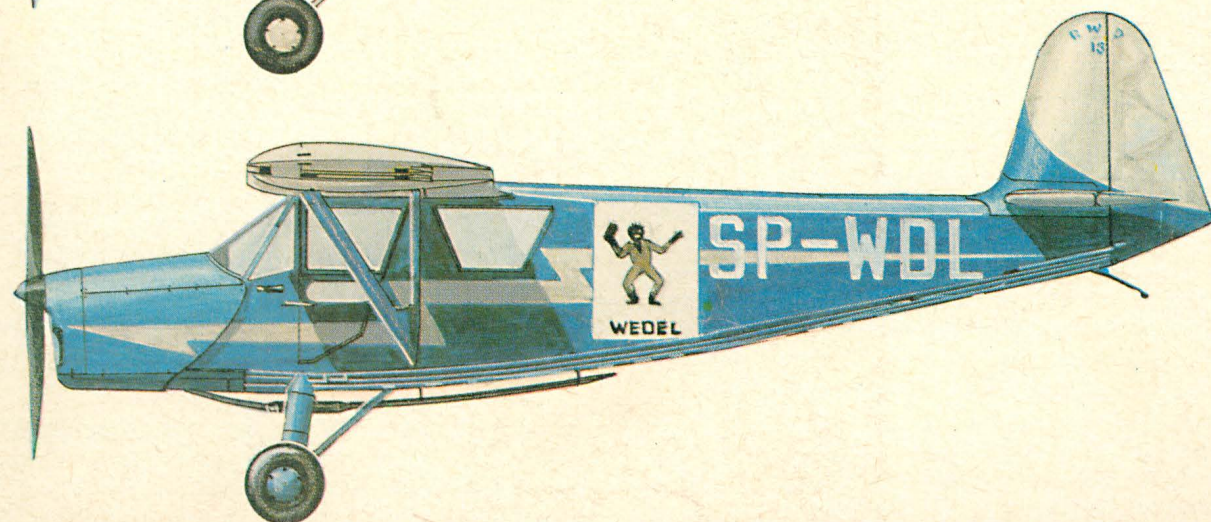
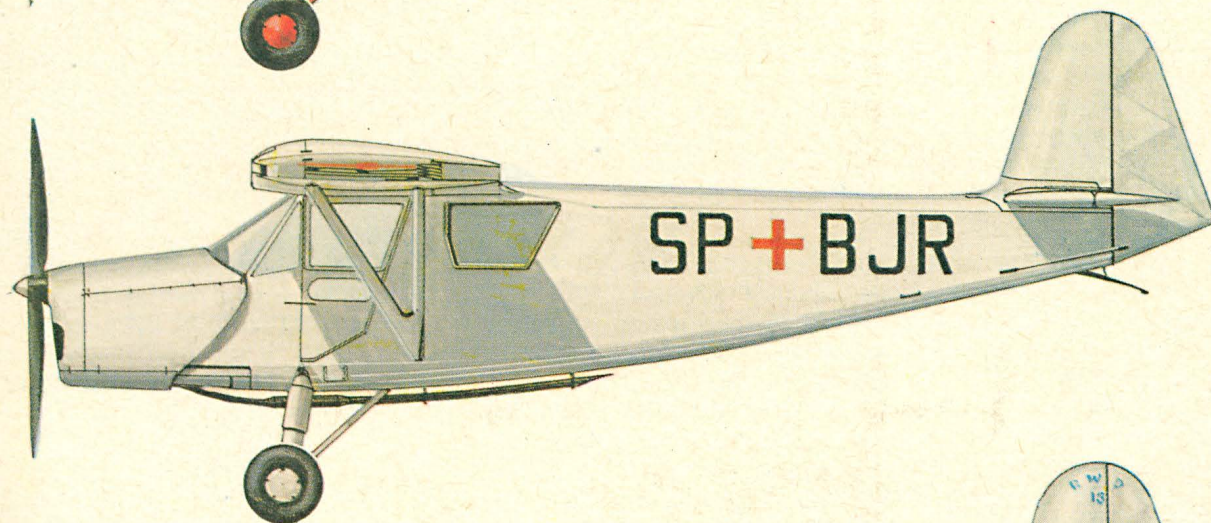
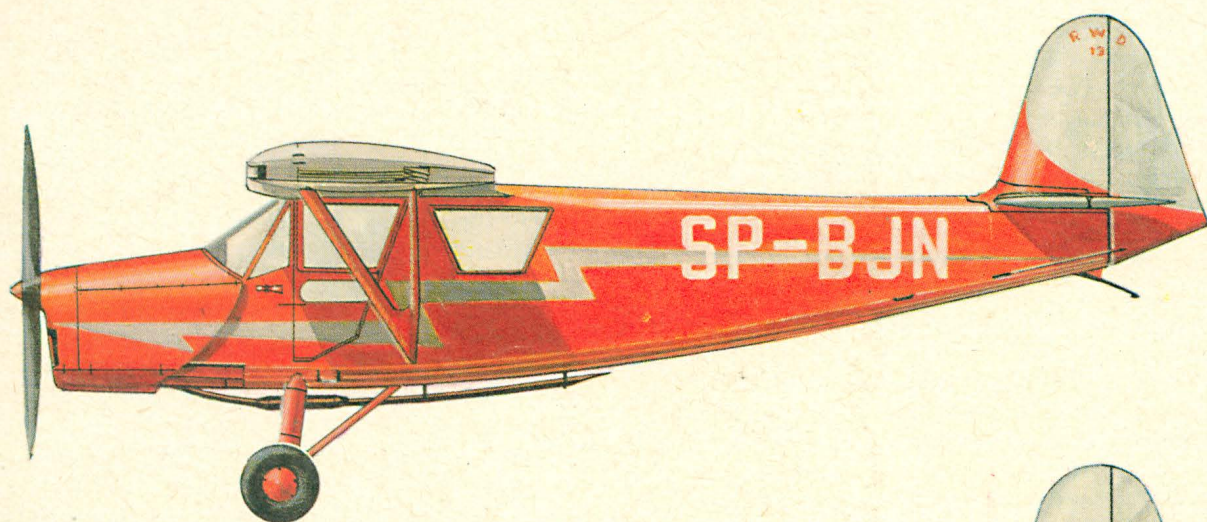


TECHNIKA

3'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-



● В дальнейшем развивается кооперация в продукции между ПНР и СССР. Выполняя договор подписанный в мае прошлого года, **Вытврня Спшенту Комуникацийного ПЗЛ-Мелец** окончила 5 октября 1977 г. **постройку килья** советского аэробуса **ИЛ-86**, предназначенного для перевозки 350 пассажиров (французско-западнегерманский аэробус А-300Б4 вмещает 224 пассажира). Киль имеет высоту 11 м и массу 2000 кг. 1.XI.1977 г. завершилась также постройка горизонтального оперения, почти вдвое большего чем киль — 20,5 м размаха и 3000 кг массы. За это польская гражданская авиация получит самолеты ИЛ-86 и другую авиатехнику.

● Первые польские двигатели **ПЗЛ-3С** были отправлены в США изготовителем (Вытврня Спшенту Комуникацийного ПЗЛ-Жешув). ПЗЛ-3С — это радиальный двигатель мощностью в 444 кв (600 л.с.). Поршневые двигатели такой мощности имеют спорос, так как запасы из складов военной авиации США кончаются, а кроме ПНР такие двигатели не находятся в продукции. ПЗЛ-3С предназначен прежде всего для сельскохозяйственных самолетов большой грузоподъемности. Двигатели уже со второй половины 1976 г. проходили испытания на американских сельскохозяйственных самолетах Граммэн Аг-Кэт и Траш Коммандер. Эксплуатация двигателей американскими потребителями выпала положительно, так как расход топлива на 20% меньше американских двигателей той-же мощности, а междуремонтный период — больше. Американская фирма Лаион Фляинг Сервис из Вельш в штате Луизиана заказала еще 5 двигателей, которые были уже поставлены. Прогнозы продажи ПЗЛ-3С в США положительны, так как двигатели годятся для самолетов Аг-Кэт и Траш-Коммандер, для которых двигателей начинает недоставать. Конструктора из ПЗЛ-Жешув разрабатывают для двигателя редуктор, который — увеличивая тягу винта — сделает возможной установку этого двигателя на самолеты с большей грузоподъемностью.

● ФАИ — международная авиационная федерация удостоверила **два новых международных рекорда**, установленные польской спортсменкой Аделей Данковской в классе Д-1 в **открытом перелете** на одноместном планере **Янтарь-1** из местности Слубице до местности Ровно (СССР) 837 км, 19.IV.1977 и в классе Д-2 в **перелете до определенной местности и обратно** на двухместном планере **Хальны** по маршруте Лешно-Якубово-Лешно. Длина маршрута 574,34 км. Пассажижкой являлась Эва Ягелло, полет состоялся 25.V.1977.

● Сельскохозяйственно-Техническая Академия из гор. Ольштын, Институт Авиации, Научно-Производственный Центр Легких Самолетов и ВСК-Мелец организовали в III квартале 1977 г. **IV Симпозиум по Сельскохозяйственной Авиации** в г. Ольштын. В заседаниях участвовали представители польских предприятий сельского хозяйства, сельскохозяйственной авиации, научных институтов, а также представители Высшего Инженерного Училища в Берлине. Были прочитаны 16 основных докладов.

● Известный инструктор-пилот, сениор польской авиации — **Павел Золотов** окончил 85 лет. Реконструированный им планер-балансир „Летня” конструктора Тањско-го из 1896 г., Фарман-IV из 1910 г. и Демуазель Сантос-Дюмонта из 1909 г. являются в настоящее время экспонатами Музея Техники в Варшаве и Музея Авиации и Астронавтики в Кракове.

● Poland and the Soviet Union continue co-operation. Under the agreement concluded in May 1976, the WSK-PZL Mielec Works completed on October 5, 1977, the construction of a vertical stabilizer for the Soviet broad-bodied **Il-86 Aerobus** intended for carrying 350 passengers (French — West German A-300B4 aerobus carries 224 passengers). The vertical stabilizer is 11 m in height and weighs 2000 kg. On November 1, 1977, the construction of the horizontal stabilizer — two times bigger than the vertical one, was also completed. The stabilizer is 20.5 m in span and its weight is 3000 kg. By way of compensation for the co-operative services the Polish General Aviation will get Il-86 aircraft and other aviation equipment.

● **The first Polish PZL-3S engines have been shipped to the United States** by the WSK-PZL Rzeszów Works. The PZL-3S is a radial engine of 444 kW (600 HP). Piston engines of this rating are greatly in demand, as the supplies from demobilized USAF equipment are shrinking and no one builds similar engines besides Poland. The PZL-3Ss are primarily intended to power agricultural airplanes of high lift capacity. The engines began to be tried on American Grumman Thrush-Commander and Ag-Cat ag airplanes in mid 1976. American users were satisfied with the results, because they have lower fuel consumption by 20% than American engines of this rating and additionally they have comparatively long TBO. American Lyon Flying Service Inc., Welsh, Louisiana, ordered further five units which have been already delivered. There are promising marketing opportunities for the PZL-3S in the USA. Designers from Rzeszów are working on a new reduction gear which will permit to increase the propeller thrust.

● FAI has approved **two new international gliding records** established by Adela Dankowska in Class D-1 in a goal flight from Slubice to Równe, Soviet Union, on Jantar-1 single-seater (837 km on April 19, 1977) and in Class D-2 in out-and-return flight on the Leszno—Jakubowo—Leszno route, on Halny two-seater with Ewa Jagiello as passenger (574,34 km on May 26, 1977).

● **Fourth National Seminar on Agricultural Aviation** was organized in Olsztyn by the Technical — Agricultural Academy in Olsztyn, Aviation Institute, Research — Production Center of Light Aircraft and WSK-PZL Mielec Works in the third quarter of 1977. The Seminar was attended by representatives of Polish agricultural aviation institutions, state-owned farms, research institutes and High Engineering School in East Berlin. Sixteen lectures were delivered.

● **Pawel Zolotow**, well known instructor pilot, senior of Polish aviation, finished 85 years. His reconstructions of the Tański hang glider of 1896, Farman IV of 1910, and Demoiselle Santos-Dumont of 1909 are presently exhibits in the Technical Museum in Warszawa and in the Museum of Aeronautics and Astronautics in Kraków.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

A. Glass: Dziś kupuje się system a nie samolot	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy Francji 1977 r.	4
W. Waśkowski: Wojskowe śmigłowe samoloty szkolne (II) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
Z. Brodzki: Nowe śmigło do samolotów rolniczych (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	8
R. Staniszewski: Przyszłość osprzętu elektronicznego do samolotów lekkich wielozadaniowych, rolniczych, szkolno-bojowych oraz śmigłowców (I)	12
A. Derkaczew: Badania trybologiczne *) towarzyszące projektowaniu hamulców lotniczych	15
KSIĄŻKI LOTNICZE	18 i 26
KARTOTEKA TLiA: Aero L-39 Albatros	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zastosowanie kalkulatorów w praktyce inżynierskiej	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminologia IATA: eksploatacja techniczna (I)	25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	30
B. Rzczyński: Koncepcja modelu systemu lotnisk komunikacyjnych w Polsce (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK KOMUNIKACYJNYCH)	27
J. Lewitowicz, M. Ostapowicz: Badania układu łożyskowania lotniczego silnika turbinowego podczas długotrwałej próby w hamowni	31
W NASTĘPNYM NUMERZE	33
S. Szczeciński, R. Szczepanik: Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych	34
POCZTA LOTNICZA	36 i 40
NOWOŚCI TECHNICZNE	37
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ: Prof. dr inż. Kazimierz Wolski (1887—1978)	38
A. Glass: Konspiracyjne wydawnictwa lotnicze podczas okupacji (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	39

Na okładce: samoloty RWD-13 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

mgr Zofia Reyzz-Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1 W-wa, Zam. 51. Nakład 4050 egz. Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” oraz Urzędy Pocztove i doręczyciele.

Papier ilustr. V kl. 70 g. A1. S-19.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

Military Training Propeller-Driven Aircraft (II)

Propeller aircraft continue to play a great role in training military pilots the world over. The first part of the article describes airplanes and prototypes of up to 156 HP engine power, and military users's demands concerning performance characteristics of this kind of machines. Divergences between the demand of aero clubs and the demand of military pilot schools for primary and advanced training are presented.

BRODZKI Z.

New Propeller for Agricultural Airplanes

The author describes the course of tests run by the British Dowty-Rotol on a new R289 propeller the performance of which surpasses the standard two-blade propeller. The R289 is, among others, intended to work with the PZL-3S engine, hence part of the tests was conducted in Poland.

STANISZEWSKI R.

Future of the Avionics Equipment for Light Multi-Role, Agricultural, Training-Combat Planes and Helicopters (I)

The article deals with the organization of the air traffic control and gives a survey of all used and developed airborne radio electronic equipment for air communication and navigation. In the second part, the author presents automatic navigation systems and development trends of the production technology of radio communication and radio navigation equipment.

DERKACZEW A.

Tribological Tests Accompanying the Design of Aircraft Brakes

Tribological tests used in the process of designing aircraft brakes include bench tests of available friction materials in steady-state conditions, tests of a model brake on the inertia machine, analytic tests and operation tests of a prototype brake on aircraft. The test results are used for the determination and then possible correction of design assumptions of the brake and before all for appropriate selection of friction materials.

RZECZYŃSKI B.

Concept of a Model Civil Airport System in Poland

The article discusses the role of aviation in Poland's transport system (considering the new administrative structure), it determines minimum economical cruise distance and gives a comparison with other European countries. Also, it analyses the state and development trends of the Polish air system.

LEWITOWICZ J., OSTAPKOWICZ H.

Investigations of the Bearing Arrangement in An Aero Turbine Engine During a Prolonged Test at a Test House

The article describes a method of evaluating the technical condition of elements of the bearing arrangement without engine dismantling (chemical composition of oil samples determined by X-ray fluorimetry).

SZCZECIŃSKI S., SZCZEPANIK R.

Testing of the Conditions of Mechanical Impurity Draw Into Intakes of Turbojet Engines

The article gives an analysis of the model two-dimensional flow before intakes of various types of engines, considering the effect of the earth (ignoring the compressibility and viscosity of the medium), and describes the phenomenon of the mechanical impurities being drawn in by engines.

GLASS A.

Aircraft Construction During Nazi Occupation

In so far published bibliographies of books and folders edited secretly during Nazi occupation in Poland, the air technical publications were never mentioned. This article gives the bibliography of publications of the underground Technical Institute of Aeronautics in Warszawa and the "Parasol" Battalion.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIII MARZEC 1978

TECHNIKA 3

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Dziś kupuje się system, a nie samolot

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Kilkanaście lat temu w technice wojskowej został wprowadzony termin *system*. Siły lotnicze dużych państw przestały zamawiać nowe samoloty, a zaczęły zamawiać np. system nowego myśliwca, system samolotu transportowego czy system samolotu szkolno-treningowego.

Do takiej konieczności doprowadził rozwój techniki na świecie. Nowoczesne i skomplikowane samoloty różnią się bowiem zbytnio od prostych samolotów sprzed lat czterdziestu, na których potrafił wystartować każdy pilot i mógł je obsłużyć każdy mechanik lotniczy.

Co składa się na system współczesnego samolotu wojskowego czy pasażerskiego, a nawet gospodarczego? Przede wszystkim trzy podsystemy: baza szkoleniowa, sam samolot i baza obsługowa.

Przez bazę szkoleniową rozumie się zespół urządzeń technicznych pozwalający na możliwie najszybsze, najlepsze i najtańsze przeszkolenie personelu latającego na dany typ samolotu. Np. w przypadku myśliwca jest to zarówno kabina treningowa specjalnie zaprojektowana dla danego typu samolotu (symulator lotu) jak i dwumiejscowa wersja treningowa tego samolotu. Skrócenie czasu szkolenia załogi i zmniejszenie liczby godzin potrzebnych na loty treningowe — zmniejsza koszt szkolenia załóg i przyspiesza wprowadzenie sprzętu do użytku a załóg do pracy. Obniża to koszty wprowadzenia nowego samolotu do użytku.

Przez bazę obsługową rozumie się zespół urządzeń technicznych, pozwalający na możliwie najszybszą, najlepszą (dającą duży stopień niezawodności działania samolotu) i możliwie najtańszą obsługę techniczną — począwszy od przeglądów przed lotem i po locie, poprzez prace okresowe, aż po remonty. Czas stracony na postój samolotu, spowodowany koniecznością wykonywania prac okresowych, przynosi straty finansowe. Dlatego dąży się do maksymalnej liczby godzin wylatanych rocznie, a to wymaga maksymalnego skrócenia czasu obsługi technicznej i remontów. Jedyną drogą rozwiązania tego problemu jest uproszczenie obsługi przez jej automatyzację. Służą do tego zestawy urządzeń diagnostycznych, dostarczanych lub specjalnie zaprojektowanych do danego typu samolotu. W przypadku samo-

lotu transportowego czy rolniczego w podsystem obsługi wchodzi również urządzenia załadowcze, a nawet problemy transportu i składowania ładunków, np. konteneryzacja.

Opracowując samolot, przede wszystkim trzeba mieć na względzie główne zadanie, jakie ma on wykonywać. Sprezycowanie optymalnego programu wykorzystywania samolotu (programów lotu) z punktu widzenia najlepszego spełnienia zadań — stawia liczne wymagania konstrukcji samolotu, jego wyposażeniu oraz obsłudze. Jest to punkt wyjścia do projektowania zarówno samolotu jak i całego systemu.

Oczywiście, samolot też musi być dostosowany do pracy w systemie. Aby była możliwa szybka obsługa, musi być możliwie łatwy dostęp do kontrolowanych punktów, a punktów tych musi być jak najmniej. Lecz przede wszystkim samolot musi mieć wbudowane czujniki urządzeń diagnostycznych, by kontrola odbywała się przez podłączenie urządzenia diagnostycznego do gniazda na samolocie, a nie przez mocowanie czujników w poszczególnych punktach samolotu, gdyż byłoby to zbyt pracochłonne i mijaloby się z celem. Ponadto samolot oraz jego silnik i wyposażenie muszą mieć konstrukcję modułową, w szczególności tych zespołów, które ulegają zużyciu lub uszkodzeniu. Bowiem wymiana modułów jest szybsza i łatwiejsza niż demontaż całego zespołu i wymiana w nim poszczególnych elementów. Budowa modułowa pozwala na prowadzenie remontów według stanu modułów, a nie metodą remontów generalnych.

Im samolot jest bardziej wyspecjalizowany i większy, a jego wykorzystanie ma być intensywniejsze i bardziej efektywne — tym ważniejsze jest posiadanie całego systemu. Dlatego duże instytucje i przedsiębiorstwa, jak lotnictwo wojskowe czy lotnictwo komunikacyjne, nie zamawiają dziś samych samolotów czy śmigłowców, lecz kompletne systemy. W lotnictwie gospodarczym lat osiemdziesiątych niewątpliwie przedsiębiorstwa usług agrolotniczych też będą chciały stosować systemy. Jedynie samoloty lekkie o masie własnej do 1000 kg będą jeszcze nabywane w postaci samych samolotów, przy istnieniu odpowiedniej obsługi posprzedażnej oraz sieci stacji obsługowych i warsztatów remontowych.



POLSKA

● W dalszym ciągu rozwija się kooperacja produkcyjna pomiędzy PRL a ZSRR. Na podstawie umowy zawartej jeszcze w maju ub. r. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL — Mielec zakończyła 5 października 1977 r. budowę statecznika pionowego do szerokokadłubowego aerobusu radzieckiego Il-86 przeznaczonego do transportu 350 pasażerów (francusko-zachodniemiecki aerobus A-300B4 zabiera 224 osoby). Statecznik pionowy ma wysokość 11 m i masę 2000 kg. 1.XI.1977 r. została również ukończona budowa statecznika poziomego, prawie dwukrotnie większego od statecznika pionowego: 20,5 m rozpiętości i 3000 kg masy. Jako kompensatę za usługi kooperacyjne Polskie Lotnictwo Cywilne otrzymywać będzie samoloty Il-86 i inny sprzęt lotniczy.

● Pierwsze polskie silniki PZL-3S zostały wysłane do Stanów Zjednoczonych przez Wytwórnię Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów. PZL-3S to silnik gwiazdowy o mocy 444 kW (600 KM). Silniki tłokowe o tej mocy są poszukiwane, gdyż kończą się już zapasy pochodzące z demobilu lotnictwa USA, a oprócz PRL nikt podobnych silników nie produkuje. PZL-3S przeznaczone są przede wszystkim do samolotów rolniczych o większym udźwigu. PZL-3S już od drugiej połowy 1976 r. przechodziły próby na amerykańskich samolotach rolniczych Grumman Trush-Commander oraz Ag-Cat. Eksploatacja ich przez amerykańskich użytkowników wypadła pomyślnie, gdyż zużywają one o 20% mniej paliwa niż amerykańskie silniki tej mocy, a ponadto mają odpowiednio długi okres międzyremontowy. Amerykańska firma Lyon Flying Service Inc. z Welsh w stanie Luizjana zamówiła 5 następných silników, które właśnie zostały dostarczone. Prognozy zbytu PZL-3S do Stanów Zjednoczonych przedstawiają się pomyślnie, gdyż stanowią one odpowiednie zespoły napędowe do samolotów Ag-Cat i Trush-Commander, dla których zaczyna już brakować silników. Konstruktorzy z PZL-Rzeszów opracowują obecnie nowy reduktor, który pozwalając na zwiększenie ciągu śmigła umożliwi wyposażenie w ten silnik samolotów o większym udźwigu.

● FAI — Międzynarodowa Federacja Lotnicza zatwierdziła dwa nowe rekordy międzynarodowe ustanowione przez Adelę Dankowską: w klasie D-1 w przelocie docelowym na jednomiejscowym szybowcu Jan-tar-1 ze Słubic do Równego w ZSRR (837 km, dn. 19.04.1977 r.) i w klasie D-2 w przelocie docelowo-powrotnym na dwumiejscowym szybowcu Halny na trasie Leszno — Jakubowo — Leszno. Długość trasy 574,34 km. Pasażerka była Ewa Jagiełło, a lot odbył się 28.05.1977 r.

● H. Kucharski na łamach Skrzydlatej Polski w artykule *Każdy samolot na wagę złota* zwraca uwagę na nabrzmiały problem co najmniej niedostatecznego tempa remontów samolotów sportowych, a zwłaszcza Wilg, co powoduje ich wielki niedobór. Częściowo ratują sytuację Lotnicze Zakłady Naprawcze Aeroklubu PRL w Krośnie, które przedłużyły resurs 22 Wilgom. Gdyby nie ta akcja, liczba unieruchomionych Wilg wyniosłaby 80% floty samolotów sportowych aeroklubów, a nie „zaledwie” połowę całego parku. Jakże są środkiem zaradczym? Autor rzuca apel do odpowiednich instytucji o wypowiedzenie się w kwestii usprawnienia remontów i odmrożenia milionowych sum tkwiących w unieruchomionych samolotach sportowych.

