goodyear i francuską Aerospatiale. W kołach fachowych uważa się, że zastosowanie hamulców z laminatu z włókna węglowego umożliwi zwiększenie liczby lądowań do 3000 zamiast 500 do 600 lądowań przy zastosowaniu konwencjonalnych hamulców.

● Francuskie prognozy przewidują, że przy dzisiejszym stanie techniki lotniczej udział samolotu w ogólnym bilansie przewozowym:

1) będzie maleć na odcinkach do 500 km (obecnie wynosi tylko 4%); 2) wzrastać na 500—1500 km — zwłaszcza bliżej górnej granicy (obecny udział — ok. 25%); 3) osiągać coraz lepszą pozycję na odcinkach 1500—3000 km (już obecnie ok. 50%); 4) zachowywać monopol na trasach dłuższych. Sytuacja na odcinkach krótszych ulegnie jednak radykalnej zmianie wraz z rozwojem samolotu krótkiego i pionowego startu.

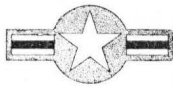


NRF

● Ministerstwo Obrony NRF przestało finansować prace nad wojskowym pionowolotem VFW-Fokker VAK-191. Dotychczasowy koszt prac rozwojowych przy tym samolocie wyniósł 280 mln DM, a prac nad silnikami 230 mln DM (3,2 DM = 1 dol.). W NRF wstrzymano już wszelkie subwencje na samoloty pionowego startu (uprzednio na VJ-10 i Do-31).

● Firma ERNO w Bremen oraz dwa inne przedsiębiorstwa z NRF opracowały projekt wyrzutni z przeciwpożarowymi pociskami raketowymi do szybkiego gaszenia pożaru na lotniskach. Dwanaście przeciwpożarowych pocisków raketowych wyposażonych w środki gaszące umieszcza się na wyrzutni. Wyrzutnię można uruchomić z wieży kontrolnej.

● Ostatnio z poligonu raketowego NASA w Kalifornii wystrzelono satelitę Aeros skonstruowanego przez NRF. Przewiduje się, że w ciągu 6-miesięcznej działalności Aeros będzie realizował zachodnoniemiecki i amerykański program badań górnych warstw atmosfery. Na zbudowanie satelity NRF wydała 65 mln marek.



USA

● Towarzystwo Braniff International zamierza w połowie lat siedemdziesiątych wprowadzić nowe połączenia pomiędzy Nowym Jorkiem i Los Angeles a portami lotniczymi Srodkowej i Południowej Ameryki. Braniff złożył opcję na trzy samoloty typu Concorde.

● Na wszystkich 531 lotniskach pasażerskich w USA ma być wzmocniona służba policyjna w celu sprawniejszej rewizji i obserwacji pasażerów. Rządowy plan powiększenia ochrony portów lotniczych wiąże się ze stale nie rozwiązany problem porwania samolotów. Władze zobowiązały administrację lotnisk do przeprowadzenia tej akcji w ciągu 6—8 miesięcy. Przewiduje się pełną kontrolę bagażu ręcznego, poddawanie wszystkich pasażerów rewizji za pomocą elektronicznych detektorów, nowe zabezpieczenia kabin pilotów.

Na wszystkich lotniskach będą stałe stacjonowały specjalne oddziały policji i agentów. Dotychczas tylko w 123 portach lotniczych kwatrowały na stałe uzbrojone oddziały ochrony policyjnej.



W. BRYTANIA

● Do zabezpieczenia samolotów przed poślizgiem na mokrych pasach startowych opracowano niedawno specjalną frezarkę w jednej z firm brytyjskich. Frezarka wycina w betonie w odstępach co 2,5 cm rowki o głębokości 3 mm. Maszyna w czasie jednej godziny może wykonać żłobkowanie na powierzchni 230 m².

● Rolls-Royce wyprodukował już 100 silników turbowentylatorowych RB-211-22 służących do napędu samolotu pasażerskiego Lockheed 1011 Tristar. Są to silniki, które z powodu trudności technicznych z nimi i dużych kosztów produkcji — spowodowały na przełomie 1971/72 upaństwowienie wytwórni Rolls-Royce. Dla Lockheeda ma być zbudowane 700 silników RB-211-22. Wytwórnia Rolls-Royce liczy, iż na ten silnik i jego dalsze wersje zbyt będzie znacznie większy.



WŁOCHY

● Przemysł lotniczy Włoch wraca do światowej czołówki. Obecnie zatrudnia on ok. 23 000 pracowników w 80 zakładach i osiąga obrót roczny w wysokości ok. 1 mld dolarów. Produkcja obejmuje sprzęt wojskowy dla państw układu NATO, ponadto samoloty wielozadaniowe i sportowe, śmigłowce oraz szybowce.



ZSRR

● Aerobus Il-86 będzie to czterosiłkowy samolot pasażerski, dla 240—350 osób, na trasy średniej długości. Samolot będzie dolnopłatem o klasycznym układzie silników pod skrzydłami. Silniki o ciągu 12 000 kg, prędkość przelotowa 950 km/h, zasięg (z maksymalnym ładunkiem 40 000 kg) około 2400 km.

● W wieku 85 lat zmarł radziecki generalny konstruktor Andrzej N. Tupolew, laureat Nagrody Leninowskiej i wielu innych wysokich wyróżnień ZSRR. Z biura konstrukcyjnego Tupolewa w roku 1955 wyszedł jeden z pierwszych na świecie odrzutowych samolotów pasażerskich Tu-104. W 13 lat później startował Tu-144, który dał początek pasażerskim lotom nadźwiękowym. Tupolew odszedł w chwili, gdy Tu-144 produkuje się już seryjnie w Woroneżskich Zakładach Lotniczych. Tupolew należał do nielicznych konstruktorów, którzy rozpoczęli swą pracę konstrukcyjną, gdy rodziło się lotnictwo na świecie (w 1910 r.), a zakończyli budowę samolotów nadźwiękowych.

● Radzieckie towarzystwo handlu zagranicznym Aviaexport od 1960 r. dostarczyło do Bulgarii, Polski, Rumunii, Węgier, Jugostawii, Mongolskiej Republiki Ludowej, Czechosłowacji i NRF około 1000 samolotów i śmigłowców 23 różnych typów.

Obecnie przewiduje się polepszenie metod wspólnego szkolenia personelu latającego i naziemnego oraz współpracę krajów RWPG w zakresie lepszego wykorzystania komunikacji lotniczej.

● Porozumienie podpisane przez przedstawicieli rządów Związku Radzieckiego i Chile przewiduje uruchomienie komunikacji lotniczej między Moskwą i Santiago do Chile. Linia obsługiwana będzie przez samoloty Il-62.

Wytwarzanie sprzętu lotniczego

Kiedy pięć lat temu specjaliści lotniczy zebrali się na naukowo-technicznej krajowej konferencji, by omówić aktualne problemy polskiego lotnictwa, rozwialiśmy dyskusję, wymienialiśmy poglądy, formułowaliśmy wnioski w zdecydowanie odmiennej od obecnej atmosferze, przy zdecydowanie różnych warunkach działania.

Zasadniczej zmianie uległa w międzyczasie w problematyce lotniczej sytuacja, szczególnie w zakresie wytwarzania sprzętu lotniczego.

Dużą satysfakcją jest dla nas wszystkich niewątpliwie fakt, że niemalym przyczynkiem dokonanych przemian była aktywna społeczna działalność specjalistów lotniczych zorganizowanych w sekcjach lotniczych naszych stowarzyszeń oraz współdziałających z tymi sekcjami wielu przedstawicieli instytucji centralnych ukierunkowujących rozwój lotnictwa.

Utwardza nas to w przekonaniu, jak ważką rolę spełniać mogą i powinny społeczne inicjatywy dążące do optymalnego rozwiązywania problemów najbardziej istotnych dla gospodarki narodowej, dla środowiska technicznego i całego społeczeństwa.

Na drugiej krajowej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” spotykamy się w okresie szczególnie brzemiennym dla naszej gospodarki, w okresie intensywnej realizacji uchwał VI Zjazdu Partii i VI Kongresu Techników Polskich. Uchwały te określiły jednoznacznie zadania kadr technicznych w przyspieszaniu tempa rewolucji naukowo-technicznej, w uwielokrotnianiu efektywności naszej socjalistycznej gospodarki.

Jesteśmy głęboko przekonani, że skala kompleksowych przeobrażeń zależeć będzie również od pracy, inicjatywy i twórczej inwencji kadry inżynierów i techników, specjalistów lotniczych, że działanie nasze powinno stanowić istotny wkład w przekształcanie Polski w kraj nowoczesnej techniki, niosącej obfitość dóbr oraz głęboko humanitarne warunki pracy i życia całego społeczeństwa.

Zdajemy sobie sprawę z tego, że unowocześnianie gospodarki musi się opierać nie tylko na prawidłowym doborze kierunków profilujących proces jej rozwoju.

Musi się ono odbywać drogą pełniejszego wykorzystania badań naukowych, usprawniania organizacji produkcji, szybszego wzrostu wydajności pracy, pełniejszego wykorzystania rezerw produkcyjnych, bardziej racjonalnej gospodarki zasobami materiałowymi i surowcowymi, wreszcie drogą systematycznego doskonalenia kadr.

Intensywny rozwój sprzętu lotniczego, systematyczny wzrost jego złożoności i zróżnicowania asortymentów, prowadzące w konsekwencji do wzrostu cen i kosztów użytkowania, stwarzają sytuację, w której rola krajowego przemysłu lotniczego ma wiele istotnych aspektów tak w zakresie zabezpieczenia potrzeb poszczególnych użytkowników krajowych, jak i korzyści płynących dla całej gospodarki narodowej, w tym również i efektów eksportowych.

Nic więc dziwnego, że przez cały okres odbudowy i rozwoju naszej socjalistycznej gospodarki zagadnie-

nia dotyczące krajowego przemysłu lotniczego zajmowały odpowiednie miejsce w kręgu najbardziej istotnych gospodarczych problemów.

Polski przemysł lotniczy, który w ostatnich latach przed rozpoczęciem II wojny światowej dorównywał swym poziomem światowemu poziomowi współczesnej techniki lotniczej, został w czasie II wojny światowej prawie całkowicie zdewastowany.

Największymi jednak stratami, jakie poniósł polski przemysł lotniczy w okresie II wojny światowej, było wyniszczenie kadry wysoko kwalifikowanych specjalistów lotniczych. Poważnymi stratami wymiernymi, tak w czasie jak i nakładach środków finansowych, stało się również zdystansowanie polskiego przemysłu lotniczego przez przemysły innych krajów, które rozwijały swą działalność w okresie ekspansywnego postępu w technice lotniczej w okresie II wojny światowej.

Lecz już w 1944 r., na apel ogłoszony przez Polski Komitet Wyzwolenia Narodowego, zaczęli zgłaszać się specjaliści lotniczy, by budować podwaliny pod przemysł lotniczy Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Okres lat 1945—1950 stał się okresem odbudowy fundamentalnych elementów potencjału produkcyjnego.

Niestety trzeba było zaczynać od konstrukcyjnego i produkcyjnego abecadła, od renowacji i odbudowy hal produkcyjnych, kompletowania parku maszynowego oraz przyrządów i narzędzi, od szkolenia lotniczej kadry technicznej.

Kilka zdewastowanych zakładów produkcji lotniczej, np. w Mielcu, Rzeszowie, Warszawie remontujących wówczas prosty sprzęt lotniczy, stanowiło bardzo skromne podwaliny odbudowyującego się przemysłu lotniczego.

Okres lat 1950—1960 stał się z kolei dla krajowego przemysłu lotniczego okresem wchodzenia na orbitę współczesnego poziomu technicznego i technologicznego w zakresie nowoczesności sprzętu i nowoczesnych metod stosowanych w produkcji lotniczej.

W latach pięćdziesiątych poważnym wysiłkiem odbudowyującego się kraju, na bazie uruchamiania na podstawie licencji produkcji samolotów odrzutowych i śmigłowców, rozwinął się potencjał krajowego przemysłu lotniczego. Podjęliśmy produkcję sprzętu odpowiadającego w pełni ówczesnemu poziomowi światowej techniki lotniczej.

Początek lat pięćdziesiątych stał się więc okresem przełomowym powojennej działalności polskiego przemysłu lotniczego. Wdrożenie produkcji techniki odrzutowej wymagało rewolucyjnych zmian w działaniu przemysłu, zmian w zakresie udoskonalania parku maszynowego, wdrażania nowoczesnych procesów technologicznych, nowych materiałów i metod organizacyjnych.

Po rozbudowie i podniesieniu poziomu bazy produkcyjnej zaczęto ukierunkowywać rozwój polskiego przemysłu lotniczego, uwzględniając perspektywiczne potrzeby i rozeznanie rynków zbytu w powiązaniu

z możliwościami technicznymi, technologicznymi i badawczymi krajowego zaplecza.

Przemysł lotniczy wkroczył w etap pogłębiania specjalizacji produkcyjnej, która coraz wyraźniej zaczęła obejmować:

- samoloty wielozadaniowe o udźwigu do 2000 kG
- lekkie samoloty łącznikowe i wielozadaniowe
- samoloty szkolno-treningowe
- lekkie i średnie śmigłowce
- szybowce

oraz zespoły napędowe, osprzęt i wyposażenie do tych statków powietrznych.

Efektom działania była wzrastająca liczba opracowań, które przeszły w fazę wdrożeń produkcyjnych oraz wzrastające wielkości serii poszczególnych typów.

Uruchomiono produkcję samolotu szkolno-treningowego polskiej konstrukcji TS-8 Bies. Ludzie uczestniczący w jego powstaniu pamiętają, że niemało mieliśmy kłopotów zanim Bies stał się samolotem o wysokim stopniu niezawodności działania. Samolot ten przez wiele lat był podstawowym narzędziem, które umożliwiło zdecydowanej większości kadry wojskowych pilotów opanowywać kunszt latania.

Samoloty te wylatały, głównie w trudnych szkoleniowych warunkach w wojskach lotniczych, ponad 250 tysięcy godzin i służą z dobrymi rezultatami jeszcze w dniu dzisiejszym, to jest po przeszło siedemnastu latach od oblatania pierwszego prototypu.

Jeśli przy tym weźmiemy pod uwagę fakt, że godzina lotu tej klasy samolotu, uwzględniając koszty amortyzacji sprzętu, wynosi ponad 2000 zł, łatwo możemy sobie uzmysłowić, jakie wartości, w aspekcie działalności antyimportowej, przysporzył gospodarce narodowej przemysł lotniczy.

Uruchomiono z kolei produkcję wielozadaniowego samolotu An-2, który stał się jednym z podstawowych wyrobów lotniczych eksportowanych w bardzo dużych ilościach. Na podkreślenie zasługuje fakt, że samolot ten pobił swoisty rekord wielkości serii produkcyjnej. Liczba wyprodukowanych samolotów An-2 do dnia dzisiejszego znacznie przekroczyła 5000 sztuk. Jest to ilość samolotów jednego typu nie spotykana dotychczas w lotniczych przemysłach Europy, a rzadko spotykana w ogóle na świecie. Ponadto co 5 samolot rolniczy w świecie jest to An-2 produkcji polskiej.

Odrzutowy samolot szkolno-treningowy polskiej konstrukcji TS-11 Iskra stał się podstawowym samolotem szkolenia pilotów lotnictwa Sił Zbrojnych, dzięki swoim walorom użytkowym, osiągom i własnościom lotnym nie ustępuje on samolotom tej klasy użytkowanym w skali światowej.

Jego zalety użytkowe i udane rozwiązania konstrukcyjne pozwoliły na opracowanie wielu wersji znacznie poszerzających zakres wykorzystania tak w szkoleniu i treningu, jak i w bojowym zastosowaniu.

Na pewno mamy jeszcze pewne kłopoty z doprowadzeniem Iskry do, jak to się mówi, 100% niezawodności. Taka jest jednak droga każdej nowej konstrukcji lotniczej, bez względu na szerokość i długość geograficzną, w jakiej eksploatacyjnie dojrzeje. Istotą prawidłowego doskonalenia konstrukcji jest stworzenie warunków zapewniających możliwość stałego jej rozwijania i usprawniania.

Samolot wielozadaniowy PZL-101 Gawron został opracowany na bazie produkowanego uprzednio na podstawie dokumentacji licencyjnej samolotu Jak-12. Wprowadzone udoskonalenia i modyfikacje pozwoliły między innymi zwiększyć ładunek z 350 kG do 500 kG. Takie rozwiązanie problemu zapotrzebowania na samolot wielozadaniowy było bardzo korzystne z punktu widzenia ekonomicznego, gdyż pozwoliło na szybkie i tanie uruchomienie produkcji przy stosunkowo dużym wykorzystaniu istniejącego oprzyrządowania do produkcji samolotów Jak-12.

W latach 1960—1970 wyprodukowano około 350 sztuk Gawronów, a w latach następnych samolot ten znajduje jeszcze w dalszym ciągu rynki zbytu.

Na podkreślenie zasługuje fakt, że samolot ten umożliwił nam wyjście za granicę z eksportem usług gospodarczych realizowanych na bardzo korzystnych warunkach.

Wielozadaniowy samolot PZL-104 Wilga oceniany jako udana konstrukcja nie tylko przez użytkowników, ale i przez konstruktorów lotniczych tej klasy, jak twórca wielu udanych konstrukcji radzieckich Antonow, znajduje zbyt nie tylko w kraju, gdzie użytkowany jest w Aeroklubie PRL i lotnictwie Sił Zbrojnych, lecz również u licznych użytkowników zagranicznych. Licencję na produkcję tego samolotu zakupiła Indonezja. Większe ilości eksportowane są do NRD, WRL i Rumunii. Eksport tego samolotu dotarł i do takich krajów jak ZRA. Opracowywane są kolejne udoskonalone wersje Wilgi.

Krajowa produkcja śmigłowców opiera się na śmigłowcu Mi-2, stanowiącym wersję rozwojową lekkich śmigłowców SM-1 i SM-2. Śmigłowiec Mi-2 znajduje duże zapotrzebowanie tak w kraju, jak i za granicą. Wyprodukowano już kilka tysięcy tych śmigłowców, z czego większość przeznaczono na eksport.

Opracowano w kraju wiele wersji przystosowanych śmigłowców Mi-2 do różnych zadań specjalnych, np. do ratownictwa morskiego, do wykonywania zdjęć do celów kartograficznych oraz wersje wojskowe.

Pomimo że ocena podejmowanych w polskim przemyśle lotniczym w latach 70-tych prac rozwojowych i nowych uruchomień świadczy o wyraźnej stabilizacji kierunków jego rozwoju, stwierdzić należy, że w latach 60-tych wyraźnie zmalała ilość prac, które mogłyby stanowić perspektywę produkcyjną następnego dziesięciolecia.

Stało się tak niewątpliwie wskutek usilnych odgórnich tendencji zmierzających do likwidacji krajowego przemysłu lotniczego. Wyrazem tego działania była nie tylko malejąca ilość podejmowanych prac rozwojowych. Decydującym czynnikiem o możliwości rozwoju przemysłu lotniczego było ograniczenie środków przeznaczonych na ten cel.

I np. podczas gdy zaplecze techniczne w zagranicznych przemysłach lotniczych odniesione do ogółu zatrudnionych kształtuje się tak, że:

— w grupie przemysłów prowadzących rozwój ustalonej wąskiej grupy wyrobów lotniczych stanowi ona 15÷20%,

— a w grupie przemysłów obejmujących szeroki asortyment wyrobów lotniczych o dużym udziale nowych opracowań i uruchomień stanowi 25÷30%, to w końcu lat 60-tych stan kadrowy zaplecza nauko-

wo-technicznego i konstrukcyjnego w polskim przemyśle lotniczym wynosił znacznie poniżej 10%.

Czyniono przy tym wiele odgórnych pociągnięć likwidujących ośrodki zaplecza naukowo-technicznego i konstrukcyjnego, jak np. zlikwidowanie Ośrodka Konstrukcji Lotniczych przy WSK-Okęcie, który skupiał 250 konstruktorów, 80 technologów i 300 pracowników prototypowni, doświadczonych wysoko kwalifikowanych specjalistów lotniczych.

Zdecydowane społeczne przeciwdziałanie tendencjom likwidacyjnym w istotny sposób zahamowało te tendencje i uchroniło od doprowadzenia do stanów nieodwracalnych.

Decyzje natomiast nowego Kierownictwa Partii i Rządu oparte o wnikliwy sondaż opinii specjalistów zapaliły zielone światło dla działalności i rozwoju polskiego przemysłu lotniczego jako branży stanowiącej nośnik postępu technicznego w gospodarce narodowej, przynoszącej bardzo korzystne efekty eksportowe i mającej istotny wpływ na zabezpieczenie potrzeb obronności kraju.

W wyniku ofiarnego działania kadry specjalistów lotniczych, w wyniku poważnych wysiłków odbudowującej się gospodarki naszego kraju, pomimo istotnych trudności, na jakie napotymano, do startu w nowych sprzyjających warunkach rozwoju, staje polski przemysł lotniczy z poważnym potencjałem i ustabilizowaną pozycją w krajowej gospodarce narodowej.

Takie wskaźniki jak zatrudnienie, powierzchnia produkcyjna, wartość produkcji pozwalają polski przemysł lotniczy zakwalifikować do czołówki europejskich przemysłów lotniczych.

Pozycję tę potwierdzają efekty działalności produkcyjnej, które mówią, że w okresie od 1950 r. do 1970 r. przedsiębiorstwa polskiego przemysłu lotniczego wyprodukowały ponad:

- 2,5 tysiąca szybowców
- 11 tysięcy samolotów i śmigłowców
- 21 tysięcy silników lotniczych.

W okresie tym charakterystyczna była wysoka dynamika wzrostu produkcji. Wartość produkcji sprzętu lotniczego wykonanego w latach 1966—1970 wyniosła 25,5 mld zł, co stanowi 6,5 raza więcej niż wartość produkcji lotniczej wykonanej w latach 1950—1955.

Jak poważną rolę spełnia polski przemysł lotniczy w gospodarce narodowej w ogóle, a w przemyśle maszynowym w szczególności, świadczyć może wiele jednoznacznie przemawiających faktów:

- przy stanie zainwestowania 4,5 mld zł przemysł lotniczy dał w okresie lat 1950—1970 ogólną produkcję wartości 42 mld zł
- produkcja lotnicza jest jedną z najmniej materiałochłonnych, a za kilogram sprzętu lotniczego uzyskuje się w eksporcie najwyższe poza przemysłem elektronicznym ceny
- ponad 90% produkcji lotniczej sprzedajemy na eksport, przynosząc gospodarce narodowej pokaźną ilość dewiz oraz możliwość bilansowania dostaw sprzętu importowanego.

Rezultatem dynamicznej działalności był szybki awans przemysłu lotniczego do ścisłej czołówki największych polskich eksporterów.

Przemysł lotniczy ustępuje pod względem rozmiarów i zakresu eksportu tylko przemysłowi stoczniowemu. Np. w ostatnim roku ubiegłej pięcioletki u-

dział eksportu lotniczego w ogólnym eksporcie elektromaszynowym stanowił 25%.

W 1969 r. przemysł lotniczy przyniósł krajowi 567 mln zł dewizowych, podczas gdy w tymże roku eksport statków przyniósł 626,8 mln zł dewizowych, a eksport wagonów kolejowych 230,7 mln zł dewizowych.

Oceniając efektywność działania polskiego przemysłu lotniczego jesteśmy głęboko przekonani, że ustalone generalne kierunki jego rozwoju uznać należy za optymalne, tak ze względu na dostosowanie ich do realnych możliwości naszego przemysłu, jego specjalizacji i wieloletnich tradycji, jak również i ze względu na ich atrakcyjność ekonomiczną wynikającą z realnych możliwości wejścia z dostawą produkowanego sprzętu lotniczego na względnie ustabilizowane rynki zbytu.

Zdajemy sobie jednak sprawę z tego, że efekty rozwoju przyjętych kierunków zależne są nie tylko od optymalnego ich ustalenia, lecz również od form i metod realizacji tego rozwoju.

W aktualnej nowej sytuacji zapewnienie właściwych perspektyw rozwojowych przemysłu lotniczego wymaga przede wszystkim szybkiego usunięcia nieprawidłowości, jakie wystąpiły w jego strukturze i działaniu w okresie tendencji likwidacyjnych.

Doprowadzenie zaś efektywności krajowego przemysłu lotniczego do poziomu odpowiadającego produkujejącemu przemysłem lotniczym oraz zagwarantowanie nowoczesności i użytkowej atrakcyjności produkowanego sprzętu lotniczego zależy również od nowoczesności i efektywności form naszego działania.

Dlatego też zainteresowania specjalistów lotniczych skupiają się wokół wielu problemów determinujących tempo tego działania oraz jego atrakcyjność techniczną i ekonomiczną.

Spraw trudnych i dyskusyjnych jest niemało. Zgodni będziemy jednak chyba wszyscy, że szczególnie w naszej aktualnej sytuacji rekonstrukcji i stabilizacji rozwoju przemysłu lotniczego czołową pozycję zajmuje problematyka zaplecza naukowo-badawczego i konstrukcyjnego.

Wspomniałem już o roli tego zaplecza w rozwoju przemysłów lotniczych i smutnych efektach działalności likwidacyjnych na tym odcinku.

Z dużym zadowoleniem obserwujemy wszyscy obecnie intensywny rozwój lotniczych biur konstrukcyjnych i ośrodków badawczo-rozwojowych.

Konsekwentnie wdrażane jest również doskonalenie struktur organizacyjnych integrujących działanie systemowe całego lotniczego zaplecza naukowo-badawczego i konstrukcyjnego.

Czy jednak w intensywnym tym rozwoju zachowujemy właściwe proporcje rozdziału sił i środków na obecnie opracowywane konstrukcje i na prace o charakterze naukowo-badawczym, które powinny stworzyć właściwe warunki do dalszego doskonalenia konstrukcji?

Koncentrację uwagi głównie na obecnie opracowywanych konstrukcjach być może uzasadniać należy potrzebami wynikającymi z aktualnej sytuacji, koniecznością szybkiego wdrażania do produkcji nowych wyrobów konkurencyjnych o wyższej wartości użytkowej.

Zdawać musimy sobie jednak sprawę z tego, że koncentrację taką należy uznać za anomalię wymuszoną pilnymi potrzebami dnia dzisiejszego, ale ano-

małą niebezpieczną, mogącą grozić przy dłuższym jej sankcjonowaniu, nawet regresem w poziomie opracowań konstrukcyjnych i niebezpieczną akcyjnością działania bazy badawczo-konstrukcyjnej.

Systematyczna analiza osiągnięć różnych dziedzin nauki i techniki, adaptowanie ich dla potrzeb lotnictwa, prace rozwijające podstawy teoretyczne w różnych dziedzinach techniki lotniczej, udoskonalenie metod obliczeniowych, prace naukowo-badawcze z zakresu aerodynamiki, wytrzymałości konstrukcji lotniczych, prace doświadczalne związane z udoskonalaniem i optymalizacją rozwiązań konstrukcyjnych podstawowych elementów sprzętu, jak np. udoskonalanie konstrukcji łopat wirników śmigłowców, subminiaturyzacja elementów wyposażenia elektronicznego, udoskonalanie układów sterowania, hydraulika wysokich ciśnień, nowe materiały i tworzywa konstrukcyjne, rozwój badań niezawodności i trwałości sprzętu lotniczego, to tylko garść przykładów, obrazująca tematykę działania zaplecza naukowo-badawczego, działania niezbędnego do zagwarantowania systematycznej stabilizacji rozwoju krajowej techniki lotniczej.

Kiedy zastanawiamy się nad tym problemem nauwać może się również pytanie, czy w działaniu tym zapewniamy niezbędną koncentrację wysiłków wszystkich krajowych ośrodków, w tym także instytutów PAN i wyższych uczelni?

Wzrost roli podstawowego ośrodka lotniczej bazy naukowo-badawczej Instytutu Lotnictwa w zakresie koordynacji naukowej, działania całej bazy jest niewątpliwie wyrazem i następstwem wdrażania nowych doskonalszych form integracji tego działania.

Uzasadniony niepokój mógłby wywołać wzrost tej roli, gdyby odbywał się drogą przesunięcia centrum zainteresowania z zakresu działalności naukowo-badawczej na ten odcinek.

Bogate i chlubne są tradycje polskich zespołów konstruktorskich. Zdać sobie musimy jednak sprawę z tego, że okres stagnacji na tym odcinku, jaki przeżyaliśmy w ostatnich latach, pozostawił nienajlepszą spuściznę, wymagającą odpowiedniej koncentracji wysiłków w zakresie udoskonalania form, metod projektowania i badań sprzętu lotniczego.

W działalności tej odczuwamy jeszcze niewątpliwie na niektórych odcinkach nienajlepsze tradycje ścisłego „trzymania się litery licencji”, odczuwamy jeszcze piętno nadmiernego formalizowania metod pracy wywodzące się z praktyk wdrażania produkcji licencyjnej przyjętych w latach pięćdziesiątych.

Stosowanie nowoczesnych metod projektowania nowoczesnych metod badań, wdrażania naukowej organizacji pracy, eliminacja schematyzmu w formach i systemach działania, elastyczne, rozsądne dostosowywanie metod projektowania i prób do aktualnych potrzeb, eliminacja formalnych hamulców inwencji twórczej zespołów konstrukcyjnych i wreszcie jakieś istotne zapewnienie odpowiedniej rangi i uprawnień głównym konstruktorom, które pozwoliłyby na ustabilizowanie szczegółów tej czołowej kadry specjalistów lotniczych, to również zagadnienia, które niemały mają wpływ na efekty opracowań konstrukcyjnych realizowanych obecnie oraz na perspektywiczny rozwój techniki lotniczej w kraju.

Z nich to także wynika konieczność zapewnienia właściwego rozwoju bazy badawczej, wyposażenia ośrodków w odpowiednie stoiska i aparaturę, konieczność wdrażania do prac tej bazy ETO, zautomatyzowanych systemów pomiarowych, automatycznej obróbki wyników badań itp.

Efektywność ośrodków badawczo-rozwojowych i ich biur konstrukcyjnych niewątpliwie nie będzie zależała jedynie od koncentracji sił i środków na bieżących zadaniach konstrukcyjnych. Plany prac tych ośrodków obejmujące kompleksową działalność, uwzględniają doskonalenie warsztatu pracy. Podnoszenie kwalifikacji kadr specjalistów lotniczych, uznać należy za niezbędny warunek pełnej stabilizacji rozwoju.

Jednym z podstawowych czynników decydujących o wartościach użytkowych samolotu lub śmigłowca jest jego zespół napędowy. Wpływ ma tutaj nie tylko doskonałość napędu, ale i odpowiedni jego dobór do wymagań wynikających z przeznaczenia statku powietrznego.

Przyjęte u nas kierunki rozwoju konstrukcji statków powietrznych jednoznacznie określają potrzeby rozwoju bazy silnikowej.

Wiele jednak mamy na tym odcinku do nadrobienia. Dość duży dystans dzieli nas od stanu, który moglibyśmy nazwać w pełni zadowalającym.

Utrzymanie właściwego tempa rozwoju samolotów i śmigłowców wymaga intensywnego skoku w rozwoju bazy silnikowej. Nie umniejszając więc osiągnięć naszych zespołów konstruujących silniki lotnicze, tak tłokowe jak odrzutowe, nie eliminując konieczności dalszego intensywnego rozwijania ich działalności jako warunku niezbędnego do perspektywicznej stabilizacji rozwoju techniki lotniczej w kraju, postulaty zakupu wartościowych licencji i kontynuowania rozwoju napędów na tej bazie wydają się przekonywać wszystkich swą trzeźwością i realnością w doborze optymalnych kierunków działania.

Problemy i trudności lotniczej bazy silnikowej występują nie tylko w naszym kraju.

Czy więc rzeczowa ocena aktualnego stanu pozwala nam przy wyborze licencji zadowolić się sięganiem po typy silników, które, że tak powiem, mamy najbliżej pod ręką? Czy pozorne ułatwienie rozwiązania tą drogą problemu obecnie nie skomplikuje go w sposób zdecydowany docelowo?

Czy aspekty techniczno-ekonomiczne związane z procesem opracowania, wytwarzania i użytkowania, czy doskonałość użytkowa i niezawodność pracy sprzętu nie powinny być decydujące w wyborze licencji?

Problemy krajowej bazy silnikowej nie są łatwe, nie więc dziwnego, że niemałą troskę opinii specjalistów lotniczych budzą losy jej rozwoju, nasuwając wiele podobnych do przytoczonych pytań.

Problemem niemniej ważkim od zagadnień bazy silnikowej są niewątpliwie sprawy awioniki.

Istnieją silne światowe tendencje rozwoju wyposażenia radionawigacyjnego tak pod względem poprawy jego parametrów i miniaturyzacji, jak i wprowadzania nowych urządzeń wynikających z potrzeb udoskonalanych przepisów bezpieczeństwa lotów oraz udoskonalanych systemów nawigacji powietrznej.

Aktualnie polski przemysł lotniczy nie ma możliwości pełnego zaspokojenia potrzeb w zakresie wy-

WYTWARZANIE SPRZĘTU...

posażenia produkowanych samolotów i śmigłowców w urządzenia radionawigacyjne produkcji krajowej opieramy się również na imporcie.

Jak istotny jest ten problem z punktu widzenia ekonomicznego świadczyć może fakt, że nasz przemysł lotniczy obecnie importuje wyposażenia za około 200 mln zł rocznie, problem ten w perspektywie będzie nabierał szczególnej ważności ze względu na zdecydowane tendencje wzrostu liczby wyposażenia montowanego na jeden płatowiec i tendencje wzrostu liczby produkowanych statków powietrznych.

Podkreślić przy tym należy, że na rynku krajów socjalistycznych nie ma, jak dotąd, wyposażenia lekkiego, technicznie i ekonomicznie należycie dostosowanego do potrzeb produkowanego u nas sprzętu.

Konieczny jest rozwój bazy lekkiej awioniki.

Czy jednak rozwinięcie tej bazy będzie słuszne jedynie w oparciu o siły i środki, jakimi dysponuje Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego?

Czy nie jest niezbędna integracja wysiłków w tym zakresie z przemysłem elektronicznym?

W zakresie tego problemu nasuwa się również wiele pytań.

Polski przemysł lotniczy może się poszczycić nie małym dorobkiem w zakresie opanowywania nowoczesnych technologii wytwarzania.

Wiele osiągnięć pozwala nie tylko udoskonalać proces produkcji sprzętu lotniczego, podnosić jego jakość, zmniejszać koszty wytwarzania. W tym zakresie przemysł lotniczy spełnia na wielu odcinkach pionierską rolę w całym krajowym przemyśle maszynowym.

Przykładów przytaczać można wiele, podam niektóre z nich:

- odlewy precyzyjne lane metodą traconego wosku, dającą olbrzymie oszczędności w materiałach i pracochłonności
- precyzyjne metody kucia „dużymi energiami”
- walcowanie łopatek
- obróbka elektroiskrowa
- spawanie wiązką elektronów,
- nowe technologie obróbki tytanu
- klejenie metali
- frezowanie chemiczne.

Podkreślić należy ściśle sprzężenie zwrotne pomiędzy udoskonaleniem procesów technologicznych i pracami nad nowymi konstrukcjami.

Wysokie wymagania konstrukcyjne narzucają konieczność intensyfikacji postępu w procesie wytwarzania. Osiągnięcia z kolei dokonywane w tym zakresie stwarzają korzystne warunki do rozwoju i udoskonalania konstrukcji.

Dotychczas w poważnej mierze rozwój technologii związany był z wdrażanymi licencjami na produkcję sprzętu lotniczego.

Rozwój własnych konstrukcji wymaga więc niewątpliwie położenia większego nacisku na doskonalenie procesów technologicznych.

Jednym ze szczególnie istotnych problemów nurtujących specjalistów lotniczych jest zagadnienie zapewnienia odpowiedniego poziomu bazy materiałowo-surowcowej.

O walorach sprzętu lotniczego, w odniesieniu do którego stawiamy szczególnie wysokie wymagania dotyczące wytrzymałości, trwałości i niezawodności, przy równoczesnym systematycznym dążeniu do zmniejszenia ciężaru konstrukcji, w poważnym stopniu decyduje poziom wykorzystywanej bazy materiałowo-surowcowej.

W dotychczasowej swej działalności krajowy prze-

mysł lotniczy opierał się w zasadzie na tradycyjnej bazie materiałowo-surowcowej przyjętej przy wdrażaniu licencji

Nic więc dziwnego, że w ubiegłych latach prawie nie notuje się krajowych osiągnięć w opracowaniu nowych materiałów.

Oprócz stosunkowo niskich parametrów materiałów i surowców, jakimi dysponuje krajowy przemysł lotniczy, istotnym problemem jest mała ich jakość przynosząca poważne straty finansowe. Wartość braków produkcyjnych spowodowanych wadami materiałowymi osiąga w skali rocznej w produkcji lotniczej kilkadziesiąt milionów złotych.

Niekorzystna sytuacja w zakresie bazy materiałowej odnosi się nie tylko do materiałów metalowych.

Dostępne w kraju asortymenty tworzyw sztucznych nie zawsze spełniają wymagania przemysłu lotniczego. Ogranicza to niewątpliwie ich wykorzystanie w technice lotniczej. Pomimo jednak niezbyt sprzyjających warunków na tym odcinku, krajowy przemysł lotniczy w bieżącym dziesięcioleciu przewiduje kilkukrotny wzrost zapotrzebowania na tworzywa sztuczne.

W tej sytuacji trudno odmówić słuszności tezie postulującej konieczność podjęcia przez resorty przemysłu ciężkiego i przemysłu chemicznego intensywnego rozwoju bazy materiałowo-surowcowej i dostosowania jej do aktualnych potrzeb przemysłu lotniczego oraz wymogów wynikających z opracowywania nowych konstrukcji lotniczych.

Pomimo niełatwych warunków rozwoju polskiego przemysłu lotniczego, w okresie dokonywania w latach pięćdziesiątych rewolucji technicznej w poziomie jego działania, zdołano opracować i wdrożyć system kontroli jakości produkcji, który zapewnił pod tym względem zdecydowaną konkurencyjność naszych wyrobów.

Niemalą rolę spełniły i spełniają na tym odcinku przedstawicielstwa wojskowe kontrolując i odbierając wyroby lotnicze przeznaczone dla wojska.

Intensywny rozwój przemysłu lotniczego będzie wymagał niewątpliwie dalszego udoskonalania i usprawniania systemu kontroli jakości wyrobów, dostosowując go do wysokiej dynamiki działania tego przemysłu.

Czy jednak w tej sytuacji metody kontroli oferowane przez Kontrolę Cywilnych Statków Powietrznych nie rażą dysproporcjami celowości i operatywności działania?

Podobnych zagadnień aktualnej problematyki związanej z wytwarzaniem sprzętu lotniczego, a nurtującej specjalistów lotniczych, jest znacznie więcej.

Obejmuje ona między innymi problemy właściwego rozwijania współpracy z przemysłami lotniczymi innych krajów, tak przy opracowywaniu nowych konstrukcji, jak i produkcji sprzętu lotniczego, rozwijania współdziałania z przodującymi w skali światowej firmami, pozwalającego na podnoszenie kwalifikacji specjalistów lotniczych i poznawanie przez nich osiągnięć techniki lotniczej w skali światowej.

Odrębną grupę zagadnień stanowią problemy zabezpieczenia przez przemysł krajowy potrzeb lotnictwa sportowego, sanitarnego i rolniczego.

Przytoczenie w niniejszym referacie wybranych aktualnych problemów związanych z produkcją lotniczą nie stanowiło w swych założeniach ani próby wyczerpującego podsumowania wszystkich zagadnień, ani też przedstawienia recepty na ich rozwiązanie.

Niektóre zagadnienia aerodynamiki wirników śmigłowców

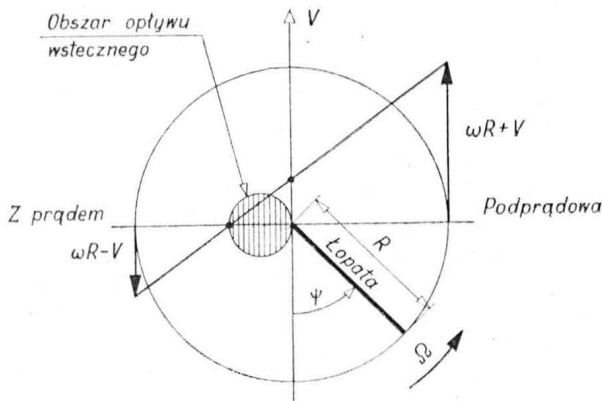
Zwiększenie prędkości lotu śmigłowców jak i dążenie do optymalizacji wirników pod względem ich sprawności oraz uciszenia zmuszają do analizowania wymagań stawianych profilom wirnika.

We współczesnych badaniach wirników uwzględnia się zmienne warunki pracy profili łopaty — zagadnienia więc wchodzą w zakres aerodynamiki opływów nieustalonych.

Ostatnio pojawiło się kilka prac rzucających nowe światło na charakterystyki profili łopat śmigłowcowych i ich odpowiedni dobór. Przyjmowanie do obliczeń prędkości indukowanej danych profilowych z pomiarów dwuwymiarowych jest niewystarczające. Łopaty wirnika pracują w warunkach trójwymiarowego opływu, które są trudne do zmierzenia i określenia. Tor ruchu łopaty przy locie postępowym jest złożony — istnieje składowa promieniowa opływu, poza tym cyklicznie zmienia się prędkość i kąt ustawienia łopaty.

Trzeba więc uwzględniać zmianę liczby Ma , kąt skosu łopaty w stosunku do opływu, kąt natarcia, złożony ruch łopaty i zmienną liczbę Re (rys. 1).

Poprawa charakterystyki wirnika jest uzależniona od dobrej charakterystyki profilu, co wobec złożonego układu parametrów można uzyskać przez badania



1. Asymetria opływu wirnika przy locie postępowym

tunelowe naśladujące warunki rzeczywiste. Dodatkowym kryterium podobieństwa będzie konieczność badania pod uwagę warstwy przyściennej — a mianowicie aby była ona w formie spodziewanej dla naturalnych warunków pracy wirnika w locie.

Jest to szczególnie ważne w warunkach dużej prędkości, gdzie dla łopaty „podprądowej” (nacierającej) współdziałanie fali uderzeniowej i warstwy przyściennej może spowodować oderwanie i wzrost oporu.

Dla zwiększenia zakresu operowania wirnika charakterystyki profili powinny być poprawione w następujący sposób:

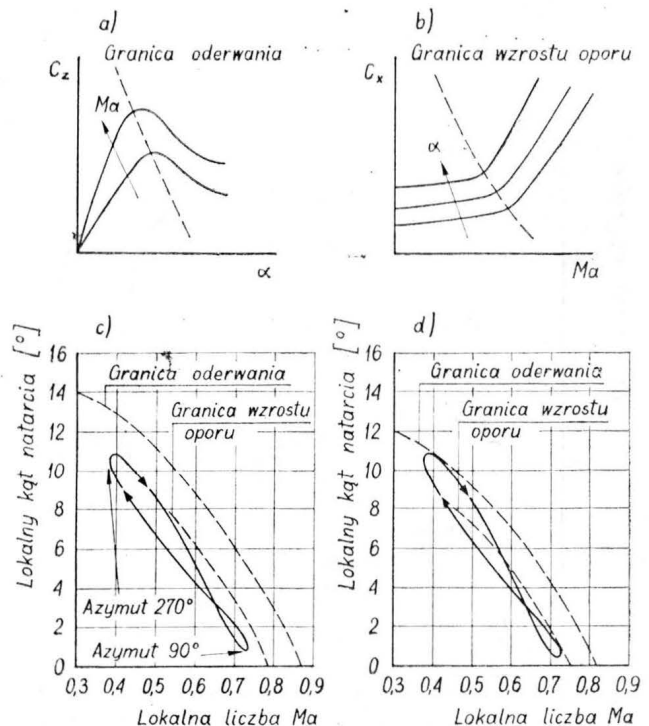
- a) podwyższone $C_{z\max}$ (granica oderwania) przy małych liczbach Ma — co zachodzi dla łopaty „z prądem” (powracającej),
- b) zmniejszenie oporu przy dużych liczbach Ma i mniejsze C_z dla łopaty „podprądowej”.

Polepszenie charakterystyk profili w tych dwóch kierunkach ma wpływ na sumaryczne współczynniki ciągu i mocy wirnika. Poza tym należy zwrócić uwagę na charakterystykę momentu pochyłającego profilu, gdyż niekorzystne wartości mogą spowodować skrócenie łopaty lub duże obciążenie układu sterującego.

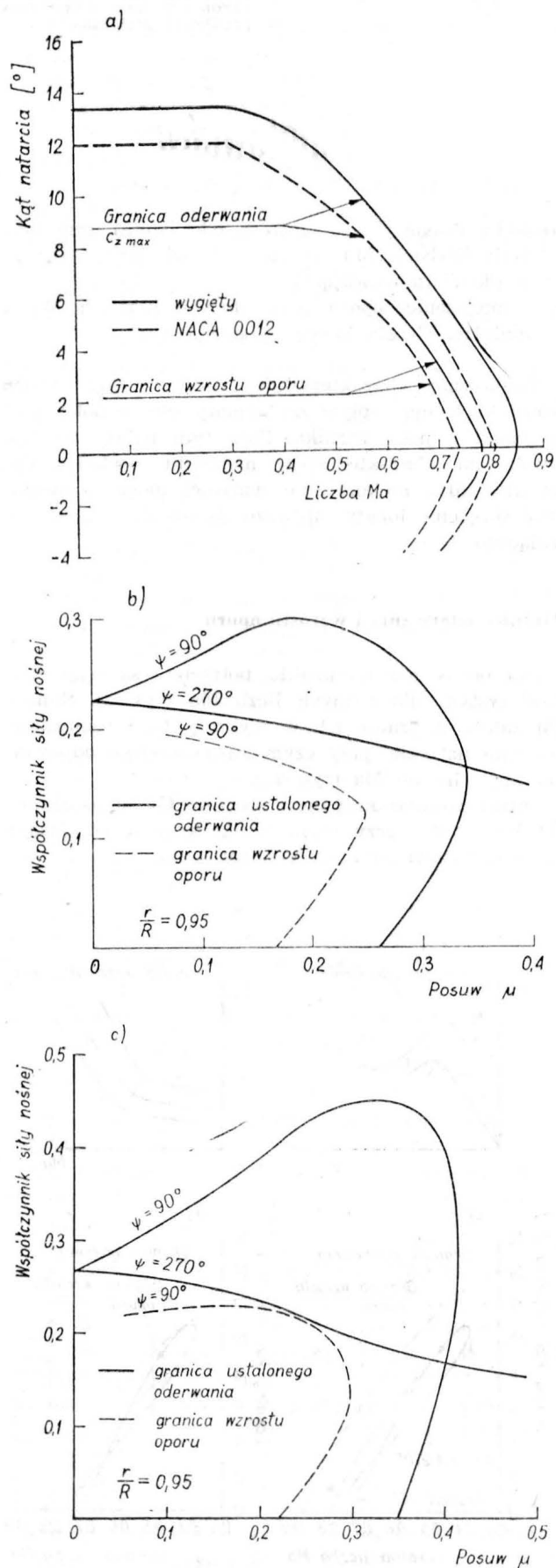
Granice oderwania i wzrostu oporu

Dla oceny danego profilu potrzebne są jego charakterystyki dla różnych liczb Ma (rys. 2). Simons [8] zaleca zbieranie ich w wykresy C_z w zależności od kąta natarcia, przy czym każda krzywa odpowiada innej liczbie Ma (rys. 2a).

Drugą rodziną krzywych stanowi C_x w zależności od liczby Ma , przy czym każda krzywa odpowiada innemu kątowi natarcia (rys. 2b).



2. Charakterystyki profili śmigłowcowych wg Simonsa: a) $C_z = f(\alpha)$ — granica oderwania, (α — kąt ustawienia), b) $C_x = f(Ma)$ — granica wzrostu oporu, c) wykres petlicowy — profil poprawiony, d) wykres petlicowy — profil NACA 0012



3. Charakterystyki profili wg Jonesa: a) charakterystyka profilu w funkcji Ma dla profilu symetrycznego i wygiętego, b) współczynnik ciągu dla różnych posuwów (profil NACA 0012), c) współczynnik ciągu dla różnych posuwów (profil wygięty)

Na pierwszym wykresie wyróżnia się linię „granica oderwania”, na drugim linię „granica wzrostu oporu”. Obydwie służą do wykonania wykresu „pętlicowego” (rys. 2c i 2d). Wykres „pętli” przedstawia lokalne kąty natarcia dla różnych położań azymutalnych łopaty — w zależności od liczby Ma na danym rozważanym promieniu. Na wykresie naniesiono krzywe ograniczające „granice oderwania” i „granice wzrostu oporu”. (Wykres dotyczy określonego posuwu μ i promienia względnego $r/R = 0,93$).

Widać, że dla profilu NACA 0012 w okolicy azymutu 90° charakterystyka profilu przekracza granicę oporu, zaś w okolicy 270° granicę oderwania (rys. 2d).

Natomiast profil „poprawiony” (niestety w publikacji [8] nie podano jaki) ma granice oderwania znacznie większe, a wzrost oporu też przeniesiony do większych liczb Ma (rys. 2c).

W nieco inny sposób przedstawia zagadnienie prof. Jones [1]. Krzywe charakterystyk (rys. 3a) są podobne; naniesiono tu krzywe wzrostu oporu (skoku oporu) i krzywe oderwania dla C_z przy różnych wartościach liczby Ma końca łopaty podprądowej. Wykazują one, że przy wzroście prędkości — przy pewnej wartości Ma opór zaczyna gwałtownie wzrastać przed tym, nim nastąpi oderwanie.

Dla profilu niesymetrycznego ograniczenia osiągow występują przy większych prędkościach. Sumaryczne wartości współczynnika ciągu łopaty pokazuje rysunek 3b i 3c. (Jako reprezentatywny dla granic: wzrostu oporu i oderwania przyjęto tu profil na promieniu $r/R = 0,95$).

Krzywe odnoszą się do azymutów 90° , tj. łopaty „podprądowej” i 270° dla łopaty „z prądem”. Ograniczeniem na łopacie w położeniu 270° jest oderwanie — przy wzroście posuwu rozprzestrzenia się ono i ciąg spada. Dla łopaty w położeniu 90° ograniczenia wynikają ze wzrostu oporu.

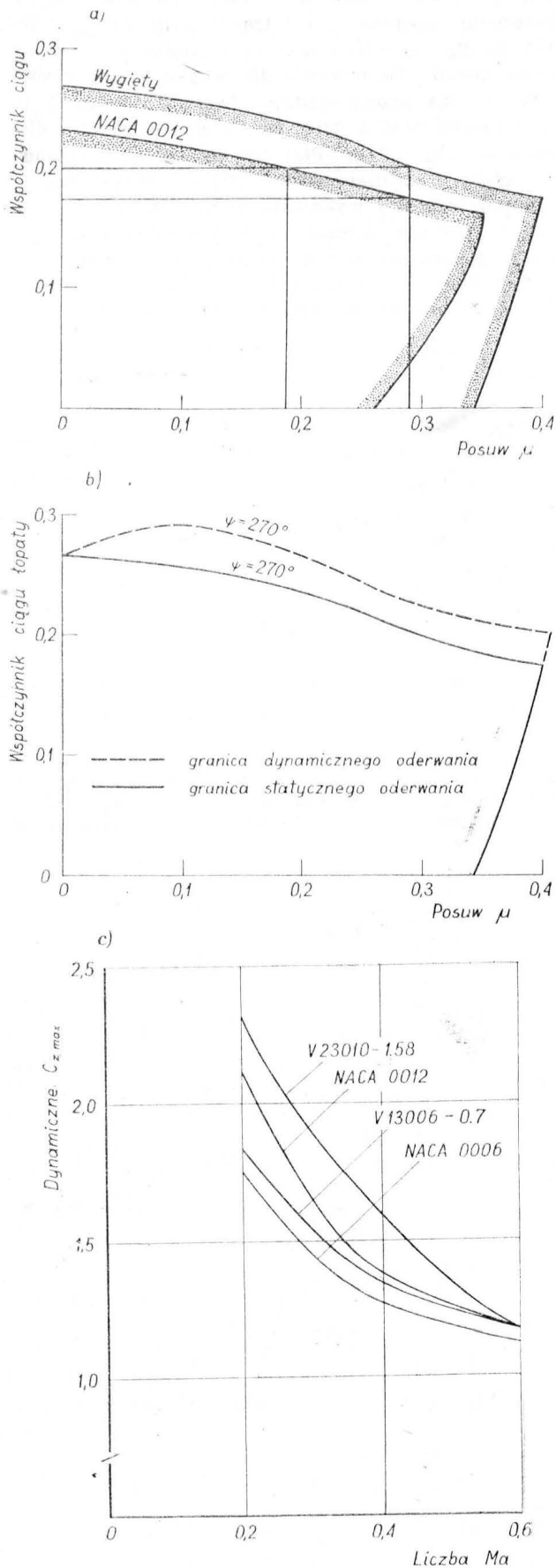
Większe wartości sumarycznego współczynnika ciągu dla całego wirnika uzyskano (rys. 4a) dla profilu niesymetrycznego.

Jak z tego widać, dobór profilu dla wirnika zależy nie tylko od prędkości końca łopaty, ale i od zakresu prędkości lotu śmigłowca.

Wymieniona na wstępie złożoność opływu łopat wirnika powoduje jeszcze dalsze komplikacje w zakresie aerodynamiki profili śmigłowcowych. Dla profili łopat wirnikowych powstała konieczność uwzględnienia dwóch zagadnień: struktury warstwy przyściennej na łopacie i jej wpływu na charakterystyki oraz oderwania w warunkach opływu ustalonego (tzw. warunki statyczne) i opływu zmiennego (tzw. warunki dynamiczne).

Na ogół oderwanie dynamiczne jest późniejsze (rys. 4b), gdzie widać, że dzięki niemu powstają większe współczynniki ciągu. Na łopacie wirnika śmigłowcowego przepływ w warstwie przyściennej poprzeczny do kierunku opływu zewnętrznego może być wydzielony jako składowa wskutek obrotu i chwilowego odchylenia się łopat względem kierunku lotu. Badania wykazały, że ma on też wpływ na charakterystyki profilu.

Analizy opływu wokół wielu profili wykazały wg Croskeya i Yoggy [2] rolę gradientu ciśnienia wzdłuż cięciwy. Wpływa on na przepływ poprzecz-



4. Zakresy współczynnika ciągu łopaty dla różnych posuwów: a) współczynnik ciągu dla łopaty o profilu NACA 0012 i wygiętym, b) współczynnik ciągu dla łopaty w położeniu 270° przy oderwaniu dynamicznym i statycznym, c) dynamiczne $C_{z \max}$ dla różnych liczb Ma

ny — ten zaś z kolei w sektorze 180° — 270° dąży do opóźnienia oderwania, które tam się zaczyna.

Literatura zawiera sprzeczne ustalenia co do kierunku przepływu promieniowego w różnych miejscach rozpiętości łopaty (czy jest on dośrodkowy czy odśrodkowy) i jak ten przepływ wpływa na oderwanie i tarcie powierzchniowe.

Sprawę dynamicznego oderwania omawia m. in. praca Hama [5]. Uważa on, że proces dynamicznego oderwania spowodowany jest powstaniem wirowości w pobliżu krawędzi natarcia, zaś oderwanie statyczne następuje w bliskości krawędzi spływu.

Na górnej części profilu w przypadku procesu dynamicznego powstaje w końcu ruch wsteczny — co powoduje oderwanie. Jednak dla dynamicznego wzrostu kąta oderwanie następuje dla większych kątów natarcia. Są więc przesłanki, że oderwanie na łopacie „z prądem (wracającej)” jest przyjmowane zbyt pesymistycznie. $C_{z \max}$ przy gwałtownym wzroście kąta jest większe niż statyczne.

Badania Liiva [3] oscylujących profili wykazały, że stosunek $C_{z \text{dym}}$ do $C_{z \text{stat}}$ jest funkcją liczby Ma. Profile o dobrym $C_{z \max}$ uzyskanym na podstawie pomiarów ustalonego opływu dwuwymiarowego dają też lepsze charakterystyki przy $C_{z \max}$ dynamicznym.

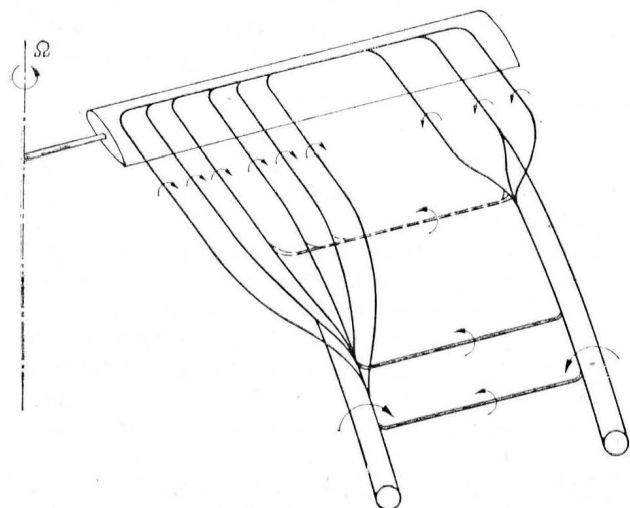
Na wykresie podanym przez Jonesa (ryc. 4c) widać dobre własności profilu V23010.158.

Z drugiej strony przy doborze profilu łopaty musimy pamiętać, że profile wygięte dają niekorzystne zmiany momentu. Obecna ulepszona technika konstrukcji łopát umożliwia zastosowanie specjalnych profili śmigłowcowych.

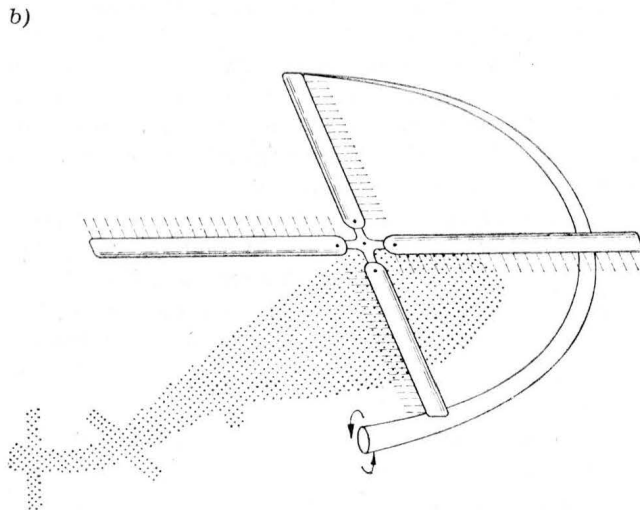
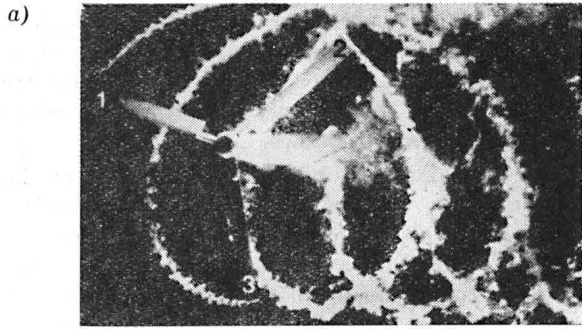
Firma Boeing-Vertol dała początek tym nowatorskim zmianom — przez dodanie na spodzie profilu wybrzuszenia, co spowodowało dużą poprawę pracy łopát podczas przelotu. Te zmiany, jak podaje Clarke [9], były tylko empiryczne, lecz oczekuje się stale specjalnie zaprojektowanych profili dla łopát.

Działania śladu wirowego łopát i obrysu ich końca

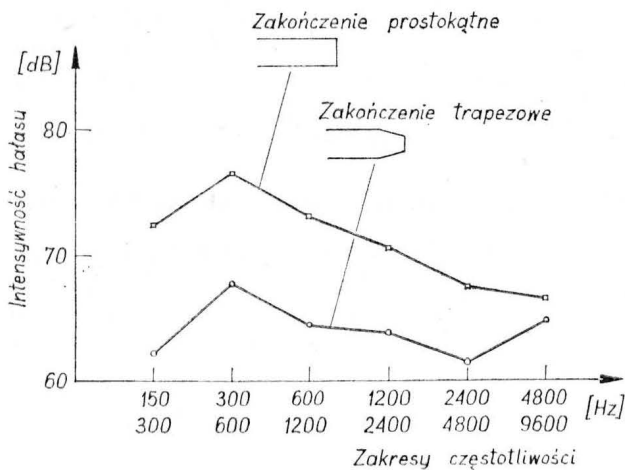
Układ śladów wirowych schodzących z łopaty jest złożony (rys. 5) i stanowi przedmiot wielu rozważań, jednak wir spływowy końca łopaty ma największe znaczenie dla charakterystyk łopát. Ostatnio ukaza-



5. Ślady wirowe bezpośrednio za łopátą



6. Wiry z końca łopaty: a) wizualizacja wirów dla wirnika trójłopatowego, b) schemat wiru



7. Wpływ obrysu końca łopaty na hałas

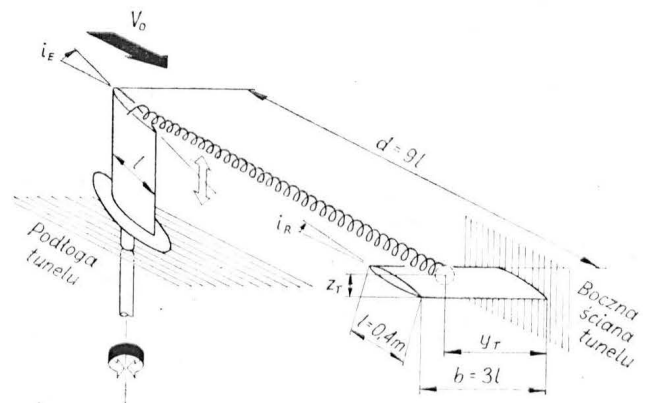
ły się dwie prace poświęcone temu tematowi: praca francuska omawiająca badania ONERA [6] i praca amerykańska o badaniach NASA [7].

Szczególnie badania ONERA rzucają nowe światło na znaczenie atakowania łopaty przez wiry schodzące z ich końców. Autorzy na podstawie obliczeń analitycznych i obserwacji śladu wirowego schematycznie przedstawili torzy przestrzenne ścieżki wirowych schodzących z końca łopaty — przy jednoczesnym pokazaniu położenia łopaty (rys. 6a i 6b).

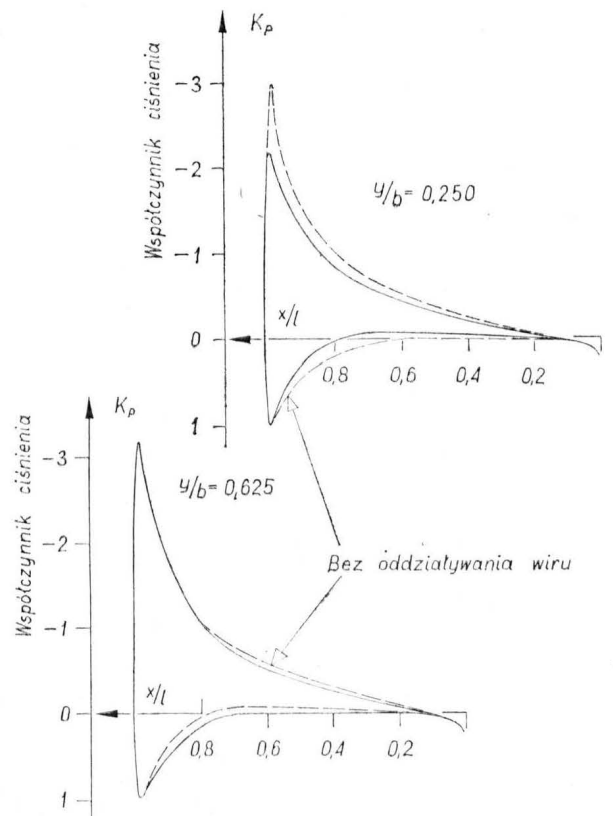
Łopaty przecinają się ze śladami wirowymi pod różnymi kątami. Specjalnie duży wpływ dla zmiany C_z na łopacie ma przecięcie ścieżki wirowej — prostopadłe do niej. O znaczeniu wirów spływowych

i wpływu na nie obrysu końca łopaty świadczy wykres pokazujący natężenie hałasu dla łopaty o zakończeniu prostokątnym i trapezowym (rys. 7). Widać, że dla znacznego zakresu częstotliwości uzyskuje się ponad 10% uciszenia dla obrysu trapezowego.

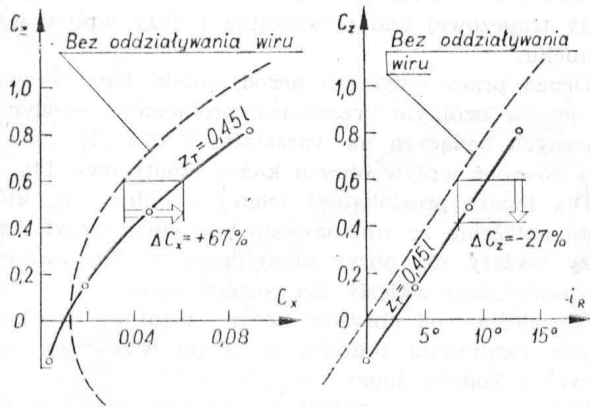
W ONERA przeprowadzono badania odcinka łopaty o profilu NACA 0012, przy cięciwie 0,4 m i długości odcinka 1,2 m. Płat ten umieszczono poziomo w tunelu aerodynamicznym. Był on zamocowany z boku na wadze i wykonano w nim otworki do pomiaru rozkładu ciśnień w 8 przekrojach (rys. 8). Przed płatem do podłogi przymocowano drugi płat; można było regulować jego ustawienie i wysokość. Służył on jako źródło wzbudzenia ścieżki wirowej.