● Akademia Rolniczo-Techniczna z Olsztyna, Instytut Lotnictwa, Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich i WSK — Mielec zorganizowały w III kwartale 1977 r. IV Ogólnopolskie Seminarium Agrolotnicze w Olsztynie. W obradach uczestniczyli przedstawiciele polskich instytucji agrolotniczych, Państwowych Gospodarstw Rolnych, instytutów naukowych, pracownicy operatywni tej branży oraz przedstawiciele Wyższej Szkoły Inżynierskiej w Berlinie Wschodnim. Na seminarium wygłoszono 16 referatów podstawowych.



Samolot An-12B SP-LZB linii towarowej Warszawa — Frankfurt nad Menem — Londyn, otwartej przez PLL LOT 14.11.1977 r. Fot. W. Garbarczyk

● Znany instruktor-pilot, senior polskiego lotnictwa — Paweł Zolotow — ukończył 85 lat. Zrekonstruowana przez niego Lotnia Tańskiego z 1896 r., Farman IV z 1910 r. i Demoiselle Santos-Dumonta z 1909 r. — są obecnie eksponatami Muzeum Techniki w Warszawie oraz Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

● Centralna Rada Związków Zawodowych przyznała Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL — Rzeszów tytuł Zakładu Pracy Socjalistycznej i 9 listopada ub. r. wręczono załozce sztandar z napisem *Centralna Rada Związków Zawodowych — przodująca zło-dze Czynu Październikowego*.

● 18 sierpnia br. zmarł w USA wybitny konstruktor lotniczy z okresu międzywojennego, twórca tzw. usterzenia motylkowego, inż. Jerzy Rudlicki. Pionier lotnictwa polskiego przeżył 84 lata.

kokadłubowy samolot europejski, który trafił na ekskluzywny rynek Stanów Zjednoczonych. Transakcja ta może stanowić precedens. Dyrektor Eastern określił wartość techniczną A-300B4 jako skok jakościowy pod względem oszczędności zużycia paliwa. Wynosi ona aż 26% w stosunku do najpopularniejszego samolotu amerykańskiego B-727, zbudowanego w liczbie ponad 1200 sztuk.

● Następne zamówienia napływają na Aerobus A-300B4. Ostatnio SAS — Scandinavian Airlines System — zamówił 12 aerobusów. Termin dostawy został rozłożony na 5 lat do 1984 r. SAS zażądał, aby zamówione A-300B4 były napędzane silnikami General Electric CF6-50. Jest to korzystne dla francuskiego producenta silników odrzutowych SNECMA, który w 26% uczestniczy w montażu tych silników.



BELGIA

● Wojskowe Lotnictwo Belgii, pierwszy importer francusko-niemieckich odrzutowych samolotów treningowo-szturmowych Alpha Jet, podało do wiadomości swój plan szkolenia pilota 300 godzin, z czego 150 godzin na samolotach śmigłowych SF-260M, po czym szkolenie i trening zaawansowanych na samolotach Alpha Jet (90 godzin) i szkolenie specjalizacyjne (przed operacyjnym) przez dalsze 60 godzin na Alpha Jet, w tym 15 godzin szkoły ognia.



FRANCJA

● Ruszyła produkcja treningowo-szturmowych samolotów Dassault/Dornier Alpha Jet. Pierwszy seryjny samolot we francuskiej wersji treningowej odbył lot w grudniu ub. r. a zachodniemiecka odmiana treningowo-szturmowa ma rozpocząć loty w II kwartale br. Prototyp 01 Alpha Jet rozbił się.

● Budowane w kooperacji przez Francję i RFN aerobusy A-300B4 zostały po raz pierwszy zakupione przez amerykańskiego przewoźnika lotniczego — firmę Eastern Airlines, w liczbie 4 sztuk. Stanowi to niewątpliwą sukces producenta: jest to pierwszy szero-



INDONEZJA

● Indonezja rozwija swój przemysł lotniczy, rozszerzając zakres nabytych licencji między innymi na 100 śmigłowców zachodniemieckich BO-105, do których już dostarcza 30% elementów, na samoloty turbośmigłowe lokalnego transportu ((hiszpańskie CASA 212), a ostatnio podpisała umowę licencyjną na produkcję śmigłowców francuskich Puma.



JAPONIA

● Pierwszy nowy seryjny samolot do szkolenia podstawowego i przejściowego, japoński Fuji KM2B (oznaczenie wojskowe T3), rozpocznie służbę w wojskowych szkołach pilotażu na początku II kwartału 1978 r. Pierwsza seria tych samolotów liczy 62 sztuk.



RFN

● Związek zachodniemieckiego przemysłu lotniczego podał do wiadomości, iż tegoroczny salon lotniczy w Hannoverze odbędzie się w dniach od 26 kwietnia do 4 maja na miejscowym lotnisku. W bieżącym

roku będzie zwrócona specjalna uwaga na obsługę fachowców, zwłaszcza z krajów socjalistycznych.



USA

Do 31.08.1977 r. Boeing wyprodukował:

samoloty	zamówienia [szt.]	dostawy [szt.]
B707/720	924	914
B727	1461	1288
B737	527	497
B747	342	309

Łącznie zamówiono 3254 odrzutowych samolotów pasażerskich, z czego pozostało do realizacji 249 sztuk. Miesięczne tempo produkcji wynosiło w połowie 1977 r. B-707/720 po 1 sztuce, B727 — 8 szt., (w 1976 r. po 6 szt.); B737 — 2 szt. (plan na 1978 r. przewidują wzrost tempa produkcji do 3 szt.) i B747 po 1,5 szt. miesięcznie. Zatrudnienie: 67 800 przy produkcji samolotów cywilnych i wojskowych.

We wrześniu 1977 r. firmy McDonnell Douglas i Northrop przystąpiły do budowy pierwszego morskiego samolotu myśliwko-szturmowego F-18 Hornet. Przewidziana seria: 811 sztuk. Oblot samolotu ma się odbyć jesienią 1978 r. F-18 Hornet zastąpi użytkowane przez US Navy samoloty F-4 Phantom i szturmowy A-7.

Ministerstwo Obrony USA zamówiło pierwszą partię (105 sztuk z przewidzianej serii 1388 sztuk) myśliwskich samolotów General Dynamics F-16. Przewidywany koszt serii amerykańskiej i 348 sztuk zamówionych przez 4 europejskie kraje NATO (Holandia, Belgia, Dania i Norwegia) ma wynieść około 14÷15 mld dol.

Cena myśliwskiego samolotu F-16 dla kooperantów europejskich ma wynosić w 1978 r. 6,09 mln dol., zaś 8 mln dol. wraz z częściami zamiennymi, zapasami logistycznymi, symulatorem lotu itp.

Prognoza FAA — Federalnej Administracji Lotnictwa Stanów Zjednoczonych — przewiduje, iż wartość sprzedaży lekkich samolotów w 1978 r. przekroczy sumę 1,5 mld dol. i osiągnie 2,2 mld dol. w 1980 r. Równocześnie zdaniem FAA liczba lekkich samolotów w 1988 r. wzrośnie w porównaniu ze stanem obecnym o 70 000 sztuk — do 250 000 sztuk.

Poważny wzrost amerykańskiej floty samolotów rolniczych. Według prognozy NASA — tendencja ma charakter stały. W ciągu 4 lat (1970-1974) ilość arealu obsługiwanego przez agrolotnictwo wzrosła z około 40 mln do 80 mln ha. NASA obliczyła, iż w 1974 r. było 16 000 samolotów rolniczych wyspecjalizowanych i przystosowanych, z czego 1400 wyprodukowały Stany Zjednoczone z czego (eksportowały połowę). Za 1400 samolotów producenci amerykańscy zainkasowali w 1974 r. około 50 mln dol. podczas gdy dostawy chemikaliów dla agrolotnictwa — ponad 300 mln dol.

Taksówki powietrzne w Stanach Zjednoczonych coraz bardziej popularne. Statystyka amerykańska zanotowała w 1976 r.: taksówki powietrzne USA przewiozły 10 mln osób w czasie 2 mln 250 tys. godzin, przebywając 525 mln km w 2 mln. 600 tys. lotów. Średnio 1 lot trwał 52 min średnia prędkość wynosiła 240 km/h.

Kolejny rok sukcesów producenta lekkich samolotów Piper. W 1976 r. firma dostarczyła nabywcom 4500 samolotów. W połowie 1977 r., kiedy ogłoszono sprzedaż nowych modeli na 1978 r. — Tomahawk i Cheyenne I i II — sprzedano w ciągu 2 godzin 900 szt. tych samolotów.

1 milion dolarów dziennie wydaje firma United Technologies na badania. W bieżącej pięciolatce, tj. do 1981 r. UT planuje poświęcić na ten cel ponad 2 mld dol. Roczny obrót UT w 1976 r. wyniósł 5,5 mld dol. W skład koncernu wchodzi przedsiębiorstwa produkujące sprzęt lotniczy: Pratt and Whitney, Sikorsky Aircraft, Hamilton Standard oraz Norden. Z przedsiębiorstw poza lotniczych: OTIS — największy w świecie producent wszelkiego rodzaju wind i ruchomych schodów oraz Essex — producent sprzętu elektromechanicznego. UT zatrudnia 134 000 osób w 80 wytwórniach (20 000 osób w Europie). Wartość nowych inwestycji wyniosła od 1972 r. 1 mld dol.

Prace rozwojowe nad silnikiem Pratt-Whitney JT-9D pochłonęły już 1200 mln dol PT sprzedał dotychczas 1200 tych silników. Koszty prac rozwojowych zwrócą się dopiero po sprzedaniu 1500 JT-9D.

Amerykańska wytwórnia śmigłowców Hughes sprzedała licencję na budowę lekkich śmigłowców cywilnych Hughes 500-C Argentynie (firma RACA) i Włochom (Breda — Nardi) oraz na śmigłowce przeciwczołgowe i wsparcia ogniewego — Hughes 500M-D Południowej Korei (która już buduje pierwsze z serii 100 sztuk) oraz Japonii.

W ciągu dwu tygodni wydarzyła się seria katastrof samolotów wojskowych. W USA i Australii rozbiły się 3 samoloty F-111D, które mają zastąpić (jako tańsze) strategiczne bombowce B-1. W Japonii samolot myśliwko-bombardujący F-4 Phantom spadł na budynek, F-14 Tomcat Marynarki Wojennej USA przy lądowaniu na lotnisku Nimitz spadł do morza, a w Szwecji rozbił się myśliwko-bombardujący AJ-37 Viggen.



W. BRYTANIA

Rolls-Royce ponownie wydłuża okres międzyremontowy silników Viper. Tym razem do 4000 godzin silników Viper 522, w które są wyposażone dyspozycyjne samoloty Hawker Siddeley, HS-125. Równocześnie wydłużono okres międzyremontowy silników Viper 601 z 2000 do 2500 godzin.

Kolejne dostawy samolotów szkolno-treningowych Bulldog dla Nigerii. Po serii 20 szt. zakupionych przez ten kraj od Scottish Aviation nastąpiła dostawa 12 sztuk. Nigeria — najbogatszy kraj kontynentu afrykańskiego — rozpoczęła intensywny rozwój swego lotnictwa wojskowego.

Produkcja silników tłokowych firmy Rolls Royce wynosi po około 10 silników tygodniowo. Są to przeważnie silniki IO-360 o mocy 156 kW (210 KM) sprzedawane po 13 100 dol. i stukonne (74 kW) w cenie po 7600 dol.

Straty przy produkcji samolotów naddźwiękowych Concorde wynoszą dla strony Brytyjskiej (wg orzeczenia komisji parlamentarnej) 350 mln dol. Ponadto brytyjskie straty wynikające z nakładów na prace rozwojowe nad tym samolotem, sięgają 890 mln dol. Cena jednostkowa Concorde montowanego w W. Brytanii wynosi 89,25 mln dol. Rządy angielski i francuski — wobec wysokości strat — orzekły zawieszenie produkcji Concorde do chwili sprzedania ostatniego samolotu z budowanej serii 16 sztuk.

Rolls Royce i francuska Turbomeca planują wspólne opracowanie nowego silnika śmigłowego w klasie 1100 kW — (1450 KM) dla przyszłego wojskowego śmigłowca transportu taktycznego, odpowiednika amerykańskiego śmigłowca UTTAS, wyposażonego w 2 silniki o mocy po 1100 kW.

Kolejne sukcesy eksportowe brytyjskiego sprzętu lotniczego. SBAC (British Aerospace) podała do wiadomości, iż w okresie od stycznia do października 1977 r. wartość eksportu brytyjskiego sprzętu lotniczego w

porównaniu z takim samym okresem poprzedniego roku wzrosła o 50 mln funtów (tj. o 85 mln dol.), osiągając sumę 765 mln £ (1,2 mld. dol.). Połowę wartości eksportu stanowiły wywóz silników nowych i regenerowanych.



WŁOCHY

Wojskowa odmiana samolotu Partenavia P-68B Victor będzie wyposażona w dwa turbosmigłowe silniki Allison-B17B o mocy po 235 kW (320 KM) zamiast dotychczasowych 2 silników Lycoming o mocy po 149 kW (200 KM). Zgodnie z przepisami NATO P-68 Turbo będzie miał 6 zaczepów podskrzydłowych do uzbrojenia i pod kadłubem 1 Minigun (długość 20÷30 mm). Partenavia spodziewa się uzyskać poważne zamówienia na ten samolot głównie od państw rozwijających się.



ZSRR

Nowy rekord świata wysokości dla wszystkich kategorii samolotów ustanowił radziecki pilot-oblatywacz A. Fiedotow. Osiągnął on na samolocie Je-266M pułap 37 650 m, bijąc swój poprzedni rekord o 1410 m.

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich ogłosiło konkurs nt.:

Modernizacja środków produkcji źródłem wyzwania rezerw w przemyśle maszynowym

Konkurs ma charakter cykliczny i trwa od 1 lipca 1977 r. do 31 grudnia 1980 r. Podsumowanie wyników i przyznawanie nagród odbywać się będzie po zakończeniu każdego roku kalendarzowego.

Zgłaszane prace powinny dotyczyć ponadplanowych przedsięwzięć organizacyjno-technicznych, technologicznych lub konstrukcyjnych, związanych z modernizacją parku maszynowego, szczególnie w zakresie zwiększania stopnia mechanizacji lub automatyzacji.

Warunkiem uczestnictwa w konkursie jest wdrożenie zgłoszonego rozwiązania w przedsiębiorstwie podległym resortowi Ministerstwa Przemysłu Maszynowego lub Ministerstwa Przemysłu Maszyn Robotycznej Ciężkiej i Rolniczych.

Szczegółowych informacji w zakresie zgłaszania i oceny prac konkursowych udziela Sekretariat Konkursu przy Zespole Ośrodków Rzeszowskiego i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT, 01-737 Warszawa, ul. Elbląska 10, tel. 39-01-51 w. 940.



Przemysł lotniczy Francji 1977 r.

Zatrudnienie 106 291 osób
 Wartość produkcji 3 730 mln dol.
 Wartość eksportu 2 060 mln dol.

Roczna produkcja:

— samolotów pasażerskich 79 szt.
 — samolotów wojskowych 189 szt.
 — samolotów lekkich 576 szt.
 — śmigłowców 329 szt.
 — silników 901 szt.

STRUKTURA PRZEMYSŁU (wg zatrudnienia)

Platowcowy i rakietowo-kosmiczny 58 911
 Silnikowy 22 920
 Wyposażeniowy 24 460

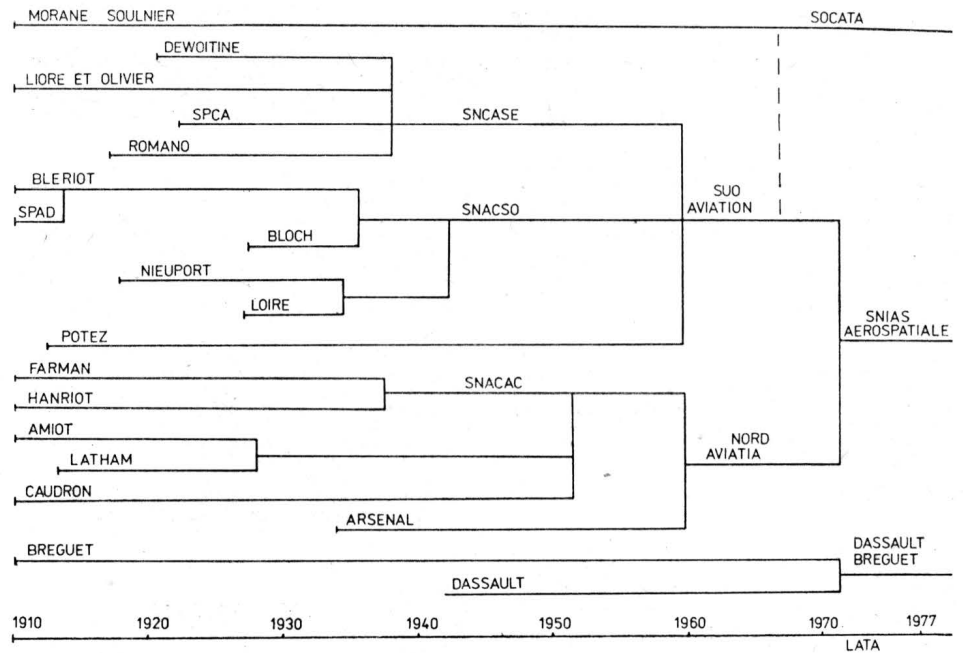
STRUKTURA PRAC (wg zatrudnienia)

Badania i prace rozwojowe 19,6%
 Budowa prototypów 7,3%
 Produkcja 53,3%
 Różne 19,9%

STRUKTURA ZATRUDNIENIA

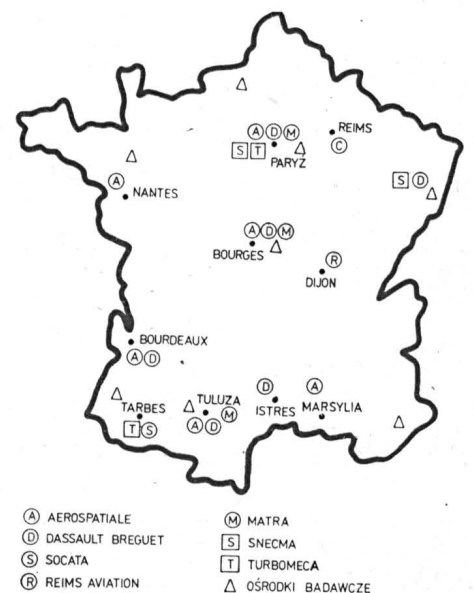
Inżynierowie 13% i technicy 30% 43%
 Personel biurowy 14%
 Robotnicy 43%

Genealogia francuskich wytwórni samolotów



GŁÓWNE WYTWÓRNIE

Nazwa wytwórni	Zatrudnienie	Miejscowość	Wyroby
AEROSPATIALE	40 300	Paryż, Nord, Toulouse Bourges, St. Nazaire, Marignane	Concorde, Fregate Lama, Alouette-II, III, Gaze- lle, Dauphin, Ecureuil, Puma, Super Frelon
DASSAULT-BREGUET	15 400	Paryż, Bordeaux, Toulouse, Istres	Mirage III, 5, 50, F1 Mystere-Falcon 10, 20, 20G, 50
SOCATA	875	Tarbes	Rallye
REIMS AVIATION	496	Reims	Cessna F-150, 172, 337
PIERRE ROBIN	147	Dijon, Darois	HR-100, 200, DR-400
MATRA	2 773	Paryż, Rueil, Toulouse	pociski rakietowe
SNECMA	19 720	Paryż, Bouviers, Gennevilliers	Atar 9, Olympus 593, CFM-56
TURBOMECA	4 668	Paryż, Bordes, Tarnos	silniki Turbomeca
Ośrodki badawcze CEV CEP CEAT ONERA	12 550	Bretigny, Toulouse, Istres Saclay Toulouse, Vernon St. Louis	



Wojskowe śmigłowe samoloty szkolne (II)

Mgr WŁODZIMIERZ WASKOWSKI

Samoloty śmigłowe wciąż odgrywają dużą rolę w szkoleniu pilotów wojskowych na świecie. W części I artykułu opisano używane samoloty i prototypy o mocy silnika do 156 kW oraz przedstawiono postulaty użytkowników wojskowych, dotyczące charakterystyk i osiągnięć tego sprzętu. Przedstawiono rozbieżności w tej dziedzinie pomiędzy zapotrzebowaniem aeroklubów i wojskowych szkół pilotów na śmigłowe samoloty do podstawowego szkolenia i treningu.

Wydaje się słuszne, aby przy omawianiu stanu obecnego i perspektyw rozwoju wojskowych samolotów śmigłowych do podstawowego szkolenia i wstępnego treningu oprzeć się na kryterium mocy rozwijanej przez ich zespoły napędowe, gdyż wraz ze wzrostem mocy odpowiednio powiększają się prędkość i masa użyteczna, a w konsekwencji wylania się możliwość uzbrajania tych lekkich maszyn, dzięki czemu uzyskują one większą zdolność do konkurencji na światowych rynkach zbytu.

Z tych powodów śmigłowe samoloty wojskowe do podstawowego szkolenia i wstępnego treningu podzielone zostały na trzy odrębne grupy. Pierwsza z nich to samoloty do podstawowego szkolenia o mocy silników nie przekraczającej 155 kW (do 210 KM). Drugą grupę stanowią samoloty o chowanym podwoziu i mocy silnika od 155 kW w górę lub samoloty o niekonwencjonalnej konstrukcji. Wreszcie trzecia grupa to rozwijane obecnie samoloty szkolne o napędzie turbośmigłowym.

Samoloty tłokowe do podstawowego szkolenia

Przez długie lata lotnictwo wojskowe stosowało do podstawowego szkolenia i wstępnego treningu zwykle aeroklubowe samoloty lekkie. W Anglii, Kanadzie, Australii i kilku innych państwach panował od 1937 r. Tiger Moth o mocy 130 KM, a następnie DHC Chipmunk (moc 111 kW — 145 KM); w Stanach Zjednoczonych — jeszcze nawet w pewnych przypadkach dotychczas — Cessna 172 (moc 111 kW — 145 KM) nosząca oznaczenie wojskowe T-41A; we Francji Nord 3202 i Holste Broussard MH-52; we Włoszech i RFN (budowany tam na zasadzie licencji) Piaggio P-149; w Szwajcarii Pilatus P-3, a w kilku innych krajach (Holandia, Argentyna, Brazylia) — Fokker S-11.

Produkcja tych samolotów została w zasadzie zakończona, ale wiele z nich znajduje się jeszcze w użytkowaniu. Zadziwia długowieczność tych samolotów: Beech Mentor (pierwsza odmiana) został oblatany w 1940 r., anglo-kanadyjski de Havilland Chipmunk, który zastąpił Tiger Motha, wszedł do seryjnej produkcji w 1946 r. Kolejne odmiany Mentora (A i B) są nadal używane przez lotnictwo wojsk lądowych USA i Marynarkę Wojenną tego kraju; Chipmunk po dwudziestu latach służby ustąpił miejsca maszynom Scottish Aviation Bulldog 100 i 120.

W latach siedemdziesiątych prawie wszystkie kraje produkujące samoloty lub dopiero rozwijające swój przemysł lotniczy przystąpiły do konstruowania i budowania nowych samolotów przeznaczonych przede wszystkim do potrzeb lotnictwa wojskowego (rok oblotu nowych samolotów szkolnych — tabl. zamieszczona w poprzednim numerze).



Rys. 8. Angielski Bullfinch. Fot. A. Glass

W dolnym zakresie skali mocy nowych lub udoskonalonych samolotów do podstawowego szkolenia pilotów wojskowych (do 113 kW — 150 KM) znajdują się licencyjne budowane na Tajwanie i w Indonezji odmiany amerykańskiego samolotu Pazmany.

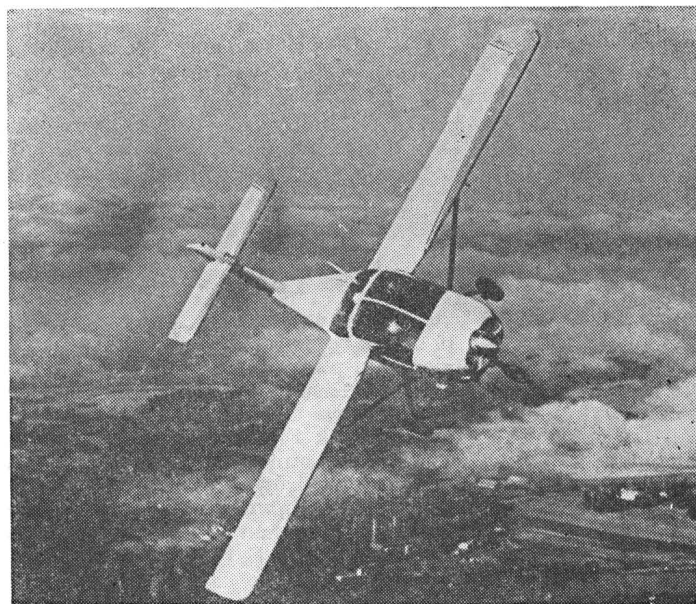
Tajwan do 1977 r. zbudował 59 sztuk tych samolotów, oznaczonych jako Cienshow, a Indonezja (oznaczenie Limpur LT-200) na bazie Pazmany PL-2 miała już w tym okresie wyprodukować kilkadziesiąt sztuk z serii liczącej 120 sztuk.