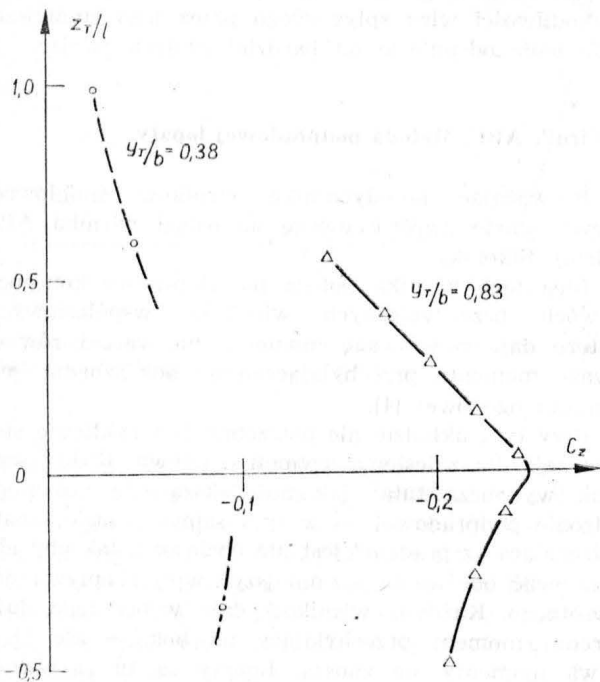
8. Płat badany i wzbudzający w tunelu ONERA i_E — kąt ustawienia płata wzbudzającego, i_R — kąt ustawienia płata badanego, Y_T — odległość wiru od ściany, Z_T — wznios wiru nad podłogą, x — współrzędna wzdłuż cięciwy płata, l — cięciwa, b — rozpiętość



9. Wpływ wiru na rozkład ciśnień (oznaczenia jak na rys. 8)



10. Zmiana charakterystyk profilu od działania wiru



11. Wpływ usytuowania wiru na osiągi (oznaczenia jak na rys. 8)

Wyniki pomiarów wykazują, jak duże znaczenie ma działanie wiru. Oczywiście trzeba sobie zdawać sprawę, że rzeczywisty opływ przestrzenny może dawać wyniki nieco odmienne od uzyskanych w tych badaniach.

Rezultaty pomiarów ONERA przedstawiają się następująco:

1. Wpływ wiru na rozkład ciśnienia pokazują wykresy dla różnych odległości wzdłuż łopaty (rys. 9). Widać, że linia ciągła (z oddziaływaniem wiru) wykazuje spadek ciśnienia.

2. Jeszcze wyraźniejszy jest szkodliwy wpływ wiru na osiągi sumaryczne odcinka łopaty (rys. 10). Dla C_z w funkcji kąta ustawienia widać spadek odpowiadający zmniejszeniu kąta o 2° , co daje wzrost C_x o 67% i spadek C_z o 27%.

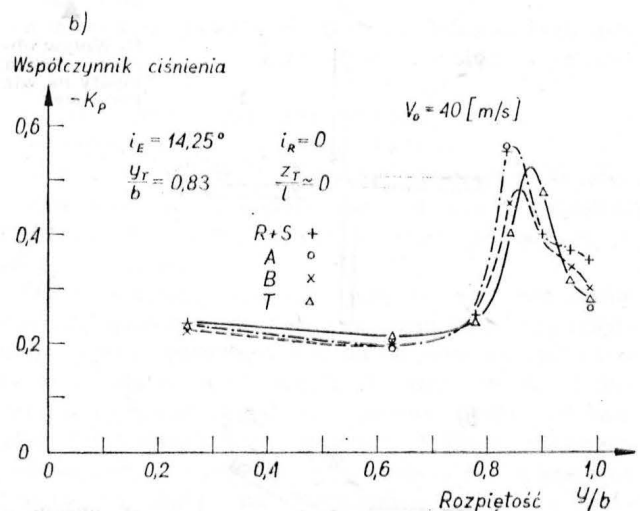
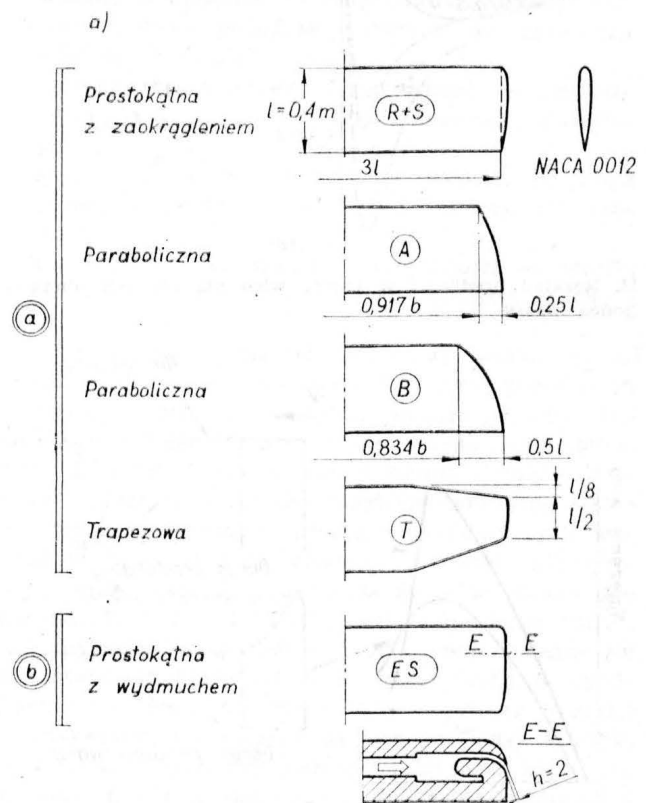
3. Dalszym zagadnieniem jest wpływ usytuowania wiru względem atakowanej łopaty. Wykres (rys. 11) pokazuje spadek C_z w zależności od odległości wiru od powierzchni płata dla dwóch profili różnie rozmieszczonych wzdłuż rozpiętości. Na lewo: przekrój bliżej ściany, na prawo: bliżej końca łopaty. Im

wir bliższy powierzchni łopaty — tym silniej wpływa on na zmniejszenie C_z .

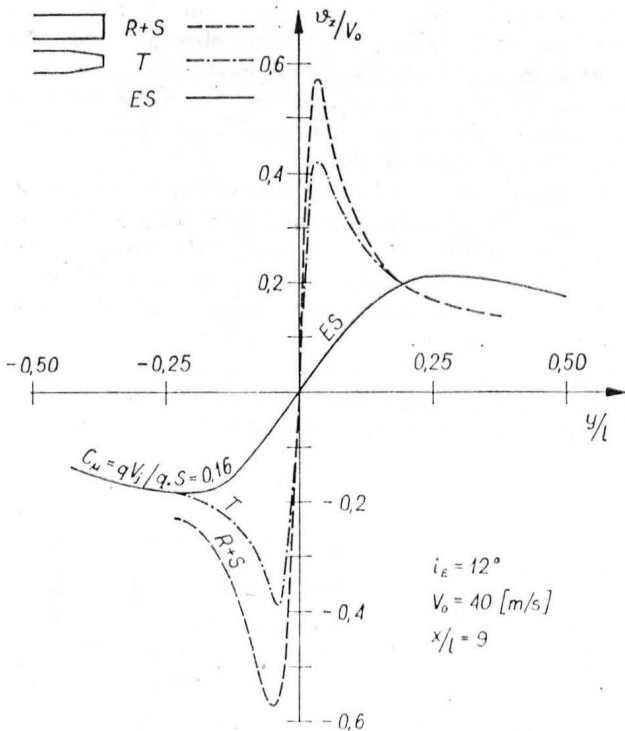
4. Wreszcie ostatnim zagadnieniem może być najciekawszym jest badanie wpływu obrysu końca łopaty: autorzy rozważają obrys prostokątny z zaokrągleniem ($R+S$), skośny-paraboliczny (A), paraboliczny o większym skosie (R), trapezowy (T) i prostokątny z wydmuchem (ES) (rys. 12a).

Na wykresach rozkładów ciśnień wzdłuż rozpiętości (rys. 12b) widać, że największe szczyty wartości ciśnień mają obrysy prostokątne. Różnice pomiędzy poszczególnymi obrysami nie są znaczne, jednak wpływają one na efekty akustyczne i współczynniki siły nośnej oraz na momenty.

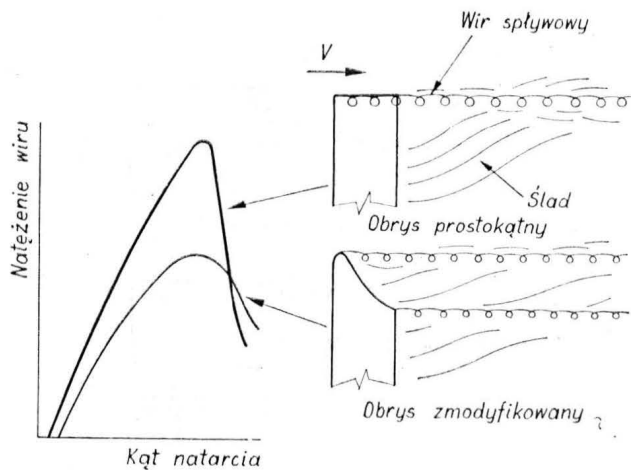
Ciekawe są skutki zastosowania nadmuchu stycznego na końcu łopaty, który ma duży wpływ na rozkład prędkości w jądrze wiru. Jak to widać na wy-



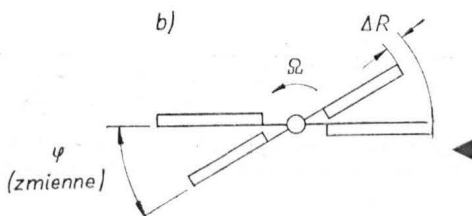
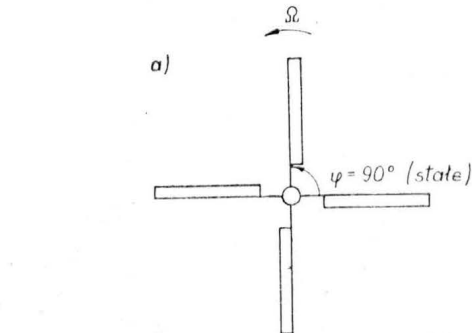
12. Znaczenie obrysu końca łopaty: a) różne obrysy końców łopaty, b) rozkłady ciśnień wzdłuż łopaty dla różnych obrysów



13. Rozkład prędkości w jądrze wiru dla różnych obrysów końca łopaty



14. Wpływ obrysu końca łopaty na wir końcowy



15. Wirnik z łopatom o rozstawie co 90° (a) lub o różnej średnicy (b)

kresie (rys. 13), ma to duży wpływ dla wytłumienia hałasu. Na tym samym wykresie widać przewagę łopaty trapezowej nad prostokątną i duży wpływ wydmuchu.

Druga praca dotycząca aerodynamiki łopat zawiera jest w ogólnym przeglądzie problemów aerodynamicznych będących na warsztacie NASA [7]. Podaje ona również wpływ obrysu końca łopaty (rys. 14).

Dla łopaty prostokątnej ściętej — silny wir, którego natężenie ze zmianą kąta wykazuje szczyt dwa razy wyższy niż obrys modyfikowany. Zastosowano tu nawet skos wklęsły dla rozbicia wiru.

Niezależnie od obrysów końca łopat są też inne próby zwalczania skutków działania wirów spływających z końców łopat (rys. 15).

Pokazana metoda polega na zmianie rozstawu łopat co 90° i zmianie ich średnic dla przeciwnych łopat. Metoda polega więc na usiłowaniu uniknięcia szkodliwości wiru spływowego przez jego zmniejszenie bądź odsunięcie od bardziej czułych miejsc.

Wirnik ABC. Metoda podprądowej łopaty

Rozważając aerodynamikę wirników śmigłowo-warto zwrócić uwagę na osiągi wirnika ABC firmy Sikorsky.

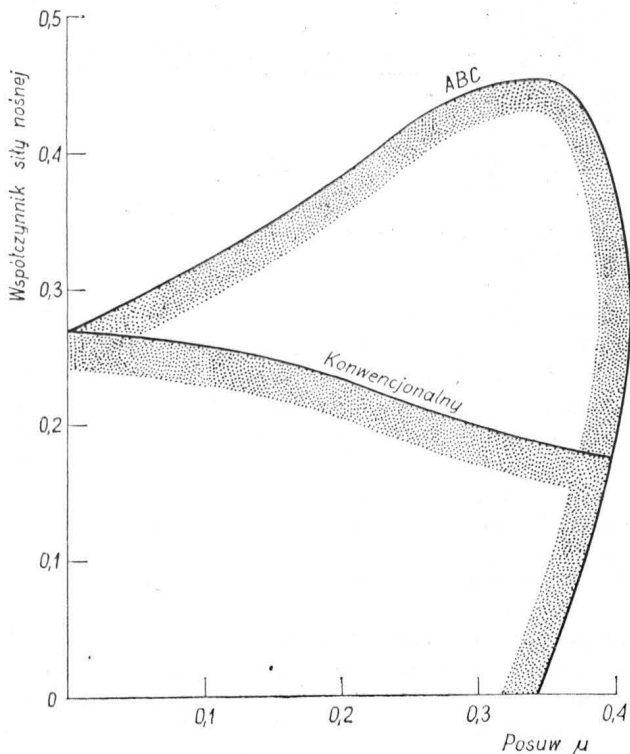
Idea tego wirnika polega na ulepszeniu koncepcji dwóch przeciwnych wirników współosiowych, które dają równowagę momentu na wale i równowagę momentu przechylającego na bok (zbędne jest śmigło ogonowe) [4].

Przy tym układzie nie potrzebne jest cykliczne sterowanie dla zniesienia asymetrii opływu. Każdy wirnik wytwarza tutaj jak największą siłę nośną po stronie podprądowej — w tym samym czasie łopata wracająca „z prądem” jest nie obciążona, tak aby eliminować oderwanie i zmniejszyć wpływ opływu odwrotnego. Każdy z wirników daje wobec tego duży średni moment przechylający na bok — ale obydwa momenty się znoszą. Łopaty są tu „sztywne” bezprzegubowe. Badania tunelowe [4] i [1] wykazały, że układ ABC daje nieco większy ciąg przy tej samej mocy, niż pojedynczy wirnik o tej samej średnicy i tym samym wypełnieniu.

Trzeba mieć na uwadze, że konwencjonalne cykliczne sterowanie dla likwidacji asymetrii opływu wirnika zmniejsza siłę nośną na łopacie podprądowej i zwiększa dla łopaty „z prądem”. Przy wzroście prędkości lotu dzieje się to kosztem ogólnej redukcji ciągu.

Dla wirnika ABC należy spodziewać się szkodliwej interferencji obu wirników, lecz występują jednocześnie zyski wskutek redukcji skrętu strugi spływającej.

Łopata podprądowa jest tu znacznie silniej obciążona niż w układzie konwencjonalnym i konstrukcja łopat musi być odpowiednio mocna. W ogólnym bilansie uzyskany ciąg rośnie ze wzrostem prędkości i jego zmiana jak na wykresie (rys. 16) wg Cheneya [4] wygląda zachęcająco w stosunku do wirnika klasycznego. Wirnik ABC daje więc symetrię obciążenia, ale zjawiają się kłopoty związane z zagadnieniami zmęczeniowymi. Dolny wirnik pracuje w strumieniu wirnika górnego i kąty ustawienia łopat muszą być różne.



16. Ograniczenia lotu dla wirnika ABC i konwencjonalnego (względny wsp. ciągu dla różnych posuwów)

Cały ślad wirowy wirnika górnego napływa na dolny — co tworzy dodatkowe obciążenia chwilowe i wzmożony hałas, biorąc pod uwagę jeszcze przeciwnie skręty włókien wirowych za łopatom.

Wirnik jest sztywny i nie powinno być kłopotów z niestatecznością wahania przy wzroście posuwu, który dla ABC może znacznie przekraczać granice dla wirników klasycznych.

Jak z tego przeglądu wynika, optymalizacja charakterystyk wirników i zwiększenie prędkości śmigłowców spowodowały powstanie wielu nowych zagadnień wymagających rozwiązania.

Literatura

1. Jones J. P.: *The Helicopter Rotor*, „Aeronautical Journal” 1971 nr 12
2. Croskey W. J., Yaggy P. F.: *Laminar Boundary Layers on Helicopter Rotors in Forward Flight*, „AIAA Journal” 1968 nr 10
3. Liiva J.: *Dynamic Stall of Airfoil Sections for High Speed Rotors*, „American Helicopter Society” 1968 nr 1
4. Cheney M. C.: *The ABC Helicopter*, „AIAA/AHS Research Meeting” 1962 17.11
5. Ham N. P.: *Aerodynamic Loading on a Two-dimensional Airfoil during Dynamic Stall*, „AIAA Journal” 1968 nr 10
6. Monnerie B., Tognet A.: *Influence du Tourbillon marginal issu d'une pale d'helicoptere*, „Aeronautique et l'Astronautique” 1971 nr 28 (5)
7. Laurent D.: *Etudes et recherches aeronautiques de la NASA*, „Aeronautique et l'Astronautique” 1971 nr 28 (4)
8. Simons J. A.: *Some Objectives and Problems Associated with Model Testing*, „Aeronautical Journal” 1971 nr 7 (715)
9. Clarke A. E., Bramwell ARS: *Selected Aspects of the Aerodynamics of Rotor*, „The Aeronautical Journal of the Royal Aeron. Soc.” 1968 nr 2

W artykule opisano systemy świetlne zapewniające bezpieczne podejście samolotu na drogę startową.

Mgr inż. MAŁGORZATA PASEK

Oświetlenie lotnisk

Część 2

Przeznaczenie i klasyfikacja oraz podstawowe wymagania w systemach urządzeń świetlnych pomocy lotniskowych

Świetlne urządzenia, przeznaczone do zabezpieczenia wzrokowego podejścia samolotu do lądowania oraz startu obejmują:

- systemy świateł dużej intensywności — pierwsza kategoria urządzeń świetlnych pomocy lotniskowych,
- systemy świateł średniej intensywności — druga kategoria urządzeń świetlnych pomocy lotniskowych,
- systemy świateł małej intensywności — trzecia kategoria urządzeń świetlnych pomocy lotniskowych.

Przyjęcie na lotniskach systemu świateł dużej, średniej czy małej intensywności, a także pozostałych urządzeń świetlnych zależy od nasilenia ruchu, typów przyjmowanych przez dane lotnisko samolotów, klasy lotniska i zasięgu jego działania (lotnisko krajowe czy lotnisko o ruchu międzynarodowym), zestawu radionawigacyjnych urządzeń i miejscowych warunków klimatycznych. Systemy o dużej intensywności oraz pozostałe urządzenia świetlne stosuje się na lotniskach I i II klasy o dużym nasileniu ruchu; systemy świetlne o średniej intensywności stosuje się na lotniskach klasy III, a w szczególnych przypadkach i na lotniskach klasy II; w systemy o małej intensywności wyposażone są lotniska klasy IV i V, a w szczególnych przypadkach i lotniska klasy III, a także można je spotkać na lotniskach komunikacji wewnętrznej.

Konstrukcja świetlnych pomocy lotniskowych powinna spełniać trzy podstawowe warunki, a mianowicie:

- właściwe rozmieszczenie świateł,
- odpowiednią intensywność światła,
- prawidłowe ukierunkowanie strumienia światła.

Parametry te są współzależne od siebie, ponieważ efektywność systemu zależy od tego, jak one są ze sobą powiązane.

Obecne metody ustalania minimalnych warunków meteorologicznych do lądowań samolotów uwzględniają wpływ oddziaływania na te minima systemów świateł o dużej intensywności. Systemy świateł o dużej intensywności stanowią rezerwę bezpieczeństwa, gdyż przy jednakowych meteorologicznych zakresach widoczności, widoczność tę w większości wypadków poprawiają. Wpływ na zmniejszenie ograniczeń przejawia się przede wszystkim w nocy. Z tych względów systemy świateł o dużej intensywności, zainstalowane w portach lotniczych, stwarzają przesłanki do poprawy regularności ruchu lotniczego.

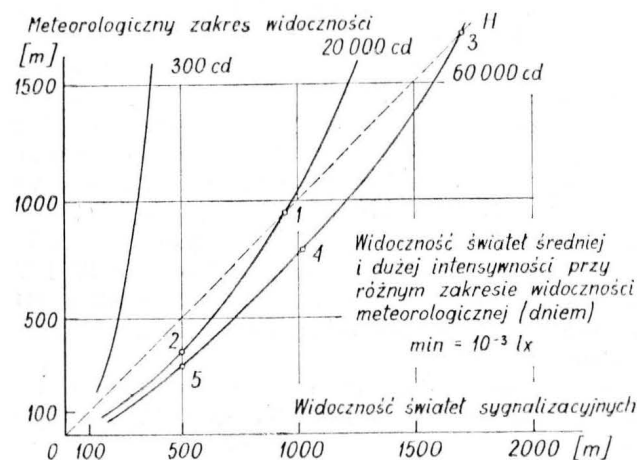
Z praw fizycznych o przenikaniu światła w atmosferze wynika, że widoczność oddzielnych świateł o określonej intensywności może być większa od meteorologicznego zakresu widoczności (rys. 11 i 12).

Odpowiednie badania zostały przeprowadzone przez CSRS i podane w załączniku nr 11 do protokołu z 25 posiedzenia stałej Komisji do Spraw Transportu RWPG, Sekcja 5.

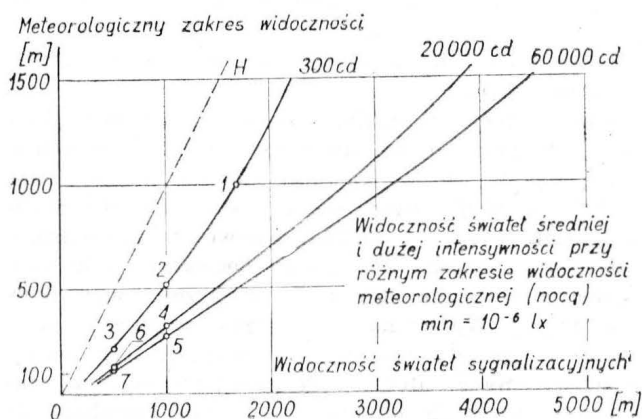
Podczas gdy istnieje całkowita zgodność co do tego, że światła określające centralną linię drogi startowej są zasadnicze, to jednocześnie są rozbieżności, w jakich odstępach od siebie powinny być one rozmieszczone lub też jaka powinna być ich intensywność. Jest pożądane, aby z normalnej ścieżki schodzenia pilot widział prawie ciągłą linię, odpowiadającą widzialności pasa przy świetle dziennym przy dobrej widoczności, a nie pojedyncze źródła światła.

Jeżeli chodzi natomiast o intensywność światła, to wymagane rozstawienie świateł staje się zasadniczo funkcją prędkości lotu samolotu — im większa prędkość, tym dalej światła mogą być rozstawione od siebie i będą nadal widziane przez pilota jako linia ciągła.

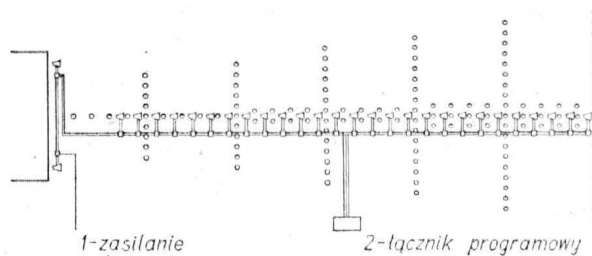
Zgodnie ze zjawiskiem określonym jako „trwanie wizji”, jeśli ktoś weźmie pojedyncze źródło światła i miga nim wystarczająco często, to światło takie będzie widziane jak palące się w sposób ciągły. Aby uzyskać taki efekt, częstotliwość migania musi wynosić 16 do 20 cykli/s, jeżeli chodzi o światło o małej intensywności. Dla świateł o dużej intensywności,



11



12



13. Błyskowa sygnalizacja świetlna wewnątrz systemu Calverta

takich jak centralnej linii drogi startowej — „stałość” tego światła będzie występować przy częstotliwości dopiero powyżej 50 cykli/s. W konsekwencji, tak długo, jak siatkówka oka odbiera impulsy światła o równej sobie intensywności przy częstotliwości nie mniejszej niż 16—50 cykli/s w zależności od zakresu intensywności, oko będzie widzieć raczej stałe, aniżeli wyraźnie migające źródło światła. Z tego powodu w USA przyjęto względnie bliskie rozmieszczenie świateł linii centralnej, które wynosi 7,5 m. Jednakże w rzeczywistości pozioma ciągła linia świateł nie jest potrzebna. Natomiast konieczne jest, aby indywidualne źródła światła nie były zbyt daleko od siebie rozmieszczone, a to dlatego, że pilot nie uzyska efektywnej orientacji kierunkowej bez względu na wielkość intensywności. Przy założeniu, że rozmieszczenie świateł jest odpowiednie z punktu widzenia zapewnienia orientacji pilotowi, żądana odległość między tymi światłami jest funkcją intensywności. Na przykład można przed sobą widzieć w przybliżeniu tę samą odległość, jeśli jest albo oświetlona światłami o większej intensywności, ale rozmieszczonymi dalej od siebie, lub światłami o mniejszej intensywności, ale rozmieszczonymi blisko siebie. Z tego właśnie powodu nieco większe rozmieszczenie świateł centralnej linii drogi startowej może być zadowalające przy zakresie widoczności światła lądowania drogi startowej równej 400 m, jeżeli intensywność tych świateł zostanie zwiększona powyżej 300 cd.

Istnieje tendencja do zastępowania punktowych źródeł światła źródłami liniowymi, a także temperaturowymi źródłami światła (żarówki), źródłami wyładowawczymi (świetlówki, sodówki, ksenonówki).

Światła błyskowe wyładowań kondensatorowych mają pierwszeństwo przed światłami stałego żarzenia, ponieważ w impulsie świetlnym tych świateł można skoncentrować większą energię, a w ślad za tym otrzymać konieczną efektywną wartość światłości dla danych warunków widoczności (rys. 13).

Działanie tych źródeł światła oparte jest na zjawisku elektroluminescencji, tj. świecenia ciał krystalicznych pod wpływem pola elektrycznego. Jeżeli pomiędzy dwoma przewodzącymi warstwami (elektrod), których powierzchnie tworzą kondensator, umieścimy luminofor, to po doprowadzeniu do tych elektrod napięcia zmiennego luminofor będzie emitował energię świetlną w zakresie długości fal leżących w granicach widma widzialnego. Emisja światła występuje w postaci błysków wytwarzanych w interwałach zmian kierunku sił pola elektrycznego i jego natężenia (zmianom napięcia), jednak przy większych częstotliwościach błyski te są dla oka niedostrzegalne i

Samolot lekki szturmowy i treningowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy średniopłat konstrukcji metalowej.

Plat. Wolnonośny, jednodźwigarowy z dźwigarem pomocniczym; profil z serii NACA 6A. Nieznaczny skos. Lotki z kompensacją wewnętrzną i klapkami odciążającymi; na prawej lotce klapka wyważająca elektryczna. Kłapy szczelnosłone, wychylane hydraulicznie; chowają się automatycznie przy prędkości ponad 297 km/h.

Kadłub. Konstrukcji półskorupowej. Pod środkową częścią hamulec aerodynamiczny wychylany hydraulicznie. Kabina ciśnieniowa, ogrzewana; osłona otwierana na bok. Fotel wyrzucany z wysokości zerowej. Możliwość zabudowy lekkiego opancerzenia pilota i silnika.

Usterzenie. Wolnonośne. Kłapki wyważające elektryczne na sterach wysokości i kierunku; na sterach wysokości również kłapki odciążające.

Podwozie. Chowane, z kołem przednim, amortyzacja olejowo-powietrzna; koła główne o wymiarach 6,50 × 10, przednie 5 × 4,5. Na kołach głównych hamulce hydrauliczne tarczowe. Koło przednie sterowane i samonastawne z tłumikiem shimmy.

Napęd. Silnik turboodrzutowy Rolls-Royce Bristol Viper Mk 632-43 o ciągu maks. 1814 kG. Paliwo w kadłubie i w stalych zbiornikach na końcach skrzydeł; dwa dodatkowe odrzucane zbiorniki pod skrzydłami. Tankowanie wszystkich zbiorników pod ciśnieniem przez jedną końcówkę w kadłubie. Możliwe również tankowanie grawitacyjne (przez wlewy).

Wyposażenie. Normalne wyposażenie stanowią: 2 radiostacje UKF, układ nawigacyjny TACAN, radiokompas, VOR/ILS marker z układem nakazów, przelicznik nawigacyjny i radar Dopplera.



Uzbrojenie. Dwa stałe działka 30 mm w kadłubie. Sześć uchwyty podskrzydłowych pozwala wmontować różne zestawy uzbrojenia i wyposażenia bądź zbiorników paliwa, o łącznym ciężarze do 1814 kG.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Aermacchi MB 326K jest nową wersją znanego samolotu treningowego MB 326 oblatanego w 1957 r., produkowanego w różnych wersjach zarówno we Włoszech, jak i w innych krajach (we Włoszech do chwili obecnej). Wersja szturmowa różni się od poprzednich głównie mocniejszym silnikiem i jednomiejscową kabiną. Oparta jest na (również uzbrojonej) wersji dwumiejscowej MB 326GB z 1967 r. Pierwszy prototyp MB 326K z silnikiem Viper 540 oblatano w lecie 1970 r.; drugi prototyp (1971 r.) otrzymał jeszcze mocniejszy silnik Viper 632. Ogółem wykonano około 1000 szt. różnych wersji samolotu MB 326, w tym uzbrojonych MB 326GB około 150 szt. Cena samolotu — 400 tys. dol.

Uwaga: Na zdjęciu dwumiejscowa wersja treningowa MB-326D.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,85 m
Długość	10,64 m
Wysokość	3,71 m
Powierzchnia nośna	19,4 m ²
Ciężar własny	2948 kG
Maks. ciężar całkowity	5443 kG
Obciążenie powierzchni	280 kG/m ²
Ilość paliwa	do 2340 l
Prędkość maksymalna (bez podwieszanego uzbrojenia, ciężar 4390 kG)	890 km/h
Prędkość maksymalna na wysokości 9145 m	686 km/h
Wznoszenie	19 m/s
Czas wznoszenia na wysokość 10 670 m	23 min
Start na h = 15 m	914 m
Zasięg	536 do 3334 km

Osiągi podano dla samolotu uzbrojonego przy ciężarze 5443 kG.

K. D.

Samolot dyspozycyjny (służbowy)

KONSTRUKCJA. Dwsilnikowy dolnopłat konstrukcji metalowej; struktura spełnia zasadę „fail-safe”.

Plat. Wolnonośny, dwudźwigarowy, nie dzielony, zamocowany pod kadłubem. Skos 20°. Kłapki wyważające na obu lotkach; na prawej lotce klapka odciążająca. Kłapy dwuszczelnosłone, wychylane silnikiem hydraulicznym. Przerzywacze na górnej i dolnej powierzchni, wychylane do lądowania. Odladanie systemem TKS (ciecz wyciskana przez porowate pokrycie).

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa. W znacznej mierze użyte klejenie. Kabina ciśnieniowa z izolacją ciepłosłdźwiękową i klimatyzacją, obejmuje dwumiejscową kabinę załogi z podwójnym sterowaniem, bufet, szatnię, bagażnik, kabinę pasażerską na 6 do 14 miejsc oraz toaletę. Drzwi wejściowe z integralnymi schodkami.

Usterzenie. Wolnonośne; statecznik poziomy zamocowany do statecznika pionowego (układ krzyżowy). Kłapki wyważające na wszystkich sterach. Odladanie systemem TKS (jak skrzydła).

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie; koła zdwojone. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Przednia goleń sterowana i samonastawna bez ograniczeń. Koła główne 23 × 7 — 12; koła przednie 18 × 4 1/4 — 10. Na kołach głównych hamulce hydrauliczne tarczowe z układem przeciwpoślizgowym.

Napęd. Dwa silniki turboodrzutowe Rolls-Royce Bristol Viper 601 po 1701 kG ciągu. Zbiorniki paliwa w skrzydłach (integralne) oraz w kadłubie i w płetwie grzbietowej.

Wyposażenie. Oferowany zestaw: układ automatycznego sterowania (pilot



Fot. A. Kardymowicz

automatyczny + układ nakazów + układ kursowy), dwie radiostacje UKF, dwa zestawy VOR/ILS, radiostacja KF, dwa radiokompas, odbiornik markera, transponder, DME, radar meteorologiczny. Możliwość zainstalowania radaru Dopplera, nawigatora Decca, rejestratora parametrów lotu, nagłośnienia kabiny i magnetofonu. Zastosowano mechaniczną sygnalizację przeciągnięcia i układ automatycznego równoważenia niesymetrycznego ciągu.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Hawker Siddeley (poprzednio De Havilland) 125 został pomyślany jako szybki samolot dyspozycyjny. Oblatany w 1962 r., produkowany seryjnie od 1964 r. Do chwili obecnej zbudowano ponad 270 szt. Wersje dla USA noszą nazwę Beechcraft Hawker 125. Oprócz komunikacji używany do treningu nawigacyjnego, a także dla sprawdzania naziemnych urządzeń radionawigacyjnych. Wersja dla RAF ma oznaczenie DOMINIE T.Mk 1. Pierwszy prototyp serii 600 oblatano w styczniu, drugi zaś w listopadzie 1971 r.

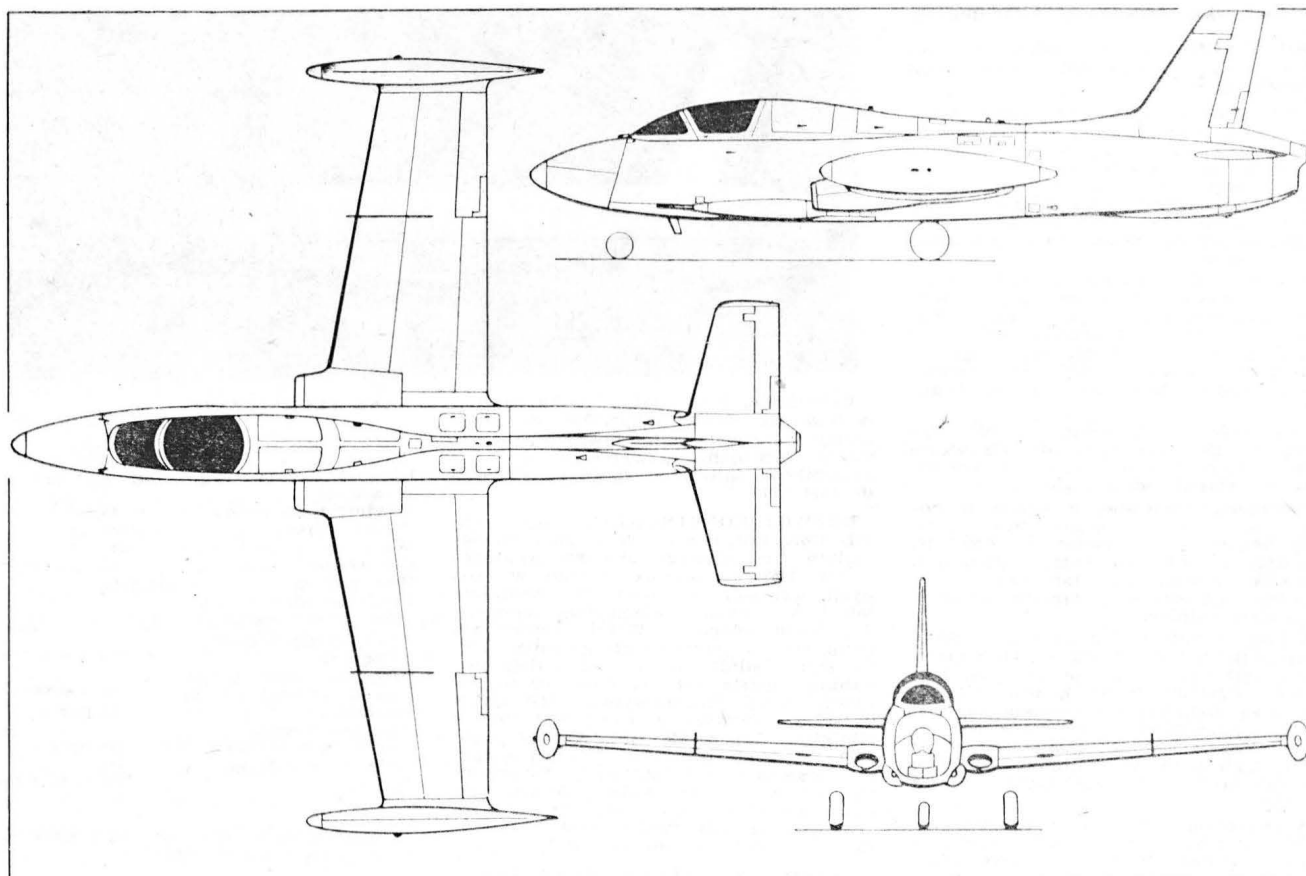
Od poprzedniej wersji (HS 125—400) różni się m. in. dłuższym kadłubem i mocniejszymi silnikami. Cena samolotu 1,6 mln dr¹.

DANE TECHNICZNE

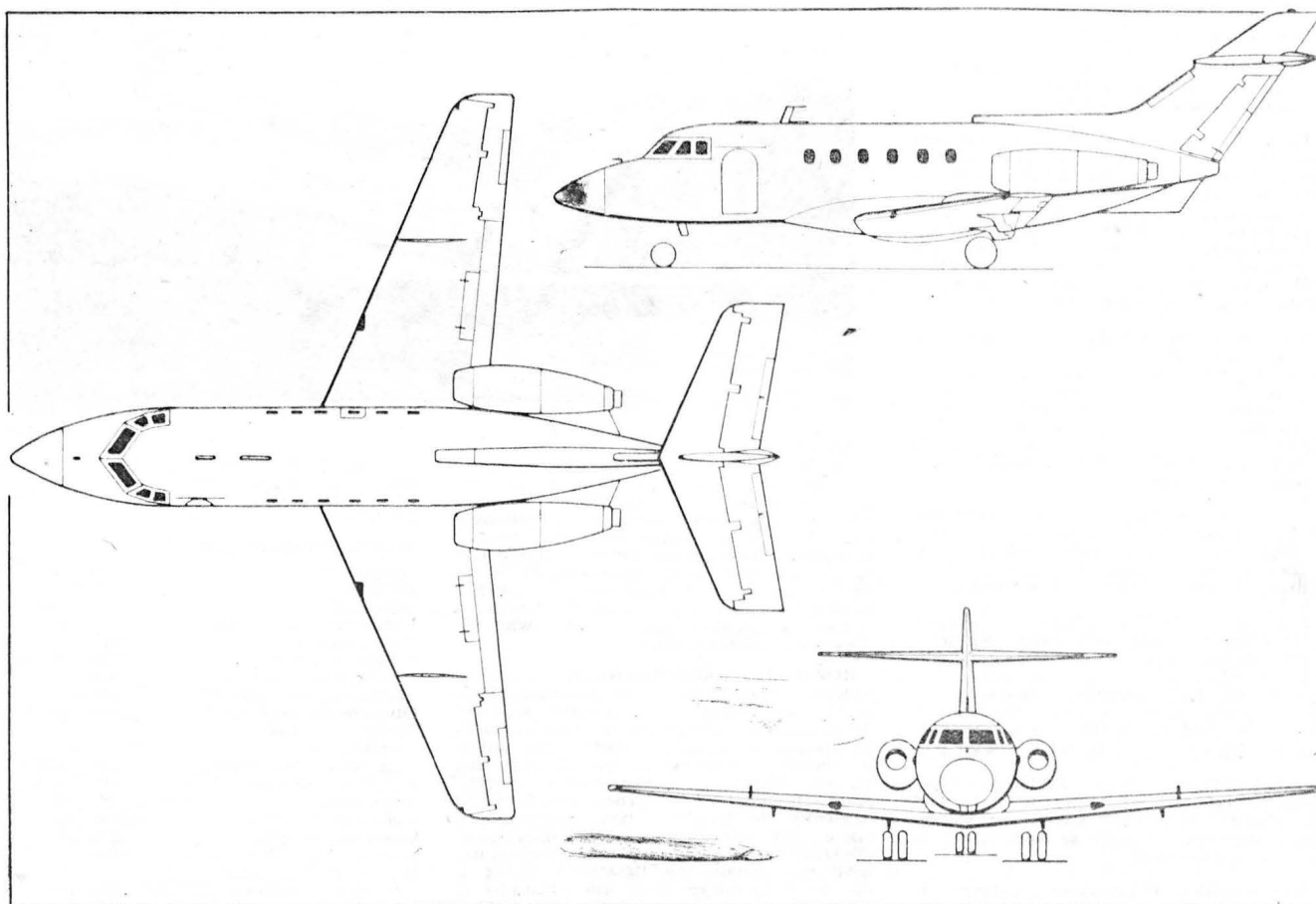
Rozpiętość	14,33 m
Długość	15,39 m
Wysokość	5,26 m
Powierzchnia nośna	32,8 m ²
Ilość paliwa	5396 l
Ciężar własny	5510 kG
Ciężar handlowy	1070 kG
Maks. ciężar całkowity	11340 kG
Obciążenie powierzchni	346 kG/m ²
Maks. prędkość przelotowa na wysokości 8320 m	834 km/h
Prędkość przeciągnięcia	148 km/h
Wznoszenie	24,9 m/s
Pałap praktyczny	12500 m
Start na h = 10,7 m	1342 m
Lądowanie z h = 15 m	649 m
Zasięg maksymalny (ciężar handlowy 725 kG)	2872 km

K. D.

Aermacchi MB 326 K



Hawker Siddeley HS 125 (BH 125)-600



Kartoteka TLiA

5-miejscowy lekki śmigłowiec wielozadaniowy

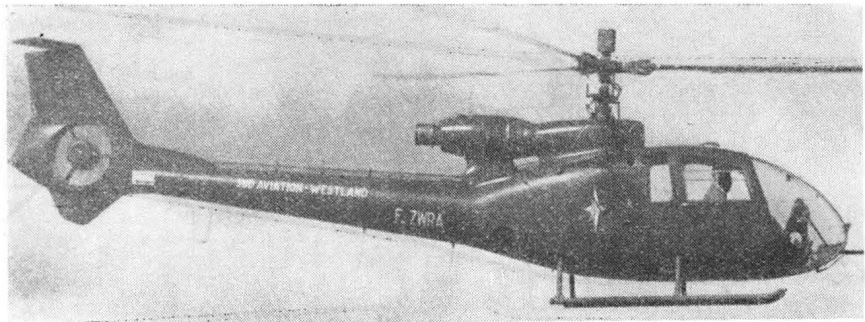
KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym.

Wirnik i śmigło ogonowe. Wirnik nośny 3-łopatowy, przegubowy, z modyfikowanymi przegubami pionowymi. Każda łopata połączona z głowicą przez przegub poziomy. Profil łopat NACA 0012. Przednią część łopaty stanowi dźwigar laminatowy, tył — laminatowe pokrycie podparte wypełniaczem ulowym. Łopaty składane ręcznie. 13-łopatowe śmigło ogonowe umieszczone w tunelu (wentylator). Każda łopata ma jedynie przegub zapewniający jej przekreślenie. Łopatki wykonane ze stopu lekkiego metodą kucia matrycowego.

Kadłub i usterzenie. Konstrukcja nośna kabiny wykonana z elementów ze stopu lekkiego łączonych za pomocą zgrzewania. Fotele pilotów obok siebie. Na życzenie montowane 2 sterownice. Z tyłu składane siedzenia dla 3 osób (lub nosze dla 2 chorych) lub bagażnik. Kabina wentylowana. Drzwi kabiny pilotów z każdej strony kadłuba otwierane do przodu, tylne drzwi do tyłu. Podłoga kabiny przekładkowej konstrukcji metalowej z wypełniaczem ulowym. Dolna przednia część kadłuba, półskorupowej konstrukcji metalowej, składa się z 2 wzdłużnych części o przekroju skrzynkowym, połączonych ze sobą wręgami. Środkowa i tylna część kadłuba konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem ulowym, wykonana ze stopu lekkiego. Belka ogonowa oraz statecznik poziomy i pionowy półskorupowej konstrukcji metalowej.

Podwozie. 2 płozy wykonane z rur stalowych (na życzenie montowane narty lub pływaki). W tylnej części każdej płozy można umieścić kółko do transportu śmigłowca na ziemi.

Aerospatiale/Westland SA 341 Gazelle Francja



Napęd. Silnik turbinowy Turboméca Astazou III o mocy 590 KM. Główny zbiornik paliwa o pojemności 455 l. Możliwość zastosowania dodatkowych zbiorników paliwa: o pojemności 90 l (poniżej bagażnika) oraz o pojemności 200 l (w tylnej części kabiny). Objętość oleju 6,7 l do silnika i 6,5 l do przekładni napędowych.

Uwaga. Cena śmigłowca 120 tys. dol.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Śmigłowiec SA 341 został zaprojektowany i zbudowany przez Aerospatiale wspólnie z wytwórnią Westland na podstawie brytyjsko-francuskiej umowy zawartej w 1967 r. Przy projektowaniu laminatowych łopat wirnika głównego współpracowało z wytwórnią zachodniemiecką Bölkow. Pierwszy prototyp śmigłowca (SA 340) został oblatany 7.IV.1967 r., w następnym roku przystąpiono do produkcji serii informacyjnej SA 341. 13 i 14.V.1971 r. na SA-341-01 zdobyto 3 międzynarodowe rekordy prędkości lotu — 312 km/h na bazie 3 km, 312,7 km/h na bazie 15/25 km oraz 296 km/h w obwodzie zamkniętym 100 km. Pierwszy seryjny SA 341 (którego opis zamiesz-

czono powyżej) z dłuższą kabiną i powiększonym usterzeniem oblatano 6.VIII.1971 r. Obecnie produkuje się 7 wersji śmigłowca (z różnymi wersjami silnika Astazou III) dla armii brytyjskiej i francuskiej oraz dla odbiorców cywilnych. Do 1.I.1972 r. 225 śmigłowców SA 341 zamówiło 10 odbiorców z 5 krajów.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	10,5 m
Srednica śmigła ogonowego	0,7 m
Długość (z wirnikiem nośnym)	11,94 m
Wysokość	3,14 m
Ciężar własny	883 kG
Ciężar całkowity maks.	1700 kG
Prędkość maks.	310 km/h
Prędkość przelotowa maks.	257 km/h
Wznoszenie	8,2 m/s
Pałap	4600 m
Pałap zawisu (z wpływem ziemi)	3200 m
Pałap zawisu (bez wpływu ziemi)	2800 m
Zasięg (paliwo maks.)	670 km

R. M.

Kartoteka TLiA

Wysokowyczynowy szybowiec klasy otwartej

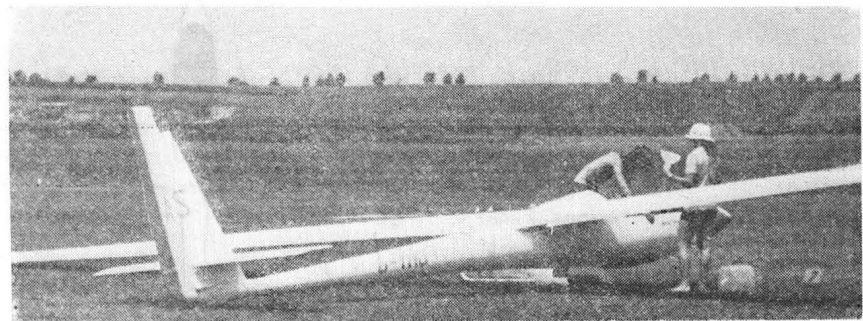
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnonośny górnopłat laminatowej konstrukcji.

Plat. Dwudzielny jednodźwigarowy o obrysie dwutrapezowym. Dźwigar z laminatu szklanego, u nasady skrzydła przechodzący w krótką wystającą belkę w jednym skrzydle, a w rozwidlona belkę w drugim. Keson konstrukcji skorupowej przekładkowej laminat — balsa — laminat. Żebra konstrukcji przekładkowej jak w kesonie. W nosku każdego skrzydła zbiornik na 50 kG balastu wodnego. Profil Wortmann FX62-K-131 modyfikowany, o grubości u nasady skrzydła 14,7%. Hamulce aerodynamiczne płytowe, duralowe. Schempp — Hirth chowane w uszczelnionych skrzynkach, ze sprężynującymi pokrywami ściśle dociskanymi do wykroju. Sterowanie poprzecznie zapewnia zintegrowany system klapoletek. Napęd systemu klapoletek w sześciu punktach wprowadzony jest na zewnątrz skrzydła. Konstrukcja klapoletek laminatowa z wypełniaczem piankowym Conticell 60. Wychylenie klap od +9° do -13°. Ciężar jednego skrzydła 115 kG.

Kadłub. Konstrukcja przekładkowa skorupowa z laminatu szklanego z komórkowym wypełniaczem rurkowym. Przód kadłuba ze względów aerodynamicznych zaokrąglony. Osłona kabiny jednoociesiowa. Pozycja pilota półleżąca. Oparcie niłota odchylane. Ciężar kadłuba 125—130 kG. Kadłub wykorzystany z dwóch symetrycznych połówek.

Usterzenie. Wolnonośne z płytowym usterzeniem poziomym i lekko skośnym usterzeniem pionowym. Konstrukcja usterzenia poziomego podobna do kon-

Schleicher AS-W17



Fot. K. Grzebielucha

strukcji skrzydła. Konstrukcja statecznika pionowego taka jak kadłuba. Ster kierunku takiej samej konstrukcji jak lotki.

Podwozie. Chowane z pojedynczym kołem głównym i oprofilowaną płozą ogonową. Napęd chowania i opuszczania podwozia ręczny, sztywne. Opona koła o wymiarach: 500 × 5. Koło wyposażone w hamulce.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Konstrukctorem AS-W17 jest inż. Gerhard Wai-bel, twórca szybowca klasy otwartej AS-W12 oblatanego w 1966 r. Rozwiązania konstrukcyjne i materiały zastosowane do budowy tych szybowców są podobne. AS-W12 zbudowano 15 szt. W USA wykonano na tym szybowcu dwa przeloty ponad 1000 km, a w Europie H. Grosse ustalał w 1972 r. na AS-W12 międzynarodowy rekord odległości przelatując 1460 km. W połowie 1971 r. oblatany został prototyp AS-W17. Od lu-

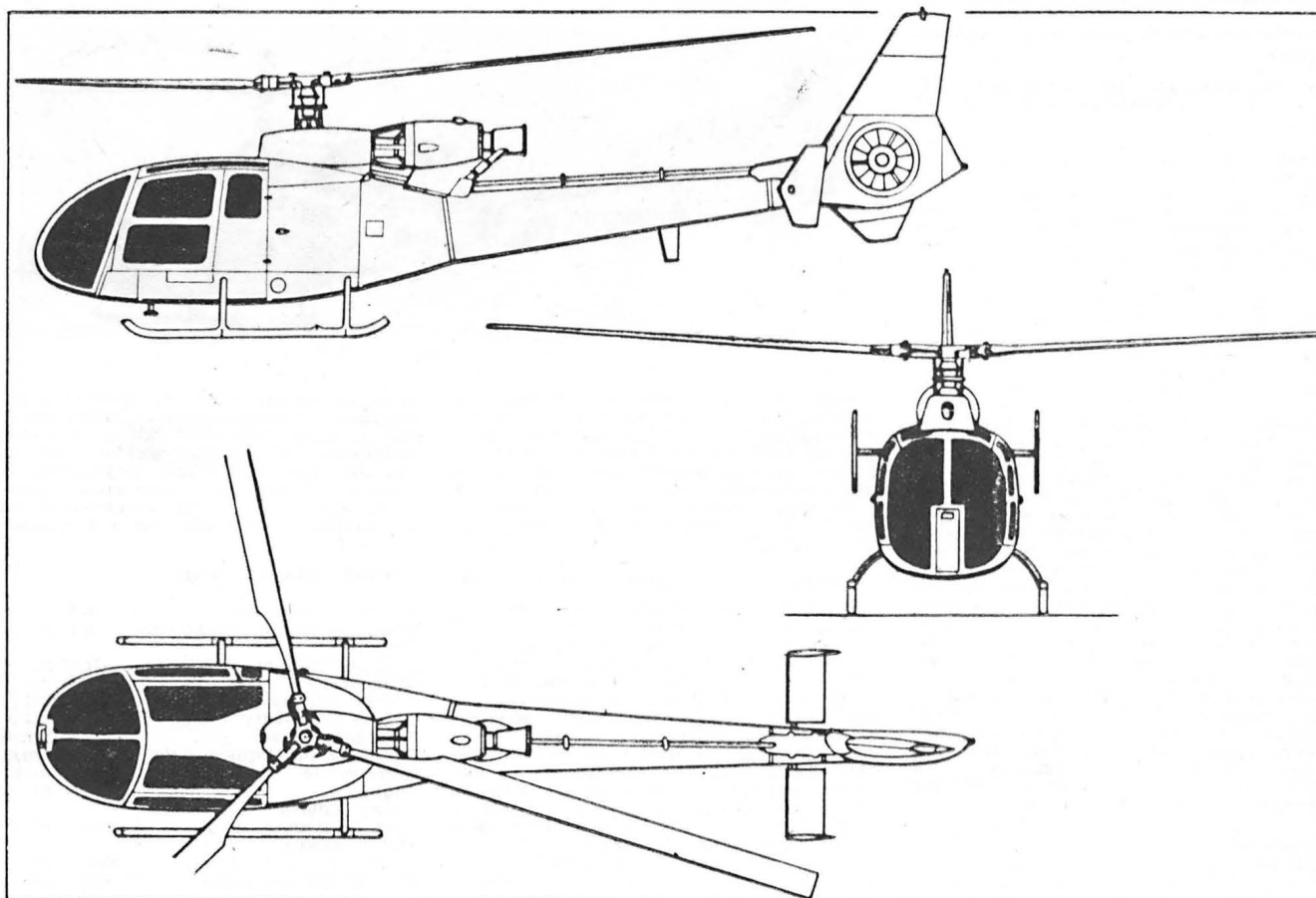
tego 1972 r. AS-W17 znajduje się w produkcji seryjnej (1,5 szybowca na miesiąc).

DANE TECHNICZNE

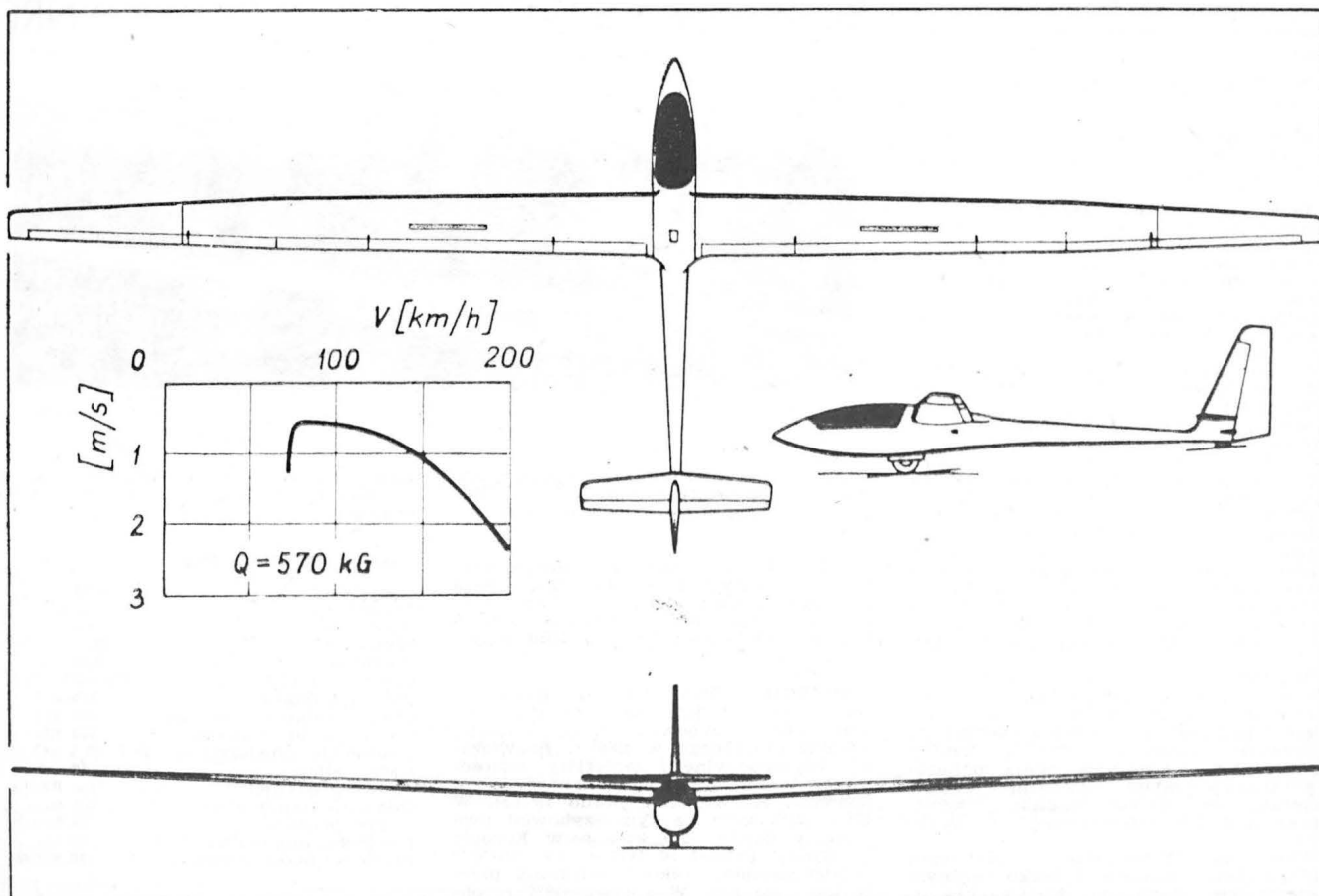
Rozpiętość	20,00 m
Długość	7,55 m
Wysokość	1,86 m
Wydłużenie	27,00
Powierzchnia nośna	14,84 m ²
Ciężar własny	395—405 kG
Ciężar ładunku	115 kG
Ciężar balastu wodnego	100 kG
Ciężar w locie maks.	570 kG
Obciążenie powierzchni	30,7—38,4 kG/m ²
Doskonałość	48
przy prędkości	100 km/h
Opadanie minimalne	0,5 m/s
przy prędkości	78 km/h
Prędkość minimalna	68 km/h
Prędkość maks. dopuszcz.	240 km/h

J. M.

Aerospatiale/Westland SA 341 Gazelle



Schleicher AS-W 17



Linki lotnicze znajdują zastosowanie w konstrukcji układu sterowania samolotu. Wykonywane są one z ocynkowanego drutu ciągniętego na zimno, druty zwijane są w sploty, zaś sploty tworzą linkę.

Konstrukcja linki jest określana liczbą splotów, liczbą drucików w każdym splotcie, rodzajem rdzenia oraz sposobem zwijania.

Radzieckie oznaczenia linek składają się z trzech cyfr. Pierwsza cyfra oznacza liczbę splotów w lince, druga liczbę drucików składających się na splot, zaś trzecia — liczbę rdzeni organicznych. Np. oznaczenie „6×7+1 o.s.” (radzieckie) oznacza, że linka składa się z sześciu splotów owiniętych wokół centralnego rdzenia organicznego, zaś każdy splot — z siedmiu drucików. Oznaczenie „7×7” wskazuje, że linka składa się z siedmiu splotów, z których jeden jest centralny, zaś każdy splot — z siedmiu drucików, przy czym centralny splot odgrywa rolę sztywnego rdzenia. Niekiedy bywa podawana także średnica drucików, np. „7×19(0,32—0,35)” oznacza średnicę drucików 0,32—0,35 mm.

Zależnie od sposobu zwijania, linki dzielą się na zwijane pojedynczo i podwójnie.

Linki zwijane pojedynczo — oznaczenie PP — składają się z jednej lub więcej koncentrycznych warstw drucików owiniętych wokół rdzenia metalowego.

W lotnictwie stosowane są linki tego typu o średnicach 1—2,5 mm, przy czym linki do 1,5 mm — tylko do przekazywania nieznacznych sił na odcinkach prostych (bez rolek).

Linki zwijane podwójnie — składają się ze splotów nawiniętych na rdzeń organiczny lub metalowy. Rdzeniem metalowym jest splot różniący się od pozostałych tym, że wykonany jest z nieco bardziej miękkiego drutu.

Linka miękka (TM) składa się z sześciu splotów owiniętych wokół rdzenia organicznego (bawelnianego lub konopnego) przesyconego smarem. Linka taka dobrze pracuje przy niezbyt wysokich naprężeniach.

Linka sztywna (TZ) ma rdzeń metalowy zwiększający wytrzymałość i sztywność linki, a przy przeginaniu pod obciążeniem zmniejszający wyciąganie się linki i deformację poprzeczną.

Charakterystyka radzieckich linek lotniczych

Średnica linki [mm]	Średnica drutu [mm]	Konstrukcja linki	Pow. przekroju czynnego [mm ²]	Ciężar 1 mb [G]	Wytrzymałość drutu na rozerwanie [kG/mm ²]	Siła niszcząca linki [kG]
Linki PP						
1,0	0,34	1×7	0,64	6	195	110
1,5	0,50	1×7	1,37	13	190	225
2,0	0,60	1×7	1,98	18	190	325
2,5	0,70	1×19	3,37	34	190	615
Linki TM						
2,0	0,24	6×7+1 o.s.	1,90	20	200	350
2,5	0,28	6×7+1 o.s.	2,59	27	200	460
3,0	0,34	6×7+1 o.s.	3,81	40	190	640
3,5	0,40	6×7+1 o.s.	5,29	55	195	900
4,0	0,45	6×7+1 o.s.	6,69	70	180	1060
4,5	0,50	6×7+1 o.s.	8,23	87	200	1470
5,0	0,34	6×19+1 o.s.	10,35	107	190	1810
6,0	0,40	6×19+1 o.s.	14,36	148	195	2400
Linki TG						
1,8	0,20	7×7	1,54	15	190	262
2,0	0,24	7×7	2,22	22	190	380
2,5	0,28	7×7	3,02	30	190	495
3,0	0,34	7×7	4,42	40	190	760
3,5	0,40	7×7	6,17	61	190	1050
4,5	0,50	7×7	9,60	95	180	1550
5,5	0,60	7×7	13,80	136	180	2200
6,5	0,70	7×7	18,80	187	170	2850
7,0	0,80	7×7	24,60	244	170	3750
8,0	0,90	7×7	31,10	308	170	4750
9,0	1,00	7×7	38,40	382	170	5850
Linki TOG						
3,0	0,20	7×19	4,18	44	210	750
3,5	0,24	7×19	6,01	53	180	900
4,0	0,28	7×19	8,19	75	180	1270
5,0	0,34	7×19	12,08	106	180	1800
6,0	0,40	7×19	19,76	144	170	2440
7,5	0,50	7×19	26,07	220	170	3770
8,5	0,55	7×19	31,65	248	170	4460
9,5	0,65	7×19	44,20	346	170	6400

znaczących sił wzdłuż prostej lub przy niewielkiej ilości łagodnych zagięć.

Linka szczególnie giętka TOG składa się z siedmiu splotów, z których każdy — z 19 drucików. Służy do przekazywania znacznych sił przy silnych przegięciach i małych rozmiarach krążków.

Linka giętka (TG) składa się z siedmiu splotów, z których każdy — z siedmiu drucików. Służy do przekazywania

Czytelniku,

regularne otrzymywanie „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” zapewni Ci prenumerata, którą na bieżący rok przyjmuje:

Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16. Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Warunki prenumeraty normalnej: roczna 144 zł, półroczna 72 zł, kwartalna 36 zł.

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT, nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej (rabat 33%). Dla członków SIMP prenumerata roczna wynosi 70 zł. W tym celu na odwrocie blankietu PKO należy podać numer legitymacji. Zakład Kolportażu WCT NOT prowadzi również sprzedaż pojedynczych zeszytów.

W artykule przedstawiono nowe materiały i nowe procesy technologiczne stosowane przez amerykańskie wytwórnie do produkcji samolotów i statków kosmicznych.

Nowe lotnicze materiały i nowe procesy technologiczne

W ostatnich latach zaznaczył się szczególnie silny postęp w opracowaniu i wdrożeniu nowych materiałów i procesów technologicznych w przemyśle lotniczym i budowy statków kosmicznych.

Poniżej przedstawiono osiągnięcia przemysłu amerykańskiego.

Nowe materiały

Materiały kompozycyjne wzmocnione włóknami

W połowie lat sześćdziesiątych w laboratoriach materiałowych rozpoczęto prace nad materiałami kompozycyjnymi typu: włókna boru-żywica epoksydowa, włókna boru-aluminium, włókna grafitowe-żywica epoksydowa i włókna boru-tytan. Obecnie materiały te stosowane są w płatowcach, silnikach, pociskach, pojazdach kosmicznych, a nawet w nowych pojazdach naziemnych. Między innymi na samolotach F-4, F-111 i C-5 zamontowano próbnie elementy z takich materiałów. Ponadto wiele elementów dla innych płatowców, śmigłowców, silników lotniczych, pocisków i statków kosmicznych znajduje się w próbach.

Jako przykład elementu płatowcowego można przytoczyć płytę (panel) krawędzi spływu samolotu F-111A wykonaną z włókna boru i żywicy epoksydowej i naklejoną na aluminiowy rdzeń komórkowy. Firma Boeing Vertol opracowała łopatkę wirnika śmigłowca CH-47. Łopata ta o zmiennej cięciwie wykonana została z włókien boru z żywicą epoksydową, włókien szklanych z żywicą epoksydową i tytanu. Trzy łopaty poddano próbom funkcjonalnym.

Firma Pratt and Whitney zastosowała materiały kompozycyjne do silnika naddźwiękowego i kilku

istotnych elementów konstrukcyjnych. Z materiałów tych wykonano łopatki pierwszego i trzeciego stopnia wentylatora, tarczę trzeciego stopnia, obudowę podpory pośredniej. Łopatki pierwszego stopnia wykonano z poliimidu wzmocnionego włóknem boru, lub poliimidu wzmocnionego włóknem grafitowym. Łopatki poddano próbie nadobrotów w temperaturze 270 °C. Łopatki trzeciego stopnia wykonano z włókien boru zatopionych w aluminium i poddano próbie nadobrotów w temperaturze 220 °C. Równocześnie podjęto wysiłki dla podniesienia temperatury pracy do 315 °C. Tarcza trzeciego stopnia wzmocniona została pierścieniami włókna boru-poliimid, używanymi przez nawinięcie na obrzeżu tarczy, dla wyeliminowania usztywnień i głębokich wierceń. Materiały tego typu wprowadzają również takie firmy jak: General Electric i Allison Div. of General Motors. W tej ostatniej na przykład na pierwszy stopień łopatek wentylatora silnika TF-41 zastosowano bor-tytan (Ti-6Al-4V).