W silnik Lycoming O-320 o nieco większej mocy (119 kW — 160 KM) wyposażony jest brazylijski samolot do podstawowego szkolenia i wstępnego treningu Aerotec Uirapuru T-23, który również zapoczątkował rozwój brazylijskiego przemysłu lotniczego. Tempo produkcji Uirapuru wynosiło dotychczas 10 sztuk rocznie, jednak z uwagi na wzrost zamówień eksportowych (Boliwia zakupiła 20 Uirapuru, a Paragwaj 18 sztuk; inne zamówienia z krajów latynoamerykańskich nadal napływają), tempo produkcji ma wynosić od 1977 r. 18 sztuk rocznie, z tendencją wzrostu pod koniec lat siedemdziesiątych.

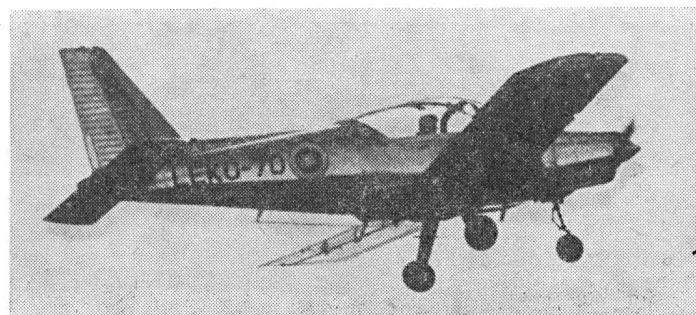
W kolejnej grupie mocy (134 kW — 180 KM) występują cztery samoloty: FFA Bravo AS-202-15/18, Zlin Z-726 Universal, Mudry CAP-10 i UTVA-75 Universal.

Jedynym samolotem z tej grupy, który ma fotele dla instruktora i ucznia umieszczone osobnie, jest czechosłowacki Zlin Z-726; pozostałe — co jest zresztą regułą dla tych samolotów — obok siebie.

Z analizy charakterystyk wymienionych samolotów wynika, iż rekordzistami pod względem liczby wyprodukowanych sztuk są samoloty rodziny Zlin Z-26, których zbudowano



Rys. 9. Szwedzki SAAB Supporter



Rys. 10. Fiński Walmet Vinka (Leko-70)

ponad 1600 sztuk (samej tylko odmiany Z-326 ponad 420 sztuk). Zlin Z-726 jest również rekordzistą pod względem masy własnej: 700 kg (przyczyną jest duża powierzchnia płata i chowane podwozie) podczas gdy masa własna CAP-10 wynosi 540 kg, a Bravo — 665 kg. Poza tym Zlin osiąga prędkość maksymalną w locie poziomym tylko 235 km/h, pozostałe zaś dwa odpowiednio po 275 i 270 km/h [8].

Przed kilku laty francuskie lotnictwo zaczęło wyposażać jedną ze swych szkół pilotów w samoloty CAP-10. Do 1977 r. zakupiło ono 20 tych maszyn.

Samoloty Bravo produkowane są przez szwajcarskie przedsiębiorstwo Flug und Fahrzeuge AG. Konstrukcja samolotu Bravo została opracowana przy udziale włoskiej firmy SIAI — Marchetti. Prototypy oblatano w Szwajcarii i Włoszech w 1969 r. Pierwszy seryjny Bravo opuścił linię montażową w 1971 r. W tym też roku włoska firma wycofała się z udziału w budowie tego samolotu, gdyż firma Agusta (właściciel SIAI, największy włoski producent śmigłowców) postanowiła ześrodkować wszystkie swoje moce produkcyjne na śmigłowcach. W 1977 r. FFA zatrudniała 1000 osób, z czego 500 w dziedzinie lotniczej (produkcja Bravo, przeglądy i remonty samolotów wojskowych i cywilnych). Pierwsze egzemplarze Bravo wyposażone były w silniki Lycoming, rodziny 0-320 (113 kW) i były jako Bravo 202/15. Piętnaście Bravo 202/15 sprzedano szwajcarskim aeroklubom. Następna wersja Bravo 202/18 ma silnik Lycoming 0-320 o mocy 134 kW — 180 KM. Pierwsza seria Bravo 202/18 liczyła 35 sztuk, z których eksportowano kilkanaście sztuk do sultanatu Omanu i do Maroka. Część tych samolotów jest wyposażona w 6 zaczepów podskrzydłowych do podwieszania uzbrojenia. Druga seria, również licząca 35 sztuk, ma lżejszą i bardziej uproszczoną konstrukcję aniżeli oryginalna ulownnicowa konstrukcja SIAI oraz znacznie powiększone zbiorniki paliwa. FFA uzyskała zamówienia eksportowe na udoskonaloną odmianę Bravo: 16 samolotów dla wojskowego lotnictwa Ugandy i 10 dla lotnictwa Maroka. Przewiduje się, że trzecia odmiana Bravo będzie miała silniki o mocy 147÷170 kW, na takie bowiem odmiany FFA otrzymuje zapytania ofertowe.

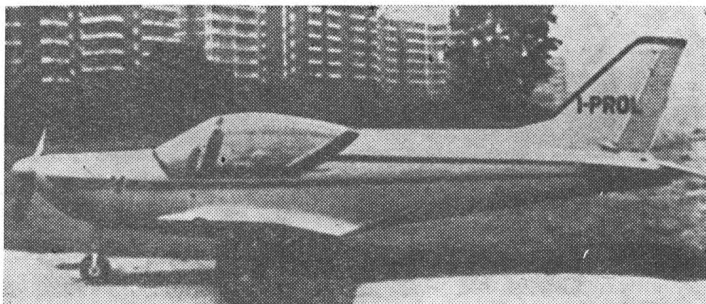
Jugosłowiański UTVA-77 Universal (silnik Lycoming ID-360-B1F (moc 134 kW — 180 KM, masa własna 620 kg, masa użyteczna 270 kg, prędkość maksymalna 270 km/h) został oblatany w 1976 r. Obecnie przechodzi próby kwalifikacyjne.

Najliczniejsza grupa samolotów wojskowych do podstawowego szkolenia wyposażona jest w silniki rodziny Lycoming 360, o mocy 147÷155 kW (200÷210 KM).

Zacznijmy od najwcześniej oblatanego (1963 r.) MBB-223 Flamingo, którego obecna odmiana ma silnik o mocy 147 kW — 200 KM. Historia produkcji i wędrówek oprzyrządowania do tego samolotu jest wręcz niebanalna.

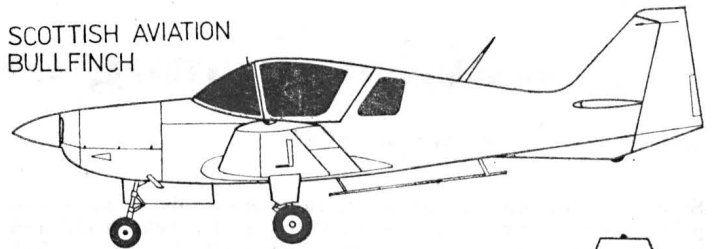
Przed piętnastu laty firma SIAT wygrała konkurs na opracowanie konstrukcji samolotu szkolno-treningowego. Jego budowę podjęła po wchłonięciu firmy SIAT zachodnioniemiecka MBB. W RFN zbudowano 50 Flamingo, z tej serii Turcja zakupiła 15 sztuk, a szwajcarski przewoźnik lotniczy — Swissair — 10 sztuk przeznaczonych do treningu swych pilotów. Po zbudowaniu pierwszej serii linia montażowa została przekazana firmie Hispano w Hiszpanii wkrótce potem wykupionej przez koncern CASA. CASA na zlecenie MBB zbudowała kolejne 50 sztuk Flamingo dla RFN, która sprzedała 32 sztuk Syryjskiemu Lotnictwu Wojskowemu. Na tym nie zakończyła się jednak wędrówka Flamingo i oprzyrządowania do jego produkcji: kolejnym etapem była Szwajcaria, gdzie firma Farner z Grenchen (jako poddostawca Pilatusa), buduje po 16 Flamingo dla Syryjskiego oraz Irackiego Lotnictwa Wojskowego.

Pod innym względem ciekawy jest rozwój produkcji 200-konnego angielskiego samolotu do podstawowego szkolenia

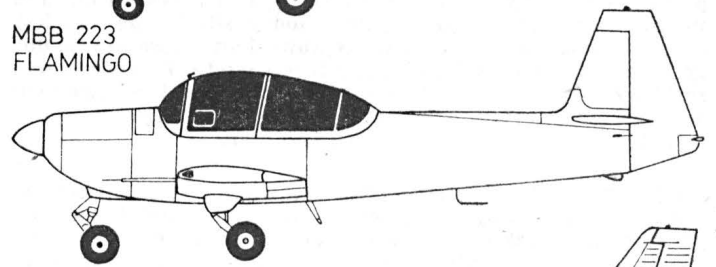


Rys. 11. Włoski Procaer F-15

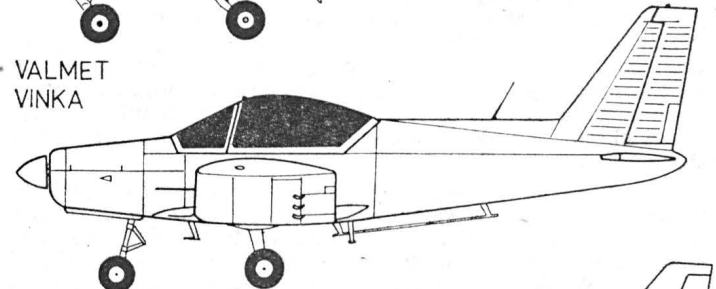
SCOTTISH AVIATION
BULLFINCH



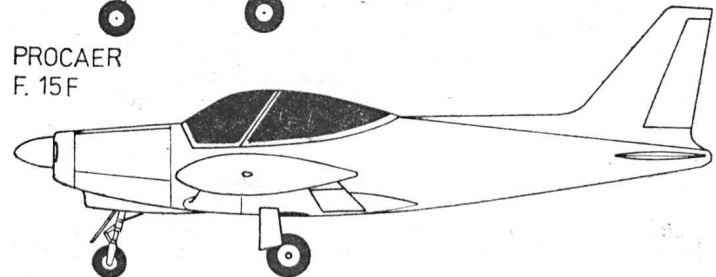
MBB 223
FLAMINGO



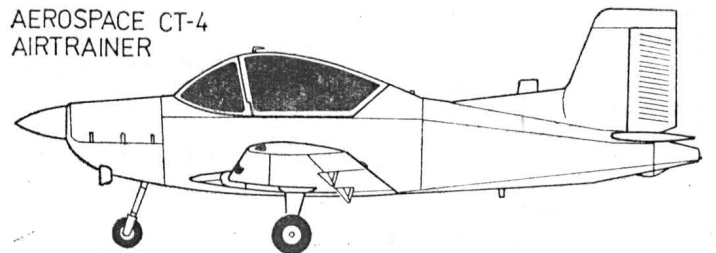
VALMET
VINKA



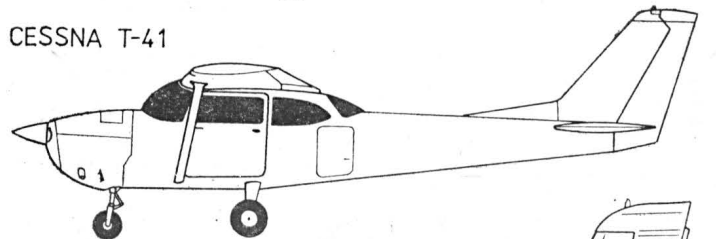
PROCAER
F. 15F



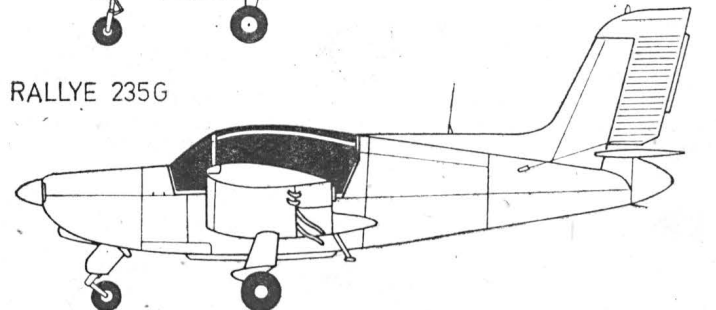
AEROSPACE CT-4
AIRTRAINER



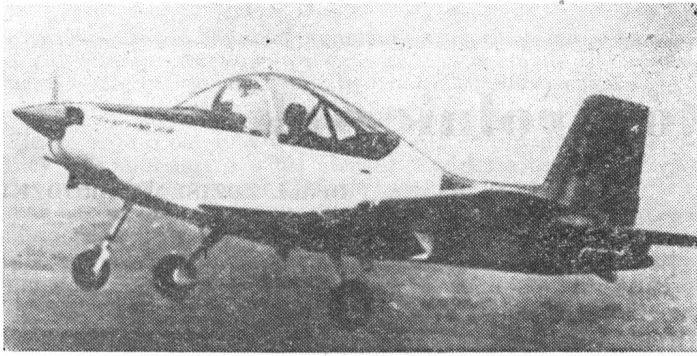
CESSNA T-41



RALLYE 235G



Scottish Aviation Bulldog 100/120, który zajął miejsce przestarzałego Chipmunka. Historia jest dlatego ciekawa, gdyż pozornie eksport tego samolotu rozwinął się przed zakupieniem większej jego partii przez kraj producenta: Bulldog był najpierw eksportowany, a dopiero następnie przyjęty do wyposażenia Royal Air Force, która zamówiła 132 Bulldogi.



Rys. 12. Nowozelandzki CT-4 Airtrainer

Podobnie przedstawiała się sprawa eksportu wyprzedzającego zakup miejscowy z samolotami SAAB — Supporter i SIAI Marchetti SF-260. W rzeczywistości eksport tych samolotów był poprzedzony przez sprzedaż w kraju ich poprzednich wersji: Beagle Pup, MFI-9 Junior i SIAI SF-205.

Pierwsze dostawy Bulldoga skierowane były do Szwecji (78 sztuk). Łącznie do połowy 1977 r. Scottish Aviation dostarczyła nabywcom 290 Bulldogów w kilku podstawowych odmianach: szkolnej, zwiadowczej i uzbrojonej. Ta ostatnia ma 6 zaczepów podskrzydłowych.

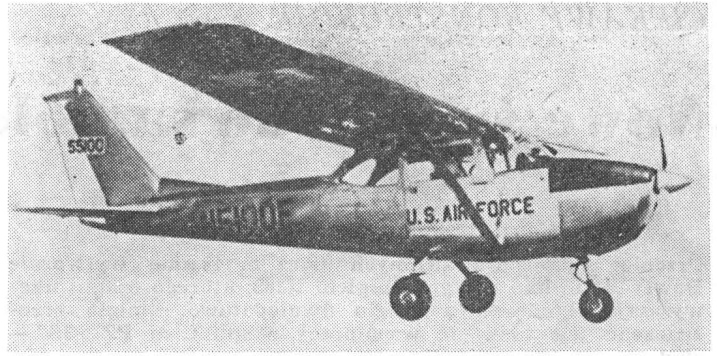
Ten sam silnik jak w Bulldogu napędza również samoloty SAAB — Supporter i fiński Valmet Vinka (poprzednie oznaczenie Leko). SAAB — Supporter (MFI-17) jest odmianą rozwojową szwedzkiego samolotu MFI-9 budowanego w RFN z licencji jako Boelkow Junior. Boelkow Junior wykazał się dobrymi osiągnięciami i sukcesami w lotach bojowych nad Nigerią w czasie domowej wojny pomiędzy Biafrą a centralnym rządem z Lagos. Prawdopodobnie fakt ten przyczynił się do powodzenia eksportowego tego samolotu. Dane liczbowe przedstawione przez SAAB wykazują, iż Supporter został sprzedany w liczbie 32 sztuk Wojskowemu Lotnictwu Danii, 20 sztuk nabyła Zambia, a 45 sztuk Pakistan. Samoloty te z uwagi na duży udźwig mogą być wykorzystywane jako typowy sprzęt przeciwpartyzancki oraz do obserwacji przedpola walki. Wydaje się, iż to praktycznie drugorzędne przeznaczenie samolotów szkolno-treningowych ma decydujący wpływ na powodzenie eksportowe Supporterów. Łącznie MFI, a następnie SAAB wyprodukowały do 1977 r. ponad 160 Supporterów.

Trzeci europejski samolot szkolny nowej generacji o silniku 200-konnym to fiński Valmet Vinka. Prace wstępne nad tym samolotem treningowym (LEKO — *Lentokone Kowolo* — znaczy treningowy samolot) rozpoczęto w 1970 r. Prototyp został oblatany w 1975 r. W grudniu 1976 r. Lotnictwo Wojskowe Finlandii zamówiło pierwszą partię liczącą 32 sztuki w celu zastąpienia przestarzałych SAAB-90 Saphir. Pierwsze dostawy seryjne Vinka mają się rozpocząć w 1979 r. Finlandia prowadzi pertraktacje z lotnictwem egipskim w sprawie dostaw eksportowych.

Z trzech wymienionych samolotów o mocy silnika 147 kW samolotem o najmniejszej masie (600 kg) i o największej prędkości jest szwedzki Supporter (249÷278 km/h w zależności od konfiguracji), prędkość dwu pozostałych nie przekracza praktycznie 240 km/h.

W klasie mocy 147 kW włoski Procaer opracował samolot F-15, którego prototyp został oblatany w 1976 r. General Avia Procaer postawił na prędkość, uważając iż w ten sposób będzie w stanie konkurować tak na miejscowym rynku (np. z SF-260 firmy SIA-Marchetti) jak i na rynkach zagranicznych. Istotnie Procaer wykazuje się sporą prędkością poziomą (310 km/h) oraz dużą masą użyteczną — 375 kg. Jaka będzie przyszłość tego samolotu i czy uzyska on sukces sprzedażny, przekonamy się w latach 1979÷1981, kiedy wejdzie do produkcji seryjnej. Jedno tylko można stwierdzić, iż napotka on na rosnącą konkurencję, zważywszy, iż prawie wszystkie samoloty do podstawowego szkolenia i wstępnego treningu są stale udoskonalane.

Podobną moc (155 kW — 210 KM, silnik IO-360-D) ma nowozelandzki samolot szkolny, którego pierwsza wersja pod nazwą Airtourer została opracowana przez wychowanka Warszawskiej Politechnik, inż. Henryka Milicera, w 1953 r. Airtourer został wyprodukowany w liczbie 166 sztuk. Prawa do tego samolotu Victa sprzedała firmie New Zealand Aerospace Industries i połączonej z nią Aero Engines Services of New Zealand. W 1972 r. została oblatana kolejna, trzecia



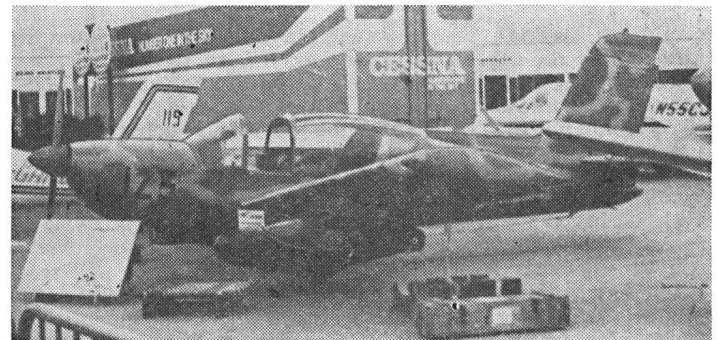
Rys. 13. Amerykańska Cessna T-41

odmiana Airtourera (druga odmiana to 4-osobowy Aircruiser), która otrzymała oznaczenie CT-4 Airtrainer. Jest to maszyna rozwijająca dość dużą prędkość poziomą (295 km/h) i znaczną prędkość wznoszenia — 6,8 m/s. CT-4 odznacza się również imponującą masą użyteczną — 400 kg.

Dotychczasowa sprzedaż Airtrainerów wynosi 83 sztuki: 37 sztuk dla lotnictwa wojskowego Australii, 24 sztuki dla lotnictwa Tajlandii, 2 dla Bangladeszu, 4 dla Hongkongu 13 dla lotnictwa Nowej Zelandii i 13 dla Szwajcarii, która miała być reeksporterem do Rodezji.

Podobno NZAI ma zaniechać produkcji Airtrainerów z powodu strat poniesionych przy przynajmniej dwu kontraktach sprzedaży [9].

Warto jeszcze wymienić samolot Cessna T-41 Mescalero (moc 155 kW i prędkość 246 km/h), budowany jako produkt uboczny na linii montażowej Cessna 172; USA eksportuje go m.in. do Boliwii) oraz Beech Mentor T-34-A i B (zbudowano już 843 sztuki dla US Navy i US Army), którego produkcja dobiega końca, gdyż nowa odmiana Mentorów będzie wyposażona w silniki turbinowe PT-6-25 i najnowszą odmianę



Rys. 14. Francuski Rallye 235G. Fot. A. Glass

samolotów SOCATA — Rallye 235 G (oblot w 1975 r.). Jest to samolot przeznaczony przede wszystkim dla szkoły ognia i działań przeciwpartyzanckich, gdyż ma możliwość przenoszenia poważnej ilości uzbrojenia. Rallye 235 G wykazuje bardzo dobry stosunek masy własnej do masy użytecznej (odpowiednio 694 i 476 kg), niezłą prędkość maksymalną — 275 km/h i spore wznoszenie — 5,0 m/s. Moc silnika Rallye wynosi 175 kW — 235 KM.

Z wymienionych 25 samolotów 17 to prototypy, co dowodzi, że znajdujemy się na etapie przebrojenia sił lotniczych w nowy sprzęt do podstawowego szkolenia oraz iż poszukiwane są — w związku z nowymi zasadami szkolenia — nowe typy sprzętu.

LITERATURA

1. J. COHEN: First order for Turbo-Trainer. *Flight* 1977, 23.IV, s. 1103.
2. H. FISCHER: Die Fantrainer-Idee. *Der Flieger* 1976, nr 6, s. 250.
3. R. BRAYBROOK: Mentors for Tyros-Plus. *Air International* 1977, August, s. 60.
4. D. FINK: Navy T-34 C Trainer in Production. *Aviation Week* 1976, 2.04., s. 43.
5. JFB: The Light Trainer Scene. *Interavia* 1974, nr 12, s. 1212—1215.
6. Songbird of the Amazon. *Air International*, 1977, July, s. 13—14.
7. JFB: op. cit., s. 1212.
8. R. BRAYBROOK: op. cit., s. 65—67.
9. R. BRAYBROOK: op. cit., s. 68.

Nowe śmigło do samolotów rolniczych

Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Przebieg badań prowadzonych przez brytyjską wytwórnię Dowty-Rotol nad nowym śmigłem R289, którego osiągi przewyższają standardowe śmigło dwułopatowe. Śmigło przeznaczone jest m.in. do współpracy z silnikiem PZL-3S — stąd część badań wykonano w Polsce.

Prace nad konstrukcją śmigieł do samolotów rolniczych prowadzone są zarówno u nas w kraju jak i w wielu ośrodkach zagranicznych.

Brytyjska wytwórnia śmigieł Dowty-Rotol, mająca długoletnie tradycje, opracowała śmigło specjalne do samolotów rolniczych. Na podstawie założeń do konstrukcji tego śmigła [1] oraz wyniki badań można wyciągnąć pewne ogólne wnioski dotyczące konstrukcji śmigieł do samolotów rolniczych.

Ważną rzeczą w tym przypadku jest zapewnienie sprawności śmigła w specyficznych warunkach pracy samolotu rolniczego, czyli częstych startów i lądowań oraz lotów na małej prędkości. Wynika z tego przede wszystkim konieczność zastosowania nowych, ulepszonych profili na łopaty. Niezależnie od tego loty i częste zakręty w bliskości ziemi wymagają szczególnej niezawodności sprzętu, zaś masowość produkcji narzuca konieczność prostej konstrukcji i technologii.

Śmigło skonstruowane przez Dowty-Rotol przewidywane było między innymi do współpracy z polskim silnikiem PZL-3S. Stąd też część badań wykonano u nas w kraju. Prace rozpoczęto w roku 1975, założenia projektowe były następujące: moc pochłaniana — 600 KM, obroty — 2200 obr./min, koszt — poniżej 3000 dol.

Pierwszym zamiarem było „wskrzeszenie” śmigła do samolotów Provost i Pembroke (rys. 1), współpracującego z silnikiem Leonides, gdyż śmigło to było wypróbowane i miało certyfikat. Jednak jego konstrukcja była na tyle skomplikowana, że nie można jej było wykonać za tę cenę. Zaczęto więc zupełnie nowy projekt, którego założenia konstrukcyjne spełniały wymienione wyżej warunki.

Wstępne wysiłki konstrukcyjne dotyczyły uchwytu stopy łopaty. Siły tu przenoszone są duże, zaś praca łożysk w zakresie około 90° jest niekorzystna dla nich. Stosowane powszechnie rodzaje mocowań zawierają jedno lub kilka łożysk tocznych (rys. 2). Najczęściej (rys. 2a) osobne dwa łożyska przenoszą moment zginający od ciągu, zaś łożysko osiowe siłę odśrodkową.