Zastąpienie elementów metalowych materiałami kompozycyjnymi w statkach kosmicznych zmniejsza ciężar ich elementów od 40 do 50%.

Tablica podaje własności dwóch materiałów kompozycyjnych.

Nowe wysokotemperaturowe stopy tytanowe. Stopy tytanowe

Na elementy sprężarki silnika turbinowego opracowano lub znajduje się w opracowaniu kilka stopów tytanowych. Wśród nich stop Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo na tarczy wentylatora, o wysokiej wytrzymałości i dobrej odporności na pełzanie. Do zastosowań

Tablica. Typowe własności materiałów kompozycyjnych; włókna boru-żywica epoksydowa, włókna grafitowe - żywica epoksydowa w temperaturze ok. 18° C

Materiał	Kierunek próby	Własności	Obciążenia		
			rozciąganie	ściskanie	ścinanie
Włókna boru — żywica epoksydowa	wzdłuż włókien	moduł sprężystości			
		10^3 [kG/cm ²]	2100	2100	70
		R_m [kG/mm ²]	133	280	14
	A [%]	0,65	1,2	10,0	
prostopadle do włókien	moduł sprężystości				
	10^3 [kG/cm ²]	189	189	70	
	R_m [kG/mm ²]	7	32,5	14	
A [%]	0,45	1,8	10,0		
Włókna grafitowe — żywica epoksydowa	wzdłuż włókien	moduł sprężystości			
		10^3 [kG/cm ²]	1580	1400	42
		R_m [kG/mm ²]	149	154	10,1
	A [%]	0,94	1,25	6,4	
prostopadle do włókien	moduł sprężystości				
	10^3 [kG/cm ²]	91	91	42	
	R_m [kG/mm ²]	5,6	18,9	10,1	
A [%]	0,62	0,28	6,4		

w wyższych temperaturach nadaje się Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0,2Si charakteryzujący się dobrą wytrzymałością i odpornością na pełzanie i stabilnością do 510 °C. Ocenia się, że przez zastosowanie utwardzania dyspersyjnego i kucia beta oraz rozwój odpowiednich powłok można będzie stosować stopy tytanu do temperatury 630 °C.

Stopy niklu i kobaltu

Na strefę komory spalania stosuje się obecnie Hastelloy X, który może pracować w temperaturze do 870 °C przy trwałości 20 000 godzin bez stosowania powłok. Lepsze własności ma nowy stop HA-188, którego odporność na pełzanie utrzymano przy temperaturze wyższej o 85 °C, a trwałość temperaturowa przy 980 °C wzrosła dwu-trzykrotnie. Z uwagi na nieco mniejszą odporność na utlenianie w wyższych temperaturach, niż Hastelloy X, do nowego stopu zastosowano powłoczenia aluminiowe.

Stopy niklowe utwardzane dyspersyjnie stosowane na gorącą część silnika przekraczają własności stopu HA-188 o 220 °C dla pełzania, o 166 °C punkt topności oraz mają trzy do czterokrotnie większą ciepłą wytrzymałość zmęczeniową i pięciokrotnie przewodność ciepłą. Ponadto materiał ten daje się łatwo kształtować i spawać.

Na kierownicy turbin opracowano dwa stopy kobaltowe utwardzane dyspersyjnie Co-18Cr-20Ni-2ThO₂ i Co-30Cr-20Ni-2ThO₂. Stopy te dysponują wytrzymałością stugodzinową w temperaturze 1100 °C równą 9 kG/mm².

Dla materiałów tych najcięższą próbą jest badanie odporności na utlenianie i erozję. Drugi z dwu ostatnich stopów poddany tej próbie w temperaturze 1200 °C i przepływie gazu z prędkością 210 m/s wykazuje ubytek ciężaru czterokrotnie mniejszy od stopu pierwszego, przy niemierzalnej zmianie wymiarów próbki po 250 godzinach.

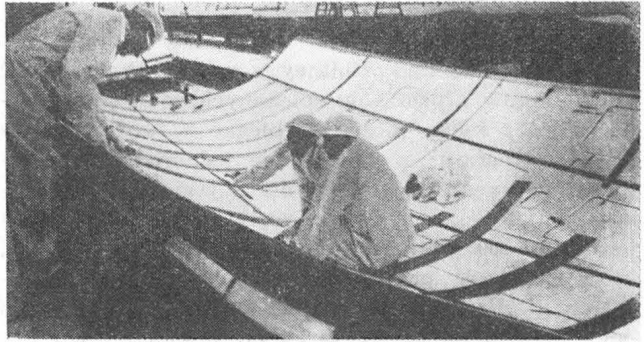
Stopy niklu

Próby przeprowadzone przez firmę Pratt and Whitney, na kierownicach turbin wykonanych z blach ze stopu B-66 pokrytych zanurzeniowo warstwą Si-Cr-Ti wykazały, że wytrzymują 100 godzin próby obciążeń stałych i cyklicznych w temperaturach powyżej 1100 °C.

Supermagnes

Inną dziedziną zagadnień materiałowych są udoskonalenia materiałów na lasery, ekrany radarowe, pochłaniacze i wykrywacze podczerwieni, półprzewodniki, przetworniki energii, nadprzewodniki, magnesy stałe.

Największym osiągnięciem w tej dziedzinie jest uzyskanie supermagnesów, po stwierdzeniu wybitnej magnetokrystalicznej anizotropii związku itr-kobalt (YCo₅) oraz ustaleniu szczegółów technologii wytwarzania magnesów trwałych o rekordowych własnościach z dużej ilości związków metali jak SmCo₅; Sm₂Co₁₇; PrCo₅, CeCo₅; YCo₅. Supermagnes SmCo₅ o natężeniu 20 mOe został wprowadzony na rynek przez firmę Raytheon w ostatnim roku. Takie olbrzymie siły koercji stwarzają nowe perspektywy konstrukcyjne.



Przygotowanie do klejenia aluminiowego panelu pokrycia kadłuba samolotu L-1011 TriStar

Superprzewodniki

Równie olbrzymi krok w postępie materiałów uczyniono przez praktyczne wykorzystanie nowo opracowanych i przebadanych superprzewodników, a zwłaszcza Nb₃Sn i Nb-Ti. Pozostają one superprzewodnikami nawet przy dużej gęstości prądu i w silnym polu magnetycznym. Zastosowania ich: to magnesy w akumulatorach energii, urządzenia do przetwarzania energii przy prądach wielkiej częstotliwości, detektory i źródła mikrofalowe o małej stratności, przewodniki elektryczne dużej mocy, elementy komputerów, przyrządy badawcze o dużej czułości. W każdej z tych dziedzin wykorzystuje się już superprzewodniki, przynajmniej na skalę laboratoryjną. Jak stwierdzono, układy wykorzystujące zjawisko nadprzewodności są tańsze w użytkowaniu od konwencjonalnych przy podobnym koszcie ich budowy. Jedynym ograniczeniem jest stopień złożoności układu z systemem chłodzenia koniecznym dla zjawiska nadprzewodności. Jako chłodziwa używa się płynnego helu dającego temperaturę poniżej 4 °K. Dalsze opracowania zmierzają do wynalezienia materiału o wyższej temperaturze krytycznej umożliwiającej chłodzenie za pomocą płynnego wodoru, co zdecydowanie uprościłoby konstrukcję całego systemu.

Nowe procesy technologiczne

Mówiąc o postępie w materiałach należy również mówić o postępie w procesach technologicznych. Olbrzymi postęp osiągnięto w zakresie odlewanych łopatek turbinowych i kierownic turbiny, głównie przez kompleksowe procesy złożonego systemu odlewania i nowoczesnych technik wytwarzania. Tą drogą wyprodukowano łopatki z otworami o średnicy 0,1 mm i wielu wylotach powietrza chłodzącego. Inne osiągnięcie to łopatki z odlewaniem zamkiem i przyspawanym profilem z blach lub z proszków. Zdecydowaną poprawę własności superstopów na łopatki turbin, takich jak TRW-NASA-V1 A i MAR M 200, osiągnięto przez zastosowanie odlewania z ukierunkowanym krzepnięciem. Szczególnie zwiększono plastyczność nawet w temperaturach pośrednich.

Kucie superstopów z proszków spiekanych

Superstopy uzyskiwane przez metalurgię proszków stosowane są już na tarczach turbin i inne elementy.

W firmie Pratt and Whitney uzyskiwano możliwość kucia prętów z proszków spiekanych ze stopu Astraloy. Proces kucia może przebiegać w szerszym zakresie temperatur, a uzyskiwana jednorodność struktury i własności są wyższe niż uzyskiwane z wlewków konwekcyjnych. Z proszków sferycznych z materiału In-100 produkuje się kęsy o ciężarze 120 kG, które następnie poddawane są wyciskaniu dla uzyskania prętów o średnicy 120 mm. Z prętów tych odkuwane są tarcze sprężarek do silnika F 100/F 104.

Kucie stopów tytanu

Z zakresu stopów tytanu wprowadzono nowe procesy kucia dające olbrzymie oszczędności materiałowe na obróbce mechanicznej, a równocześnie podnoszące własności wytrzymałościowe tych wyrobów.

Obróbka plastyczna

W procesach wytwarzania profili kształtowych zaistniała konieczność opracowania nowych technik do przerobu stopów tytanu, stopów żaroodpornych, stali wysokostopowych itp. Opracowano kilka nowych procesów: ciągnięcia, wyciskania i walcowania. Tą ostatnią techniką wykonuje się do silnika pierścienie z superstopów niklowych z tolerancją grubości $\pm 0,025$ mm, a szerokości $\pm 0,1$ mm.

Koszt wykonania tą techniką jest o 50% mniejszy od wykonanego techniką skrawania.

Klejenie

W ciągu ostatnich lat gwałtownie wzrosło zastosowanie techniki klejenia w przemyśle lotniczym i astronautycznym. Było to możliwe dzięki opracowaniu podkładów odpornych na korozję i systemów klejenia stosowanych do pracy w temperaturach niskich (80°C do 120°C) i podwyższonych (120°C — 175°C). Główne zastosowania to płyty klejone w całości, kadłuby i usterzenia (fot.). Zespoły wykonane tą techniką są lżejsze o 20% do 35% i o podobnej oszczędności w kosztach montażu.

Dodatkowym ważnym zyskiem jest wyższa odporność na zmęczenie w stosunku do konstrukcji nitowanych i zgrzewanych. Rozwija się również poważnie techniki mieszane: klejenie z nitowaniem.

Nowe pokrycia

Równie istotny postęp nastąpił w zakresie nowych pokryć. Wprowadzono nowe typy pokryć chemicznych — silikonowe i fluorowęglowe, pokrycia przewodzące, porowate, przezroczyste i inne, dla sprostania takim zadaniom jak: ochrona przeciwołoczenia, osłona antyerozyjna, odporność na ciepło i działanie słońca, zabezpieczenie od wyładowań atmosferycznych zwłaszcza w tworzywach sztucznych i inne.

Na podstawie „Materials Engineering”
vol. 72 nr 2

opracował GOL

Gudkow A. I., Leszakow P. S.: **Metody i technika lotniczych ispytаний samolotów na przyczynność**. Maszynostrojienie, Moskwa 1972, str. 248, cena 87 kop. (8,70 zł)

W książce przedstawiono metody wytrzymałościowych badań samolotów w locie, opisano główne typy współcześnie stosowanej aparatury do pomiaru drgań, naprężeń i innych parametrów oraz podano zalecenia dotyczące przygotowania i cechowania aparatury. Przytoczono krótkie opisy laboratoryjnych badań wytrzymałościowych i badań wytrzymałościowych struktury statków latających. Przedstawiono metody analizy wyników pomiarów przyjmując za podstawę charakter obciążeń statku latającego. Opisano główne typy urządzeń do automatyzacji opracowywania i analizowania wyników pomiarów.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów zajmujących się badaniami i obliczeniami konstrukcji samolotów.

W. K.

Smirnow N. N., Mułkidżanow I. K.: **Eksploatacyjna technologiczność transportnych samolotów**. Transport, Moskwa 1972, str. 208, cena 1 rb. 90 kop. (19 zł)

Książka omawia niektóre teoretyczne i praktyczne zagadnienia dotyczące zapewnienia eksploatacyjnej technologiczności samolotów transportowych z uwzględnieniem tendencji rozwoju systemów ich obsługi technicznej i remontów. Rozpatrzono czynniki wpływające na technologiczność eksploatacji, układy liczbowych wskaźników umożliwiających jej ocenę i metody inżynierskich obliczeń tych wskaźników. Przedstawiono zagadnienie określania wartości wskaźników w wymaganiach technicznych na sprzęt lotniczy, metody gromadzenia potrzebnych do tego informacji i sposoby oceny technologiczności eksploatacyjnej samolotów w czasie ich badań i użytkowania. Na podstawie doświadczeń z obsługi technicznej i remontów podano podstawowe wymagania odnośnie do technologiczności eksploatacji i sposoby jej zwiększenia za pomocą odpowiednich rozwiązań konstrukcyjno-wykonawczych zespołów i instalacji samolotów, których przykłady przytoczono.

Książka jest przeznaczona dla pracowników inżynierjno-technicznych zajmujących się eksploatacją samolotów, placówek naukowo-badawczych i biur konstrukcyjnych oraz dla studentów wydziałów lotniczych.

W. K.

Borodin W. T., Rylskij G. I.: **Uprawienie poletem samolotów i wiertolewów**. Maszynostrojienie, Moskwa 1972, str. 242, cena 88 kop. (8,80 zł)

W książce usystematyzowano i przeanalizowano podstawowe wyniki przeprowadzonych w krajach zachodnich badań nad przyszłościowymi środkami automatyzacji sterowania samolotami i śmigłowcami. Opisano, przytaczając schematy blokowe, systemy sterowania współczesnych samolotów i śmigłowców oraz elastycznych i adaptacyjnych (samonastawiających się, ze zmienną statecznością) statków latających. Rozpatrzono bioniczne zasady adaptacji i możliwości ich wykorzystania w systemach sterowania statkami latającymi. Przedstawiono problemy automatyzacji lądowania, lotu na małych wysokościach i integracji wyposażenia pokładowego. Opisano metody przetwarzania informacji pilotażowo-nawigacyjnych, systemy półautomatycznego sterowania, zapobiegania kolizjom w powietrzu, lądowania, lotu profilowego oraz współczesne integralne systemy wyposażenia pokładowego.

Książka jest przeznaczona dla specjalistów przemysłu lotniczego, personelu latającego i technicznego lotnictwa wojskowego i cywilnego oraz dla studentów wydziałów lotniczych.

W. K.

Badania zużywania się części silnika tłokowego AI-14R w czasie długotrwałych prób trwałości międzynaprawczej metodą fluorescencji izotopowej Dokończenie

Wyniki pomiarów zużywania się części silnika tłokowego AI-14R

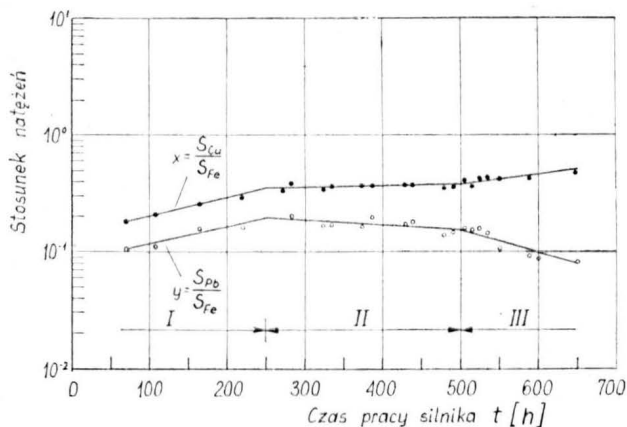
Próbki do badań przygotowywano filtrując olej przez „twardą” bibułę filtracyjną produkcji NRD nr 388 (0,025 mg). Do badań używano filtrów o średnicy 70 mm. Olej filtrowano stosując podciśnienie z pompy wodnej. Próbki pobierano przy zatrzymanym silniku. Objętość próbek oleju wynosiła 50 lub 25 ml. Badania próbek za pomocą metody niedispersyjnej fluorescencji rentgenowskiej wykonywano przy użyciu izotopowego źródła ^{190}Cd o aktywności około 3 mCi i licznika proporcjonalnego w prostej geometrii (rys. 5) ze źródłem umieszczonym centralnie. Uzyskiwane złożone widma promieniowania fluorescencyjnego rozkładano analitycznie na widma proste, a następnie przez sumowanie ilości zliczeń odpowiadających wartości szczytowej, uzyskiwano wartości S_z .

W celu obliczenia przebiegów czasowych intensywności zużycia elementów i części silnika zawierających żelazo, miedź i ołów opracowano następujący sposób. Na podstawie danych pomiarowych dla każdego pomiaru obliczano następujące stosunki:

$$X = \frac{S_{\text{Cu}}}{S_{\text{Fe}}} \quad (28)$$

$$Y = \frac{S_{\text{Pb}}}{S_{\text{Fe}}} \quad (29)$$

Wielkości X i Y obarczone są tylko błędami pomiarowymi, wynikającymi z zastosowanej metody fluorescencyjnej; eliminuje się dzięki temu błędy powstające w procesie pobierania próbek, filtrowania itp. Przebiegi czasowe X i Y przedstawiono na rys. 7 w skali półlogarytmicznej odcinkami, można je aprok-



7. Przebiegi czasowe funkcji X i Y

symować liniami prostymi. Na rys. 8 przedstawiono parametr U , obliczony jako różnica q_{Fe} i q_{Cu} .

$$U = (S_{\text{Fe}} - S_{\text{Cu}}) R \quad (30)$$

Mając określone odcinkami przebiegi zmian X , Y i U :

$$X = f_2(t) = \frac{\bar{q}_{\text{Cu}}}{\bar{q}_{\text{Fe}}} \quad (31)$$

$$Y = f_3(t) = \frac{\bar{q}_{\text{Pb}}}{\bar{q}_{\text{Fe}}} \quad (32)$$

$$U = f_1(t) = (\bar{q}_{\text{Fe}} - \bar{q}_{\text{Cu}}) \quad (33)$$

można już napisać wyrażenia na intensywność zużycia:

$$\bar{q}_{\text{Fe}} = \frac{f_1}{1 - f_2} \quad (34)$$

$$\bar{q}_{\text{Cu}} = \frac{f_1 \cdot f_2}{1 - f_2} \quad (35)$$

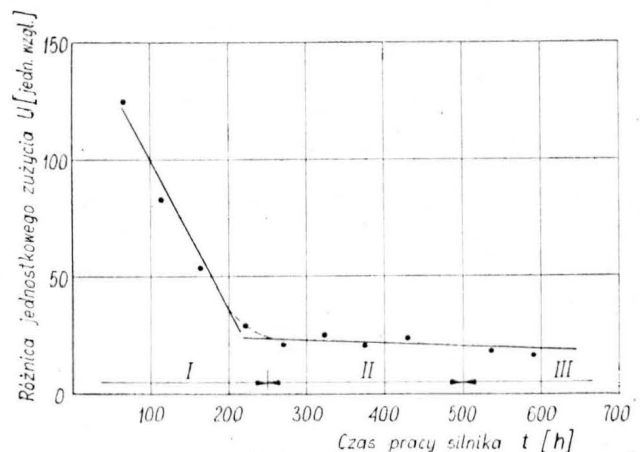
$$\bar{q}_{\text{Pb}} = \frac{f_1 \cdot f_3}{1 - f_2} \quad (36)$$

Łatwo zauważyć, że dla przedziałów I, II i III (rys. 7 i 8) można napisać równania funkcji f_1 , f_2 , f_3 w postaci:

$$f_1 = at + b \quad (37)$$

$$f_2 = c_1 e^{d_1 t} \quad (38)$$

$$f_3 = c_2 e^{d_2 t} \quad (39)$$



8. Wykres funkcji U

Podstawiając wyrażenia (37—39) do równań (34—36) otrzymujemy przebiegi intensywności zużycia (w jednostkach względnych):

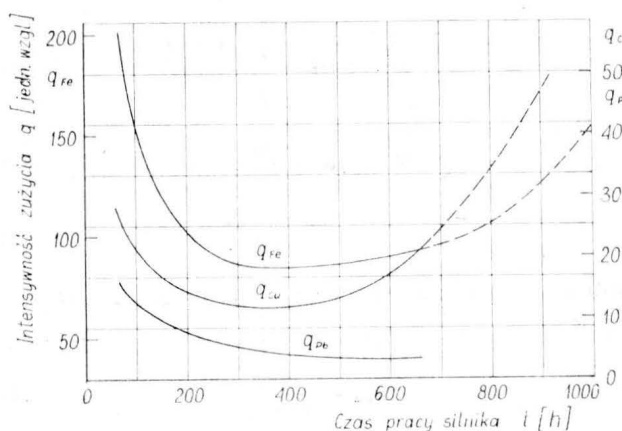
$$q_{Fe} = \frac{at + b}{1 - c_1 e^{d_1 t}} \quad (40)$$

$$q_{Cu} = \frac{at + b}{1 - c_1 e^{d_1 t}} \cdot c_2 e^{d_2 t} \quad (41)$$

$$q_{Pb} = \frac{at + b}{1 - c_1 e^{d_1 t}} \cdot c_2 e^{d_2 t} \quad (42)$$

Parametry równań (40—41) obliczano metodą najmniejszych kwadratów dla poszczególnych przedziałów I, II i III.

Przebiegi zmian intensywności zużycia w funkcji czasu przedstawiono na rys. 9.



9. Intensywność zużycia części silnika AI-14R

Korzystając z zależności:

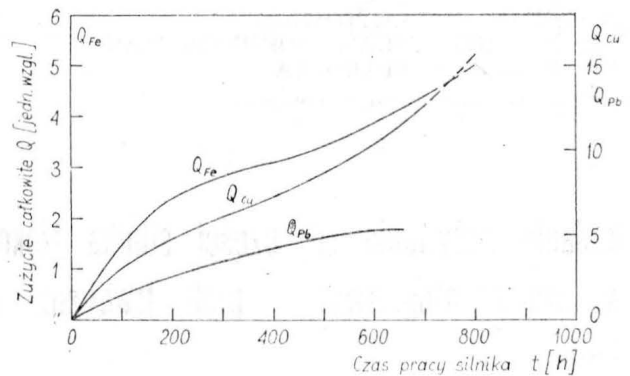
$$Q_z(t) = \int_0^t q_z(t) dt \quad (43)$$

obliczono metodą całkowania liczbową wartość $Q_z(t)$ dla Z — żelaza, miedzi i ołowiu (rys. 10).

Wnioski

1. Zmiany intensywności zużycia żelaza (pierścieni tłokowych i cylindrów), miedzi (panewek korbowodów) i ołowiu (panwi stopy korbowodu głównego) w lotniczym silniku tłokowym AI-14R (rys. 9) wskazują na to, że dla pierścieni i panewek korbowodów przy około 500—550 godzin pracy rozpoczął się okres wzmożonego zużycia, który trwał już do końca przeprowadzania badań $t = 650$ h.

2. Wyniki badań wskazują na normalne zużywanie się panwi stopy korbowodu głównego, które do czasu $t = 650$ h pracy silnika nie wykazują początku nadmiernego zużywania się.



10. Zużycie całkowite części silnika AI-14R

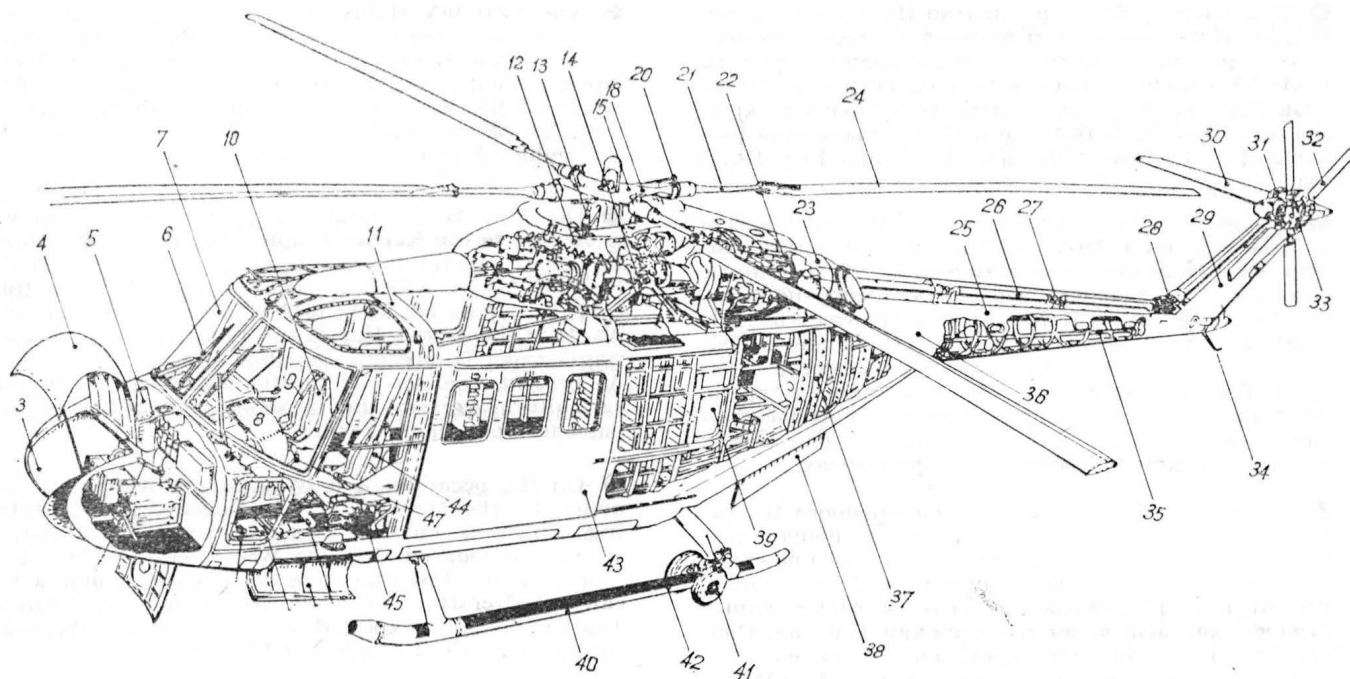
3. Wnioski wyciągnięte w punktach 1 i 2 potwierdzają wykresy całkowitego zużycia Q_{Fe} , Q_{Cu} , Q_{Pb} , przedstawione na rysunku 10.

4. Opracowana metoda możliwa jest do zastosowania w prowadzeniu ilościowego śledzenia zużywania się silników poddanych próbnej eksploatacji. W tym celu wystarczy okresowe pobieranie próbek oleju i prowadzenie rejestracji zużywania się oleju w czasie pracy silników. Badania mogą być przeprowadzone w centralnym laboratorium.

Literatura

- Florkowski T., Gilewicz J.: Szybkie oznaczanie ilości żelaza w olejach maszynowych metodą wzbudzonej fluorescencji rentgenowskiej za pomocą źródeł izotopowych. Nukleonika VII, 1962, nr 12.
- Florkowski T., Hołyńska B., Niewodniczański J.: The possibility of radioisotope X-ray fluorescence analysis for measurement of pollution by metals. JAEA/SM-142/21, 1970.
- Rhodes J. R. i inni: Application of a Si(Li) Spectrometer to X-ray emission analysis of thin specimens. Symp. Boston, 1970.
- Emmierich R., Gilewicz-Wolter J., Hołyńska B.: Rentgenofluorescentnoje opredielenie zielicza w maszynnych mastach. Zawod. Laboratoria XXXII. 1966, nr 2.
- Lewitowicz J., Starosta W., Banasik Z., Cwik-Zukowska G.: Zastosowanie metod analizy aktywacyjnej i fluorescencyjnej do badania zużycia części lotniczych silników turbinowych. Symp. Zastosowań Izotopów, Poznań 1971.
- Kiliński A.: Problemy niezawodności obiektów technicznych. Podst. probl. współczesnej techniki: t. XI Warszawa, PWN 1966.
- Gerbach I. B., Korobuski Ch. B.: Modele niezawodnościowe obiektów technicznych. (tłum. pol.) PWN, Warszawa 1968.
- Niewodniczański J.: Radiometryczna analiza rud niepromieniotwórczych. Zeszyty nauk. Nr 8 AGH, Kraków 1971.
- Dziunikowski B.: Problemy wykorzystania radioizotopowych źródeł promieniowania gamma i X w analizie materiałów przemysłowych. Zeszyty nauk. Nr 5, AGH, Kraków 1970.

Przypominamy, że termin nadsyłania prac na konkurs otwarty pod hasłem „Wykorzystanie radzieckiej myśli naukowo-technicznej w Polsce” upływa z dniem 15 maja 1973 r. Warunki konkursu opublikowaliśmy w numerach 7/72 i 1/73.



KONSTRUKCJA ŚMIGŁOWCA

- 1 — śmigłowiec, helikopter
- 2 — płatowiec
- 3 — przedział osprzętu
- 4 — otwierany nos kadłuba
- 5 — antena
- 6 — wycieraczki szyb
- 7 — kabina pilotów
- 8 — tablice przyrządów pokładowych
- 9 — pasy pilota
- 10 — fotel pilota
- 11 — struktura nośna kadłuba
- 12 — przekładnia główna (wirnika nośnego)
- 13 — popychacze sterowania skoku łopaty
- 14 — podstawa przekładni głównej
- 15 — wirnik nośny
- 16 — wał wirnika
- 17 — głowica wirnika
- 18 — piasta wirnika
- 19 — tarcza sterująca wirnika
- 20 — przegub osiowy łopaty
- 21 — okucie główne łopaty
- 22 — zespół silnikowy śmigłowca
- 23 — osłona silnika
- 24 — łopata nośna wirnika
- 25 — belka ogonowa
- 26 — wał napędowy śmigła ogonowego
- 27 — łożyska wału napędowego
- 28 — przekładnia pośrednia
- 29 — belka końcowa (statecznika)
- 30 — statecznik poziomy
- 31 — przekładnia śmigła ogonowego
- 32 — śmigło ogonowe
- 33 — mechanizm nastawiania skoku śmigła ogonowego
- 34 — płoza ogonowa
- 35 — podłużnica
- 36 — pokrycie
- 37 — wrga
- 38 — drzwi tylnego przedziału (luku)
- 39 — przedział zbiorników paliwa
- 40 — podwozie
- 41 — koła do manewrowania śmigłowcem po ziemi
- 42 — płoza
- 43 — drzwi kabiny towarowej
- 44 — fotel drugiego pilota
- 45 — dźwignia skoku ogólnego
- 47 — drążek sterowania skokiem okresowym łopaty

HELICOPTER CONSTRUCTION

- 1 — helicopter
- 2 — airframe
- 3 — equipment
- 4 — hinged nose access door
- 5 — aerial
- 6 — windscreen wipers
- 7 — pilot's cockpit
- 8 — instrument panels
- 9 — pilot's safety belts
- 10 — pilot's seat
- 11 — fuselage structure
- 12 — main rotor gearbox
- 13 — main rotor control rods
- 14 — main gearbox mounting
- 15 — main rotor
- 16 — main rotor drive shaft
- 17 — main rotor head
- 18 — main rotor hub
- 19 — swashplate
- 20 — adjustable joint
- 21 — rotor blade link
- 22 — power plant
- 23 — engine inspection panels
- 24 — main rotor blade
- 25 — tail boom
- 26 — tail rotor drive shaft
- 27 — drive shaft bearings
- 28 — intermediate tail rotor gearbox
- 29 — fin
- 30 — horizontal stabilizer
- 31 — tail rotor gearbox
- 32 — tail rotor
- 33 — tail rotor pitch-changing mechanism
- 34 — tail skid
- 35 — longeron
- 36 — skin
- 37 — frame
- 38 — rear access door
- 39 — fuel tank bay
- 40 — landing gear
- 41 — ground handling wheels
- 42 — skid
- 43 — cargo door
- 44 — co-pilot's seat
- 45 — collective pitch lever
- 47 — cyclic pitch lever, stick

КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЕТА

- 1 — вертолет
- 2 — планер
- 3 — отсек агрегатов
- 4 — открываемый нос фюзеляжа
- 5 — антенна
- 6 — стеклочистители
- 7 — кабина пилотов
- 8 — приборные доски
- 9 — ремни пилота
- 10 — кресло пилота
- 11 — силовой набор фюзеляжа
- 12 — редуктор несущего винта
- 13 — тяги управления шагом лопастей
- 14 — подредукторная рама
- 15 — несущий винт
- 16 — вал несущего винта
- 17 — втулка несущего винта
- 18 — ступица втулки
- 19 — автомат-перекос
- 20 — подшипник автомата-перекоса
- 21 — комель лопасти
- 22 — силовая установка вертолета
- 23 — капот мотора
- 24 — лопасть несущего винта
- 25 — хвостовая балка
- 26 — хвостовой вал
- 27 — опоры вала
- 28 — промежуточный редуктор хвостового вала
- 29 — концевая балка
- 30 — стабилизатор
- 31 — редуктор хвостового винта
- 32 — хвостовой винт; рулевой винт
- 33 — механизм управления шагом хвостового винта
- 34 — хвостовая опора
- 35 — стрингер
- 36 — обшивка
- 37 — шпангоут
- 38 — дверь заднего отсека фюзеляжа
- 39 — отсек топливных баков
- 40 — шасси
- 41 — колеса для маневрирования вертолетом по земле
- 42 — полозья
- 43 — дверь (люк) багажной кабины
- 44 — кресло второго пилота
- 45 — рычаг шаг-газа
- 47 — ручка управления циклическим шагом лопастей

DIE HUBSCHRAUBER-KONSTRUKTION

- 1 — der Hubschrauber
- 2 — die Zelle
- 3 — der Ausrüstungsraum
- 4 — der klappbar Rumpfbug
- 5 — die Antenne
- 6 — der Scheibenwischer
- 7 — der Führerraum
- 8 — das Instrumentenbrett
- 9 — die Anschnallgürte
- 10 — der Pilotensitz
- 11 — die tragende Rumpfstruktur
- 12 — das Hauptgetriebe
- 13 — die Stossstangen für Blattverstellung
- 14 — die Haupttriebtraggerüst
- 15 — der Hauptrotor
- 16 — die Rotorwelle
- 17 — der Rotorkopf
- 18 — die Rotornabe
- 19 — die Taumelscheibe des Rotors
- 20 — das Blattverstellungslager
- 21 — der Blattanschluss
- 22 — das Antriebssystem
- 23 — die Triebwerkverkleidung
- 24 — das Rotorblatt, der Drehflügel
- 25 — der Rumpfhinterteil
- 26 — die Transmissionswelle, die Heckrotorantriebswelle
- 27 — die Lager des Transmissionswelle
- 28 — das Zwischengetriebe
- 29 — der Heckträger
- 30 — die Stabilisierungsflosse
- 31 — das Winkelgetriebe
- 32 — der Heckrotor, die Heckschraube
- 33 — die Blattverstellanlage des Heckrotors
- 34 — der Notsporn
- 35 — der Stringer, der Längsträger
- 36 — die Beplankung
- 37 — das Spant
- 38 — die Rumpfhinterteiltür
- 39 — der Kraftstoffbehälterraum (— abteil)
- 40 — das Fahrwerk
- 41 — die Bodenrollräder
- 42 — die Kufe
- 43 — die Frachtklappe
- 44 — der Copilotensitz
- 45 — der Blattverstellhebel, der Kollektivsteuerungshebel
- 47 — der Periodischsteuerungsknüppel

● 23 декабря 1972 г. в Опытно-Исследовательском Центре Планеров в Бельске был проведен первый полет прототипа двухместного рекордного планера **СЗД-40Х Гальны**. Пилотом был магистр инж. Здзислав Былок. В планере были использованы крылья с Зефира 4. В Бельске в 1972 г. были опробованы три прототипа: Янтарь 17, Янтарь 19 и Гальны.

● В январе 1973 г. ВСК Дельта Мелец выслала первые самолеты **Ан-2** из 20 штук заказанных **Корейской Народно-Демократической Республикой**. Это самолеты главным образом транспортного варианта. В 1973 г. ВСК Мелец выэкспортирует больше самолетов Ан-2, чем в прошлом году. Главным получателем является Советский Союз, после Венгрия, ГДР и другие страны. В настоящее время Ан-2 производится главным образом в сельскохозяйственном варианте и в меньших количествах в пассажирском и транспортном вариантах.

● 16 января 1973 г. директор Авиационного Института инж. Збигнев Павляк в телевизионном выступлении про самолет Ляля-1, высказал информацию, что ВСК Окенце совместно с Авиационным Институтом **разрабатывают сельскохозяйственный самолет, который будет наследником Гаврона**. Первый полет должен быть проведен в недалеком будущем. Самолет получил обозначение ПЗЛ-106.

● С 24 декабря прошлого года по 10 февраля этого года **ИЛ-62** Польских Авиалиний Лет перевозил мусулманских пилигримов из Каира в Джидду и в другие города. Самолет был эксплуатирован по 10 часов в сутки и обслуживали его три экипажа.

● Польша подписала с **Испанией** 8 января 73 г. договор **про авиационное сообщение**, предусматривающий м.п. создание в Испании точки опоры для полетов польских самолетов в Южную Америку, а в Польше — для испанских самолетов на Дальний Восток.

● Первый раз в истории Польских Авиалиний Лет был проведен **капитальный ремонт самолета Ан-24**. Тем самым Лет — второе предприятие из стран СЭВ-а (после СССР), которое начало проводить капитальные ремонты самолетов Ан-24.

● **Польская авиационная промышленность** станет в будущей пятилетке ведущей отраслью народного хозяйства. В печати приводится, что с этой целью предусматривается обучить в школах и на разных профессиональных курсах около 12000 специалистов. В период с 1975 г. по 1980 г. в авиационной промышленности начнут работу около 1500 инженеров и техников. На 1000 работающих в этой отрасли промышленности, будет 50 человек с высшим техническим образованием и 220 специалистов окончивших техникумы.

● Добровольное общество несения скорой помощи в горах получило санитарный вертолет, который будет применяться в трудных спасательных операциях в горах. В 63 году существования добровольного общества в декабре 1972 г. была проведена в Польских Татрах тренировочная спасательная операция в горах с применением вертолета. Члены добровольного общества несения помощи в горах обозначили 15 вертодромов для санитарных вертолетов в горах Бескид. Они находятся в курортных местностях и на вершинах гор.

● **Высшее технико-авиационное обучение** ведется **Вашавским Политехническим Институтом** на Отделении Механическом, Энергетики и Авиации (МЭиА). Отделение это разделяется на четыре Института: Институт Авиационной Техники и Гидроаэродинамики, Институт Теплотехники, Институт Прикладной Механики и Промышленный Институт Материальной Инженерии.

● **The SZD-40X Halny**, a two-seat high performance sailplane prototype was test flown by pilot Dipl. Ing. Zdzisław Bylok at the Glider Research — Development Centre at Bielsko on December 23, 1972. The wings of the Zefir 4 were used. The flying tests of three sailplanes: Jantar 17, Jantar 19 and Halny were conducted at Bielsko in 1972.

● The first **An-2 aircraft** out of the twenty ordered were sent to the **Korean People's Democratic Republic**. These are chiefly aircraft in cargo version. The Delta WSK-Mielec will increase its export of An-2s this year as compared with 1972. Chief customer of our An-2s is the Soviet Union and then Hungary, Bulgaria, German Democratic Republic and other countries. At present, the An-2 is mostly manufactured in the agricultural version and in smaller quantities in the passenger and cargo version.

● On the occasion of a television interview on January 16, the Director of the Aeronautical Institute, Ing. Zbigniew Pawlak, speaking about the LALA-1 aircraft announced that the WSK Delta-Okecie together with the Institute were working on a **new agricultural aircraft** which would be successor of Gawron. The test flying is expected to have started in the near future. Aircraft is designated PZL-106.

● Between December 24, 1972 and February 10, 1973, the **IL-62** of the Polish Airlines LOT was **carrying Moslem pilgrims** from Cairo to Dedda and other cities. The aircraft was used 10 hours per day and had three crews.

● **Poland and Spain have signed a bilateral agreement** providing for establishing jump-off points in Spain to Latin America for Polish aircraft and in Poland to the Far East for Spanish aircraft.

● **A general overhaul of the An-24 aircraft** has been conducted for the first time in the history of the Polish Airlines LOT. Thus LOT as a second carrier after the Soviet Union from all CMEA member countries has started general overhauls of airliners of this type.

● **The Polish aviation industry** will be promoted to the role of a leading branch of our economy in the next five-year period. One of our magazines informs that plans are made to train about 12,000 people in schools and on specialized courses. It is expected that about 1,500 engineers and technicians will take up job in the aviation industry between 1975 and 1980. For every 1,000 employed in this industry, 50 will be graduates of technical universities and 220 graduates of secondary technical schools.

● The Volunteer Mountain Rescue Service (GOPR) received a flying ambulance; the helicopter will be used in difficult rescue operations. In December 1972, in 63rd year of its existence, GOPR made manoeuvres in mountain rescue using the helicopter. Its members marked out 15 landing strips for helicopters in the Beskidy mountains. They are localized in health resorts and on some mountains.

● **Aviation studies at the Warsaw Technical University** are conducted on the Faculty of Aeronautical and Power Engineering which consists of four institutes, viz.: the Institute of Aeronautical Engineering and Hydroaerodynamics, Institute of Thermodynamics, Institute of Applied Mechanics and Industrial Institute of Material Engineering. The aeronautical engineering is represented by basic cells of the institutes which are the Department of Aircraft and Helicopter Design, Department of Aero Engines, Department of Machine and Mechanism Theory and Department of Construction and Material Strength.

Pierwsze skrzydła. Pod red. E. Banaszczyka, MON, Warszawa, 1972, wyd. 2, str. 368, cena 25 zł.

Książka jest zbiorem wspomnień pionierów naszego lotnictwa, pilotów i konstruktorów. Obecne wydanie rozszerzone jest o wspomnienia Stefana Kozłowskiego z budowy samolotu w 1910 r. oraz wspomnienia Ryszarda Bartla ze swych prac konstrukcyjnych w latach 1910—1918. W książce zamieszczone są wspomnienia Czesława Zbierańskiego, Grzegorza Piotrowskiego, Michała Scipio del Campo, Henryka Segno, Michała Bohatyrewa, Tadeusza Heyne i Jana Nagórskiego. Na zakończenie został umieszczony szkic J. R. Koniecznego o Czesławie Tańskim, który ze względów chronologicznych raczej powinien otwierać książkę. Zbiór ten daje żywy obraz narodzin polskiego lotnictwa. Książka zilustrowana jest licznymi fotografiami.

Zylicz M.: **Międzynarodowy obrót lotniczy.** Zagadnienia ekonomiczno-prawne. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1972, str. 312, cena 46 zł.

Książka zajmuje się problematyką ekonomiczną i prawną międzynarodowego transportu lotniczego. Przedstawiono ekonomiczną efektywność transportu lotniczego w warunkach gospodarki socjalistycznej, a w szczególności w Polsce. Pokazano wyniki działalności PLL Lot na tle wyników światowych. Opisano rynek międzynarodowego transportu lotniczego i warunki równowagi korzyści w obrocie międzynarodowym. Na tle tych problemów przedstawiono założenia i cele polityki lotniczej kraju. Analiza zasad prawnych obowiązujących w międzynarodowym transporcie lotniczym, udzielanych przywilejów oraz przyjętych taryf pokazuje mechanizm reglamentacji transportu lotniczego. Bibliografia tematu zawiera aż 697 pozycji. Książka stanowi bardzo udane opracowanie zagadnienia międzynarodowego transportu lotniczego — dając zarówno uogólnienia teoretyczne, jak i wnioski praktyczne.

Parker B.: **Glass reinforced plastics.** Iliffe Books, London 1970, str. 306, cena 4 £.

Książka poświęcona jest tworzywom sztucznym wzmocnionym włóknem szklanym. Powstała ona przy współpracy 22 wybitnych specjalistów w tej dziedzinie. Jej pierwsza część zawiera opis głównych zastosowań laminatów szklanych, druga — opisuje materiały, zaś trzecia — prezentuje inżynierię projektowania konstrukcji laminatów.

Ponomariew A. N.: **Awiacija na porogie w kosmos.** Wojennoje Izdatielstwo, Moskwa 1971, str. 318, cena 1,17 rb (11,70 zł).

W książce przedstawiony jest obecny stan techniki lotniczej na świecie i tendencje jej rozwoju. W pierwszym rozdziale pokazana jest konstrukcja poszczególnych rodzajów silników odrzutowych i raketowych — na przykładach konkretnych typów silników. W rozdziale ogólnym o samolotach omówiono główne problemy aerodynamiki dużych prędkości i drgań samolotu. Wśród samolotów bojowych przedstawiono główne typy współczesnych samolotów dając szczegółowe rysunki przekroji konstrukcji niektórych z nich (Phantom, Mirage, Jaguar). Osobno omówiono uzbrojenie samolotów. W następnych rozdziałach opisano śmigłowce i samoloty transportowe. Pokróctce omówiono wyposażenie samolotu i materiały lotnicze. Książkę kończy rozdział przedstawiający problem wyróżniony w tytule — droga lotnictwa w kosmos. W rozdziale tym omówiono kosmiczne pojazdy odzyskowe oraz projekty samolotów kosmicznych. Na interesującym wykresie, przedstawionym w funkcji wysokości i prędkości lotu pokazano miejsce samolotów naddźwięko-

wych, hipersonicznych, kosmicznych, sztucznych satelitów i Księżycą.

Borisow I. F.: **Anglo-russkij słowar po awiacionno-kosmiceskim matieriałam.** Wojennoje Izdatielstwo, Moskwa 1972, str. 488, cena 1,76 rb (17,60 zł).

Angielsko-rosyjski słownik z dziedziny materiałów lotniczych i kosmicznych zawiera 19 tys. terminów na temat: metali, niemetali, materiałów złożonych i perspektywicznych, silikatów, węglików, materiałów ceramicznych, paliw, metalurgii proszków, materiałów pokryciowych oraz ich własności, analiz, defektoskopii, metod otrzymywania itp. Na końcu książki zamieszczono wykaz angielskich skrótów oraz indeks w języku rosyjskim spełniający rolę słownika rosyjsko-angielskiego.

Szifrin M. N.: **Prakticzeskaja aerodinamika samoleta An-2.** Wyd. 2, Transport, Moskwa 1972, str. 200, cena 58 kop. (5,80 zł).

Książka przeznaczona jest dla personelu technicznego i latającego obsługującego samoloty An-2 oraz dla uczni szkół lotnictwa cywilnego. Na wstępie podano zasadnicze pojęcia z aerodynamiki samolotu. W poszczególnych rozdziałach opisano: ogólną charakterystykę aerodynamiczną samolotu An-2, zespół napędowy z punktu widzenia jego charakterystyki, równowagę, stateczność i sterowność samolotu, korkociąg, lot poziomy, lot wznoszący, lot ślizgowy, zakret i spirale, sterowność i zwrotność na ziemi, start, lądowanie, lot w warunkach oblodzenia, obciążenia i wytrzymałość samolotu, własności samolotu w wersji rolniczej.

Badiagin A. A., Jegier S. M., Miszin W. F., Sklianskij F. I., Fomin N. A. **Projektowanie samolotów.** Wydanie drugie, zmienione i uzupełnione. Maszynostrojenije, Moskwa 1972 r.

W pracy omówione są podstawy i metody projektowania samolotów, wybór schematu konstrukcji, dobór jednostek napędowych i podstawowych parametrów samolotu. Szeroko omówiono metody optymalizacji, zastosowanie maszyn cyfrowych, podano też szereg aktualnych informacji na temat zespołów napędowych, opon, foteli itp. Cenne są informacje na temat rozwiązań kabin załogi współczesnych samolotów komunikacyjnych, rozwiązań konstrukcyjnych samolotów z silnikami z tyłu kadłuba, oraz — podane w załącznikach — zestawienia charakterystyk zespołów napędowych, a także dane techniczne przykładowych samolotów różnych kategorii.

Książka jest podręcznikiem z dziedziny budowy samolotów dla wyższych szkół technicznych.

A. K

Kapelusznik I. I., Michalew I. I., Ejdelman B. D. **Technologia skleiwaniai dietaliej w samoletostrojenii.** Maszynostrojenije, Moskwa 1972 r., str. 224, cena 81 kop. (8,10 zł).

W książce opisana jest technologia łączenia klejeniem elementów konstrukcji samolotów. Podane są charakterystyki techniczne klejów, ich odporność na wpływy zewnętrzne — wilgoć i temperaturę, a także zmienne obciążenia.

Omówione są zasady doboru procesów technologicznych, przygotowanie klejów oraz metod kontroli złączy. Książka może być cenną pomocą dla osób zajmujących się zarówno projektowaniem konstrukcji klejonych, jak wykonaniem takich konstrukcji.

A. K.

**PROJEKTY SAMOLOTÓW BOJOWYCH
LAT OSIEMDZIESIĄTYCH**

Analiza potrzeb lotnictwa wojskowego lat osiemdziesiątych wykazuje konieczność wprowadzenia na wyposażenie sił powietrznych samolotu myśliwskiego pola walki (frontowego) o właściwościach STOL. Uwzględniając te potrzeby firma Dornier przeprowadziła odpowiednie studia, w wyniku których opracowany został projekt samolotu bojowego P-471 w układzie tzw. „krótko sprzężonej kaczki”. Jest to jednomiejscowy dwusilnikowy myśliwiec o ciężarze startowym poniżej 10 000 kG i liczbie Ma ok. 2. Jak wiadomo, układ krótko sprzężonej kaczki polega na tym, że oba skrzydła, przednie i główne, są w ten sposób zamocowane względem siebie, że powstaje między nimi wzajemne oddziaływanie pól przepływu. Główne zalety takiego układu to: zwiększenie siły nośnej przez przednie skrzydło, dobre własności przy przeciągnięciu i w przechyle oraz możliwość pomieszczenia w głównym skrzydle podwozia o szerokim rozstawie kół i zbiorników paliwa. Należy wspomnieć, że układ taki został po raz pierwszy zastosowany w szwedzkim samolocie bojowym SAAB—Scania 37 Viggen.

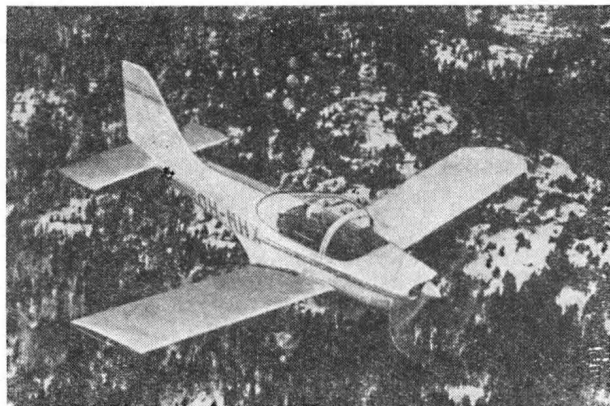
Drugim projektem firmy Dornier w dziedzinie samolotów bojowych jest lekki samolot V/STOL przeznaczony do bezpośredniego wsparcia i do osłony śmigłowców. Projekt opiera się na koncepcji wentylatorów napędowych podobnych do wentylatorów noszonych opracowanych przez firmę General Electric do doświadczalnego samolotu V/STOL Ryan XV-5A. Wentylatory są napędzane gorącymi gazami, zasilającymi wieniec turbinowe umieszczone na obwodzie wentylatorów; rolę wytwornicy gazu spełnia silnik odrzutowy zabudowany w ogonowej części kadłuba. Firma Dornier ma pewne doświadczenie w tego rodzaju napędach dzięki pracom nad śmigłowcem Do. 132. Obok dwóch wentylatorów napędowych samolot jest wyposażony w wentylator sterujący zabudowany poziomo w nosowej części kadłuba. W kanałach wylotowych wentylatorów napędowych znajdują się przestawialne kierownice, które mogą odchylić strumień powietrza do dołu pod kątem 90°, co umożliwi pionowy start, pionowe lądowanie i zawis. Prędkość maksymalna samolotu ma odpowiadać Ma = 1. Samolot jest uzbrojony w działko i może zabierać ładunek bojowy o ciężarze 1000 kG przy zasięgu ok. 200 km.

Ostatnio w USA wzrosło niewątpliwie zainteresowanie samolotami bojowymi V/STOL. Świadczy o tym zakupienie przez USA samolotów Harrier, zakupienie przez firmę McDonnell Douglas licencji na te samoloty oraz prace firmy Grumman nad samolotem VAK-191B. Ostatnio firma North American Rockwell otrzymała od Naval Air Systems Command zamówienie na projekt i budowę dwóch prototypów samolotu bojowego V/STOL przeznaczonego do operacji z okrętów patrolowych (Sea Control Ships — SCS). Samolot ma układ kaczki i dwuprzepływowy silnik Pratt and Whitney F401. Skrzydła samolotu są zaopatrzone w kłapy strumieniowe zasilane powietrzem z zewnętrznego kanału silnika, podczas gdy strumień gazów z wewnętrznego kanału silnika służy do napędu samolotu.

W. K.

FIŃSKI HOLOWNIK SZYBOWCÓW

W oparciu o samolot PIK-15 studenci politechniki w Helsinkach zbudowali dwumiejscowy samolot z tworzywa sztucznego PIK-19 przeznaczony do holowania szybowców. Do jego napędu zastosowano silnik Lycoming 0-320 o mocy 160 KM. Pierwszy lot samolot PIK-19 wykonał 23 marca 1972 r.



Dane techniczne: rozpiętość 10,00 m; długość 6,90 m; powierzchnia skrzydła 14,00 m²; ciężar własny 560 kG; ciężar startowy 840 kG; zapas paliwa 150 l; prędkość maksymalna 230 km/h; prędkość przelotowa 210 km/h; prędkość przeciągnięcia 79 km/h; prędkość wznoszenia 7,0 m/s; prędkość wznoszenia na 75% mocy nominalnej 3,3 m/s z jednomiejscowym szybowcem na holu i 2,5 m/s z dwumiejscowym szybowcem na holu; długość startu 190 m; zasięg 800 km; maksymalny czas lotu 4 h.

W. K.

NAJNOWSZY ŚMIGŁOWIEC AEROSPATIALE

W czerwcu 1972 r. rozpoczęły się w Marignane próby w locie śmigłowca Aerospatiale SA. 360. Stanowi on dalszy etap rozwoju śmigłowca SA. 316. Alouette 3 i ma być jego następcą spełniając nowe wymagania, jakie ostatnio stawia się śmigłowcom. Najważniejsze z nich to zwiększenie udźwigu i możliwość budowy w przyszłości wersji dwusilnikowej, co jest warunkiem koniecznym w przypadku zastosowań nad dużymi obszarami wodnymi i w lotach IFR.

Nowy śmigłowiec jest trochę cięższy od Alouette 3, jakkolwiek ma takie same wymiary. Jego największy ciężar dopuszczalny wynosi 2500 kG w porównaniu do 2250 kG poprzednika, a ciężar własny 1300 kG (Alouette 3 — 1108 kG). Może przewozić 10 osób (9 pasażerów i pilot), a więc o 3 osoby więcej niż Alouette 3, co jest szczególnie ważne dla armii francuskiej odkąd skład drużyn spadochroniarskich został zwiększony z 7 do 8 osób.

W budowie śmigłowca wykorzystano rozwiązania zastosowane zarówno w śmigłowcu Alouette 3, jak i w śmigłowcu SA.341 Gazelle. Można powiedzieć, że SA.360 jest śmigłowcem Alouette 3 przekonstruowanym w oparciu o rozwiązania techniczne śmigłowca Gazelle. Zastosowano w nim obudowany wentylator ogonowy z 13 łopatkami; 4-łopatowy sztywny wirnik, bez przegubów, z łopatkami wykonanymi z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknom szklanym i węglowym odznaczającymi się dużą wytrzymałością na zginanie i skręcanie; kółko ogonowe, które łącznie z obudowanym wentylatorem pozwala na podchodzenie do lądowania na dużych kątach natarcia; jednowałowy silnik Turbomeca Astazou 16, o mocy równoważnej 980 KM.

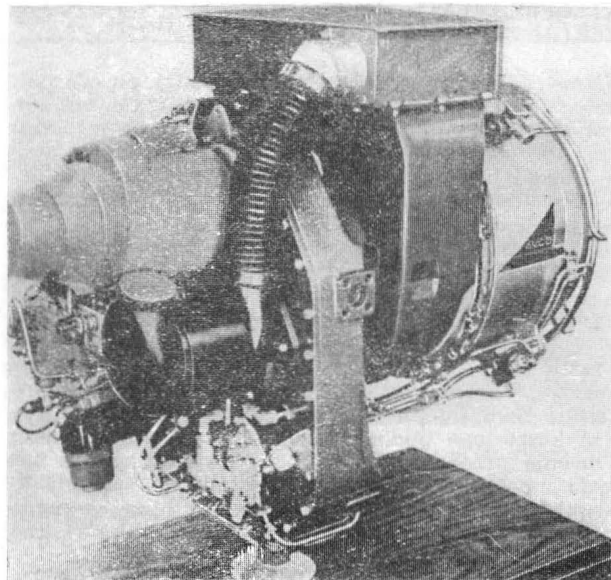


Śmigłowiec ma maksymalną prędkość przelotową 260—280 km/h w porównaniu z 210 km/h śmigłowca Alouette 3. Zwiększenie prędkości nastąpiło nie tylko dzięki większej mocy silnika, lecz również dzięki lepszemu opracowaniu aerodynamicznemu śmigłowca i sztywnemu wirnikowi.

Konstruktorzy włożyli wiele wysiłków w obniżenie kosztów obsługi śmigłowca. Zwiększono czasy między przeglądami i niezawodność zespołów. Opracowano zespoły o trwałości 5000—6000 h. Urządzenia śmigłowca będą obsługiwane zgodnie z ich aktualnym stanem technicznym.

Przeprowadzono już próby przy maksymalnym ciężarze startowym. Śmigłowiec osiągnął prędkość 300 km/h i pułap 4500 m. Stwierdzono, że zużycie paliwa wynosi 0,9—1,0 l/km. Próby postępują szybko naprzód, głównie dzięki systemowi telemetrii do przekazywania na ziemię wyników pomiarów, a także dzięki wypróbowanym zespołom i rozwiązaniom konstrukcyjnym śmigłowca.

W. K.



SILNIK NOŚNY XJ99

Zaawansowane są prace nad jednoprzepływowym silnikiem nośnym Rolls-Royce/Allison XJ99 o ciągu ok. 4000 kG, będącym prawdopodobnie wersją rozwojową znanych silników RB.162. Jego przewidywany zakres zastosowań nie ogranicza się do samolotów bojowych V/STOL, lecz obejmuje również dodatkowy napęd samolotów pasażerskich i transportowych (na wzór samolotu Trident 3B z dodatkowym silnikiem RB.162). Poza tym zamierza się wykorzystać ten silnik jako wytwornicę gazu do napędu wentylatorów nośnych samolotów pasażerskich V/STOL, jak np. wentylatory nośne o ciągu 9840 kG, których zastosowanie rozważała firma VFW-Fokker opracowując projekty samolotów VC180 i VC181.

W. K.



Japoński program budowy silników dwuprzepływowych

JAPŃSKI PROGRAM BUDOWY SILNIKÓW DWUPRZEPŁYWOWYCH

Firmy Ishikawajima-Harima, Mitsubishi i Kawasaki wspólnie realizują program rozwoju silników dwuprzepływowych o ciągu od 5000 do 10 000 kG. W pierwszym etapie programu, sięgającym 1975 r., mają być zbudowane dwa prototypowe silniki FJR710 o ciągu 5000 kG. Przeznaczono na ten cel 18,6 mln dolarów.

Dane techniczne silnika FJR710: ciąg startowy 5000 kG; maksymalny ciąg na wysokości 6100 m 1700 kG; jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych 0,34 kG/kGh; jednostkowe zużycie paliwa przy $Ma = 0,7$ na wysokości 6100 m 0,61 kG/kGh; spręż ogólny 20 : 1; spręż wentylatora 1,5 : 1; stosunek wydatków prawdopodobnie ok. 6 : 1; temperatura przed turbiną 1150 °C; poziom hałasu 95 PNdB.

W. K.

NOWY SILNIK TURBINOWY AVCO LYCOMING

Firma Avco Lycoming przygotowuje do prób zdatości wg FAA nowy wałowy silnik turbinowy LTS 101 o mocy 600 KM. Nie podano szczegółów na jego temat, jednak z załączonej fotografii można sądzić, że ma on wlot typu „plenum chamber”, jednostopniową sprężarkę odśrodkową i zwrotną komorę spa-

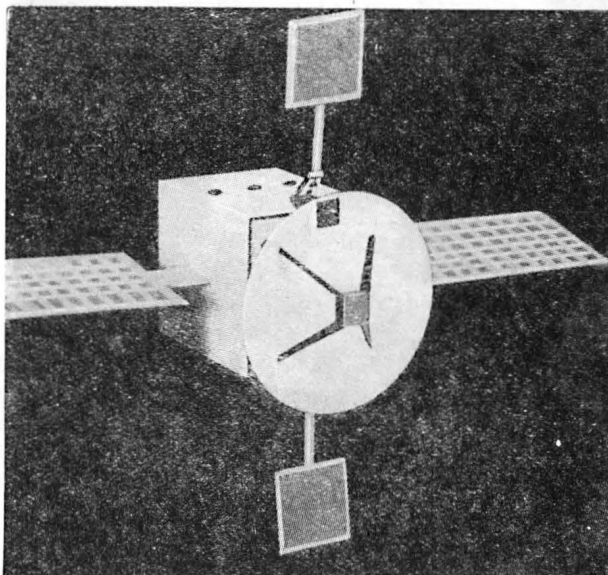
nia. Wał napędowy jest prawdopodobnie wyprowadzony do przodu. Długość silnika wynosi tylko 80 cm. Silnik LTS 101 jest przeznaczony do napędu śmigłowców obserwacyjnych, przystosowanych do działania we wszelkich warunkach meteorologicznych; mają one powstać w ramach programu Aerial Scout przez wprowadzenie niewielkich modyfikacji do istniejących już śmigłowców. Bierze się tu pod uwagę śmigłowce Bell Jet Ranger i Hughes OH-6 Cayuse.

W. K.

SATELITA DO NAWIGACJI LOTNICZEJ

Załączona fotografia przedstawia model satelity Aerosat przeznaczonego do kontroli ruchu lotniczego. Ma on umożliwić m. in. zmniejszenie koniecznych ze względu na bezpieczeństwo odległości między samolotami: w płaszczyźnie poziomej z 220 km do 55 km, w czasie — z 15 min do 5 min. W ten sposób zwiększyłaby się znacznie pojemność korytarzy powietrznych, a dzięki możliwości wykorzystywania najdogodniejszych tras, jak również dzięki zmniejszeniu czasów wyczekiwania znacznie obniżyłyby się koszty komunikacji lotniczej.

W. K.



SATELITY DO WYTWARZANIA ENERGII ELEKTRYCZNEJ

Firma Little (Massachusetts) prowadzi na zlecenie NASA i pod kierunkiem Lewis Research Center sześciomiesięczne studia nad możliwością wykorzystania potężnych satelitów geostacjonarnych do wytwarzania energii elektrycznej i przekazywania jej na Ziemię. Satelita taki przetwarzałby energię słoneczną na energię elektryczną i przekazywałby ją na Ziemię za pośrednictwem fal o zakresie mikronowym. Byłby on wyposażony w ogromne zwierciadło, które skupiałoby promienie Słońca na ogniwach słonecznych umieszczonych na skrzydle o długości 8 km i ciężarze 12 000 T. Ogniwa wytwarzałyby 5000 MW energii elektrycznej. Do zmontowania satelity w kosmosie transportowiec kosmiczny musiałby wykonać 1000 lotów. Satelita byłby gotowy pod koniec XX wieku, przy czym koszt jego budowy wyniósłby 2,5 mld dolarów.

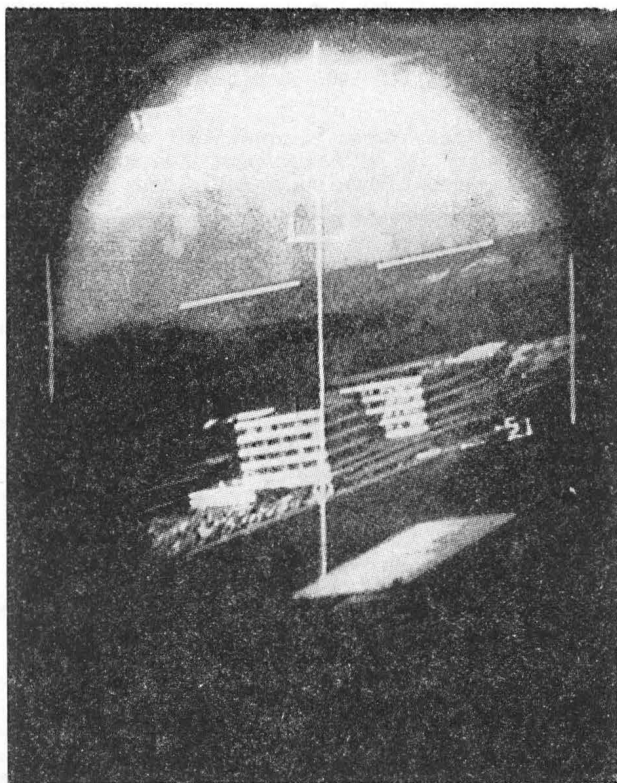
Obecnie prace koncentrują się na zagadnieniu sterowania położeniem dużych satelitów, na zagadnieniu warunków pracy satelity w kosmosie i na ekonomicznych problemach wytwarzania energii elektrycznej w kosmosie.

W. K.

SYSTEMY AWIONICZNE SAMOLOTU PANAVIA 200

Firma Ferranti opracowała do samolotu Panavia 200 (samolot MRCA o zmiennej geometrii skrzydła) trzy systemy awioniczne: urządzenie obrazujące, cyfrowy bezwładnościowy system nawigacyjny i laserowy system pomiaru odległości i lokalizacji celu.