Łożysko osiowe (rys. 2b) przenosi — w innym rozwiązaniu — również siły poprzeczne, które obciążają głównie łożysko poprzeczne — ślizgowe. Wreszcie zastosowanie łożysk stożkowych (rys. 2c) umożliwia przenoszenie zarówno sił odśrodkowych jak i momentu od sił aerodynamicznych.

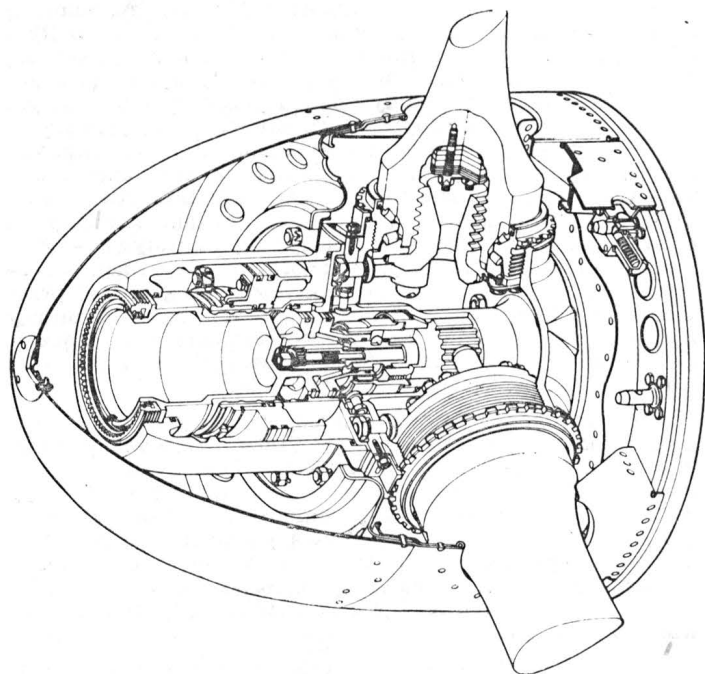
Pewnego rodzaju osiągnięciem technicznym są łożyska spiralne, stosowane przez firmę Hamilton-Standard (rys. 3), lecz są technologicznie trudne i kosztowne.

Wstępne naprężenie ma na celu zmniejszenie obciążeń zmęczeniowych. Rysunek 5 pokazuje uproszczone umocowanie łopaty. Piasta i łożyska są dzielone w celu umożliwienia nałożenia na rozszerzoną stopę i uniknięcia regulacji wstępnego naprężenia — co kosztuje dużo czasu.

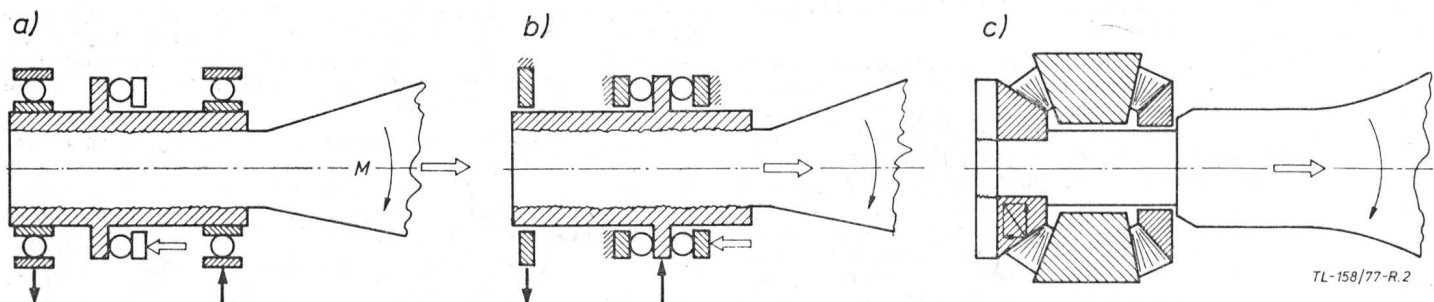
W takim typie konstrukcji (rys. 4 i 5) istnieje tendencja do oderwania łożysk od bieżni pod wpływem działania sił aerodynamicznych. Jednak siły odśrodkowe mają przeciwnie, stabilizujące działanie. Można tak dobrać średnicę stopy, że wałeczki będą mimo wszystko dodatnio obciążone.

Siły aerodynamiczne są równoważone przez łożyska ślizgowe na szyjce. Druga przedsięwzięta zmiana konstrukcyjna eliminuje łącznik i dźwignię pomiędzy tlokiem napędowym i palcem przekraczającym łopatę, wystającym z jej stopy.

Jednocześnie nowy wodzik będący przedłużeniem tloka (rys. 7), z odpowiednimi wycięciami-prowadnicami, przesuwając wszystkie trzy łopaty. Pokazano dwa rozwiązania; dawne do Provosta (rys. 1) i uproszczone (ulepszone) R289 (rys. 6). W następnych uproszczeniach główną rolę grały względy



Rys. 1. Śmigło Rotol do samolotów Provost i Pembroke



Rys. 2. Zasadnicze rodzaje łożyskowania łopaty śmigła: a) dwa łożyska promieniowe toczne, (moment) + jedno łożysko dwustronne toczne (siła odśrodkowa); b) podwójne łożysko osiowo-promieniowe (siła odśrodkowa + moment) + łożysko ślizgowe (moment); c) łożyska stożkowe-skośne (moment + siła odśrodkowa)

Tradycyjna metoda Dowty-Rotol przewidywała dwurzędowe łożyska wałeczkowe, poddane wstępnym naprężeniom. łożyska te przenoszą obciążenia odśrodkowe i zginające od ciągu. Wstępne naprężenie jest uzyskane przez dokręcenie uchwytu łopaty i cały zespół jest wkręcony do piasty niedzielonej (rys. 4).

technologiczne. W ten sposób obrabiana stalowa piasta ustępuje odlewnej, aluminiowej. Jako schemat hydrauliczny wybrano system jednostronnego działania (rys. 8), co znacznie zmniejszyło liczbę uszczelnień (rys. 9).

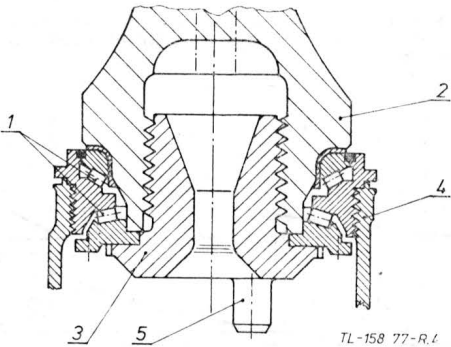
Piasta jest montowana kołnierzowo. W środku dzielony korpus zapewnia wystarczającą ilość miejsca na ruch ele-

mentów napędu. Wybór konstrukcji łopaty i ich liczba są kompromisem osiągnięć wobec warunków startu i przelotu, przy założeniu, że masa łopaty i hałas są nieznaczne.

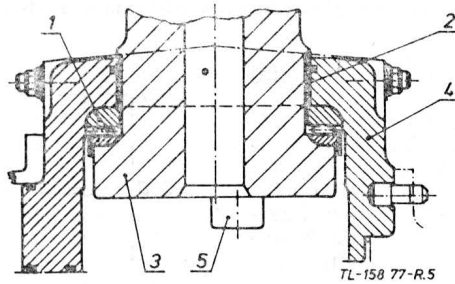
Badania wykazały, że trójłopatowe śmigło o średnicy 2,58 m daje o ok. 10% wyższy ciąg niż dwułopatowe o średnicy 2,73 m i jest o 9 dB cichsze. Zwiększając liczbę łopat do czterech otrzymano jeszcze większe osiągi w miejscu, lecz bez zysku w warunkach przelotu. Współczynnik aktywności (*activity factor* — zależny od geometrycznego obrysu łopaty) i wybrzuszeniu profilu są głównymi parametrami, które wpływają na osiągi.

Z badań krzywych ciągu uzyskanego z łopat o różnej geometrii wynika, że optymalny ciąg w miejscu i w przelocie będzie uzyskany przy sumarycznym $C_z = 0,5$ (rys. 10: osiągi łopat o różnej geometrii — u góry ciąg statyczny w kG, u dołu ciąg dla przelotu 135 km/h). Poszczególne krzywe odpowiadają różnym wygięciom profilu (różne C_z). Obrys łopaty określono przez współczynnik aktywności.

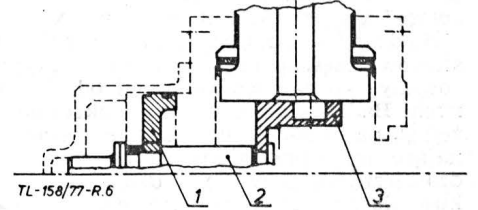
Śmigło z piastą (oznaczone Dowty-Rotol R289) przeznaczone było do samolotu AgCat. Do sterowania zmiany skoku zastosowano pojedynczą linię zasilania od regulatora obrotów zamontowanego na silniku. Ciśnienie oleju poprzez działanie tłoka powoduje przekręcenie łopat na większy kąt, gdy obroty rosną (rys. 7). Działanie siły odśrodkowej daje moment, który połączony z siłą sprężyny przekręca łopatę na mały kąt, gdy obroty zmniejszają. W przypadku awaryjnego spadku ciśnienia kąt ustawienia łopat maleje, aż do oparcia się tłoka o zderzak blokujący — co zapewni bezpieczny powrót do bazy.



Rys. 4. System wstępnego naprężenia w łożyskach: 1) dwurzędowe łożysko stożkowe ze wstępnym naprężeniem, 2) stopa łopaty, 3) wręć z kołnierzem trzymającym, służący również do nadania naprężeń wstępnych, 4) piasta stalowa, niedzielona, 5) palec sterujący łopatą



Rys. 5. Uproszczony system mocowania łopaty: 1) łożysko waleczkowe jednorzędowe nie poddane wstępnemu naprężeniu, 2) łożysko ślizgowe, przenoszące moment obrotowy, 3) integralna stopa kołnierza łopaty, 4) dzielona piasta z aluminium, 5) palec sterujący



Rys. 6. Mechanizm zmiany skoku R289: 1) tłok, 2) osiowy sworzeń — popychacz tłoka, 3) wodzik z wycięciem prowadzącym palec

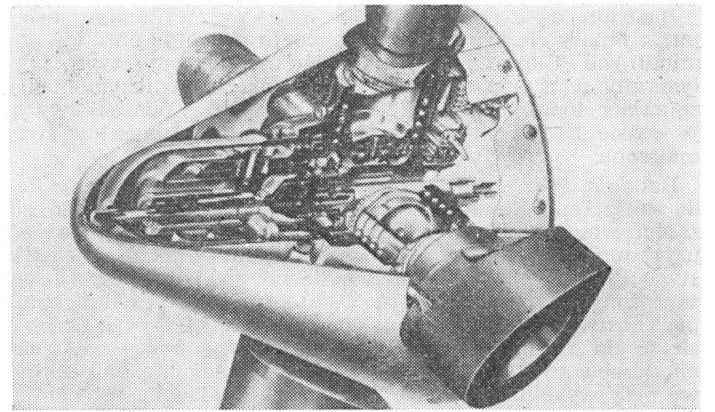
Rozwój konstrukcji

Istnieje ogólna tendencja w konstrukcji samolotów do stosowania integracji. Przy ulepszeniach śmigła Dowty-Rotol R289 wzięto to pod uwagę; wykonano wiele badań w celu uzyskania odporności na ciężkie warunki obsługi. Narzuca to następujące wymagania:

- całkowite śmigło powinno wytrzymywać przeciążenie spowodowane przez nadmierne obroty lub nadmierną moc — bez oznak zagrożenia konstrukcji;
- konstrukcja piasty i mocowania łopat ma współczynnik bezpieczeństwa 2;
- łopata i układ mocowania mają żywotność „pół-nieskończoną” (5000 h);
- na śmigle w czasie normalnego zakresu pracy nie powstają nadmierne naprężenia wibracyjne;
- śmigło pracuje poprawnie we wszystkich warunkach lotu.

Dodatkowo przeprowadza się próbę na rozerwanie w celu ustalenia pełnego współczynnika „zerwania konstrukcji piasty” i zamocowania łopaty. Badania te w połączeniu z pewną ilością badań długotrwałych odpowiadają wymaganiom BCAR oraz FAR Part 35.

Badania wytrzymałościowe całkowitego zespołu śmigła R289 odbywają się na stanowisku wirowym w RAE w Farnborough. Składają się one z dwóch faz. W pierwszej śmigło pracuje przy 110% obrotów obliczeniowych i w przybliżeniu 115% założonej mocy; w drugiej skok zostaje ustawiony tak, aby zredukować charakterystyki pochłaniania mocy, zaś obroty wzrosnąć do 126% wartości nominalnej przez 30 minut trwania.

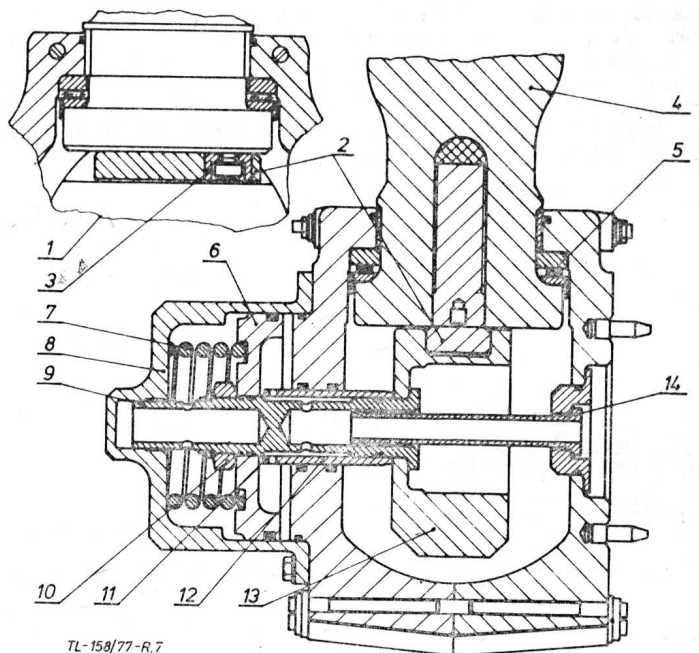


Rys. 3. Piasta Hamilton-Standard z łożyskami spiralnymi

W czasie tych prób trzeba zwrócić uwagę na określenie charakterystyk częstotliwościowych łopaty śmigła (określenie tensometrami pomiarowymi). Przy tych badaniach ważne jest określenie zakresów rezonansów.

Dane te posłużą do porównania podstawowych własności częstotliwościowych łopaty z danymi obliczonymi (rys. 11).

Przy nadmocy na ogół ujawnia się skłonność do flatteru, jednak dla R289 stwierdzono brak flatteru. Przyrządy wykazywały brak słyszalnego flatteru, brak flatteru oderwania i ogólnie niski poziom naprężeń skrętnych przy 170 Hz. Badania takie prowadzono w hangarze, na ziemi oraz w locie.



Rys. 7. Ogólna zasada piasty R289: 1) przekrój pokazujący działanie ślizgowego popychacza, 2) wkładka ślizgowa, 3) palec, 4) łopata, 5) łożysko łopaty, 6) tłok, 7) sprężyna, 8) cylinder, 9) sworzeń tłoka, 10) opora blokująca, 11) podkładka regulująca, 12) tuleja, 13) wodzik, 14) uszczelki

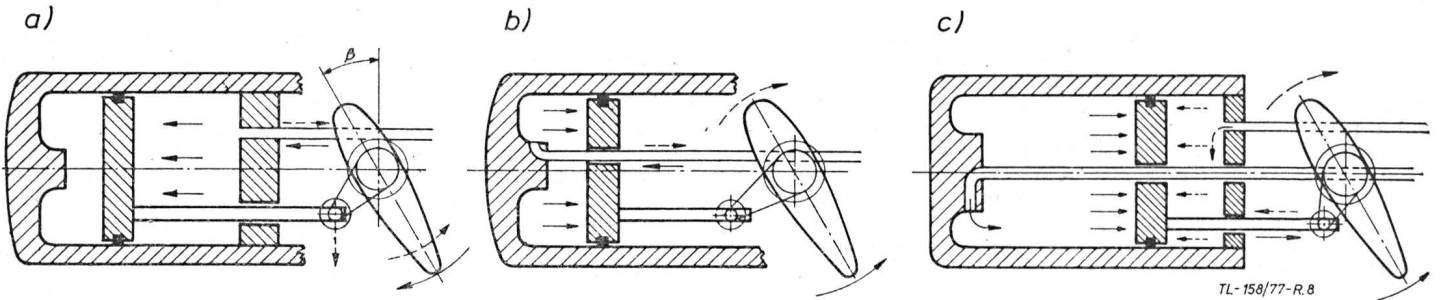
Badania konstrukcji piasty wykonano zastępując łopaty ciężarkami przy kręceniu do 141% obrotów nominalnych. Ciężarki były tak dobrane, aby nie tylko wytwarzały właściwe siły odśrodkowe, lecz również momenty zginające łopaty i moment skręcający od sił odśrodkowych. W czasie badań wszystkie składowe siły i momenty były mierzone.

Badania były prowadzone przy zwiększaniu obrotów aż do zniszczenia konstrukcji. Niestety, najpierw zerwało się zamocowanie i badania przedwcześnie przerwano, jednak uzyskano 5060 obr./min, co dało współczynnik bezpieczeństwa 5,3. W tych warunkach materiał piasty był oczywiście zagrożony i groziła awaria. Ostateczny współczynnik bezpieczeństwa był jednak większy niż 5,3. Mimo, że wydaje się to dużo i może powodować nadmierną masę konstrukcji, trzeba mieć na uwadze również wymagania zmęczeniowe przy wysokiej i niskiej częstotliwości. Trzeba też pamiętać

malnym gazie przy 80÷90% nominalnych obrotów stwierdzono rezonans łopat o wyższym od normalnego poziomie wzbudzanym przez silnik o harmonicznych 3,5 i 7 rzędu. Ponieważ ten zakres nie jest normalnie stosowany na ziemi, sytuacja taka nie powinna być groźna — trzeba jednak unikać tych obrotów przy większej mocy w czasie wstępnych badań w locie.

Pierwsze loty były godne uwagi, gdyż potwierdziły doskonale osiągi obliczeniowe oraz wykazały poziom hałasu znacznie obniżony. Relacje pilota były dobre. W dalszych badaniach osiągi były oceniane ilościowo i ustalono, że R289 Agprop z PZL-3S przewyższa zdecydowanie inne śmigła na Thrush i AgCat. Np. Thrush okazał prędkość o 16 km/h większą na p.m., wznoszenie większe o 0,5 m/s oraz pułap wyższy o 600 m niż samolot standardowy.

Przeprowadzono również w locie — tensometryczne badania śmigła. Naprężenia mierzono na łopatach, stopach i na



Rys. 8. Zasadnicze schematy napędu hydraulicznego zmiany skoku: a) jednostronny prosty (olej pod ciśnieniem przestawia na mały skok, przeciwcieżar — na duży skok); b) jednostronny odwrótny (olej pod ciśnieniem — duży kąt, siły masowe łopaty na mały kąt); c) dwustronne działanie: olej pod ciśnieniem dopływając nad lub pod tłokiem przestawia na duży lub mały kąt

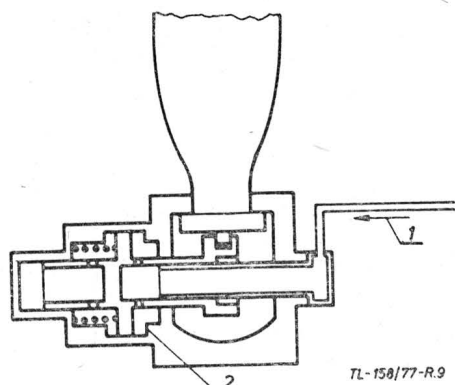
tać, że drgania na przodzie silnika tłokowego są bardziej „ostre” niż przy silniku turbinowym.

Badania zmęczeniowe stopy łopaty są podstawową częścią certyfikatu nowego typu śmigła. Nowo opracowany typ zamocowania był odmienny od dotąd stosowanych. Badania zmęczeniowe i określenie krytycznych obciążeń są na ukończeniu. Ustalono obciążenia odśrodkowe i zginające były przyłożone za pośrednictwem siłowników hydraulicznych, przy czym dzięki działaniu mimośrodowi uzyskuje się obciążenia oscylacyjne.

Początkowo obciążenia te wybrano na podstawie obliczeń i pierwsze próby trwały 30 mln cykli. Następnie prowadzono próbę ze zwiększonym obciążeniem. W tym czasie samolot był gotowy do pierwszego lotu i badano 80 mln cykli, z czego 30 mln miało założoną wielkość.

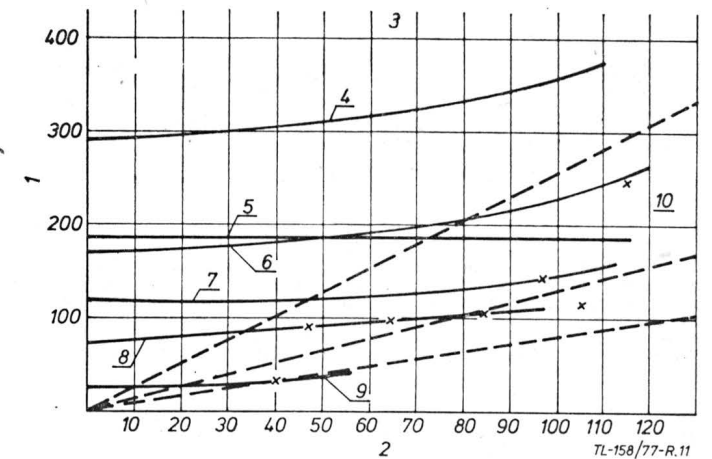
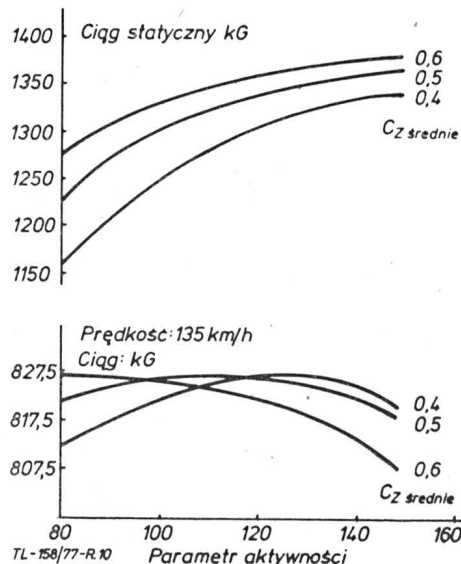
Badania w locie rozpoczęto w marcu 1976 r. w Polsce — na samolocie Thrush i w USA — na AgCat. Pierwsze nieliczne loty dotyczyły ogólnej oceny zachowania się układu napędowego w celu upewnienia się, że śmigło pracuje poprawnie w locie i pilot oswoi się z obsługą.

Dopuszczenie do lotu oparto na zadowalających wynikach naziemnych badań tensometrycznych. We wszystkich prawie warunkach — uwzględniając również poprzeczny wiatr i brak pracy jednego cylindra — zmierzono naprężenia drganiowe, które były w dopuszczalnych granicach. Przy maksy-

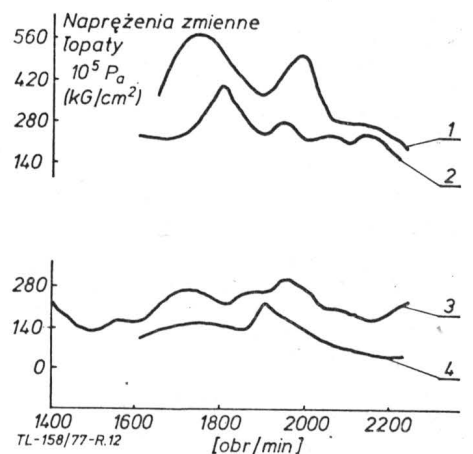


Rys. 9. Schemat działania zmiany skoku: 1) olej z rozdzielacza — duży skok, 2) ogranicznik małego skoku

Rys. 10. Osiągi łopat o różnej geometrii



Rys. 11. Częstotliwości własne łopat zmierzone i obliczone w zależności od obrotów: 1) częstotliwość łopaty, 2) procent maksymalnej prędkości obrotowej, 3) rezonans pomiarowy, 4) ton składowy, górny, trzeciego rzędu, 5) podstawowa cz. skrętna, 6) ton składowy, drugiego rzędu, 7) pierwszy ton składowy, górny, 8) podstawowe drgania na krawędzi, 9) podstawowe drgania gięte, 10) wzbudzenia



Rys. 12. Reakcja łopat na różne prędkości obrotowe

piące. We wszystkich punktach pomiary obejmowały cały zakres lotów operacyjnych przy przewidzianej mocy i obrotach. Były to badania przy minimalnej i maksymalnej masie w locie oraz przy symulowanych lotach roboczych (opryskowych) z agrolotniczym nawrotem na końcu odcinka. Dodatkowo zarejestrowano naprężenia przy V_{NE} (nurkowanie) i bez mocy.