Urządzenie obrazujące — będące połączeniem ekranu radarowego i rzutnika obrazu — wykorzystuje przesuwający się film, na który nanoszony jest za pomocą czujników radarowych obraz terenu pod samolotem. Następnie obraz ten jest rzutowany, za pośrednictwem układu optycznego składającego się z lusterek czułych na słabe impulsy świetlne, na ekran nawigatora. Urządzenie ma zapewnić nawigatorowi informacje umożliwiające prowadzenie samolotu. Równocześnie pilot otrzymuje te same dane przedstawiane na tablicy przyrządowej za pomocą wtórnego urządzenia obrazującego.



Nowy bezwładnościowy system nawigacyjny jest układem całkowicie niezależnym, składającym się z wypróbowanych, m. in. na Phantomach i Harrierach platform bezwładnościowych. Połączony jest z małym uniwersalnym przelicznikiem. Jest przeznaczony przede wszystkim do samolotów wojskowych eksploatowanych w trudnych warunkach, przy czym nadaje się zarówno do prostych samolotów myśliwskich, jak i do skomplikowanych samolotów wielozadaniowych mogących działać we wszelkich warunkach meteorologicznych. Zastosowanie hybrydowych napyłanych elementów mikrominiaturyzowanych nie tylko zmniejszyło wymiary i ciężar urządzenia — jego objętość wynosi 28,3 dm³, a ciężar 20,4 kG — lecz również zwiększyło jego niezawodność.

Zasada działania laserowego odległościomierza polega na wysyłaniu przez nadajnik laserowy w kierunku celu impulsów o zakresie podczerwieni i przyjmowaniu przez odbiornik impulsów odbitych. W porównaniu do urządzeń radarowych zaletą tej metody pomiaru odległości jest większa dokładność, łatwiejsze przetwarzanie sygnałów i większa efektywność przy skośnym „naświetlaniu” celu. Wchodzący w skład systemu zespół lokalizujący cel stanowi pokładową część laserowego systemu oświetlającego. Lecący przodem samolot kieruje na cel wiązkę promieni lasera oświetlającego, pozostając w łączności radiowej z pozostałymi samolotami. Urządzenie lokalizujące samolotu przeprowadzającego atak odbiera impulsy odbijane przez oświetlony promieniami podczerwonymi cel i przetwarza je na obraz rzutowany następnie na szybę przed pilotem (patrz fotografia).

W. K.

URZĄDZENIE ANTYKOLIZYJNE EROS 2

15 lutego 1972 r. United Air Lines zakończyły 3-miesięczne próby w locie, przeprowadzane na samolocie Boeing 727, systemu antykolizyjnego EROS 2 opracowanego przez firmę McDonnell Douglas.

System EROS 2 (Eliminate Range Zero System drugiej generacji), pracujący wg zasady czas/częstotliwość, został rozwinięty z urządzenia wypróbowanego po raz pierwszy w 1965 r. na samolocie Phantom. System jest w stanie przechwytywać w sposób ciągły w okresach 3-sekundowych równocześnie 2000 samolotów w zasięgu 144 km (przewiduje się, że w 1980 r. w obszarze portu lotniczego Los Angeles w okresach szczytowych będzie znajdować się równocześnie ok. 1400 samolotów).

Urządzenie składa się z zespołu elektronicznego, dwóch wskaźników i anteny. Jego ciężar wynosi 18 kG, a cena 50 000 dolarów. Urządzenie w wersji miniaturyzowanej ma ciężar 3,6 kG i mieści się w pojedynczej obudowie, zawierającej zarówno elektronikę, jak i wskaźniki. Wersja ta, przeznaczona dla lekkich samolotów, ma kosztować 1200—2000 dolarów.

System wymaga sieci stacji naziemnych (liczbę potrzebnych w USA stacji szacuje się na 65), które odpowiadają w zasadzie urządzeniom pokładowym i mają kosztować 50 000 dolarów.

W. K.

NOWY STOP TYTANU

Oddział silników lotniczych firmy General Electric opracował nowy stop tytanu, noszący oznaczenie Ti-17, który ma większą wytrzymałość i udarność od dotychczas stosowanych stopów tytanu. Ma on zastąpić stop Ti 6-4, opracowany prawie przed 20 laty i w dalszym ciągu znajdujący szerokie zastosowanie. W porównaniu ze stopem Ti 6-4 stop Ti-17 ma o 25% większą wytrzymałość i jest bardziej odporny na pęknięcia. Poza tym nowy stop pozwala na obróbkę cieplną elementów o przekroju 15 × 15 cm, co jest b. ważne dla przemysłu lotniczego i kosmicznego.

W. K.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot myśliwski PZL P-24

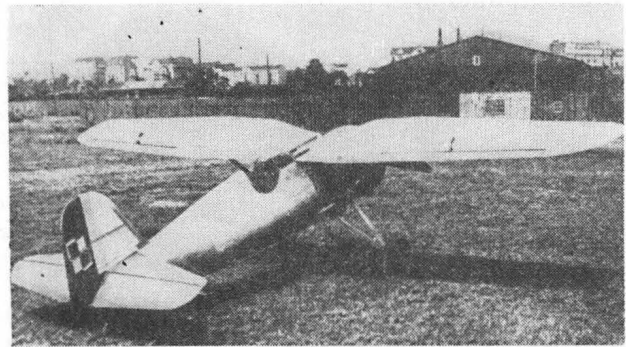
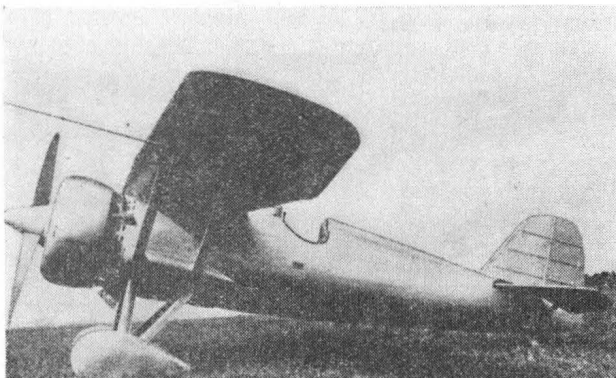
Choć w okresie międzywojennym polskie lotnictwo używało samoloty myśliwskie PZL P-11, najbardziej znany był myśliwiec Puławskiego PZL P-24. Pokazy tego samolotu na Salonie Lotniczym w Paryżu, liczne jego opisy w prasie zagranicznej i krajowej oraz eksport P-24 do wielu krajów przyniosły mu popularność tak dużą, że prasa niemiecka podawała przed wojną, iż nasze lotnictwo wyposażone jest w samoloty P-24.

Samolot PZL P-24 powstał jako odmiana samolotu P-11. Ponieważ samolot P-11 był dostosowany do silników o mocy do 700 KM, dyr. PZL W. Rumbowicz w lutym 1932 r. polecił inż. Wsiewołodowi Jakimiukowi (który po śmierci inż. Z. Puławskiego prowadził prace nad rozwojem samolotu P-11) opracowanie odmiany myśliwca Puławskiego umożliwiającej zastosowanie silnika Gnôme-Rhône o mocy do 1000 KM. Samolot otrzymał oznaczenie PZL P-24. Samolot P-24 był przewidziany tylko na eksport. Polskie lotnictwo używało bowiem jedynie samolotów z silnikami Skoda-Bristol produkowanymi w kraju. Równocześnie umowa licencyjna z wytwórnią Bristol zabraniała eksportu tych silników z Polski, a także eksportu płatowców z tymi silnikami.

Na początku lata 1932 r. francuska wytwórnia silników lotniczych Gnôme-Rhône zwróciła się do Państwowych Zakładów Lotniczych z propozycją zdemontowania francuskim władzom lotniczym samolotu PZL P-11 z silnikiem Gnôme-Rhône 14K — w związku z zapotrzebowaniem francuskiego lotnictwa na samoloty myśliwskie. Samolot miała zaprezentować we Francji francuska wytwórnia Bernard, zaś firma Gnôme-Rhône zamierzała pokryć część kosztów budowy prototypów, gdyż produkcja silników do tego samolotu dawała tej firmie korzystne perspektywy. U źródła tej propozycji leżały niewątpliwie sukcesy myśliwca Puławskiego PZL P-6 we Francji i w USA w 1930 i 1931 r. Projekt P-24 oparto o dokumentację przygotowywanego do produkcji samolotu P-11a. Przeprojektowaniu uległa przednia, kratowni-

1. Pierwszy prototyp samolotu PZL P-24/I oblatany w 1933 r.

Fot. KH KSL — Nowiński



2. Prototyp P-24 w barwach polskiego lotnictwa wojskowego z uzbrojeniem przed kabiną pilota

Fot. KH KSL — Nowiński

cowa część kadłuba, a od nowa opracowano zabudowę silnika (łoże, osłony, instalacje itp.). Dla zmniejszenia oporu aerodynamicznego samolotu dodano długą owiewkę za głową pilota, owiewki kół (z blachy elektronowej) oraz owiewki w miejscu mocowania podwozia i zastrzałów do kadłuba. Zmieniono również nieco wymiary podwozia, które otrzymało układ jak w P-7 (a nie w P-11) z amortyzatorami po bokach kadłuba. W bokach kadłuba nie przewidziano zabudowy uzbrojenia; zostało ono umieszczone pod płatem i na górze kadłuba. W płacie zmodyfikowano jedynie części przykadłubowe oraz końcówki i zmieniono okucia mocowania płata na kadłubie. Zastosowano zastrzały ze stali chromoniklowej. Płat od P-11 nie wymagał wzmocnienia, gdyż w próbie statycznej wykazał współczynnik obciążenia niszczącego aż 19 (przy ciężarze całkowitym samolotu 1420 kG), co umożliwiło stosowanie go przy wymaganym minimalnym współczynniku 12,7 do samolotów o ciężarze całkowitym do 2100 kG. Lotki kryte elektro-nem mogły być wychylane jako kłapy. Dźwignia kłap była sprzężona z dźwignią przestawiania statecznika poziomego. Usterzenie i tył kadłuba zastosowano od P-11, nieznacznie je modyfikując. Wyposażenie myśliwca Puławskiego w silnik o mocy większej niż miały ówczesnie używane w świecie samoloty myśliwskie zapewniło bardzo duże osiągi i stało się przyczyną jego sukcesów eksportowych.

W lipcu 1932 r. rozpoczęto budowę prototypów P-24, a w styczniu 1933 r. pierwszy płatowiec był gotów. Silnik do niego nadszedł z Francji z opóźnieniem, a metalowe śmigło nie zostało dostarczone. Pierwszy prototyp P-24/I został wyposażony w silnik Gnôme-Rhône Kds o mocy 700/760 KM z drewnianym śmigłem Szomańskiego. W trakcie prób naziemnych stwierdzono złe zasilanie silnika w paliwo. Zmiana instalacji paliwowej nie poprawiła sytuacji. Wówczas stwierdzono wadliwe działanie pompy paliwowej, którą trzeba było odesłać do Francji do wymiany. Samolot oblatywał kpt. B. Orliński dopiero w maju 1933 r. na lotnisku mokotowskim w Warszawie. Podczas pierwszego lotu (lub jednego z pierwszych) śmigło pękło i urwało się powodując duże drgania silnika oraz wywołując uszkodzenia łoża silnika, kratownicy przodu kadłuba i mocowania zbiornika paliwa. Zespół napędowy odesłano do Francji do kon-



3. Trzeci prototyp nazwany Super P-24 bis w trakcie prób w IBTL, przed wysłaniem na Salon Paryski w 1934 r. Później otrzymał znaki rejestracyjne SP-ATO

Fot. KH KSL — Nowiński

trolu i ewentualnej wymiany, a uszkodzone elementy wyremontowano, równocześnie wzmacniając. Po otrzymaniu silnika i trójłopatowego metalowego śmigła Gnôme-Rhône z Francji w październiku 1933 r. wznowiono próby w locie. Po zabudowaniu działek Oerlikon 20 mm pod skrzydłami i w owiewkach osłaniających równocześnie mocowanie zastrzałów do skrzydeł przeprowadzono próby strzelania. Podczas tych prób na poligonie koło fortu Groty pod Warszawą nastąpiło wyrwanie podstawy jednego z działek i uszkodzenie dźwigarów płata. Próby tego prototypu zakończono w lutym 1934 r. w związku z wymontowaniem silnika, który został użyty do następnego prototypu.

Wyniki prób P-24/I wskazywały na konieczność poprawy chłodzenia silnika, poprawy konstrukcji zbyt często pękających rur wydechowych, wzmocnienia zabudowy działek i innych drobniejszych modyfikacji, np. rezygnacji z blachy elektronowej, która zbyt szybko ulegała korozji. Wnioski te uwzględniono w trakcie budowy drugiego prototypu P-24/II, który otrzymał szeroką osłonę typu NACA na silnik, zmieniony kolektor spalin oraz wzmocnione i ulepszone odpowiednie elementy. Prototyp P-24/II nazwany Super P-24 wyposażony w silnik 14 Kds z trójłopatowym metalowym śmigłem został oblatany przez B. Orlińskiego w marcu 1934 r. na lotnisku mokotowskim. Na samolocie tym bez uzbrojenia i z minimalną ilością paliwa B. Orliński 28.VI.1934 r. ustalił zatwierdzony przez FAI rekord prędkości dla samolotów myśliwskich z silnikiem gwiazdowym — osiągając prędkość 414 km/h (początkowo podawano, że 404 km/h, później wynik przeliczono na warunki atmosfery normalnej i wówczas otrzymano 414 km/h). W lipcu 1934 r. wytwórnia otrzymała silnik Gnôme-Rhône 14 Kfs 900—930 KM, który zamontowano na P-24/III nazwanym Super P-24 bis. Samolot ten oblatano w sierpniu 1934 r. Z uzbrojeniem osiągał on później prędkość 416 km/h. Pod koniec października 1934 r. samolot był zaprezentowany w Warszawie polskim władzom wojskowym oraz attaché lotniczym zagranicznych ambasad w Polsce, a następnie w listopadzie 1934 r. został wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu. Samolot był uzbrojony w dwa k.m. Colt Browning 7,9 mm, strze-

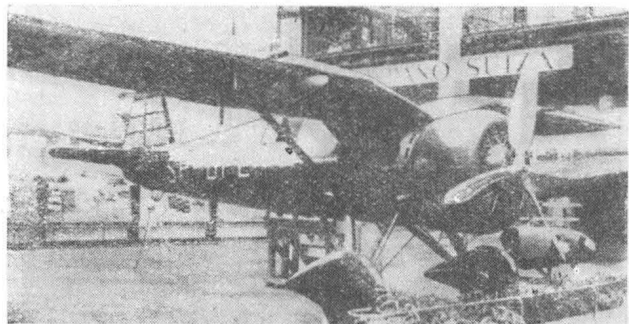
lające przez śmigło, umieszczone na wierzchu kadłuba, częściowo w kabine pilota z lufami przed wiatrochronem oraz dwa działka Oerlikon-FF 20 mm umieszczone pod skrzydłami u nasady zastrzałów. Pod skrzydłami były wyrzutniki na bomby 12,5 kG. Przewidziana była zabudowa na samolocie fotokabinu i radiostacji nadawczo-odbiorczej. Lotnictwo francuskie nie zamówiło jednak samolotów P-24 decydując się na zakup samolotów rodzimej konstrukcji. Natomiast duże zainteresowanie samolotem wykazały: Turcja i Rumunia — prowadzące od kilku lat rozmowy z PZL na temat zakupu myśliwców Puławskiego — a ponadto Bułgaria. W końcu grudnia 1934 r. P-24/III został zaprezentowany w Warszawie misjom wojskowym Turcji i Rumunii. Na wiosnę 1935 r. na samolocie wystąpiły drgania podczas strzelania z działek, w wyniku czego usztywniono zabudowę działek. Podczas meetingu lotniczego w Warszawie 14—15.9.1935 r., z okazji zawodów Gordon-Bennett, samolot P-24/III po raz pierwszy był publicznie demonstrowany w kraju.

W styczniu 1936 r. samolot P-24/III był zademonstrowany w Warszawie misjom wojskowym Bułgarii, Estonii i Turcji, a następnie Grecji, Jugosławii i Rumunii. Przedstawiciele tych misji wykonali loty na P-24. Na wiosnę 1936 r. B. Orliński zaprezentował samolot, który otrzymał znaki rejestracyjne SP-ATO na Węgrzech, w Bułgarii, w Grecji i w Turcji. Podczas prób strzelania w Turcji w Eskisheir zacięło się działko i wybuchło, lecz skrzydło nie zostało uszkodzone. Wydarzenie to podkreśliło zalety zastosowanego przez PZL systemu podwieszania działek pod płatem zamiast mocowania w dźwigarach płata. Następnie samolot został sprzedany do Abisynii, gdzie jako jedyny samolot myśliwski brał udział w walkach abisyńsko-włoskich zakończonych w czerwcu 1936 r.

Gdy w sierpniu 1935 r. Turcja wycofała swe zamówienie na francuskie samoloty myśliwskie Dewoitine D-510 i podjęła decyzję zakupu P-24 powstały realne perspektywy produkcji P-24 na eksport.

Ponieważ w wytwórni PZL przeniesionej na Okęcie-Paluch w produkowanym w tym czasie PZL P-11c wprowadzono wiele ulepszeń w stosunku do P-11a, na którym wzorowano P-24 — zdecydowano poważnie zmodyfikować seryjny samolot P-24. Adaptowano od P-11c tył kadłuba wraz z usterzeniem, obniżono o 140 mm (podobnie jak w P-11c) silnik względem kadłuba dla uzyskania lepszej widoczności z kabiny. Równocześnie podniesiono w górę fotel pilota o 140 mm, cofnięto do tyłu wiatrochron, a kabinę zakryto osłoną otwieraną na bok. Chłodnicę oleju przeniesiono z prawego na lewy bok kadłuba.

4. Prototypowy egzemplarz P-24 A SP-BFL wystawiony na Salonie Paryskim w 1936 r.





5. Pierwszy z seryjnych P-24 C budowanych dla Turcji

Zrezygnowano z koncepcji umieszczania uzbrojenia na kadłubie, które w całości miało znaleźć się w skrzydłach lub pod nimi. Zaniechano też stosowania dużych owiewek przy okuciach mocowania podwozia i zastrzałów do kadłuba. Prototyp wersji seryjnej P-24 wyposażony w silnik Gnôme-Rhône 14 Kfs o mocy 900/930 KM na wiosnę 1936 r. został oblatany na lotnisku Okęcie. Zadaniem jego, prócz wypróbowania nowych rozwiązań konstrukcyjnych, było słuzenie jako samolot do demonstracji techniczno-handlowych i lotów reklamowych. Na samolocie miały być również przebadane różne wersje uzbrojenia, których przewidywano dwie: P-24 A z dwoma działkami pod skrzydłami i 2 k.m. w skrzydłach oraz P-24 B z 4 k.m. w skrzydłach. Obie wersje miały, podobnie jak P-11c, 4 bomby po 10 lub 12,5 kG zawieszzone pod skrzydłami. Początkowo prototyp wersji seryjnej był prezentowany z 4 k.m. jako P-24 B.

Wczesną jesienią 1936 r. prototyp seryjnego P-24 był wypróbowywany i demonstrowany w Bukareszcie. W listopadzie 1936 r. jako P-24A, z cywilnymi znakami rejestracyjnymi SP-BFL (i o nr fabr. 851) został wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu, a następnie zaprezentowany przed francuskim lotnictwem wojskowym.

Późną wiosną 1936 r. wytwórnia zawarła z Turcją umowę na dostawę 40 samolotów P-24, sprzedaż licencji na ten samolot, dostawę materiałów i elementów do budowy 20 P-24 w Turcji oraz udzielenie pomocy w uruchomieniu produkcji w Turcji. Wśród zamówionych samolotów 14 było w wersji P-24 A, zaś 26 w nowej wersji P-24 C uzbrojonej w 4 k.m. i wyrzutniki na dwie bomby po 50 kG.

PZL zaraz przystąpił do produkcji samolotów, gdyż termin dostawy pierwszych samolotów upływał po 5 miesiącach, zaś ostatnich po 8 1/2 miesiącach. W końcu lata 1936 r. pierwszy seryjny egzemplarz P-24 przeszedł próby w ITL i pierwsze 5 samolotów P-24 było gotowe jesienią 1936 r. Co dwa tygodnie gotowa była kolejna partia 5 samolotów. Dostawy zakończono na wiosnę 1937 r. W październiku wyjechała do Turcji grupa fachowców z PZL pod kierunkiem inż. W. Gibalki, która zorganizowała produkcję P-24 w wytwórni w Kayserie (Tayyare Fabricasi Kayserie). Do budowy tych samolotów przysłano wiele elementów gotowych z PZL. Pierwszy zbudowany w Turcji P-24 A oblatał 29.V.1937 r. por. Izfam Bey. We wrześniu 1937 r. było gotowe 5 P-24 zbudowane w Kayserie i następnie produkcja wynosiła 4 samoloty miesięcznie w 1937 r. i nieco wzrosła w 1938 r. Początkowo tureckie P-24 C nie osiągały prędkości 400

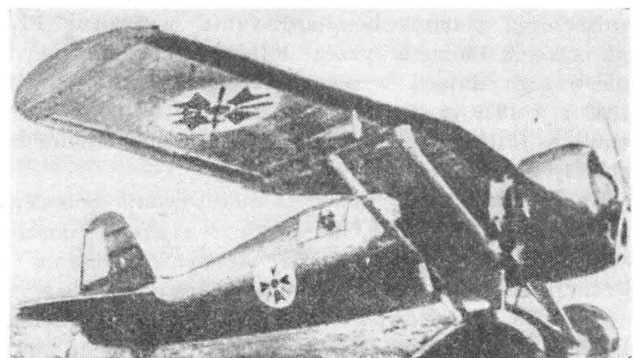
km/h i konieczne było poprawienie oprofilowania połączenia zastrzałów i goleni podwozia dla zmniejszenia oporu samolotu. Później wytwórnia w Kayserie prócz P-24 A i P-24 C budowała również P-24 G. Łącznie w Turcji zbudowano ponad 50 P-24 do końca 1939 r. Samoloty te służyły w latach 1937—42 jako myśliwskie, a później przez wiele lat jako treningowo-myśliwskie. Część tych samolotów otrzymała później silniki Pratt-Whitney Twin Wasp o mocy 900/1050 KM. Ostatni z tureckich P-24 G jeszcze w latach sześćdziesiątych był przechowywany na lotnisku Etimesgut jako eksponat.

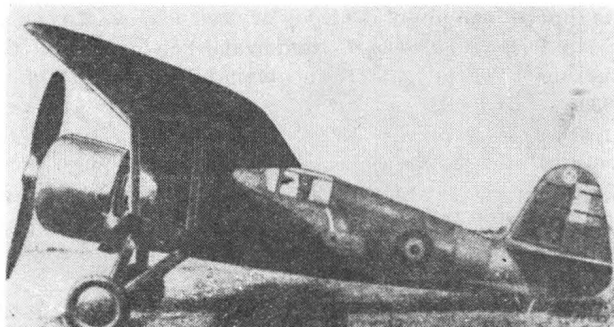
Pod koniec 1936 r. zamówienia na samoloty P-24 złożyły Grecja i Rumunia, a nieco później Bułgaria. W lecie 1937 r. zostało zbudowane 5 P-24 A dla Grecji; dostarczono je w jesieni. Samoloty te miały zbiornik paliwa o powiększonej pojemności. Rumunia nabyła licencję na P-24 C dostosowany do silnika IAR Gnôme-Rhône 14 K IIC32 i oznaczony P-24 E oraz 6 wzorcowych P-24 E. Owe 6 samolotów zbudował PZL w lecie 1937 r. i dostarczył wkrótce Rumunii. Zakłady IAR w Brasov jeszcze w 1937 r. zaprzestały produkcji P-11f i rozpoczęły produkcję P-24 E, którą prowadziły do wiosny 1939 r. Zbudowano tam około 40 samolotów IAR P-24 E z drewnianym dwułopatowym śmigłem. Wraz z samolotami P-11 służyły one w rumuńskim lotnictwie myśliwskim w lecie 1941 r. w chwili przystąpienia Rumunii po stronie hitlerowskich Niemiec do wojny przeciw Związkowi Radzieckiemu. Dość szybko zastąpiono je innymi typami samolotów. Od 1942 r. służyły do treningu. Ostatnie P-24 E wyszły z użytku po zakończeniu wojny w 1945 r. P-24 przyczynił się ponadto do powstania udanego rumuńskiego dolnopłata myśliwskiego z chowanym podwoziem IAR-80 i jego dalszej wersji IAR-81. Konstruktor tego samolotu wykorzystał bowiem tył kadłuba i usterzenie od P-24, nieznacznie je modyfikując. Zamówione przez Bułgarię 14 P-24 B zostały wyprodukowane w drugiej połowie 1937 r. i dostarczono je w zimie 1937/38 r.

W 1937 r. powstał projekt P-24-D przeznaczonego dla Węgry, który nie został zrealizowany ze względu na niezamówienie samolotów przez Węgry.

W drugiej połowie 1937 r. została zaprojektowana ulepszona odmiana P-24 wyposażona w silnik Gnôme-Rhône 14 N07 o mocy 950/970 KM. Równocześnie zmieniona została osłona silnika oraz dodano kołpak śmigła. Powiększono chłodnicę oleju. Kabina pilota otrzymała z przodu szybę pancerną grubości 35 mm oraz blachę pancerną chroniącą z tyłu głowę pilota i jego plecy. Modyfikacje te przeprowadzono na znajdującym się w wytwórni prototypie wersji seryjnej P-24 służącym do celów reklamowych. Zmo-

6. P-24 B wyprodukowany dla Bułgarii





7. IAR P-24 E z drewnianym śmigłem produkowany w Rumunii

dyfikowany samolot miał dwie wersje w zależności od uzbrojenia: P-24 F z 4 k.m. oraz P-24 G z 2 działkami i 2 k.m. Obie wersje były z wyrzutnikami na 4 bomby po 12 kG lub 2 po 50 kG. Prędkość samolotu wzrosła do 430 km/h. Pierwszym nabywcą tych wersji P-24 była Grecja, która zamówienie złożyła w jesieni 1937 r. i zmodyfikowała na początku 1938 r. Na wiosnę 1938 r. PZL zbudował i dostarczył Grecji 25 P-24 F i 6 P-24 G. Później w Grecji P-24 G przebrojono przerabiając na P-24 F. Samoloty P-24 służyły w 21, 22 i 23 eskadrze, po 12 w każdej — stanowiąc 75% greckiego lotnictwa myśliwskiego. Gdy 28.X.1940 r. Włochy zaatakowały Grecję, P-24 broniły greckiego nieba przed lotnictwem faszystowskich Włoch. P-24 osłaniały Saloniki, Kozani i Larisę. Podczas bitwy powietrznej 14.XI.1940 r. por. G. Laskaris zestrzelił w jednym locie bombowiec Savoia-Marchetti SM-79 „Sparviero” i myśliwiec Fiat CR-42 „Falco”. Por. Mitralaxis z 22 eskadry po wyczerpaniu amunicji zniszczył śmigłem usterzenie bombowca SM-79 powodując jego rozbite. Gdy 6.IV.1941 r. na Grecję uderzyła niemiecka Luftwaffe — lotnictwo greckie miało tylko około 20 P-24. Lotnictwo niemieckie miało dużą przewagę sił i zapanowało w powietrzu. Wobec klęski armii greckiej i wycofania się angielskiego korpusu ekspedycyjnego ostatni P-24 F w nocy 23.IV.1941 r. poleciał na Kretę, gdzie później uległ zniszczeniu podczas inwazji niemieckiej. Kilka egzemplarzy P-24, zdobytych przez lotnictwo włoskie, było używane do lotów patrolowych w rejonie Morza Egejskiego.

W 1938 r. Bułgaria zamówiła 20 P-24 C zamieniając następnie zamówienie na 26 P-24 F z terminem dostawy w połowie 1939 r. W lipcu 1939 r. PZL dostarczył 22 P-24 F, gdyż mimo propozycji zatrzymania samolotów w Polsce, ze względu na wzrastające zagrożenie wojną — Sztab Główny kazał samoloty dostarczyć obawiając się płacenia kary konwencjonalnej. Pozostałe 4 P-24 F czekało na śmigła i uległo zniszczeniu podczas bombardowania wytwórni PZL na Okęciu-Paluchu przez lotnictwo niemieckie w pierwszych dniach września 1939 r. Dostarczone w 1938 r. i 1939 r. 40 PZL P-24 używało lotnictwo myśliwskie Bułgarii przez kilka lat, a następnie samoloty służyły do treningu.

Na wiosnę 1939 r. wobec zainteresowania polskiego lotnictwa wojskowego możliwością szybkich dostaw samolotów myśliwskich oraz szansy otrzymania z Francji silników Gnôme-Rhône w ramach pożyczki — w PZL opracowano projekt wstępny samolotu P-24 H z silnikiem Gnôme-Rhône 14 N21 o mocy

1050/1100 KM. Samolot ten miał osiągać prędkość 460 km/h. Przewidywano dwie możliwości uzbrojenia: 4 działka lub 2 działka i 2 k.m. Rozważano ewentualną budowę 70 P-24 H dla polskiego lotnictwa, gdy wybuchła wojna.

Na wiosnę i w lecie 1939 r. wytwórnia PZL przeprowadziła wstępne rozmowy w sprawie dostaw P-24 dla Finlandii, Estonii, Grecji, Jugosławii i Węgier, w liczbie 120 samolotów. Podpisanie umów miało nastąpić w jesieni 1939 r. Spodziewano się, iż większość z nich dojdzie do skutku. Dostawy samolotów miały być realizowane w 1940 r.

W kampanii wrześniowej 1939 r. wziął udział tylko jeden P-24 był to prototyp seryjny P-24 (z krytą kabiną), który znalazł się w tym czasie w Wyższej Szkole Myśliwskiej w Ułężu (należącej do Centrum Wyszczolenia Lotnictwa, w Dęblinie). Instruktorzy tej szkoły ewakuowali samolot na lotnisko w Wielicku, gdzie został uzbrojony. Por. H. Szczęsny w dniach 14 i 15.IX.1939 r. na tym samolocie zestrzelił dwa samoloty niemieckie broniąc przed niemieckimi wyprawami bombowymi polskich transportów kolejowych na stacji Peresepa.

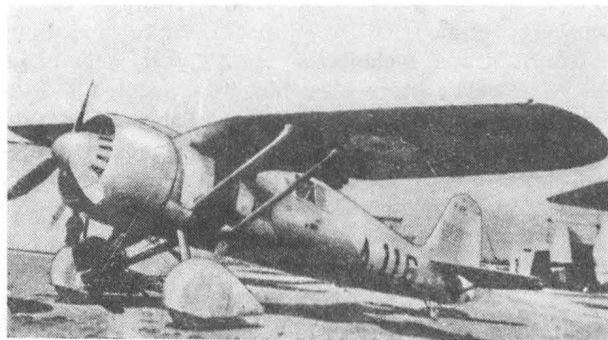
PZL P-24 był niewątpliwie najbardziej znany z rodziny samolotów myśliwskich Puławskiego. Łącznie zbudowano w Polsce około 555 samolotów tej rodziny od P-1 do P-24, zaś z licencji za granicą około 170 — razem około 725 sztuk.

Konstrukcja

Jednomiejscowy samolot myśliwski metalowej konstrukcji o układzie zastrzałowego górnopłata ze stałym podwoziem.

Kadłub o przekroju eliptycznym przechodzącym w jajowaty, duralowy w przedniej części kratownicowy, za kabiną półskorupowy (w prototypach część półskorupowa zaczynała się za płatem), kryty blachą. Kabina kryta ze stałym wiatrochronem i otwierana na prawą stronę osłoną, odrzucaną awaryjnie, z odsuwającymi szybami bocznymi. W P-24 F i G przednia szyba pancerna, a w egzemplarzach produkcji tureckiej góra osłony otwierana do tyłu. Za głową pilota poduszka i owiewka biegnąca aż do usterzenia. Fotel pilota regulowany przez podnoszenie w górę, maks. o 110 mm. Na tablicy przyrządów: kontroler lotu (prędkościomierz, chylomierz poprzeczny i zakrętomiernicz), wysokościomierz, busola, chylomierz podłużny, zegarek czasowy, obrotomierz, manometry ładowania, paliwa i oleju oraz termometry oleju i paliwomierz. Z lewej strony kabiny dźwignie sterowane silnikiem. Sterownica w postaci drążka sterowego i orczyka. Na drążku przyciski spustowe k.m.-ów. Na

8. P-24 G w służbie lotnictwa Grecji





9. PZL P-24 G z silnikiem Pratt-Whitney, przechowywany w latach sześćdziesiątych na lotnisku Etimesgut w Turcji
 Fot. J. Jędrzejewski

orczyku dźwigniki hamulców kół. Z lewej strony fotela kółko regulacji kłapek wyważających steru wysokości. Pasy pilota ze specjalnym napinaczem patentu inż. S. Borkowskiego umożliwiającym szybkie rozluźnienie pasów, gdy pilot chce się pochylić w kabynie i ponowne ich napięcie po wyprostowaniu się pilota. Na lewym boku kadłuba — stopnie. Z lewej strony kabiny rakietnica. W skład wyposażenia samolotu wchodził aparat tlenowy, gaśnica w kabynie i radiostacja nadawczo-odbiorcza Philips/NIL/L lub RC-3, prądnicą 600 W, akumulator 24 V, instalacja elektryczna i światła pozycyjne. Podwozie główne dwukołowe, o rozstawie 2,44 m, z goleniami z rur stalowych. Dźwignie przednich goleni usztywnione cięgnami stalowymi i zaczepione do cięgien powodujących ściskanie amortyzatorów olejowo-powietrznych Avia umieszczonych pionowo po bokach kadłuba. Koła Stomil 700 × 160 z hamulcami. Płoza ogonowa z rur stalowych, ze stalową stopą i amortyzatorem olejowo-powietrzny Avia.

Plat trapezowy zwężony przy kadłubie, o mewim kształcie w widoku z przodu, duralowy, dwudźwigarowy (dźwigary dwuteowe), z żebrami kratowymi i pokryciem z drobnożłobkowanej blachy np. patentu Wibault o grubości 0,32, 0,4 i 0,5 mm — podpartymi podłużnicami. Nosek płata kryty gładką blachą duralową o grubości 1 mm. Pokrycie górnej powierzchni skrzydeł między pierwszym i drugim żebrzem przy kadłubie oraz pokrycie końcówek skrzydeł — blachą aluminiową 1 mm. W miejscu mocowania k.m. i zastrzałów oraz w pobliżu załamania i nasady skrzydeł — dźwigary skrzyżowane między sobą skośnymi usztywnieniami kratowymi. Zastrzały kropłowe duralowe. Przy okuciu skrzydłowym tylnego zastrzału — ucho do kotwiczenia płatowca. Nad okuciami zastrzałów, na górnej powierzchni płata — uszy do podnoszenia płata lub płatowca za pomocą dźwigu. Profil płata Bartel 37 II a. Lotki szczelinowe duralowe, kryte blachą drobnożłobkowaną, z noskami z blachy gładkiej. Na lotkach — blaszki wyważające. Napęd lotek — popychaczami. Pod prawym skrzydłem — dysza prędkościomierza.

Usterzenie kryte blachą drobnożłobkową grubości 0,32 mm, noski kryte gładką blachą duralową, końcówki — blachą aluminiową. Statecznik poziomy podparty zastrzałami, przestawialny na ziemi. Na sterze wysokości kłapki wyważająco-odciążające. Dół steru kierunku kryty blachą gładką, poszerzony, aby stanowił przedłużenie końca kadłuba. Napęd sterów linkami. Stateczniki dwudźwigarowe.

Uzbrojenie. P-24 A — 2 działka Oerlikon FF 20 mm pod skrzydłami i 2 k.m. Colt Browning 7,9 mm w

skrzydłach. P-24 B — 4 k.m. Colt Browning 7,9 mm w skrzydłach. W obu wersjach pod skrzydłami wyrzutniki na 4 bomby 12,5 kG. P-24 C — 4 k.m. Colt Browning 7,9 mm i pod skrzydłami wyrzutniki na 2 bomby po 50 kG. Fotokarabin Williamson. Rakietnica sygnalizacyjna. Uzbrojenie P-24 E jak P-24 A. Uzbrojenie P-24 F jak P-24 A, zaś P-24 G jak P-24 C natomiast wyrzutniki na 4 bomby po 12,5 kG lub bomby po 50 kG.

Silnik P-24/I, P-24/II i P-24/III chłodzony powietrzem, 14-cylindrowy o układzie podwójnej gwiazdy Gnôme-Rhône 14 Kds (oznaczany też 14 Ksd) o mocy nominalnej 700 KM przy 2000 obr/min, mocy maksymalnej 760 KM na wysokości 3700 m lub w innej wersji na wysokości 4500 m względnie 4800 m, o ciężarze 510 kG, ze sprężarką bez reduktora. Rozrusznik mieszankowy Viet 200. Osłona silnika z blachy duralowej. Łoże nitowane z blachy duralowej. Rurkowa chłodnica oleju z prawej strony kadłuba. Śmigło w P-24/I drewniane, dwułopatowe, stałe. Śmigło w P-24/II trójłopatowe, metalowe, stałe Gnôme-Rhône o średnicy 2,75 m. Przed kabiną awaryjnie wyrzucany zbiornik na 360 l paliwa. Przelotowe zużycie paliwa 150 l/h.

Silnik w P-24/III oraz w P-24 A, B i C chłodzony powietrzem, 14-cylindrowy o układzie podwójnej gwiazdy, Gnôme-Rhône 14 Kfs o mocy nominalnej 900 KM przy 2300 obr/min na wysokości 3620 m, o mocy startowej 850 KM, mocy maksymalnej 930 KM na wysokości 4530 m i o ciężarze 535 kG z reduktorem i sprężarką. Rozrusznik mieszankowy Viet 200. Rurkowa chłodnica oleju z lewej strony kadłuba. Śmigło metalowe trójłopatowe, przestawialne Gnôme-Rhône. Przed kabiną dwa zbiorniki o łącznej pojemności 360 l paliwa, awaryjnie wyrzucane. Zbiornik oleju o pojemności 30 l. Przelotowe zużycie paliwa 160 l/h.

Silnik w P-24 E chłodzony powietrzem, 14-cylindrowy o układzie podwójnej gwiazdy, IAR Gnôme-Rhône 14 K IIc32 o mocy nominalnej 900 KM przy 2300 obr/min, a mocy maksymalnej 930 KM. Później część P-24 E otrzymała silnik IAR 14 K IIIc/36 o mocy nominalnej 950 KM i o mocy maksymalnej 970 KM.

Silnik w P-24 F i G chłodzony powietrzem, 14-cylindrowy o układzie podwójnej gwiazdy, Gnôme-Rhône 14 N07 o mocy nominalnej 950 KM przy 2360 obr/min na 3700 m, mocy maksymalnej 970 KM na wysokości 4600 m i o ciężarze 540 kG z reduktorem i sprężarką. Dwie rurkowe chłodnice oleju z lewej strony kadłuba. Śmigło metalowe, trójłopatowe, przestawialne. Dwa zbiorniki na 360 l paliwa w kadłubie przed kabiną, awaryjnie wyrzucane. Zbiornik oleju o pojemności 30 l. Przelotowe zużycie paliwa 180 l/h.

Malowanie. Prototypy początkowo były koloru blachy duralowej. Wystawiony na Salonie Paryskim w 1934 r. P-24/II był srebrny z czerwoną osłoną silnika i czerwonym zwężającym się pasem wzdłuż kadłuba oraz zwężającym się czerwonym pasem na owiewkach podwozia. Prototyp wersji seryjnej P-24 używany do demonstracji był zielonooliwkowy z jasnoniebieską osłoną silnika, jasnoniebieskim zwężającym się pasem wzdłuż kadłuba, jasnoniebieskimi zwężającymi się pasami na owiewkach podwozia oraz jasnoniebieskim spodem kadłuba, płata i usterzenia. P-24 B, E i F dla Bułgarii i Rumunii oraz produkcji IAR były zielonooliwkowe z jasnoniebieskim spodem i nosiły znaki

rozpoznawcze tych państw (rumuńskie — początkowo koła, od 1941 r. — krzyże, bułgarskie — krzyż na kole, później X na białym kwadracie), P-24 A i C oraz F i G dla Turcji i Grecji oraz budowane w Turcji były srebrne; nosiły one znaki rozpoznawcze tych

państw, a na kadłubie numery. Greckie P-24 otrzymały później malowanie w jasno i ciemnobrązowe łaty. Na usterzeniu pionowym samolotów P-24 umieszczony był znak PZL i napis P-24 (z dodaną literą wersji). Prototyp P-24/II w trakcie prób w polskim lotnictwie wojskowym był srebrny i nosił szachownicę.

Dane techniczne		P-24/I	P-24/II	P-24 A, B i C	P-24 E	P-24 F i G
Silnik		14 Kds	14 Kds	14 Kfs	14 K Ilc32	14 N07
Moc	KM	760	760	900/930	900/930	950/970
Rozpiętość	m	10,57	10,57	10,71	10,71	10,68
Długość	m	7,5	7,5	7,5	7,5	7,6
Wysokość	m	2,68	2,7	2,69	2,69	2,69
Powierzchnia nośna	m ²	17,9	17,9	17,9	17,9	17,9
Ciężar własny	kG	1230	1270	1328	1340	1330
Ciężar użyteczny	kG	450	505	562	560	585
Ciężar całkowity	kG	1680	1775	1890 (maks. 1945)*	1900 (maks. 2000)	1915 (maks. 2000)
Obciążenie powierzchni	kG/m ²	96	99	105	106	107
Obciążenie mocy	kG/KM	2,4	2,5	2,1	2,1	2,0
Prędkość maksymalna na wysokości 0 m	km/h	330	328	325	325	345
Prędkość maksymalna na wysokości	km/h—m	388/3700	416/4800	410/4500	408/4500	430/4250
Prędkość przelotowa	km/h	...	250
Prędkość minimalna	km/h	110	110	102	103	105
Prędkość dopuszczalna nurkowania	km/h	650	650	650
Wznoszenie	m/s	10	11,5	11	11	11,5
Wzrost	m	9800	10000	9000	10000	10500
Zasięg	km	600	600	600	600	550
Rozbieg	m	130	...	100	105	100
Dobieg	m	220	...	275	260	275
Współczynnik obciążenia niszczącego		16	15	14,2	14,2	14

*) — P-24c — maks. 2000 kG.

Oświetlenie lotnisk...

dok. ze str. 18

luminofor świeci niemal niezmiennie. Z badań teoretycznych i zebranych doświadczeń praktyki lotniczej wynika, że światła impulsowe są bardziej widoczne i spostrzegane od światła stałych, co w warunkach ograniczonej widoczności ma pierwszorzędne znaczenie dla realizacji podejścia samolotu do lądowania w ostatniej fazie lotu.

Obecny poziom techniczny środków nieoptycznych zmusza do stosowania rozbudowanych systemów świetlnych. Wraz z rozwojem poziomu technicznego pomoce świetlne będą coraz bardziej ograniczane, aż do niezbędnego minimum.

Zastosowanie automatycznego lądowania samolotu stwarza możliwości stosowania w przyszłości światła sygnalizacyjnych, tylko jako sprawdzian dobrego schodzenia do lądowania.

Jednak obecnie, szczególnie dla samolotów szybkich, konieczne jest wyposażanie lotnisk w systemy świetlnych pomocy lotniskowych łącznie z perspektywą ich dalszego zastosowania w celu zapewnienia bezpieczeństwa ruchu lotniczego.

Ogólne tendencje rozwoju systemów sygnalizacji świetlnej są następujące:

- ograniczenie gabarytu i ciężaru opraw oświetleniowych,
- stosowanie tworzyw sztucznych,
- zasilanie szeregowe (jednakowe moce),
- płynność regulacji intensywności światła (zastąpienie regulacji skokowej),
- instalowanie światła typu wbetonowanego,
- oświetlenie powierzchniowe płaszczyzn dróg startowych,
- instalowanie wskaźników VASIS,
- ujednoczenie systemów pomocy świetlnych,
- zwiększenie pewności pracy.

Wykaz pomocy świetlnych

(stan aktualny i przewidywanie 1973 roku)

PL Warszawa

oświetlenie podejścia 331 Calvert	DI, SI reg. intensywność 1, 3, 10, 30, 100%
oświetlenie podejścia 151 krzyż	SI
oświetlenie drogi start. 15—33	DI, SI
oświetlenie podejścia 290 krzyż	SI
oświetlenie podejścia 114 widelec	SI
oświetlenie drogi start. 11—29	SI
DM — oświetlenia krawędziowe	SI
plyta postojowa, oświetlenie krawędziowe	SI
przeszkody na lotnisku (oświetlone)	MI
przeszkody w rejonie lotniska (oświetlone)	MI
latarnia lotniskowa obrotowa	DI

PL Poznań

oświetlenie podejścia 288 widelec	MI
oświetlenie podejścia 108 widelec	MI
oświetlenie drogi start. 28—10	MI
DM — oświetlenie krawędziowe	MI
plyta postojowa, oświetlenie krawędziowe	MI
przeszkody na lotnisku (oświetlone)	MI
przeszkody w rejonie lotniska (oświetlone)	MI
latarnia lotniskowa obrotowa	DI

dok. na III str. okł.

Z publikacji zagranicznych

„L'Onde électrique” 1972 nr 8

W numerze tym opublikowano następujące artykuły omawiające stan aktualny i perspektywiczny nawigacji lotnictwa cywilnego oraz kontroli ruchu lotniczego: S. H. Dodington „Pomoce nawigacyjne lotnictwa cywilnego. Stan aktualny i perspektywy”; J. Louet „System tam-tam dla automatycznej transmisji danych ziemia-powietrze-ziemia”; D. Legendre „Szkolenie kontrolerów ruchu lotniczego. Symulator Cautra-Enac”; J. Genulst „WILM — radar meteorologiczny i pomoce do lądowania”; C. Lanilis, L. Durand „Nieza-wodność działania wyposażenia pokładowego ILS kategorii III”.

„Matériaux et techniques” 1972 nr 9

W artykule Ph. Martin „Usinage des alliages austénitiques résistant à haute température utilisés dans les turboréacteurs”. *Obróbka stali austenicznych odpornych na wysokie temperatury* podano skład chemiczny i twardość typowych stali austenicznych odpornych na wysokie temperatury, stosowanych do produkcji silników lotniczych. Przeprowadzono analizę kilku operacji skrawania: toczenia, podając warunki skrawania, rodzaj narzędzia i geometrię ostrza; frezowania, gwintowania, przeciągania i szlifowania.

„The Times” 1972 nr 58 656. „Tired pilots sleep at controls of airlines”. *Zmęczeni piloci śpią przy urządzeniach sterujących samolotów.*

Wyniki badań przeprowadzone przez British Air Pilots Association (Balpa) wykazały, że załogi samolotów na długich trasach są tak zmęczone, że piloci zasypiają i trudno ich dobudzić. Wyniki badań ankietowych pilotów mają być opublikowane w książce i będą podstawą do kampanii w sprawie zmniejszenia czasu pracy pilotów. Obecnie piloci pracują 100 godzin miesięcznie, a Balpa postuluje skrócenie czasu pracy poniżej 800 godzin miesięcznie. Zmęczenie pilotów jest problemem bardzo istotnym, stare normy bowiem nie uwzględniały coraz trudniejszych warunków pracy pilotów, spowodowane obecnie zatłoczeniem linii lotniczych, a także obsługi nowych, coraz bardziej skomplikowanych urządzeń.

„The Times” 1972 nr 58 663. „Twelve countries agree to coordinate space efforts”. *12 krajów zgadza się na koordynację wysiłków dotyczących badań kosmicznych.*

Na początku 1974 roku ma być powołana nowa organizacja pod nazwą European Space Agency do koordynacji badań i budowy satelitów, silników, rakiet oraz podejmowania innych przedsięwzięć badania przestrzeni kosmicznej. Na badania te dotychczas 12 krajów wydaje rocznie 200 milionów funtów. Nowa organizacja obejmie istniejącą European Space Research Organization oraz European Launcher Development Organization. Zgodę na powołanie nowej organizacji uzyskano na spotkaniu ministrów Europejskiej Wspólnoty Gospodarczej w Brukseli. Żadne z państw nie zobowiązało się do zwiększenia budżetu na te cele. Budowa francuskiego pojazdu kosmicznego uzależniona jest od znalezienia odpowiedniej liczby krajów popierających te przedsięwzięcie.

Z działalności placówek naukowo-badawczych

Pewne zagadnienia badań i oceny jakości aparatury paliwowej silników wysokoprężnych

Niektóre usterki układów wtryskowych i ich zespołów, badanie przyczyn ich niewłaściwego działania i podejmowane środki zaradcze opisują dr inż. T. Krępeć, mgr inż. L. Prokopowicz, dr inż. A. Sejba. Omówiono wybrane zagadnienia dotyczące pracy pomp wtryskowych, wtryskiwaczy oraz niewłaściwego działania układu wtryskowego, podkreślono rolę czystości i staranności wykonania elementów aparatury paliwowej.

Ocena szczelności elementów tłoczących pomp wtryskowych

Znaczenie właściwego doboru luzu między tłokiem a cylindrem elementu tłoczącego pompy wtryskowej oraz dotychczasowe sposoby oceny szczelności elementów metodami hydraulicznymi omawiają inż. Z. Ciszek i dr inż. T. Krępeć. Zaproponowano udoskonalony sposób sprawdzania szczelności, opisano nowe urządzenie do przeprowadzania częściowo zautomatyzowanych pomiarów raz wyniki przeprowadzonych badań w warunkach zarówno laboratoryjnych, jak i produkcyjnych w WZM-Warszawa. Opisano też metodę obliczeniowego określania wielkości przecieków między tłokiem a cylindrem elementu tłoczącego o założonym luzie, zaprogramowaną na maszynie cyfrową. Opracowane szybkie i dokładne metody obliczeniowe oraz badawcze umożliwiają przy konstruowaniu, badaniu i produkcji elementów tłoczących pomp wtryskowych powiązanie ich parametrów konstrukcyjnych z wymaganiami, jakie są stawiane układom wtryskowym silników wysokoprężnych.

Co piszą inni...

Międzynarodowa normalizacja a systemy atestacji

O możliwościach zapewnienia swobodnego międzynarodowego obrotu towarowego pisze H.A.R. z Brytyjskiego Urzędu Normalizacji.

Aby to osiągnąć, konieczne jest opracowanie norm międzynarodowych i przyjęcie ich przez rządy zainteresowanych państw. Autor omawia zadania Komitetu do spraw atestacji CERTICO, specjalnie powołanego do prowadzenia m.in. studiów nad środkami zabezpieczenia w większym stopniu wzajemnego uznawania ważności krajowych, regionalnych systemów atestacji i znaków atestacyjnych; prowadzenie badań nad rozwojem systemów atestacyjnych krajowych i regionalnych oraz badań nad stosowaniem norm ISO w odniesieniu do systemów atestacyjnych. Na zakończenie artykułu podano proponowany przez CERTICO zbiór zasad ISO/IEC dotyczących systemów atestacji oraz powiązania ich z normami.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

Stale cieplne ulepszone, stopowe i automatowe — międzynarodowe prace normalizacyjne

W artykule przedstawiono projekty unifikacji gatunków stali, z których wykonuje się łożyska kulkowe i wałkowe, stali odpornych na korozję utwardzanych wydzieleniowo oraz stali niestopowych w stanie normalizowanym, normalizowanym i ciągnionym na zimno lub gorąco walcowanym i następnie ciągnionym. Projekt tych zaleceń opracowano na XXIV posiedzeniu Podkomitetu Technicznego ISO/TC 17/SC4 w ub.r. w Paryżu.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

Rozważania o służbie bhp

Jest to artykuł dyskusyjny, którego tematem jest istotny problem przepisów służby bhp. Autor stara się odpowiedzieć na pytanie, jakie są zadania pracowników działu bhp, a następnie przedstawia tendencje, które zaczynają dominować w systemie działania służby bhp. Na zakończenie przedstawia wnioski, m.in. aby pracę w służbie bhp uznać za odrębny zawód.

„Ochrona Pracy” 1973 nr 2

Problematyka naukowo-badawcza rozwoju środków automatyzacji

W artykule omówiono zagadnienia związane z rozwojem aparatury i urządzeń sterowania umożliwiających automatyzację konwencjonalną procesów wytwórczych w wielkim przemyśle o masowej produkcji.

Autor szczegółowo przedstawia wszystkie aspekty tego zagadnienia: fizyczny, architektoniczny i ewaluacyjny i zwraca uwagę na decydujące znaczenie badań fizycznych dla postępu w dziedzinie sprzętu automatyki.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1973 nr 1

Zagadnienia rozwoju przemysłu informatyki w Polsce

Autor przedstawia aktualny stan polskiego przemysłu komputerowego, a następnie kierunki jego rozwoju w latach 1971—1975. Głównymi kierunkami będą: rozwój bazy technologicznej i podzespolowej, zwiększenie produkcji, rozszerzenie asortymentu i podniesienie jakości urządzeń informatyki, prace nad oprogramowaniem i aplikacją oraz rozwój usług.

„Informatyka” 1973 nr 1

Rola inżynierów i techników

Upowszechnienie idei ergonomii jest pilną potrzebą. Konieczne jest szybkie wprowadzenie wymagań ergonomii, tj. stworzenie takiego materialnego środowiska pracy, które czyni pracę człowieka najbardziej wydajną, a zarazem przyczynia się do jego duchowego i fizycznego rozwoju, zapewniając bezpieczeństwo i wygodę pracującemu, chroniąc jego zdrowie i zdolność do pracy. Właśnie zadaniem inżynierów i techników jest upowszechnienie idei ergonomii. Aby je zrealizować, konieczne jest rozwijanie umiejętności pracy zespołowej i kierowania zespołami, stała współpraca inżynierów i techników z lekarzami, psychologami pracy, ekonomistami i organizatorami produkcji, łączenie aktywnego stosunku do wykonywanej pracy z funkcją wychowawcy społecznego i zawodowego.

O sposobach osiągnięcia tego celu pisze B. Makarewicz.

„Ochrona Pracy” 1973 nr 1

OŚWIETLENIE LOTNISK

dok. ze str. 40

oświetlenie podejścia Calvert	DI, SI	pięciostopniowa regulacja intensywności
oświetlenie podejścia 108 krzyż	SI	
oświetlenie drogi start. 28—10	DI, SI	
DM — oświetlenie krawędziowe	SI	
plyty postojowe, oświetlenie krawędziowe	SI	
przeszkody na lotnisku (oświetlone)	SI/MI	
przeszkody w rejonie (oświetlone)	SI/MI	

PL Kraków

oświetlenie podejścia świecz. 57		
oświetlenie drogi startowej świecz. 57		
przeszkody na lotnisku (częściowo oświetlone)		
przeszkody w rejonie lotniska częściowo oświetlone		
oświetlenie podejścia 260	zmodyfikowany Calvert	DI, SI — wybiegi — zalecenia wojskowe
oświetlenie podejścia 180	zmodyfikowany Calvert	SI — wybiegi — zalecenia wojskowe
oświetlenie drogi start. 26—08	DI, SI	
DM — oświetlenie krawędziowe	SI	pięciostopniowa regulacja intensywności

plyty postojowe — oświetlone krawędziowe	SI
przeszkody na lotnisku przewidywane do oświetlenia	SI/MI
przeszkody w rejonie lotniska — przewidywane do oświetlenia	SI/MI

PL Rzeszów

oświetlenie podejścia 270		
zmodyfikowany Calvert	DI/SI	zalecenia wojskowe
oświetlenie podejścia 090		
zmodyfikowany krzyż	SI	zalecenia wojskowe
oświetlenie drogi start. 27—09	DI/SI	
DM — oświetlenie krawędziowe	SI	pięciostopniowa regulacja intensywności

PL Gdańsk

oświetlenie podejścia 212 pojedyncza linia światła z lewej strony nalotu	MI
oświetlenie drogi start. 21—02	MI
przeszkody na lotnisku (oświetlone)	MI
przeszkody w rejonie lotniska (oświetlone)	MI
latarnia lotniskowa obrotowa	DI

Oznaczenia:

MI	— mała intensywność 15×10^2 cd
SI	— średnia intensywność $15 \times 10^2 - 10 \times 10^3$ cd
DI	— duża intensywność powyżej 10×10^3 cd

Na półkach księgarskich

Praca zbiorowa pod red. M. N. Skatkina

Kształcenie zawodowe robotników

Тлум з рос.

PLWN, Warszawa 1972, s. 522, zł 50.—

W książce poruszono problemy kształcenia zawodowego robotników. Omówiono nowoczesne metody zdobywania i podwyższania kwalifikacji w czasie pracy, ogólne problemy pedagogiki zawodowej i kształcenia zawodowego, zagadnienia związane z zawodowo-technicznym kształceniem robotników oraz wieloszczeblowy system kształcenia robotników w przedsiębiorstwie przemysłowym. Książka przeznaczona jest dla pracowników działów szkolenia zawodowego w zakładach pracy, instruktorów praktycznej nauki zawodu w przedsiębiorstwach przemysłowych oraz nauczycieli zawodu.

Brojer Z., Hertz Z., Penczek P.

Zywice epoksydowe

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2 zmien. i uzupełn. B5, s. 544, rys. 130, tabl. 127, nakł. 2000, poziom IV, zł 87.—

Z serii „Tworzywa sztuczne”.

W książce omówiono budowę, własności oraz metody otrzymywania żywic epoksydowych z epichlorohydryny oraz ze związków nienasyconych; ich zastosowanie (żywic lane, kleje, materiały powłokowe, laminaty, tłoczywa, tworzywa piankowe); sposoby utwardzania żywic; rodzaje stosowanych utwardzaczy, rozcieńczalników, napelnaczy i środków uelastyczniających.

Książka przeznaczona dla magistrów chemii, inżynierów i techników zainteresowanych badaniami, produkcją i zastosowaniem żywic epoksydowych.

Gadomska H.

Barwy w pomieszczeniach pracy

Instytut Wydawniczy CRZZ, Warszawa 1972, s. 44, rys., tabl., zł 8.—

W książce przedstawiono zalety barw w pomieszczeniach pracy, ich wpływ na samopoczucie pracowników, na kształtowanie środowiska pracy. Omówione zostały fizyczne i psychofizyczne podstawy powstawania wrażeń barwnych oraz zasady kolorystyki przemysłowej.

Książka przeznaczona dla personelu kierowniczego zakładów oraz pracowników służby bhp.

Filipkowski S.

Ergonomia przemysłowa

Zarys problematyki

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2, A5, s. 253, rys. 76, tabl. 20, nakł. 5000, poziom IV, zł 27.—

W książce przedstawione zostały istotne podstawy ergonomii, jej cele oraz ważniejsze zasady ergonomiczne dotyczące kształtowania warunków materialnych i stanowiska pracy.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów wszystkich specjalności.

Zieliński A.

Napęd i sterowanie hydrauliczne obrabiarek

WNT, Warszawa 1972, wyd. 5, B5, s. 480, tabl. 29, nakł. 5000, poziom III—IV, pl., zł 68.—

Omówiono urządzenia hydrauliczne stosowane w obrabiarkach do skrawania metali (zasady konstrukcji i budowy podstawowych elementów i

zespołów, sposoby regulacji ciśnienia i prędkości oraz sterujące i kopiujące układy). Książka zawiera także konstrukcje spotykane w obrabiarkach krajowych i zagranicznych.

Przeznaczona jest dla inżynierów i techników oraz dla studentów specjalizujących się w budowie i obsłudze obrabiarek.

Wojciechowski J.

Budowa i pilotaż radiomodeli

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1972, wyd. 2 popr. i uzupełn., poziom II, format A4, s. 132 + 3 wkładki, rys. 159, tabl. 12, nakład 10 000, zł 50.—

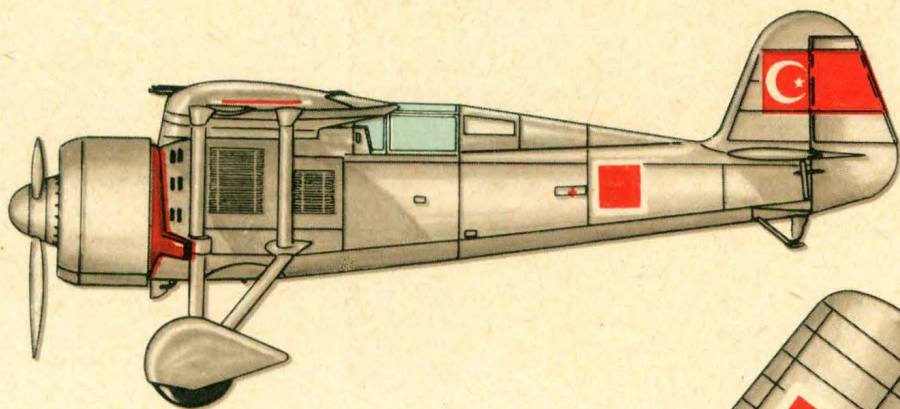
W książce przedstawiono sposoby samodzielnej budowy kompletnych, prostych jednokanałowych urządzeń do zdalnego sterowania modeli oraz 6 różnych radiomodeli. Opisano zasady pilotowania wszelkich radiomodeli (od pilotażu podstawowego do akrobacyjnego). Podano liczne rysunki perspektywiczne oraz plany w skali 1:1 dla ułatwienia budowy opisanych urządzeń i modeli.

Hebda M., Janecki J.

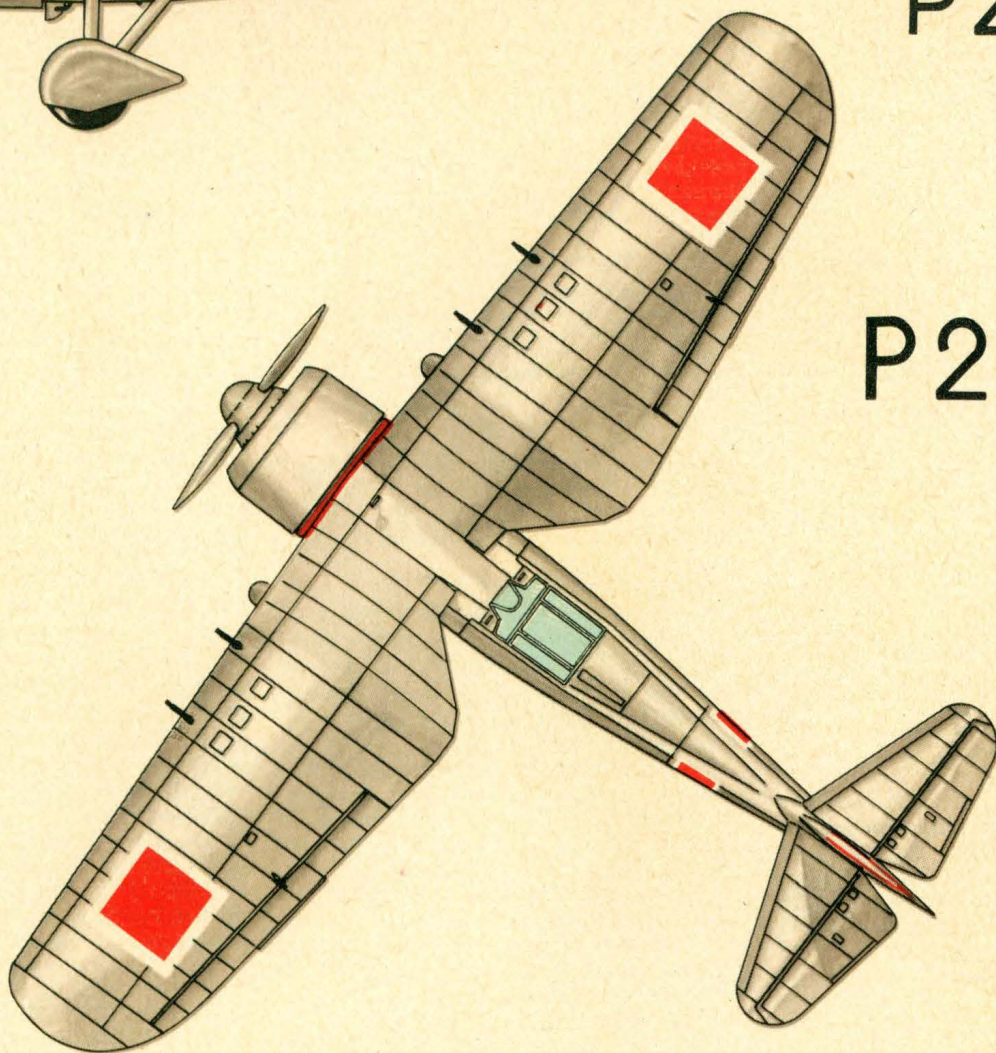
Tarcie, smarowanie i zużycie części maszyn

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2 popr., B5, s. 376, rys. 316, tabl. 93, nakł. 4000, poziom IV—III, pl., zł 64.—

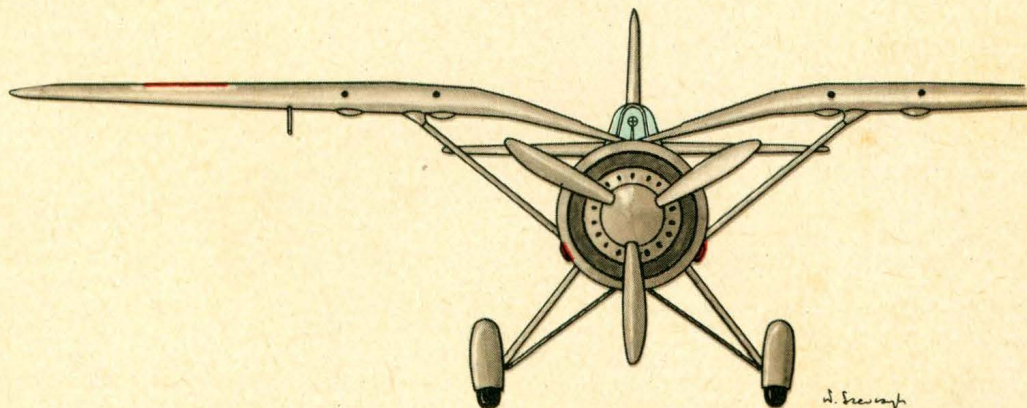
W książce omówiono zagadnienia tarcia, smarowania i zużycia warstwy wierzchniej, jej własności oraz metody jej kształtowania. Przedstawiono metody badań tarcia i zużycia oraz opisy budowy urządzeń i maszyn do ich badania. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników — mechaników oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych.



PZL



P24^G



H. Brewster