Poziom drgań był niskiego rzędu i warunki lotu miały mały wpływ. Największy wpływ na naprężenia miały niektóre kombinacje mocy i obrotów. Przy 1800 obr./min na łopacie wzbudzały się częstotliwości rezonansu, przy silniku „zapalającym” 3,5 raza na obrót. W tych warunkach poziom naprężeń wzrastał tak jak i w czasie badań naziemnych.

Jednak w locie poziom naprężeń był nieco niższy i o poziomie dopuszczalnym dla „nieograniczonej” żywotności (*safe life*). Stąd unikanie obrotów krytycznych przy dużym gazie nie było konieczne. Reakcję łopat na różne obroty widać na wykresie (rys. 12 — naprężenia zmienne w zależności od obrotów: 1 — badania naziemne maksymalny gaz, 2 — badania w locie maksymalny gaz, 3 — badania naziemne minimalny gaz, 4 — badania w locie minimalny gaz).

Pomimo że istnieje stale wzbudzanie silnika siódmego rzędu, wywołujące rezonans, poziom naprężeń jest znacznie poniżej zaobserwowanego w czasie badań naziemnych.

Ostatnia faza badań obejmowała sprawdzenie poprawnego działania. Ponieważ system sterowania piasty jest bardzo prosty, nie wymagało to dodatkowych urządzeń. Badania polegały na obserwowaniu reakcji śmigła na zmiany prędkości, mocy i obrotów. Obejmowały one pomiary maksymalnych obrotów przy V_{NE} nurkowania — przy minimalnym położeniu przepustnicy i określenie maksymalnej mocy przy przestawianiu od biegu luzem, przy normalnej prędkości lotu.

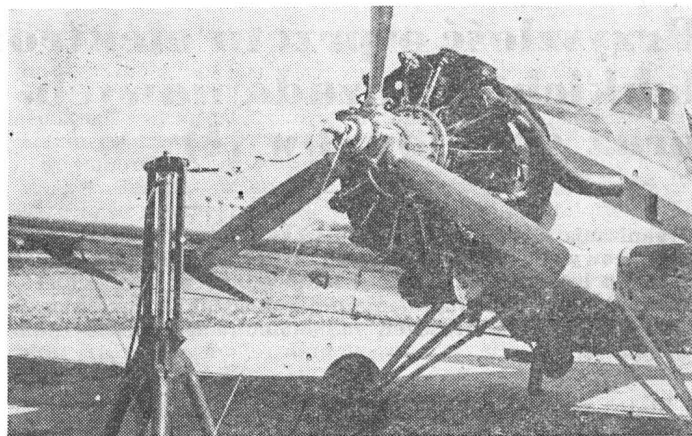
Zauważone w czasie badań maksymalne nadwyżki obrotów były rzędu 150 obr./min w normalnych warunkach lotu i wybrane obroty stabilizowały się w dwu cyklach.

Przy prędkościach osiągających V_{NE} przestawienie przepustnicy od luzu do maksymalnej mocy powoduje znaczne nadobroty, lecz może być zlikwidowane, gdy dźwignia obrotów będzie cofnięta o 150 obr./min. W praktyce taka sytuacja może zachodzić nie tylko w tym przypadku. Ten błąd, jeżeli to można w ogóle uważać za błąd, może być zlikwidowany przez zwiększenie wydatku rozdzielacza w układzie hydraulicznym.

Śmigło odbyło także badania polowe na AgCat (w USA), również z dobrymi wynikami.

* * *

Śmigło Dowty-Rotol odbyło weryfikację na silniku PZL-3S. Sprawdzono, że przewyższa ono osiągami standardowe śmigło dwułopatowe zastosowane na Thrush i AgCat. Badania



Rys. 13. Badania naziemne śmigła na samolocie Thrush

do certyfikatu są już skończone, przeto należy się spodziewać w bliskiej przyszłości więcej informacji na jego temat.

Patrząc w przyszłość, można oczekiwać, że nowy profil śmigłowy ARA-D pozwoli na dalszą poprawę osiągnięć śmigła przy małej prędkości i redukcję ciężaru dzięki węższym łopatom. Ponieważ profil ten ma bardziej tępą krawędź natarcia, poprawi się odporność na uszkodzenia.

Obecnie rozwija się napęd „wentylatorowy” dla lekkiego lotnictwa, który ma zaletę obniżenia hałasu. Pomimo, że samoloty rolnicze są wyłączone z obecnych przepisów ograniczających dopuszczalny hałas — napęd wentylatorowy jest tu atrakcyjny z racji lepszych osiągnięć przy małej prędkości i lepszej odporności na uszkodzenia.

Istnieją więc duże możliwości technicznych ulepszeń napędów w agrolotnictwie.

LITERATURA

1. D. G. M. DAVIS: Developing an Agprop. *Aeron. Journ.* 3/77 s. 97—101.
2. P. HEINES: Aerodynamics. *Aeron. Journ.* 6/76 s. 6—13.
3. W. C. WETMORE: Prop-Fan — Powerplant Studies Evolve. *Av. Week* nr 3 Jan./77.
4. Katalog — Dowty-Rotol Provost-Pembroke 1967.
5. Katalog — Hamilton Standard 1970.

Uwaga Czytelnicy

Od 1 stycznia 1978 r. trwa

V Ogólnopolski Konkurs Dobrej Roboty

Uwaga Czytelnicy

którego przedmiotem jest opracowanie i zrealizowanie przez jednostkę gospodarczą w latach 1978—1979 programu przedsięwzięć organizacyjno-technicznych i motywacyjnych zmierzających do:

- poprawy jakości i nowoczesności wyrobów oraz świadczonych usług
- wdrażania w przedsiębiorstwach nowoczesnych metod oddziaływania na jakość
- rozwijania społecznego ruchu Dobrej Roboty

Konkurs przebiegać będzie w dwóch etapach:

- etap I — w 1978 r. — przebiegać będzie na szczeblu poszczególnych województw
- etap II — w 1979 r. — obejmie laureatów szczebla wojewódzkiego

Przebiegiem Konkursu na terenie poszczególnych województw kierować będą wojewódzkie komisje konkursowe, które m.in. wyłonią zwycięzców I etapu

Konkursu. Przedsiębiorstwa — laureaci szczebla wojewódzkiego — przechodząc do II etapu Konkursu będą mogły rozszerzyć swoje programy o dodatkowe przedsięwzięcia, zgłaszając je wojewódzkim komisjom konkursowym.

Do ostatecznej oceny w II etapie Konkursu dopuszczone zostaną również przedsiębiorstwa, które aczkolwiek nie zostaną nagrodzone przez wojewódzkie komisje Konkursu w I etapie, jednak w swej działalności w 1979 r. uzyskają postęp w dziedzinach będących przedmiotem Konkursu.

Zachęcamy naszych Czytelników do wymiany doświadczeń na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Przedstawiciel redakcji chętnie przyjedzie do zakładu pracy, który ma interesujące osiągnięcia w zakresie organizacji kontroli jakości. Czekamy na sygnały.

Przyszłość osprzętu elektronicznego do samolotów lekkich wielozadaniowych, rolniczych, szkolno-bojowych oraz śmigłowców (I)

Mgr inż. ROMAN STANISZEWSKI

Organizacja kontroli ruchu lotniczego. Przegląd stosowanych i opracowywanych pokładowych urządzeń radioelektronicznych do łączności i nawigacji lotniczej. W drugiej części — systemy nawigacji autonomicznej i kierunki rozwoju techniki wytwarzania urządzeń radiokomunikacyjnych i radionawigacyjnych.

Statek powietrzny przelatujący przez kontrolowany obszar powietrzny musi stosować się do przepisów, które mają na celu zapewnienie bezpiecznego ruchu statków powietrznych, tak w rejonie lotnisk jak i na drogach lotniczych. Przepisy dla ruchu lotniczego określają minimalne odległości pomiędzy samolotami (separacja wysokościowa, separacja boczna i separacja czasowa, tj. odległość wzdłużna).

Statki powietrzne odbywają loty wzdłuż dróg lotniczych nad lądem i nad oceanami. Drogi lotnicze są wytyczone przez radiolatarnie i piloci kontrolują przemieszczanie się statków powietrznych na podstawie odbieranych sygnałów radiolatarni.

Normalizacja systemów łączności i nawigacji lotniczej do kontroli i kierowania ruchem lotniczym — w skali światowej — dokonywana jest przez grupy robocze ICAO (*International Civil Aviation Organization*). Międzynarodowe Normy i Zalecenia Procedury SARPS (*Standards and Recommended Practices*) przyjęte przez państwa, są załącznikami do pierwotnej Konwencji Międzynarodowej Lotnictwa Cywilnego. Druga seria dokumentów, zwana *Procedurą Służb Nawigacji Powietrznej PANS (Procedures for Air Navigation Services)*, przyjęta jest przez Radę ICAO do stosowania na całym świecie. Dokumenty te zawierają przeważnie procedury operacyjne, jeszcze niedostatecznie dojrzałe, aby były akceptowane przez SARPS. Dodatkowe dokumenty, zwane *Procedurą Dodatkową Regionalną SUPPS (Regional Supplementary Procedures)*, są wydawane ze statusem podobnym do PANS, tylko dla pewnych regionów obszaru powietrznego.

Organizacja przestrzeni powietrznej

Systemy dróg lotniczych

W celu sprawnej organizacji kontroli i kierowania ruchem lotniczym obszar powietrzny jest podzielony na odpowiednie regiony informacyjne FIR (*Flight Information Region*). Każdy rejon informacji powietrznej ma ośrodek kontroli i kierowania ruchem lotniczym. Ośrodek ten, oprócz dyspozycji przekazywanych statkom powietrznym, współpracuje z sąsiednimi rejonami (FIR). Przy dużym natężeniu ruchu powietrznego rejon informacji powietrznej podzielony jest na sektory.

Na podstawie prac normalizacyjnych zdefiniowano pięć głównych obszarów przestrzeni powietrznej, wykorzystywanych przez lotnictwo, wewnątrz których pewne lub wszystkie statki powietrzne poddawane są kontroli ATC (*Air Traffic Control*):

- strefa kontrolowana lotniska, która przeznaczona jest dla lotów statków powietrznych według przyrządów;
- obszar przejściowy, przeznaczony do uzupełniania stref kontroli między siecią dróg lotniczych a lotniskami; obszar ten odpowiada strukturze rejonu kontrolowanego zespołu lotnisk — TMA;
- obszar kontrolowany, w którym realizowana jest tzw. kontrola obszaru (ACC), podczas gdy w TMA realizowana jest kontrola zbliżenia (APP) w znaczeniu rozpowszechnionym w Europie;
- kontynentalny obszar kontrolowany, odpowiadający strukturze FIR;
- oceaniczny obszar kontrolowany, który rozpoczyna się od około 160 km od linii brzegowej.

Podział przestrzeni lotniczej został wprowadzony na bazie procedur automatycznej kontroli ruchu (ATC) pokrycia radionawigacyjnego i radarowego.

Systemy dróg lotniczych AWY (*Airway*) mieszczą się we wszystkich pięciu kontrolowanych obszarach powietrznych. Na kontynencie ustanowiono do celów nawigacji lotniczej dwa systemy dróg lotniczych: VOR (*VHF omnidirectional*

range) — ultrakrótkofalowe radiolatarnie ogólnokierunkowe, VOR/DME — umieszczenie w jednym miejscu systemu radiodalmierza DME (*Distance Measuring Equipment*) i ogólnokierunkowej radiolatarni VOR, VORTAC — umieszczenie w jednym miejscu systemów VOR i TACAN, radiolatarnie znakujące (marker) jako punkty przelotu wzdłuż dróg lotniczych oraz długo- i średniofalowe radiolatarnie bezkierunkowe NDB (*Non-directional radio beacon*).

● Obszar kontroli aktywnej, w którym każdy samolot wykonujący lot w tej przestrzeni musi mieć zgodę organów ATC i być wyposażony w osprzęt łączności radiowej, urządzenia nawigacyjne i radarowe urządzenia odpowiadające — transponder systemu identyfikacji IFF (*Identification Friend or Foe*) swój-obcy.

● Rejon ruchu przylotniskowego, w którym działa organ kontroli, tzw. wieże kontroli lotniska. Obszar ten położony jest wewnątrz strefy kontrolowanej lotniska. Zasady obowiązujące w tym obszarze zabraniają przelatywania przez rejon samolotem odbywającym normalny lot trasowy.

System kontroli ruchu lotniczego

Zgodnie z zasadami lotów według przyrządów IFR (*Instrument Flight Rules*) separacja samolotów jest określana przez naziemne organy służby kontroli ruchu lotniczego. Pilot wykonuje podawane z ziemi polecenia dotyczące separacji, lecz normalnie do nawigacji samolotu używa własnego sprzętu pokładowego.

Urządzenia pokładowe muszą zawierać radiostację VHF, pokrywającą wszystkie częstotliwości organów służby kontroli ruchu lotniczego oraz odbiorniki pokładowe VOR/DME do odbioru sygnałów ultrakrótkofalowej radiolatarni ogólnokierunkowej i radiodalmierza — w celu określenia kierunku i odległości. Dla systemu dróg lotniczych z długo- i średniofalowymi radiolatarniami bezkierunkowymi (NDE), wymagany jest pokładowy radiokompas. Przy zastosowaniu systemu lądowania ILS (*Instrument Landing System*) wymagany jest odbiornik pokładowy ILS.

W rejonach, w których pożądana jest łączność poza normalnym zasięgiem radiostacji VHF, stosowane są również radiostacje krótkofalowe HF. W obszarach kontroli aktywnej (radar wtórny) wymagany jest pokładowy kodowany transponder. Samoloty wojskowe muszą posiadać radiostację UHF i urządzenia nawigacyjne TACAN.

Ze względu na to, że służba kontroli ruchu lotniczego (ATC) istnieje tylko w pewnych częściach światowej przestrzeni powietrznej, oraz ze względu na coraz większe prędkości lotu w każdych warunkach atmosferycznych pożądanym jest pokładowe urządzenie antykolizyjne.

Przyszłościowe kierunki rozwojowe w systemie kontroli ruchu lotniczego

Unowocześnienie systemu kierowania ruchem lotniczym rozwija się w kierunku częściowej automatyzacji wykonywanych czynności oraz na zasadzie centralnego kierowania ruchem lotniczym w systemie nawigacji quasi-swobodnej RNAV (*Area Navigation, Random Navigation*). System ten polega na tworzeniu swobodnych tras lotniczych, niezależnych od umiejscowienia naziemnych urządzeń radionawigacyjnych i nawigacji statków powietrznych za pomocą pokładowych komputerów nawigacyjnych.

Istnieje tendencja do automatyzacji funkcji ośrodków kontroli ruchu lotniczego (ATC) i wprowadzenia systemów lądowania w dowolnych warunkach atmosferycznych. Problemy związane z pewnością łączności radiowej urządzeń nadawczo-odbiorczych VHF oraz brak możliwości zapewnienia dokładnych danych o pozycji samolotów w obszarach oceanicznych zwiększyły prace badawcze nad urządzeniami satelitarnej kontroli ruchu lotniczego. Prowadzone są prace nad użyciem satelitów synchronicznych jako przekaźników do łączności radiowej VHF. Wielozadaniowe satelity synchroniczne do łączności ziemia-samolot, nawigacji pokładowej i gromadzenia danych dla ATC są w opracowaniu i przewidywane jest wprowadzenie satelitarnych systemów nawigacyjnych w latach 1980–1990.

Prowadzone są prace nad zabezpieczeniem statków powietrznych przed działaniem wirów splayowych powstających za dużymi samolotami.

Pokładowe urządzenia radioelektroniczne do łączności i nawigacji lotniczej

Radiostacje pokładowe

Zgodnie z międzynarodowymi normami ICAO dla lotnictwa cywilnego została ustalona łączność radiowa powietrze-ziemia na falach metrowych (VHF) w zakresie częstotliwości $f = 118 \div 135,975$ MHz. Odstęp kanałowy (raster) ma wynosić (po 1.01.1977 r.) 25 kHz. Dopuszcza się w pewnych rejonach lub obszarach powietrznych odstęp kanałowy 100 kHz lub 50 kHz (po 1.01.1977 r.) w pokładowych radiostacjach, w których liczba kanałów częstotliwości będzie wystarczająca dla międzynarodowego i krajowego serwisu. Modulacja AM; rodzaj pracy — simplex. Polaryzacja emisji — pionowa. W niektórych przypadkach lotu, gdy wymagana jest łączność radiowa dla dalszego zasięgu (poza *linię widoczności*), stosuje się pokładowe radiostacje krótkofalowe (HF) w zakresie częstotliwości $f = 2 \div 30$ MHz.

W lotnictwie wojskowym stosuje się radiostacje pokładowe do łączności radiowej powietrze-ziemia na falach decymetrowych (UHF) w zakresie częstotliwości $f = 225 \div 399,975$ MHz, o odstępnie kanałowym — 25 kHz.

Nowoczesne lotnicze radiostacje pokładowe zawierają w zespole generacji częstotliwości układ syntezy, który umożliwia generację wszystkich częstotliwości stabilizowanych kwarcowo, z użyciem tylko jednego kwarcu.

Przykłady nowoczesnych lotniczych radiostacji pokładowych:

- radiostacja pokładowa UHF, $f = 225 \div 399,975$ MHz (AN/ARC-150), 7000 kanałów, odstęp kanałowy 25 kHz, moc 10 W, modulacja AM, masa 4,1 kg, wykonana całkowicie w technice półprzewodnikowej;

- radiostacja pokładowa UHF, $f = 225 \div 399,975$ MHz (AN/ARC-159), 7000 kanałów, odstęp kanałowy 25 kHz, moc 10 W, modulacja AM, wykonana całkowicie w technice półprzewodnikowej, z zastosowaniem obwodów scalonych MOS; konstrukcja modułowa ułatwia konserwację i obsługę;

- pokładowa radiostacja VHF/UHF, składająca się z trzech zestawów:

- AN/ARC-114, $f = 30 \div 75,95$ MHz, 920 kanałów, odstęp kanałowy 50 kHz, moc 10 W, modulacja FM dla komunikacji fonicznej, transmisji danych cyfrowych i homing;

- AN/ARC-115, $f = 116,0 \div 149,975$ MHz, 1360 kanałów, odstęp kanałowy 25 kHz, moc 10 W, modulacja AN dla komunikacji fonicznej i homing/DF;

- AN/ARC-116, $f = 225,0 \div 399,975$ MHz, 3500 kanałów odstęp kanałowy 50 kHz, moc 10 W, modulacja AM dla komunikacji fonicznej i homing/DF; wszystkie trzy zespoły strojone są w układzie cyfrowym, z zastosowaniem syntezy częstotliwości.

Systemy nawigacji radiowej (systemy nawigacji nieautonomiczne)

Aktualne ważniejsze systemy nawigacji radiowej:

Radionamierniki pokładowe — najwcześniejsze radiowe systemy nawigacyjne dokonują namiarów na nadajniki naziemne. Są one i będą używane jako systemy uzupełniające i awaryjne przy korzystaniu z nowszych i bardziej precyzyjnych systemów nawigacyjnych. Radionamierniki pokładowe w zakresie niskich i średnich częstotliwości $f = 200 \div 1600$ kHz wykonuje się w dwóch rodzajach:

- radionamierniki z ramowymi antenami obrotowymi, napędzanymi silnikiem elektrycznym w układzie serwowym, nazywane automatycznym radiokomпасem (ARK);

- radionamierniki z nieruchomymi, skrzyżowanymi antenami ramowymi w połączeniu z goniometrem, napędzanym w układzie serwowym.

W obu przypadkach namiar podany jest na wskaźnik kursu na tablicy pilota.

Radionamierniki pokładowe wskazują namiary na nadajnik naziemny względem określonych osi związanych ze statkiem powietrznym. Zatem we wszystkich zadaniach nawigacyjnych (z wyjątkiem lotu na radiolatarnię) wskazania tych układów muszą być połączone ze wskazaniami busoli magnetycznej lub innego zewnętrznego układu odniesienia kierunku. W wielu statkach powietrznych stosuje się połączenie radiokompasu i busoli magnetycznej w jeden układ pomiarowy, zwany radiomagnetycznym wskaźnikiem kursu.

Czterokursowa radiolatarnia niskiej częstotliwości w zakresie częstotliwości $f = 200 \div 400$ kHz jest systemem prze-

starzającym i zastępowana jest przez radiolatarnię ogólnokierunkową VHF.

Sredniofalowe radiolatarnie bezkierunkowe (NDB) dla radiomierników pokładowych — znane pod nazwą radiostacje prowadzące lub lokatory kompasowe — są najtańszym środkiem wyposażenia dróg lotniczych w naziemne urządzenia do nawigacji. Zastosowanie ich jest ogólnosięwiatowe.

Radiolatarnie znakujące — markery (En-Route VHF Marker Beacon) pracują na częstotliwości 75 MHz i są powszechnie stosowane jako punkty kontroli przelotu wzdłuż dróg lotniczych oraz jako znaczniki odległości w systemie przyrządowego lądowania ILS.

Odbiornik pokładowy markerów jest tranzystorową superheterodyną z kwarcową stabilizacją częstotliwości z wyjściem na słuchawkę lub sygnalizację świetlną. Niektóre odbiorniki markerów są umieszczone w obudowach sygnalizatorów świetlnych.

Radiolatarnie znakujące (markery) są stopniowo wypierane (jako środki nawigacyjne na trasie) przez systemy nawigacyjne takie jak VOR/DME. W systemie przyrządowym lądowania, markery pracujące na częstotliwości 75 MHz pozostają nadal jako standardowe wyposażenie nawigacyjne.

Ultrakrótkofalowe radiolatarnie ogólnokierunkowe. System VOR zastępuje radiolatarnię czterokursową niskiej częstotliwości. System VOR uznany jest jako standard międzynarodowy zatwierdzony przez ICAO. Na skutek ciągłego polepszania jego dokładności prawdopodobnie pozostanie w użyciu przez kilkadziesiąt lat. System VOR pracuje na fali ciągłej w zakresie częstotliwości $108 \div 118$ MHz, z poziomą polaryzacją emisji.

Wyposażenie pokładowe zawiera poziomo spolaryzowaną antenę odbiorczą i odbiornik VOR. System VOR ma zastosowanie w samolotach komunikacyjnych i w samolotach lekkich.

System VOR dopplerowski — dopplerowski system ogólnokierunkowy — jest udoskonaleniem układu VOR bez wprowadzenia zmian do urządzenia pokładowego (zmiany zachodzą tylko w radiolatarni dopplerowskiego systemu VOR). System ten daje większe dokładności namiaru aniżeli klasyczny system VOR.

Precyzyjny system VOR wymaga dodatkowego urządzenia do konwencjonalnego odbiornika VOR w celu zwiększenia dokładności. Możliwe jest stosowanie zwykłego urządzenia pokładowego, lecz bez poprawy dokładności.

Radiodalmierz DME uznany jest jako międzynarodowy standardowy system impulsowy do pomiaru odległości samolotów. System DME pracuje na częstotliwości w zakresie $960 \div 1215$ MHz. Radiodalmierz elektroniczny systemu DME składa się z pokładowego urządzenia pytającego i naziemnej radiolatarni odzewowej. Każda radiolatarnia jest przeznaczona do współpracy z ok. 100 samolotami. Do nadawania i odbioru służy wspólna antena. Antena samolotowa jest ćwierćfalowym dipolem, polaryzacja — pionowa. Pokładowe urządzenie pytające wysyła impulsy w jednym ze 126 kanałów częstotliwości, rozmieszczonych w odstępach po 1 MHz w zakresie częstotliwości $1025 \div 1150$ MHz. Wszystkie układy urządzenia pokładowego są wykonane w technice półprzewodnikowej, z wyjątkiem wzmacniacza nadajnika impulsów.

Połączony system VOR/DME. Umieszczając razem z ogólnokierunkową radiolatarnią VOR układ radiodalmierza DME otrzymuje się system nawigacji w układzie siatki Rho-Theta. Jest to standardowy system nawigacyjny bliskiego zasięgu zalecany przez ICAO. Do każdej częstotliwości kanału systemu VOR dobrana jest odpowiednia częstotliwość systemu DME. Selektor kanałów pokładowego urządzenia VOR/DME jest wspólnym selektorem dla obu systemów.

System DECCA to system hiperboliczny radionawigacji, pracujący na fali ciągłej w zakresie częstotliwości od 70 kHz do 130 kHz. Głównym obszarem jego zastosowania jest północno-zachodnia Europa, gdzie jest szeroko stosowany w nawigacji morskiej. W pewnym stopniu stosowany jest w lotnictwie, lecz nie jako wyposażenie standardowe. Typowy system DECCA składa się ze stacji prowadzącej (*Master Station*) i trzech stacji prowadzonych (*Slave Stations*).

Do nawigacji lotniczej opracowano pokładowy kursograf lotniczy systemu DECCA. Kursograf lotniczy zawiera wskaźnik sytuacyjny, w którym pisak wykreśla tor samolotu na mapie.

Radar wtórny SSR (Secondary Surveillance Radar). System ten jest używany w połączeniu z radarem pierwotnym. Radar wtórny służy do identyfikacji samolotów, a także umożliwia przekazywanie informacji z samolotu na ziemię (wysokość lotu, numer rejsu, typ samolotu, niebezpieczeństwo, utrata łączności itd.). Naziemne urządzenie nadawczo-odbiorcze radaru wtórnego (urządzenia pytające) współ-

pracuje z urządzeniem nadawczo-odbiorczym na pokładzie samolotu (urządzenie odpowiadające — impulsowy transponder) w sposób automatyczny. Częstotliwość pracy radaru wtórnego dla kierunku ziemia-powietrze wynosi 1030 MHz, a dla kierunku powietrze-ziemia wynosi 1090 MHz. Przykład pokładowego transpondera (firmy Hazeltine Corp): AN/APX-77A, wymiary $13,3 \times 15,7 \times 32,6$ cm, masa 6,35 kg, pobór mocy 80 W.

Prace rozwojowe systemu SSR związane są z wprowadzeniem selektywnego systemu zapytywania DABS (*Discrete Address Beacon System*). W obecnie stosowanym systemie wybór samolotu przez urządzenie pytającej jest realizowane za pomocą anteny o dużej kierunkowości. W systemie DABS każdemu samolotowi jest przyporządkowany odpowiedni kod (adres), za pomocą którego urządzenie pytające wywołuje. W systemie DABS odpowiedzi (znak rozpoznawczy, wysokość) udzielają tylko te samoloty, do których jest adresowane pytanie. Kod (adres) zostaje wprowadzony do pamięci maszyny cyfrowej urządzenia naziemnego. Dodatkową funkcją systemu DABS będzie ostrzeżenie o niebezpieczeństwie kolizji z innymi statkami powietrznymi.

System LORAN-A (Long Range Navigation) jest to impulsowy układ hiperboliczny radionawigacji dalekiego zasięgu, jeszcze stosowany w transoceanicznej nawigacji lotniczej. Częstotliwość pracy systemu wynosi 2 MHz, która ogranicza zasięg do 900 km w rejonie równikowym i 1500 km dla szerokości podbiegunowych. Stacje naziemne znajdują się wzdłuż linii brzegowej do obsługi samolotów i okrętów. Odbiornik pokładowy zawiera jako wskaźnik lampę oscyloskopową.

System TACAN — wojskowy system radionawigacji lotniczej bliskiego zasięgu (taktyczny system nawigacyjny). System ten umożliwia ogólnokierunkowy pomiar azymutu i odległości z zastosowaniem tych samych impulsów i częstotliwości do pomiaru odległości co klasyczny system DME. System TACAN pracuje w zakresie częstotliwości od 960÷1215 MHz. Radiolatarnia systemu TACAN zawiera — między innymi — radiolatarnię systemu DME.

Pokładowe urządzenia systemu TACAN zawierają urządzenie pytające DME, do którego są dodane układy namierzania systemu TACAN. Wszystkie radiolatarnie systemu TACAN zapewniają pełną obsługę wszystkich urządzeń pytających systemu DME, a radiolatarnie systemu DME umożliwiają pomiar odległości pokładowym urządzeniem TACAN.

Główne zalety systemu TACAN w porównaniu z systemem VOR/DME są następujące:

- na skutek wyższej częstotliwości pracy systemu TACAN (960÷1215 MHz) w porównaniu z systemem VOR (108÷118 MHz) antena systemu TACAN może być mniejsza, więc bardziej użyteczna w zastosowaniu na statkach powietrznych i innych obiektach ruchomych;

- system TACAN jest pierwszym pracującym systemem nawigacyjnym rho-theta, wykorzystującym metodę wielolistkowego namierzania w celu zwiększenia dokładności namiarów;

- zarówno odległość jak i namiar są uzyskiwane poprzez ten sam kanał częstotliwości nośnej, co daje znaczne oszczędności w sprzęcie.

System TACAN jako układ impulsowy jest mniej wrażliwy na błędy wynikające z konfiguracji terenu niż systemy pracujące na fali ciągłej, ponieważ odbicia od obiektów oddalonych więcej niż czas trwania impulsu mają o wiele mniejsze znaczenie.

Przykład urządzenia pokładowego systemu TACAN: AN/ARN-119(V), 252 kanałów, masa ok. 13 kg, konstrukcja modułowa, z zastosowaniem mikroelektronicznych układów scalonych.

System VORTAC — powstały z systemów VOR i TACAN razem umieszczonych, przeznaczony dla lotnictwa cywilnego i wojskowego zapewnia nawigację w układzie Rho-theta.

Każdy typ statku powietrznego może współpracować z naziemną kontrolą ruchu lotniczego danego obszaru, niezależnie od typu posiadanego wyposażenia pokładowego (cywilne czy wojskowe). Ponieważ radiolatarnie systemu TACAN mogą być dużo łatwiejsze w instalowaniu ich na statkach i w terenie taktycznego działania niż radiolatarnie systemu VOR, większość samolotów wojskowych wyposażona jest w pokładowe urządzenia systemu TACAN.

W systemie VORTAC każda stacja naziemna systemu VOR (zamiast wspólnej lokacji z systemem klasycznym DME) jest wspólnie ulokowana z radiolatarnią systemu TACAN (która zapewnia również obsługę radiodalmierza pokładowego DME).

Samoloty cywilne dokonują pomiaru odległości od radiolatarni TACAN, a namiaru kąтового od radiolatarni VOR. Samoloty wojskowe dokonują pomiaru odległości i namiaru od radiolatarni systemu TACAN. W ten sposób oba rodzaje samolotów (cywilne i wojskowe) są obsługiwane z tego samego systemu sieci kontroli ruchu lotniczego.

System LORAN-C — jest to system nawigacji hiperbolicznej dalekiego zasięgu. System ten jest dalszym rozwiązaniem systemu LORAN-A, lecz cechuje go większa dokładność i większy zasięg. System LORAN-C pracuje na częstotliwości 100 kHz. Dzięki wykorzystaniu przyziemnych fal niskiej częstotliwości uzyskuje się w systemie LORAN-C zasięgi operacyjne do ok. 1950 km. System ten pracuje impulsowo, jest więc mniej wrażliwy na zakłócenia pochodzące od fal jednosferycznych. System LORAN-C przeznaczony jest do nawigacji w obszarze oceanów.

Urządzenia pokładowe systemu LORAN-C są większe, cięższe i bardziej złożone niż jakiegokolwiek inne urządzenia nawigacji nieautonomicznej. Masa aparatury pokładowej w układzie tranzystorowym wynosi ok. 35 kg. Następnym ulepszeniem jest opracowanie odbiornika na obwodach scalonych. Odbiorniki LORAN-C (na układach scalonych), wyposażone w układy automatycznego przeszukiwania sygnałów, mają masę ok. 12 kg.

System LORAN-D — system nawigacji hiperbolicznej bliskiego zasięgu na małych wysokościach (o zastosowaniu taktycznym). System ten pracuje na częstotliwości 100 kHz i stosowany jest tam, gdzie systemy ultrakrótkofalowe nie zapewniają pokrycia terenu. Istnieje możliwość współpracy z systemem LORAN-C. Urządzenia pokładowe tego systemu są identyczne z aparaturą systemu LORAN-C.

System OMEGA — system nawigacji hiperbolicznej bardzo dalekiego zasięgu rzędu 8000 km. System ten pracuje w zakresie 10÷14 kHz i jest jeszcze w stadium rozwoju.

System DECTRA — system nawigacji dalekiego zasięgu, zdolny do współpracy z systemem DECCA. System ten jest w eksperymentalnym użyciu na Północnym Atlantyku i znajduje się w stadium rozwoju.

Przyszłościowe kierunki rozwojowe systemów radionawigacyjnych nieautonomicznych. Radionawigacja będzie miała największe zastosowanie w następujących przypadkach:

- jako wyposażenie nawigacyjne w obszarach, gdzie istnieje gęsta sieć radionawigacyjnych środków naziemnych;

- w końcowej fazie lotu wszystkich typów statków powietrznych;

- w samolotach lekkich, dopóki urządzenia radionawigacyjne będą tańsze od autonomicznego pokładowego wyposażenia nawigacyjnego;

- jako wyposażenie wtórne wszystkich rodzajów statków powietrznych, wykorzystujących autonomiczne pokładowe systemy nawigacyjne — w celu dokonywania korekcyjnych wskazań autonomicznych układów nawigacyjnych.

c.d.n.

PRENUMERATA CZASOPISM WCT NOT

Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW Prasa—Książka—Ruch oraz Urzędy Pocztove i doręczyciele w terminie do 10 dnia miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę, która jest o 50% droższa od prenumeraty krajowej, przyjmuje RSW Prasa—Książka—Ruch, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71.

Badania trybologiczne*) towarzyszące projektowaniu hamulców lotniczych

Mgr inż. ALEKSANDER DERKACZEW
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Badania trybologiczne stosowane w procesie projektowania hamulców lotniczych obejmują badania laboratoryjne dostępnych materiałów trących w warunkach ustalonych, badania modelu hamulca na maszynie bezwładnościowej, analityczne badania stoiskowe oraz badania eksploatacyjne prototypu na samolocie. Wnioski z badań wykorzystywane są do określenia, a następnie ewentualnej korekty założeń konstrukcyjnych hamulca, a przede wszystkim do właściwego doboru materiałów trących.

Wysokie wymagania stawiane hamulcom kół samolotu powodują konieczność włączenia do procesu ich konstruowania wielu badań towarzyszących. Badania te są szczególnie ważne w odniesieniu do głównego zespołu ciernego hamulca z uwagi na nieliniowość charakterystyk i trudność opisu analitycznego warunków jego pracy. Metody obliczeniowe na obecnym etapie ich rozwoju służyć mogą jedynie do przybliżonego określenia właściwej struktury i geometrii hamulca. W jeszcze bardziej ograniczonym stopniu są one przydatne do właściwego doboru materiałów na tarcze i nakładki cierne hamulca. Opracowanie konstrukcji hamulca i dobór materiałów trących wymaga zatem zgromadzenia materiału doświadczalnego dotyczącego podobnych hamulców, przeprowadzenia analiz teoretycznych i badań. Istotne jest też właściwe sformułowanie kryteriów oceny własności hamulca.

Już podczas opracowywania ogólnej koncepcji konstrukcji, a zwłaszcza jej cech trybologicznych, konstruktor powinien dysponować dokładnymi informacjami o dostępnych materiałach ciernych i współpracujących (przeznaczonych na nakładki i tarcze hamulcowe). Dotyczy to przede wszystkim ich podstawowych charakterystyk cierno-żuźyciowych, odporności temperaturowej, dopuszczalnych parametrów pracy (naciski, prędkość przeslizgu), pojemności i przewodności cieplnej, wytrzymałości mechanicznej itp. Ponieważ jednak większość materiałów, nawet renomowanych firm, dostarczana jest bez tych informacji, materiały przewidziane alternatywnie do zastosowania powinny być przebadane laboratoryjnie w zakresie przewidywanych parametrów pracy w hamulcu.

Ustalenie orientacyjnych wartości parametrów przeprowadza się na podstawie doświadczalnego materiału dotyczącego innych przebadanych hamulców o podobnej konstrukcji i obciążeniu energetycznym. Dotyczy to przede wszystkim temperatur występujących na powierzchniach trących, podczas hamowania, warunków i skuteczności chłodzenia oraz dynamiki zmian momentu hamowania.

Badania laboratoryjne

Laboratoryjne badania materiałów ciernych przeprowadza się na ogół dwiema metodami. Pierwsza — to mało pracochłonne badania w warunkach ustalonych na maszynach laboratoryjnych typu I-47 (rys. 1) lub podobnych. Badania te, podczas których poddaje się badane pary trące kontrolowanej współpracy w warunkach równowagi cieplnej, pozwalają na wyznaczenie zależności własności ciernych i zużycia od głównych parametrów roboczych — nacisków powierzchniowych, temperatur i prędkości przeslizgu. Zależności te pokazują, które z badanych tworzyw wykazują najkorzystniejsze własności w zadanych warunkach. W szczególności dotyczy to odporności na zużycie w różnych warunkach, wartości i stabilności współczynnika tarcia oraz skłonności do wywoływania uszkodzeń powierzchni (np. metalizacji).

W badaniach długotrwałych można orientacyjnie ustalić również przewidywaną stabilność własności ciernych i zużycie podczas eksploatacji. Badania w warunkach ustalonych pozwalają więc wyeliminować materiały nie odpowiadające podstawowym wymaganiom wynikającym z warunków pracy hamulca, np. materiały o zbyt małej odporności na temperaturę, zbyt małym współczynniku tarcia itp. Pozwalają na zweryfikowanie przyjętych założeń konstrukcyjnych hamulca, o ile okaże się, że żaden spośród dostępnych materiałów nie spełnia tych założeń. Zmiana założeń dotyczących liczby lub wymiarów tarcz hamulca, powierzchni nakładek ciernych, ciśnienia hamowania itp. W niektórych

przypadkach formuluje się potrzebę opracowania nowego materiału o zadanych własnościach.

Drugą metodą laboratoryjnego badania materiałów ciernych są badania modelowe na maszynie bezwładnościowej (np. typu IL-68, przedstawionej na rys. 2). W badaniach tych realizuje się dynamiczny proces hamowania, przy czym para trąca zbudowana jest w formie specjalnie dobranej modelu hamulca rzeczywistego. Model taki jest na ogół zmniejszony i uproszczony, jednak spełnione są w nim określone kryteria podobieństwa, zapewniające takie same obciążenie energetyczne powierzchni jednostkowej, naciski powierzchniowe, prędkości przeslizgu oraz warunki chłodzenia. Oczywiście przed zbudowaniem modelu wartości te powinny być w przybliżeniu znane. Mogą być one określone na podstawie zweryfikowanej konstrukcji hamulca; zatem badania modelowe przeprowadzane są po badaniach w warunkach ustalonych i po ewentualnej korekcie założeń konstrukcyjnych hamulca.

Badania modelowe pozwalają dokładniej poznać sam proces hamowania oraz własności badanych materiałów w warunkach dynamicznych. Własności te, jak pokazuje doświadczenie, nie zawsze są identyczne jak w warunkach ustalonych. Przyczyną tego jest zależność niektórych własności nie tylko od liczbowych wartości zadawanych parametrów, lecz również od ich gradientów, szczególnie od gradientów temperatury.

Badania modelowe pozwalają na podstawie analitycznych kryteriów podobieństwa określić przybliżone własności dynamiczne hamulca rzeczywistego, a przede wszystkim moment, czas i drogę hamowania, maksymalne wartości temperatur powierzchniowych i objętościowych**), zużycie itp. Porównując własności poszczególnych materiałów trących z wymaganiami wynikającymi z przeznaczenia hamulca, można już na ogół dokonać doboru wąskiej grupy materiałów najbardziej odpowiednich dla projektowanego hamulca. Na tym etapie dokonuje się również powtórnej — na ogół ostatecznej — weryfikacji założonych parametrów konstrukcyjnych hamulca, uwzględniającej własności cierno-żuźyciowe dobranych materiałów.

Badania analityczne (stoiskowe) prototypu

Badaniom analitycznym poddaje się prototyp hamulca normalnej wielkości wykonany z uwzględnieniem wyników badań laboratoryjnych. Celem tych badań jest przede wszystkim sprawdzenie słuszności przyjętych założeń konstrukcyjnych hamulca oraz doboru materiałów trących (nakładek i tarcz hamulcowych). Celem dodatkowym jest zazwyczaj określenie charakterystyk roboczych oraz pełnych zdolności funkcjonalnych hamulca, a w szczególności maksymalnych wartości momentu hamowania w warunkach statycznych i dynamicznych, zdolności pochłaniania energii, trwałości oraz czasu chłodzenia w różnych warunkach.

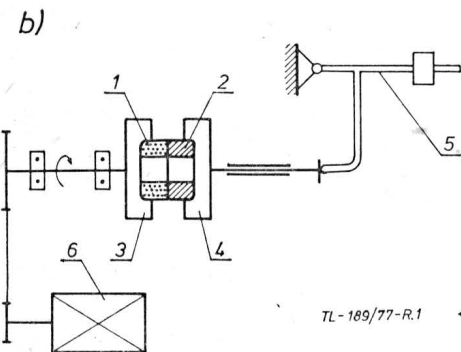
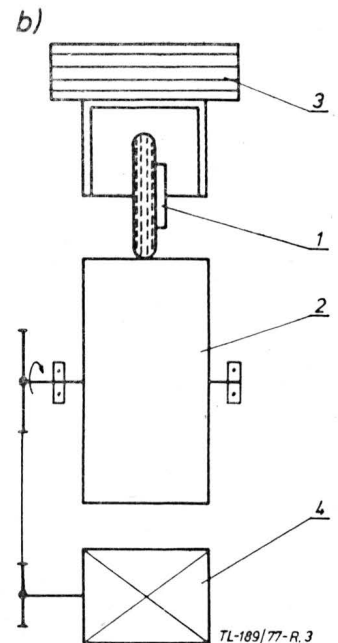
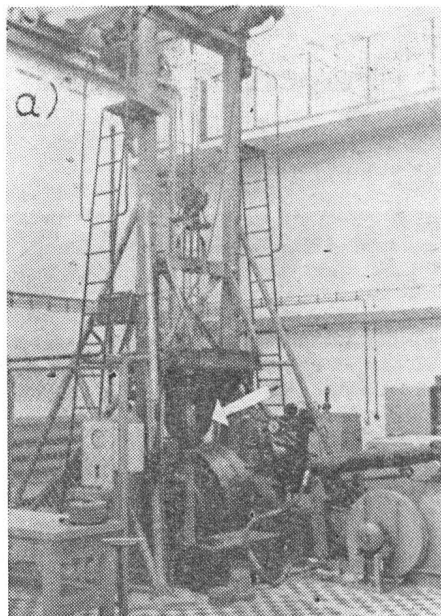
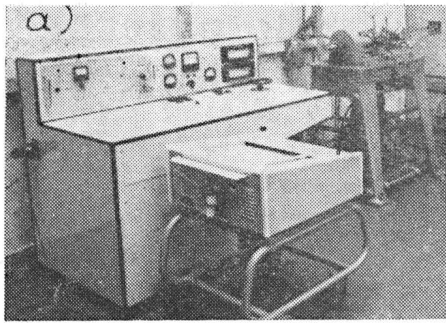
Badania analityczne przeprowadza się na specjalnym stoisku z wirującą bieżnią, którego typową konstrukcję przedstawiono na rys. 3. Stoisko takie pozwala zastosować szeroki zakres energii i ciśnień hamowania, prędkości toczenia i obciążeń statycznych koła hamowanego, zapewniając jednocześnie dogodne warunki pomiaru i rejestracji parametrów roboczych.

Pożądaną jest, choć nie zawsze jest to łatwe w realizacji, aby hamulec badany był w warunkach zapewniających podobne warunki chłodzenia przewodnościowego, konwekcyjnego i radiacyjnego jakie występują w normalnej eksploatacji.

Badania analityczne prototypu hamulca polegają na wykonaniu serii hamowań w określonych kombinacjach warunków zadawanych, podczas których dokonywane są pomiary momentu hamowania, temperatur powierzchniowych i objętościowych, czasu i drogi hamowania, zużycia nakładek ciernych, jak również pomiary obciążeń i odkształceń wybranych elementów konstrukcji hamulca. Pomiary tem-

*) Trybologia — nauka o zjawiskach towarzyszących procesowi tarcia

**) Temperatura objętościowa — temperatura mierzona w głębi elementu ciernego (tarczy lub nakładki hamulcowej)



Rys. 3. Stoisko z wirującą bieżnią: a) widok zewnętrzny (strzałka wskazuje koło z badanym hamulcem), b) schemat kinematyczny; 1 — koło z badanym hamulcem, 2 — bieżnia wirująca, 3 — płyty obciążające, 4 — silnik

Rys. 1. Maszyna laboratoryjna I-47 z pulpitem sterującym i rejestratorem: a) widok zewnętrzny, b) schemat kinematyczny; 1 — próbka z materiału ciernego, 2 — przeciwróbka, 3 — głowica wirująca, 4 — głowica nieruchoma, 5 — dźwignia dociskowa, 6 — silnik

peratur dotyczą zarówno elementów ciernych (tarcz i nakładek hamulcowych) jak i zagrożonych ciepłnie innych zespołów np. uszczelnień tłoczków hamulcowych, łożysk i piast koła. Obserwuje się poza tym występowanie pewnych zjawisk niemierzalnych, jak metalizacja i iskrzenie itp.

Właściwe badania analityczne poprzedza się hamowaniami docierającymi, prowadzonymi do chwili ustabilizowania się momentu hamowania. Konieczność ta wynika z cechy właściwej większości materiałów ciernych, polegającej na zależności ich współczynnika tarcia od stopnia zaawansowania przemian termicznych w ich warstwie wierzchniej oraz dotarcia geometrycznego powierzchni. W wyniku docierania współczynnik tarcia wzrasta w znacznym stopniu, niekiedy o 50÷100%, po czym jego wartość stabilizuje się. Wzrost ten jest szczególnie znaczący w przypadku materiałów organicznych.

Parametry stosowane w badaniach analitycznych (energia i ciśnienie hamowania, prędkość przeslizgu, warunki chłodzenia) zależą od celu badań, na ogół jednak pokrywają cały zakres wartości przewidywanych w eksploatacji. O ile wyniki badań na to pozwalają, zakres ten często jest rozszerzany w kierunku wyższych energii i ciśnień hamowania. Pozwala to ocenić zapas zdolności funkcjonalnych hamulca.

Podczas badań analitycznych prototypu hamulca sprawdza się przydatność materiałów ciernych wybranych alternatywnie w wyniku badań modelowych i na tej podstawie dokonuje się ich ostatecznego doboru. Pozytywne wyniki badań stoiskowych w zakresie przewidzianym odpowiednimi warunkami technicznymi mogą być podstawą do wydania świadectwa typu.

Badania eksploatacyjne

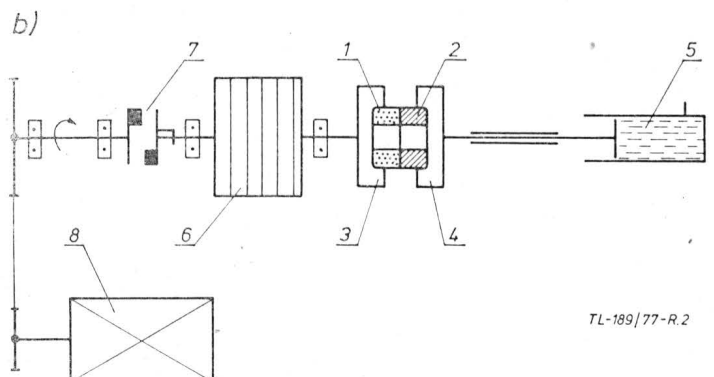
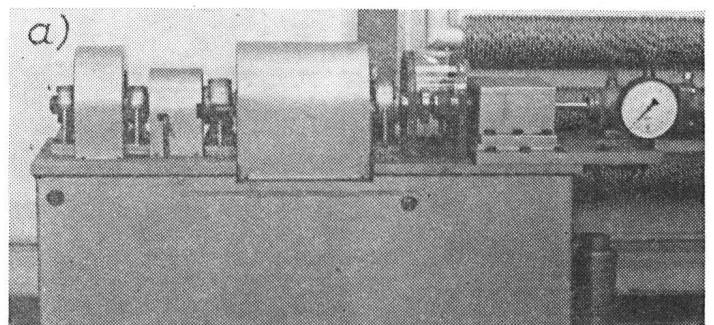
Badania eksploatacyjne (nazywane niekiedy badaniami w locie) są ostatnim etapem badań hamulca przed dopuszczeniem go do normalnej eksploatacji. Prawidłowe przeprowadzenie badań laboratoryjnych i analitycznych (stoiskowych) oraz wprowadzenie na ich podstawie odpowiednich korekt do konstrukcji hamulca gwarantuje w zasadzie jego prawidłową pracę podczas eksploatacji w samolocie. Przedmiotem badań jest potwierdzenie wyników badań stoiskowych oraz określenie wpływu na pracę hamulca tych czynników, których realizacja w badaniach stoiskowych nastęrcza trudności.

Chodzi przede wszystkim o warunki chłodzenia hamulca zarówno w locie, jak i podczas kołowania, określane przez pomiar temperatury hamulca w różnych etapach jego eksploatacji, np. po lądowaniu, po kołowaniu, po dłuższym postoju. Na tej podstawie określa się rzeczywiste obciążenie cieplne hamulca oraz dopuszczalną częstotliwość i intensywność jego używania. Pomiar temperatur wykonywane są

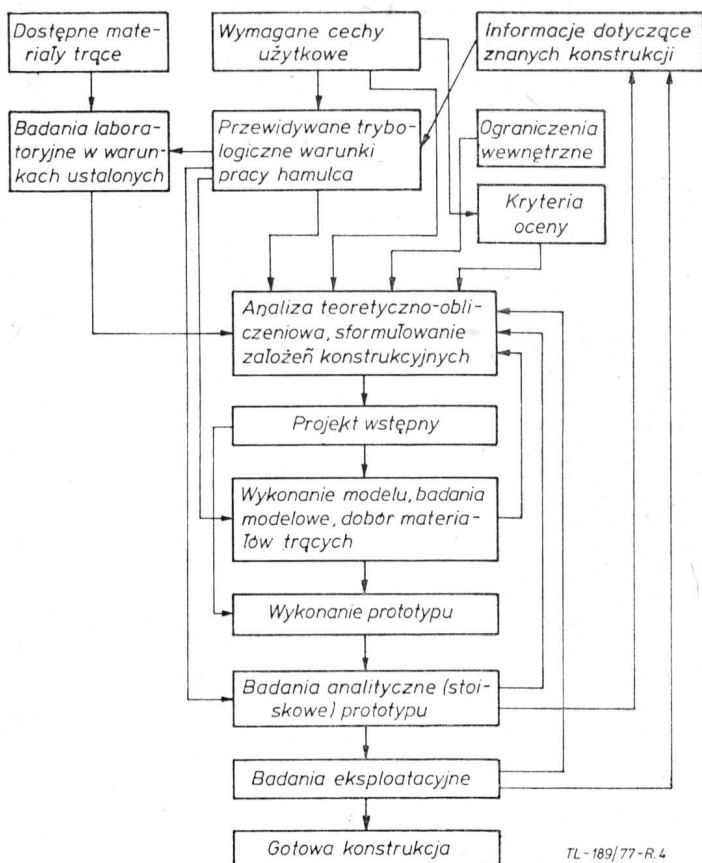
za pomocą termopar umieszczonych w zagrożonych ciepłnie obszarach hamulca, połączonych z pokładowym urządzeniem rejestrującym lub dołączanych na postoju do wskaźników naziemnych.

Podczas badań eksploatacyjnych określa się też rzeczywistą trwałość elementów ciernych hamulca wynikającą z zastosowanego sposobu eksploatacji samolotu. Na przykład tarcze hamulców samolotu rolniczego rozpylającego aktywne substancje chemiczne podlegają przyspieszonej korozji, co ma oczywisty wpływ na szybkość ich zużycia ściernego.

Wpływ na trwałość ma również sposób używania hamulców, który może być odmienny niż stosowany podczas standardowych badań stoiskowych. Podsumowując, badania eksploatacyjne nie mają już na ogół wpływu na konstrukcję badanego hamulca, jednak stanowią ważny materiał do-



Rys. 2. Maszyna bezwładnościowa IL-68: a) widok zewnętrzny, b) schemat kinematyczny; 1 — próbka z materiału ciernego, 2 — przeciwróbka, 3 — głowica wirująca, 4 — głowica nieruchoma, 5 — hydrauliczny siłownik dociskowy, 6 — zespół tarcz bezwładnościowych, 7 — sprzęgło, 8 — silnik



Rys. 4. Schemat ideowy procesu projektowania i badań trybologicznych hamulca lotniczego

świadczalny pomocny przy projektowaniu następnych hamulców oraz przy określaniu warunków badań laboratoryjnych i stoiskowych.

Na rysunku 4 przedstawiono schemat ideowy procesu projektowania i badań hamulca lotniczego.

Ocena wyników badań

Przy ocenie słuszności trybologicznych założeń konstrukcyjnych hamulca lotniczego i doboru materiałów ciernych — przeprowadzanej podczas badań analitycznych prototypu, a także wcześniej, podczas badań modelowych — wykorzystane muszą być określone kryteria tej oceny. Wybór kryteriów nie zawsze jest sprawą prostą, jako że niektóre wymagania dotyczące hamulca lotniczego są ze sobą sprzeczne. Sprzeczne jest np. wymaganie małego obciążenia cieplnego elementów trących hamulca — z wymaganiem małej masy i rozmiarów hamulca. Hierarchia ważności poszczególnych kryteriów wynika z zadań użytkowych stawianych przed konkretnym hamulcem oraz niektórych ograniczeń niezależnych od konstruktora hamulca, jak np. ograniczeń gabarytowych lub ciężarowych. Właściwa wydaje się być następująca hierarchia ważności trybologicznych kryteriów oceny.

● Zasadniczym kryterium (wymaganiem) dotyczącym hamulca lotniczego, związanym ściśle z jego własnościami trybologicznymi, jest wymaganie wysokiej niezawodności działania przy wysokich (wynikających z ograniczonej masy) jednostkowych obciążeniach energetycznych. Zastosowane elementy trące (zarówno nakładki jak i tarcze hamulcowe) winny odznaczać się wysoką odpornością na temperaturę w warunkach znacznych nacisków powierzchniowych i prędkości przeslizgu. Związane to jest zarówno z wytrzymałością cieplną zastosowanych materiałów, jak i ich przewodnością cieplną.

W badaniach modelowych i analitycznych prototypu objawiać się to powinno brakiem uszkodzeń cieplno-mechanicznych powierzchni trących, dobrą stabilnością momentu hamowania i umiarkowaną wartością zużycia. Niedopuszczalne są również odkształcenia termiczne elementów hamulca.

● Wynikającym z tego ważnym wymaganiem jest wystarczająca pojemność cieplna hamulca, gwarantująca bezawaryjne pochłanianie zarówno normalnej energii hamowania przy lądowaniu i kołowaniu, jak i awaryjnej energii hamowania przy przerwaniu startu. Pojemność ta zależy głównie od wymiarów tarcz i nakładek hamulcowych i ich

pojemności cieplnej (ciepła właściwego). Wpływ na całkowitą pojemność cieplną hamulca ma także pojemność cieplna pozostałych elementów hamulca i koła, pozostających w kontakcie termicznym z elementami trącymi, oraz ich zdolność oddawania ciepła do otoczenia.

Określenie pojemności cieplnej hamulca podczas badań modelowych i analitycznych przeprowadza się drogą bieżących pomiarów temperatur objętościowych elementów zagrożonych cieplnie (zarówno podczas hamowania, jak i podczas chłodzenia hamulca). Doświadczenie wykazuje bowiem, że maksymalne wartości niektórych temperatur występują dopiero po hamowaniu. Do temperatur tych należą często temperatury objętościowe tarcz i nakładek hamulcowych i zawsze temperatury części współpracujących, np. piast i obręczy kół.

Specjalną uwagę zwraca się na stopniowe nagrzewanie się elementów hamulca podczas wielokrotnych hamowań niskoenergetycznych, właściwym używaniu hamulców podczas kołowania. Właściwą częstość i intensywność hamowań określa się doświadczalnie kontrolując eksploatację samolotu podobnego typu w warunkach odpowiadających przewidywanym dla samolotu, do którego przeznaczony jest badany hamulec. Doświadczenie wykazuje, że w niektórych typach samolotów (np. w samolocie rolniczym) kołowanie stanowi poważniejsze zagrożenie cieplne hamulca niż lądowanie, a nawet przerwany start. W takich samolotach szczególne znaczenie ma zdolność hamulca do szybkiego oddawania ciepła do otoczenia.

● Kolejnym istotnym wymaganiem jest zdolność hamulca do wytworzeniażądanego dynamicznego momentu hamowania, wynikającego z masy samolotu, prędkości przyziemienia i wymaganej drogi dobiegu. Ocenie podlega zarówno średnia wartość momentu hamowania przy różnych ciśnieniach i prędkości hamowania, jak i stabilność wartości momentu. Należy zwrócić szczególną uwagę na ewentualne występowanie chwilowych wartości maksymalnych, które wywołać mogą wysokie temperatury na powierzchniach trących oraz zwiększone obciążenia mechaniczne elementów hamulca. Niepożądane są również spadki wartości momentu. Takie zjawiska świadczą o niewłaściwym doborze materiałów ciernych lub o przeciążeniu cieplnym hamulca.

Ocena średniej wartości dynamicznego momentu hamowania powinna uwzględniać fakt, że niekorzystna jest zarówno za mała, jak i nadmierna jego wartość. W pierwszym przypadku hamowanie będzie mało skuteczne i nie zapewni zatrzymania samolotu na określonej drodze dobiegu, natomiast w drugim, obok skutków podanych wyżej, powstanie może niebezpieczeństwo nadmiernych przeciążeń poosiowych prowadzących do kapotażu.

● Następnym wymaganiem sprawdzanym podczas badań jest wystarczająco wysoki statyczny moment hamowania czyli moment rozwijany przez hamulec na postoju przy zerowej prędkości przeslizgu na powierzchniach trących. Jego wartość jest często limitująca w konstrukcji hamulca, gdyż wymagania wynikające z konieczności utrzymania samolotu podczas próby silnika są wysokie, zaś statyczny współczynnik tarcia na powierzchniach trących jest na ogół niższy niż dynamiczny. Problem jest o tyle trudny, że hamowanie postojowe musi być skuteczne w różnych, niekiedy niekorzystnych warunkach, np. przy niskich temperaturach, dużej wilgotności lub przy zanieczyszczonych powierzchniach trących. Dobór materiałów trących musi więc spełniać to wymaganie i stąd pożądaną cechą tych materiałów jest wysoki statyczny współczynnik tarcia i mała higroskopijność.

● Wymaganiem istotnym, tym niemniej podporządkowanym wymaganiem określonym wyżej, jest trwałość elementów ciernych hamulca. Przy jej ocenie należy brać pod uwagę nie tylko bezwzględne wartości zużycia elementów (liniowe lub wagowe) lecz również wzajemną zależność tych wartości w tarczach i nakładkach ciernych. Wobec różnych typów hamulców wymagania w tym zakresie są różne. Na przykład dla hamulców jednotarczowych wyposażonych w wymienne nakładki cierne z materiałów organicznych przyjmuje się, że trwałość tarczy hamulcowej winna być wielokrotnie wyższa niż nakładek ciernych, natomiast dla niektórych typów hamulców wielotarczowych z nakładkami metaloceramicznymi ich trwałość może być podobna, jako że wymianie po zużyciu podlega cały pakiet cierny.

Przy ocenie zużycia nakładek ciernych (szczególnie organicznych) należy uwzględnić zjawiska mogące zakłócać wierność tej oceny, występujące przy badaniu świeżych nakładek.

Pierwsze z nich, to pęcznienie nakładek w początkowym okresie eksploatacji obniżające pozornie wartość zużycia liniowego. Drugie, to wchłanianie wilgoci i wydzielanie składników lotnych zakłócające z kolei ocenę zużycia wagowego.

Z tych przyczyn wielkość zużycia nakładek ciernych powinna być określona na podstawie badań nakładek, w których opisane zjawiska już się dokonały, a więc częściowo zużytych.

Do pełnej oceny prawidłowości konstrukcji hamulca wykorzystywane są również inne kryteria np. masy wielkości geometrycznej, cech użytkowych i kosztu wytwarzania, które jako nie wiążące się z własnościami trybologicznymi nie będą tu omawiane.

Zakończenie

Badania trybologiczne stanowią integralną część prawidłowego procesu projektowania hamulców lotniczych, choć ich zakres może być uzależniony od uprzednich informacji dotyczących własności materiałów trących i warunków ich pracy w hamulcu. Specjalną rolę odgrywają badania modelowe, których przeprowadzenie pozwala uniknąć błędów

zarówno w doborze materiałów trących, jak i w opracowaniu struktury i geometrii hamulca.

Efektem ich stosowania jest uzyskanie optymalnej konstrukcji przy obniżeniu pracochłonności oraz kosztów projektowania i badania hamulca.

LITERATURA

1. P. SOLSKI, S. ZIEMBA: Zagadnienia tarcia suchego. PWN 1965.
2. A. I. WILSON, G. T. BOWSER: Machine testing for brake lining classification. SAE Transactions 1972.
3. E. D. BRAUN i inni: Modelowanie procesu tormozowania na maszynie trienija IM-58. *Maszynowiedzenie* 1965 nr 25.
4. I. W. KRAGIELSKI: Trienije i iznos. *Maszgiz* 1962 r.
5. C. BABIŃSKI: Elementy nauki o projektowaniu. WNT 1972 r.
6. A. DERKACZEW: Maszyny do badania własności ciernych materiałów. Referat na konferencji SIMP, Katowice 1973.
7. A. DERKACZEW: Badania modelowe hamulców lotniczych w Instytucie Lotnictwa. Komunikat na IV sympozjum trybologicznym PAN, Złoty Potok 1974.

KSIAZKI LOTNICZE

S. J. Esaulow, D. P. Bachow, I. C. Dmitriew: Wiertolet jak obiekt uprawienia (Śmigłowiec jako obiekt sterowania). Moskwa, Maszynostrojienie 1977. S. 192, tabl. 3, rys. 49, spis literatury 39 poz. Cena 0,67 rb. (6,70 zł)

W książce przedstawiono w systematycznej formie matematyczny opis śmigłowca jako obiektu sterowania. Właściwą uwagę poświęcono różnym rozwiązaniom wirnika nośnego i różnym konstrukcyjnym układom śmigłowca.

W pełnym opisie matematycznym, zawartym w rozdziale 2, śmigłowiec traktowany jest jako układ dynamiczny o $2n+7$ stopniach swobody, gdzie przez n oznaczono liczbę łopatek wirnika.

Rozdział 3 poświęcony jest szczegółowej analizie różnych rozwiązań wirnika nośnego, w tej liczbie wirnika konwencjonalnego z przegubowo zawieszonymi łopatkami, wirników Hillera Bella i Lockheed'a z urządzeniami stabilizującymi oraz wirnika z łopatkami zawieszonymi bezprzegubowo.

W rozdziale 4 rozważa się uproszczone formy opisu śmigłowca jako obiektu sterowania.

Treść książki uzupełniona jest dodatkami, zawierającymi zestawienia wzorów do obliczeń pochodnych cząstkowych oraz współczynników transmitancji śmigłowca.

Książka jest interesującą pozycją dla studentów wydziałów lotniczych politechnik i akademii oraz dla pracowników naukowych zajmujących się mechaniką lotu śmigłowca.

J.M.

Awtomatyzowanie sterowania samolotami i wiertoletami. (Automatyczne sterowanie samolotów i śmigłowców). Red. S. M. Fiedorow. Moskwa, Transport 1977. S. 246, rys. 132, tabl. 3, spis lit. 42 poz., cena 1 rb. (10 zł)

Książka jest systematycznie napisanym podręcznikiem automatycznego sterowania samolotami i śmigłowcami. Rozpatruje się w kolejności: właściwości samolotów i śmigłowców jako obiektów sterowania, urządzenia do uzyskiwania informacji wejściowych, układy polepszania stateczności i sterowności, urządzenia do stabilizacji i sterowania w różnych fazach lotu. Osobne rozdziały poświęcono automatycznej kontroli pracy pokładowych systemów sterowania oraz układami nastaw, sygnalizacji i indykacji, stanowiącym *interface* między urządzeniami i pilotem.

Rozważania zostają na koniec skonkretyzowane w obszernym opisie budowy i dzia-

łania systemu sterowania ABSU-154 wchodzącego w wyposażenie najnowszych samolotów komunikacyjnych.

Książka z pewnością zainteresuje studentów wydziałów lotniczych oraz specjalistów personelu naziemnego i pokładowego linii lotniczych.

J.M.

A. A. GARKAWYJ: Proizwodstwo die-talej awiacyjnych dwigatielej (Produkcja części silników lotniczych). Moskwa, Maszynostrojienie 1977. S. 167, rys. 67, tabl. 1, cena 39 kop.

Książka stanowi podręcznik dla techników o specjalności silniki lotnicze. Odpowiednio do przeznaczenia dobrany został materiał i jego układ. W pierwszej części omówiono ogólnie podstawy procesów technologicznych, ze szczególnym uwzględnieniem technologii, procesów i zabiegów stanowiących niejako domenę produkcji lotniczej.

W sposób przystępny zaprezentowano procesy obróbek jakościowych — nadawanie wysokiej gładkości, umocnienie powierzchniowe różnymi metodami, obróbki elektryczne, kształtowanie wybuchowe, hydrodynamiczne, magnetyczne i wiele innych. Scharakteryzowano obróbkę cieplną, ciepłno-chemiczną, galwaniczną i in. Dużo miejsca poświęcono kontroli i projektowaniu procesów technologicznych.

W drugiej części przedstawiono specyfikę wykonania podstawowych części lotniczych silników turbinowych.

Książka stanowi istotną pomoc przy nauczaniu technologii silników lotniczych.

B. WIETHOFF: Luftverkehr in China 1928—1949. Otto Harrassowitz, Wiesbaden 1975. S. 380, cena DM 94.—

W serii prac Instytutu Spraw Azjatyckich w Hamburgu ukazała się monografia prof. dr Bodo Wiethoffa pt. *Komunikacja lotnicza w Chinach 1928—49*. Jest to pierwsze tak obszerne opracowanie tematu, tym cenniejsze, iż wykorzystano również źródła i publikacje w języku chińskim. Autor daje wszechstronny i wyczerpujący obraz dziejów tej formy transportu w Chinach, od jego początków w 1928 r. do chwili agonii i praktycznie końca komunikacji lotniczej w tzw. Kontynentalnych Chinach Kuomintangowskich w 1949 r.

Na początku prezentowanego studium autor przedstawił teoretyczne przesłanki i rezultaty empirycznych badań (część I). Następnie opisał panującą na przełomie lat

dwudziestych i trzydziestych sytuację w światowym transporcie powietrznym jako jednym z elementów światowej gospodarki, jak też podobne zależności w samych Chinach (część II). W badaniach empirycznych zastosowano dwie metody: strukturalną chronologię (część III) i zestaw istotnych dokumentów (dokumentacja). Załączniki to przegląd rozwoju międzynarodowych kursów walut, ich stosunku do wartości i środków pieniężnych obowiązujących naówczas w Chinach, bibliografia oraz indeks nazw geograficznych i terminów technicznych. Dla zajmujących się tematem rarytatem są zamieszczone w pracy dotychczas w większości nie publikowane schematyczne mapki połączeń, kopie ówczesnych rozkładów lotów oraz oryginalne teksty lub wierne tłumaczenia zawartych umów i porozumień lotniczych.

Na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych naszego stulecia w Chinach panowała skomplikowana sytuacja polityczna, ekonomiczna oraz społeczna. Istniejące tradycyjne środki transportu — kolejnictwo, drogi oraz żegluga (śródlądowa i przybrzeżna) nie pozwalały na efektywne przemieszczanie zwiększającej się z roku na rok masy towarowej, a zwłaszcza na szybką komunikację osobową. Zaiśniała potrzeba wprowadzenia w tym kraju komunikacji lotniczej. Rok 1928 uznać można za inauguracyjny tego rodzaju komunikację w tym wielkim kraju. Zajmowało się nią w omawianym okresie kilkanaście różnego rodzaju spółek, filii towarzystw lotniczych z Europy Zachodniej, Stanów Zjednoczonych lub ze Związku Radzieckiego, lecz na wymienienie zasługują chyba tylko amerykańska CNAC (China National Aviation Corp.), niemiecka EURASIA Aviation Corp., jej sukcesor od roku 1943 — kuomintangowska CATC (Central Air Transport Corp.), Manchu Air Transport Co. i South Western, radziecka Hami-Ata i CAT (Central Air Transport) generała Chennaulta. Zaangażowane były też kapitały W. Brytanii, Francji, Belgii i Holandii. Choć w większości były to spółki z formalnym udziałem władz chińskich, można je uznać jednak za towarzystwa zagraniczne. Tytuł ostatniego rozdziału — *Agonia i koniec komunikacji lotniczej Kuomintangowskiej Biurokracji* trafnie i dosadnie kreśli obraz końca tego okresu chińskiego lotnictwa komunikacyjnego.

Druga część pracy pt. *Luftverkehr in China 1949—76* (*Komunikacja lotnicza w Chinach 1949—76*), poświęcona roli i problemom cywilnego transportu powietrznego w Chińskiej Republice Ludowej, ukaże się nie wcześniej aniżeli w końcu 1978 r.

MZM

Dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy



KONSTRUKCJA. Metalowy wolnonośny dolnopłat o napędzie odrzutowym z chowanym trójkolowym podwoziem.

Skrzydło. Obrys trapezowy, profil NACA 64 A 012 Mod. 5, wznios 0,044 rad ($2^{\circ}30'$), skos krawędzi natarcia 0,031 rad ($1^{\circ}45'$), kąt zaklinowania 0,035 rad (2°), brak skręcenia geometrycznego. Konstrukcja całkowicie metalowa, skorupowa, niedzielona, trójdźwigarowa (dźwigar środkowy jest dźwigarem głównym, a dźwigary przedni i tylny — pomocniczymi). Na końcach skrzydeł uchwyty do mocowania zbiorników dodatkowych. W rejonie lotek na krawędzi natarcia zamocowane są rurowe wyważenia przeciwflatterowe; mieszczą się w nich sondy aparatury pomiarowej przyrządów pokładowych. W nosku skrzydła prowadzone są popychacze sterowania lotkami, między głównym a tylnym dźwigarem znajdują się instalacje: paliwowa i elektryczna oraz popychacz i dźwignie napędu kłapy. W przykadłubowej części skrzydła między głównym a tylnym dźwigarem mieszczą się luki podwozia głównego i instalacja hydrauliczna (silowniki) podwozia i kłap. Pod skrzydłami zaczepy lub wsporniki (pylony) uzbrojenia podwieszanego. Lotki konstrukcji całkowicie metalowej, wyważone aerodynamicznie i masowo. Klapki wyważające lotek napędzane elektrycznie. Kąty wychylenia lotek $\pm 0,279$ rad ($\pm 16^{\circ}$). Lotki zajmują 32% rozpiętości i 26% cięciwy. Kłapy całkowicie metalowe, zawieszane w dwóch punktach każda. Kąty wychylenia kłap: 0,436 rad (25°) — do startu i 0,768 rad (44°) —

do lądowania. Sygnalizacja wychylenia kłap — elektryczna (w kabinie) i mechaniczna (sworznie wysuwane z górnego pokrycia skrzydła). Kłapy zajmują 47% rozpiętości i 29% cięciwy. Na końcach skrzydeł mocowane są dodatkowe zbiorniki paliwowe o opływowym kształcie. W ich noskach znajdują się reflektory, a na bocznych powierzchniach — światła pozycyjne i wzierniki wlewów.

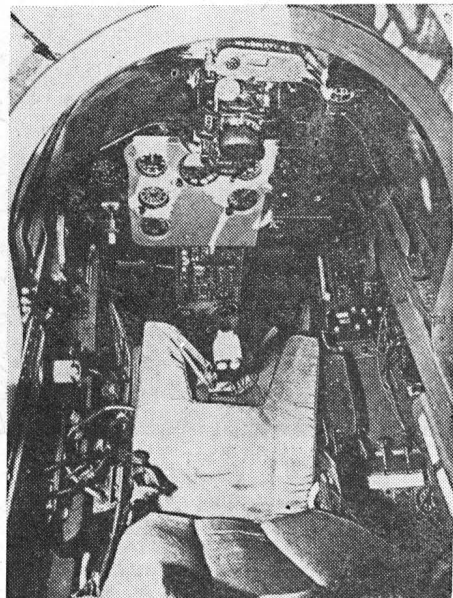
Kadłub: Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Tylna część kadłuba wraz z usterzeniem może być odłączana do wymiany lub przeglądu silnika. Nosek kadłuba laminatowy. W przedniej części kadłuba znajdują się kolejno: luk podwozia przedniego i położony nad nim przedział aparatury radioelektronicznej (dostęp do niego zapewniają dwie duże uchylane do góry pokrywy izolowane cieplnie), kabina pilotów, zbiorniki paliwa oraz węzły mocowania skrzydeł i silnika. Nad wykrojem kabiny znajduje się rama przeciwkapotażowa. Tuż za kabiną, po obu stronach kadłuba, rozpoczynają się tunele wlotowe powietrza, przechodzące następnie w jeden kanał. W konstrukcji obudowy wlotów umieszczono dwa zbiorniki paliwowe. Wloty powietrza wyposażone są w płytowe oddzielacze warstwy przyściennej. Pod kadłubem, na wysokości krawędzi natarcia skrzydeł, znajdują się płyty hamulców aerodynamicznych. Maksymalny kąt wychylenia hamulców aerodynamicznych wynosi 0,960 rad (55°). Całkowita długość struktury kadłuba bez owiewek — 11,90 m. Na kadłubie znaj-

dują się liczne wzierniki do wyposażenia i agregatów oraz zewnętrzne gniazdko aparatury diagnostycznej i wyposażenia naziemnego. Pod kabiną znajdują się wychylane z konstrukcji kadłuba stopnie do wsiadania.

Usterzenie w układzie klasycznym. Usterzenie poziome położone na grzbiecie kadłuba, ma obrys trapezowy i symetryczny profil. Stateczniki poziome konstrukcji całkowicie metalowej, półskorupowej, dwudźwigarowe. Na statecznikach zamontowane są anteny radiowysokościomierza. Na dolnych pokryciach stateczników za tylnym dźwigarem rozmieszczono płytkowe, stałe turbulizatory opływu (po 20 płytek na każdym stateczniku). Stateczniki poziome tworzą jedną całość z tylną, odejmowaną częścią kadłuba. Stery wysokości jednodźwigarowe, całkowicie metalowe, wyważone masowo i zaopatrzone w klapki wyważające napędzane elektrycznie. Każdy ster zawieszony w trzech punktach. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym z silnym skosem wynoszącym 0,785 rad (45°). Statecznik pionowy (podobnej konstrukcji jak stateczniki poziome) również tworzy całość z tylną częścią kadłuba. Mieszczą się w nim niektóre agregaty przyrządów pokładowych i światło pozycyjne (na splywie końcówki). Ster kierunku całkowicie metalowy, jednodźwigarowy, zawieszony w trzech punktach i — zależnie od wersji samolotu — zaopatrzone w napędzaną elektrycznie klapkę wyważającą lub w ustawianą na stałe listwę w dolnej partii krawędzi splywu.

Sterowanie zdwojone (dźwigi sterowe, orczyki i dźwignie sterowania silnikiem w obu kabinach). Sterowanie lotkami, sterem kierunku i sterem wysokości — popychaczowo-dźwigniowe. Układ sterowania biegnie pod podłogą kabiny pilotów, rozgałęziając się za

hamowane podczas chowania podwozia. Ogumienie BARUM: koło przednie 430×150 , koła główne 610×185 . Pokrywy luków podwozia mogą być zamknięte powtórnie po wypuszczeniu podwozia i jego zablokowaniu. Sygnalizacja położenia podwozia — elektryczna (na tablicy przyrządów) i mechaniczna (sworznie wysuwające się z pokrycia kadłuba i skrzydeł).



Wnętrze kabiny pilota

Zespół napędowy. Dwuprzepływowy silnik odrzutowy Iwczenko AI-25TL o ciągu statycznym $16,87 \text{ kN}$ (1720 kG) $\pm 2\%$. Silnik wyposażony jest w turbinę pomocniczą SW-35, napędzającą turbosprężarkę Sapphire-5, dostarczającą powietrza do silnika głównego podczas jego rozruchu. System ten uniezależnia w znacznym stopniu samolot od agregatów naziemnych. Turbina pomocnicza znajduje się z lewej strony silnika, jej wylot skierowany jest skośnie do dołu. Cały cykl rozruchu sterowany jest elektronicznie.

Kabina dwumiejscowa, miejsca ucznia i instruktora jedno za drugim, wyposażone w identyczne zespoły sterowania lotem i silnikiem. Kabina została bardzo starannie opracowana ergonomicznie — wiatrochron i osłony kabiny ucznia i instruktora przedzielone ramą przeciwkapotażową, obie osłony otwierane na bok (w prawo). Obie kabiny o zbliżonej kompozycji. Zestaw przyrządów skromny, lecz starannie dobrany, uniknięto zbędnego „przeładowania” tablic. Najważniejsze przyrządy pilotażowe i kontrolne zgrupowane są na tablicy centralnej. Na bocznych pulpitych umieszczono przyrządy o drugorzędym znaczeniu i dźwignie sterowania silnikiem, klapami i podwoziem (kształt uchwytów dźwigni bardzo starannie dobrany, by wykluczyć możliwość pomyłek) oraz tablicę przełączników instalacji elektrycznej. Na pulpicie centralnym pod tablicą przyrządów umieszczono przełączniki sterowania odpalaniem uzbrojenia. W przedniej kabine umieszczony jest celownik ASP-3-NMU-39. Obie kabiny szczelne, przewietrzane ciśnieniowo i klimatyzowane z układem regulacyjnym pozwalającym utrzymać żadaną temperaturę wnętrza w zakresie $+10 \div +28^\circ\text{C}$ przy temperaturze otoczenia $-55 \div +45^\circ\text{C}$. Oba fotele wyrzucane typu VSI-BRI, zapewniające możliwość opuszczenia samolotu nawet na ziemi i w zakresie prędkości $150 \div 910 \text{ km/h}$. W celu polepszenia widoczności fotel tylny umieszczony jest nieco wyżej od przedniego. Wsiadanie znacznie ułatwione dzięki otwieranym z kadłuba stopniom i wkomponowanym w konstrukcję uchwytom (zbyteczna jest drabinka lotniskowa).

nią: układ sterowania lotkami prowadzony jest w nosku skrzydła, natomiast popychacze sterów wysokości i kierunku wyprowadzono na grzbiet kadłuba. Klapki wyważające lotek i sterów wysokości napędzane elektrycznie. Kłapy napędzane hydraulicznie za pośrednictwem popychacza i dźwigni przenoszących napęd do obu punktów zawieszenia. Halmulce aerodynamiczne wychylane hydraulicznie. Sterowanie silnikiem popychaczowo-dźwigniowym, cały układ umieszczony na lewej burcie kadłuba.

Podwozie trójkołowe z kołem przednim, całkowicie chowane hydraulicznie — podwozie przednie do luku w przedniej części kadłuba, podwozie główne do luków skrzydłowych. Podwozie przednie samonastawne, z tłumikiem drgań poprzecznych, podczas chowania automatycznie ustawiane w położeniu neutralnym. Wszystkie koła zawieszono na wahaczach. Amortyzatory olejowo-powietrzne umieszczone w goleńiach. Koła podwozia głównego typu K 24 wyposażone w hamulce hydrauliczne tarczowe z systemem przeciwpowietrzowym, koła są automatycznie

Instalacje. Instalacja paliwowa składa się z pięciu gumowych zbiorników umieszczonych w kadłubie nad skrzydłem i w obudowach wlotów powietrza do silnika, dwóch zbiorników mocowanych na końcach skrzydeł, układu zaworów, „akumulatora” paliwa, filtrów i nadajników przyrządów. Zbiorniki kadłubowe mieszczą łącznie 824 kg paliwa, zbiorniki na końcach skrzydeł — łącznie 156 kg . Wlew paliwa do zbiorników kadłubowych znajduje się na grzbiecie kadłuba za kabiną, zbiorniki na końcach skrzydeł mają własne wlewy. Instalacja hydrauliczna służy do wypuszczania i chowania podwozia, kłapy, hamulców aerodynamicznych i do sterowania hamulcami kół podwozia głównego. Ciśnienie robocze w instalacji — $14,715 \text{ MPa}$ (150 kg/cm^2). Instalacja przeciwpożarowa wykrywa i gasi pożar w przedziale silnika. Instalacja przeciwoblodzeniowa chroni przed oblodzeniem wiatrochron i krawędzie natarcia wlotów powietrza do silnika. Instalacja elektryczna: napięcie 27 V , prądnicą główną VG 7500 JA (9 kW), prądnicą pomocniczą (3 kW) napędzaną turbiną powietrzną V-910, akumulator 12 SAM 28, jednofazowa przetwornica statyczna 1000 VA , trójfazowa przetwornica $3 \times 36 \text{ V/50 VA}$. Prądnicą pomocniczą włącza się automatycznie w razie awarii prądnicy głównej. Główne odbiorniki energii elektrycznej, to: wyposażenie radioelektryczne, przyrządy pokładowe, reflektory i światła sygnalizacyjne, sterowanie uzbrojeniem, zawory elektromagnetyczne instalacji hydraulicznej i paliwowej oraz elektryczny rozrusznik turbiny rozruchowej.

Wyposażenie. Radiostacja UKF RTL-11 zablokowana z telefonem pokładowym, drugi niezależny układ telefonu pokładowego, automatyczna radiobusola RKL-41 (zakres częstotliwości $150 \div 1800 \text{ kHz}$), radiowysokościomierz RW-5, sygnalizator markera MRP-56P/S (sygnalizacja optyczna i dźwiękowa), identyfikator *swój-obcy*. Większość wyposażenia mieści się w przedniej części kadłuba przed kabiną.

Wyposażenie uzupełniające. Samolot L-39 z wyposażeniem uzupełniającym tworzy zintegrowany system szkolenia i treningu, tzw. System-39. W skład wyposażenia uzupełniającego wchodzi: ruchome stanowisko diagnostyczne KL-39, symulator lotu TL-39 i symulator katapultowania fotela NKTL-29/39 (wspólny dla samolotów L-29 Delfin i L-39 Albatros). Ruchome stanowisko diagnostyczne KL-39, umieszczone na samochodzie UAZ-452, służy do badania parametrów pracy silnika, instalacji i wyposażenia. Może ono badać równocześnie 237 parametrów (silnik — 16 parametrów, instalacja paliwowa — 6 ,

turbostarter — 12, instalacja hydrauliczna — 12, instalacja klimatyzacyjna — 7, hermetyzacja kabiny — 3, wyposażenie radioelektroniczne — 83, instalacja elektryczna — 42, przyrządy pokładowe — 19, uzbrojenie — 37). Zastosowanie KL-39 pozwala znacznie skrócić czas kontroli i przeglądów samolotu, czyni je przy tym bardziej pewnymi; np. sprawdzenie 120 parametrów w różnych punktach pomiarowych trwa ok. 30 minut. Symulator lotu TL-39 pozwala na pełne odtworzenie procedury startu i lądowania oraz podstawowych manewrów. Możliwe jest także przy jego użyciu modelowanie trudnych warunków atmosferycznych oraz awarii. Symulator kaptowania pozwala na bezpieczny trening tej czynności i psychiczne przygotowanie pilotów.

Uzbrojenie. Samolot jest wyposażony w celownik ASP-3-NMU-39 oraz foto-

karabin FKP-2-2. Konstrukcja wsporników podskrzydłowych umożliwia zawieszanie na nich bomb w różnych zestawach, pojemników z działkami lub karabinami maszynowymi, pojemników z niekierowanymi rakietami powietrze-ziemia lub rakiet powietrze-powietrze. Sterowanie uzbrojeniem — elektryczne.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI: Samolot L-39 Albatros jest samolotem szkolno-treningowym tzw. drugiej generacji. Po TS-11 Iskra, Jak-32 i L-29 Delfin jest czwartym samolotem tego rodzaju w państwach układu warszawskiego. L-39 opracowany został w wytwórni Aero-Vodochody przez zespół, którym kierował inż. Jan Vlček. Pierwszy lot

prototypu miał miejsce 4 listopada 1968 r. Oblatywaczem był inż. Rudolf Duchoň. Do końca 1970 r. do prób skierowano następnych 5 samolotów. Prototyp różnił się od egzemplarzy seryjnych przede wszystkim silnikiem (AI-25W o ciągu 14,72 kN = 1500 kG) oraz innym obrysem krawędzi natarcia skrzydła przy kadłubie. Głównym odbiorcą samolotów L-39 jest Związek Radziecki, dlatego właśnie zdecydowano się na zastosowanie wypróbowanego i prostego w obsłudze silnika AI-25. Znaczna autonomia samolotu pozwala na redukcję wyposażenia naziemnego, a zastosowanie stanowiska diagnostycznego KL-39 radykalnie upraszcza obsługę i przeglądy, podwyższając przy tym bezpieczeństwo lotów. Samolot był wystawiany na Międzynarodowym Salonie Lotniczym i kilku innych wystawach, uzyskując wysoką ocenę specjalistów (m.in. został odznaczony złotym medalem na Targach Międzynarodowych w Brnie w 1973 r.).

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	9,46 m
Długość	12,32 m
Wysokość	4,70 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,40 m
Baza podwozia	4,39 m
Rozstaw kół	2,44 m
Średnia cięciwa aerodynamiczna	2,15 m
Rozpiętość sterów wysokości	2×1,76 m
Rozpiętość steru kierunku	1,70 m
Wydłużenie	4,4

Powierzchnie

Skrzydło	18,80 m ²
Usterzenie poziome	5,07 m ²
Usterzenie pionowe	3,48 m ²
Kłapy	2×1,34 m ²
Lotki	2×0,95 m ²
Stery wysokości	2×0,57 m ²
Ster kierunku	0,71 m ²
Hamulce aerodynamiczne	2×0,25 m ²

Masy

Własna	3375 kg
Startowa standard	4360 kg
Startowa maks.	4600 kg
Do lądowania maks.	4500 kg
Paliwo	980 kg

Obciążenie powierzchni nośnej

— przy masie standard	232 kg/m ²
— przy masie maks.	245 kg/m ²

Obciążenie ciągu

— przy masie standard	258,4 kg/kN
— przy masie maks.	272,6 kg/kN

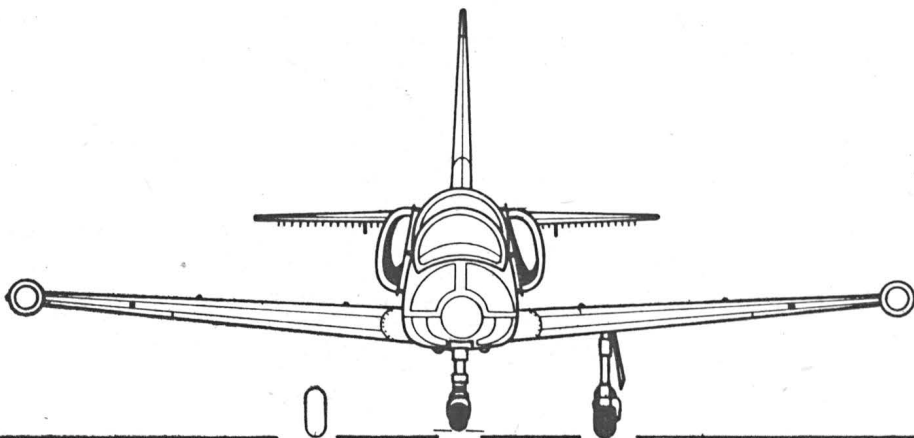
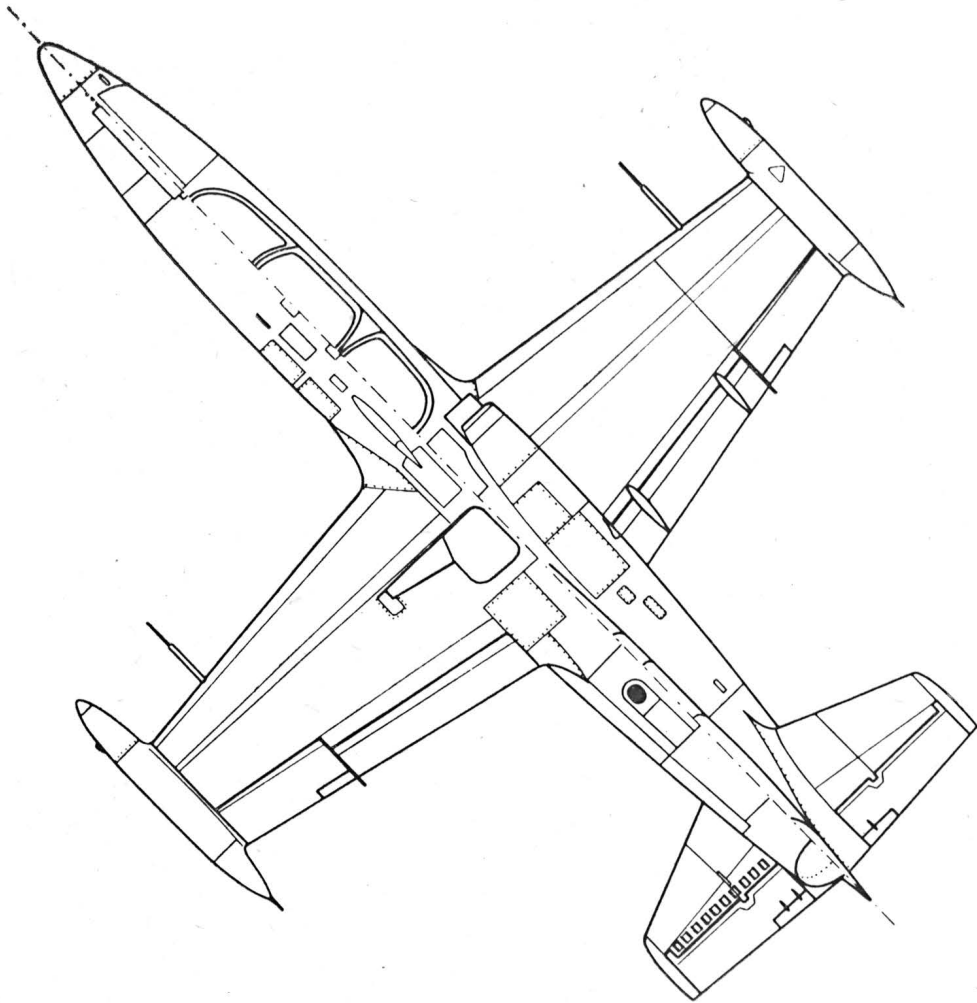
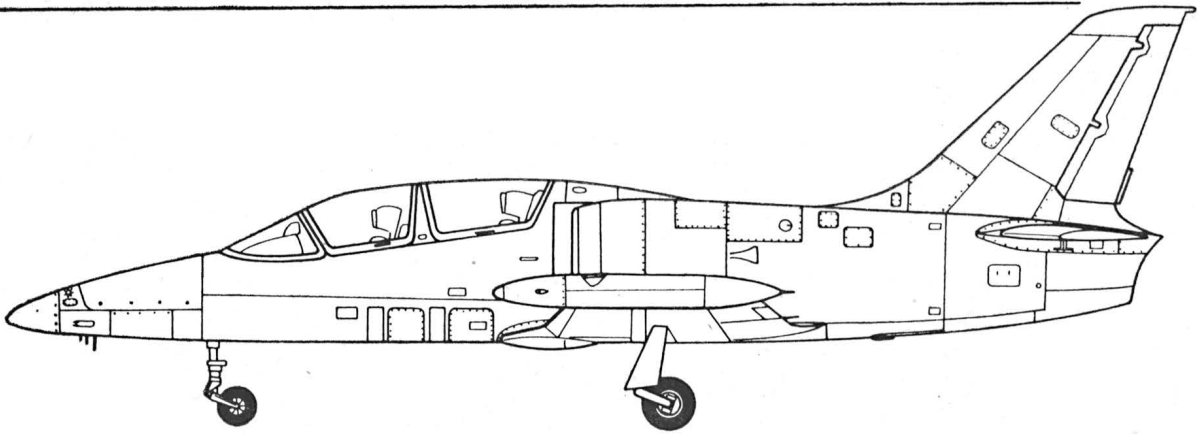
Osiągi

Prędkość maks. pozioma na wys. H = 0	700 km/h
Prędkość maks. pozioma na wys. H = 5000 m	750 km/h
Prędkość przelotowa na wys. H = 0	640 km/h
Prędkość przelotowa na wys. H = 5000 m	680 km/h
Prędkość maks. dopuszczalna V _D	910 km/h
Prędkość minimalna (H = 0, bez kłapy)	180 km/h
Prędkość minimalna (H = 0, kłapy 25°)	165 km/h
Prędkość minimalna (H = 0, kłapy 44°)	155 km/h
Liczba Macha maks.	0,82
Prędkość wznoszenia maks. (przy prędkości optymalnej V = 390 km/h)	22,0 m/s
Prędkość wznoszenia normalna (przy prędkości optymalnej V = 370 km/h)	16,5 m/s
Czas wznoszenia na H = 5000 m	5,0 min
Czas wznoszenia na H = 8000 m	10,0 min
Pułap	11500 m
Zasięg (przy zapasie pal. 824 kg)	840 km
Zasięg maks. (przy zapasie pal. 980 kg)	1015 km
Długotrwałość lotu (zapas pal. 824 kg)	2,0 h
Długotrwałość lotu maks. (zapas pal. 980 kg)	2,5 h

Start i lądowanie

Konieczna długość pasa startowego (beton)	480 m
Konieczna długość pasa startowego (trawa)	630 m
Prędkość startu (H = 0, kłapy 25°)	185 km/h
Prędkość lądowania (H = 0, kłapy 44°)	175 km/h
Rozbieg	
— dla masy 4100 kg	450 m
— dla masy 4300 kg	480 m
— dla masy 4500 kg	530 m
Długość startu na przeszkodę 25 m (dla masy 4300 kg)	630 m
Długość lądowania znad przeszkody 25 m (dla masy 4300 kg)	1120 m
Dobieg	
— dla masy 4300 kg	690 m
— dla masy 4100 kg	620 m
Współczynniki obciążeń konstrukcji:	
— dla masy 4200 kg	+8 ÷ -4
— dla masy 4400 kg	+7,5 ÷ -3,75
— dla masy 4600 kg	+7 ÷ -3,5

T.M.



Zastosowanie kalkulatorów w praktyce inżynierskiej

Wprowadzenie do użytku kalkulatorów programowanych umożliwiło zastosowanie w codziennej praktyce metod opartych o elementy statystyki matematycznej.

W praktyce obliczeń z zakresu mechaniki lotu powstaje dość często konieczność aproksymacji określonej zależności. Często zupełnie wystarczającą dokładność uzyskuje się przez aproksymację wielomianem II stopnia. Taka aproksymacja jest powszechnie stosowana do przybliżenia biegunowej samolotu, sprawności śmigła w funkcji prędkości itp.

Poniżej zamieszczamy opis metodyki takiej aproksymacji i program (dla kalkulatorów HP-25). Ze względu na nieco zbyt małą do tego zadania pamięć kalkulatora — część obliczenia jest wykonywana ręcznie, jednak praktyczne użytkowanie tego programu pozwala stwierdzić, że nie stanowi to poważniejszego utrudnienia.

Zadanie programu: Określenie współczynników A , B , C wielomianu o postaci:

$$y = Ax^2 + Bx + C$$

przybliżającego zależność podaną w postaci tabelarycznej — zbioru n punktów o współrzędnych x_i, y_i ; przy czym suma kwadratów błędów

$$S = \sum_{i=1}^n (y - y_i)^2$$

przyjmuje minimum.

Zagadnienie to sprowadza się do rozwiązania układu równań:

$$A \sum X_i^4 + B \sum X_i^3 + C \sum X_i^2 - \sum X_i^2 Y_i = 0$$

$$A \sum X_i^3 + B \sum X_i^2 + C \sum X_i - \sum X_i Y_i = 0$$

$$A \sum X_i^2 + B \sum X_i + C n - \sum Y_i = 0$$

Jego współczynniki mogą być zapisane następująco:

$$a_{11} = \sum X_i^4 \quad a_{12} = \sum X_i^3 \quad a_{13} = \sum X_i^2$$

$$a_{13} = \sum X_i^2 \quad a_{10} = - \sum X_i^2 Y_i$$

$$a_{21} = a_{12} \quad a_{22} = a_{13} \quad a_{23} = \sum X$$

$$a_{20} = - \sum X_i Y_i$$

$$a_{31} = a_{13} \quad a_{32} = a_{23} \quad a_{33} = n \quad a_{30} = - \sum Y$$

Ponieważ układ ten wymaga obliczenia tylko ośmiu współczynników, możliwe jest wykorzystanie kalkulatora HP-25 (lub większego, o większej liczbie pamięci).

W proponowanym programie wyznacznik równania i kolumna wyrazów dolnych mogą być zapisane następująco (przy użyciu oznaczeń pamięci kalkulatora, np. P1, P2; zamiast wielkości przechowywanych w tych pamięciach):

P0	P1	P6	P2
P1	P6	P7	P5
P6	P7	P3	P4

Do obliczenia wyznaczników wygodnie jest postąpić się następującymi schematami (utworzonymi z numerów pamięci):

D_A					
2	1	6	2	1	
5	6	7	5	6	
4	7	3	4	7	

D_B					
0	2	6	0	2	
1	5	7	1	5	
6	4	3	6	4	

D_C					
0	1	2	0	1	
1	6	5	1	6	
6	7	4	6	7	

Obliczenie wyznacznika, np. D_A przedstawia się następująco ((kolejno, jak zapisano słupkami):

RCL 2	RCL 7	RCL 5	RCL 6	RCL 2	RCL 1
RCL 6	x	x	x ²	x	x
x	RCL 4	RCL 7	x	—	—
RCL 3	x	x	—	RCL 3	
x	+	+	RCL 7	RCL 5	
RCL 1	RCL 6	RCL 4	x ²	x	

Wyznaczniki D_B i D_C oblicza się analogicznie, na podstawie podanych schematów rozmieszczenia ich elementów.

Obliczenie ręczne D_A, D_B, D_C jest konieczne po siedemnastym kroku programu (po zakończeniu wprowadzania współrzędnych punktów).

Tekst programu

Symbole	Klucze	Treść operacji
01 21	X Y	
02 25	Σ+	
03 14 73	Last X	
04 61	X	
05 14 73	Last X	wprowadzenie współrzędnych punktów
06 61	X	
07 23 51 02	STO + 2	
08 14 73	Last X	
09 15 02	X ²	
10 14 73	Last X	
11 61	X	
12 23 51 01	STO + 1	
13 14 73	Last X	
14 61	X	
15 23 51 00	STO + 0	
16 24 03	RCL 3	
17 13 00	GTO 00	
18 24 00	RCL 0	
19 24 06	RCL 6	
20 61	X	
21 24 03	RCL 3	
22 61	X	
23 24 01	RCL 1	
24 24 07	RCL 7	
25 61	X	
26 24 06	RCL 6	
27 61	X	
28 02	2	obliczanie W_{ch}
29 61	X	
30 51	+	
31 24 06	RCL 6	
32 03	3	
33 14 03	f Y ^x	
34 41	—	
35 24 07	RCL 7	
36 15 02	X ²	

37	24	00	RCL 0	
38		61	X	
39		41	—	
40	24	01	RCL 1	
41	15	02	X ²	
42	24	03	RCL 3	
43		61	X	
44		41	—	
45		74	R/S	Odczyt wartości W_{ch}
46		71	+	
47		74	R/S	Odczyt A, B lub C
48	13	18	GTO 18	

Użycie programu

1. Wprowadzenie programu, zerowanie pamięci.
2. Wprowadzenie współrzędnych punktów

X_i Enter
 Y_i R/S Odczyt: n — liczba wprowadzonych punktów

3. Przejście do obliczania współczynników GTO 18

3.1. Obliczenie (ręczne) wartości D_A
i przy D_A w rejestrze X — R/S

Odczyt: D (wartość wyznacznika charakterystycznego)

R/S — odczyt A

3.2. Obliczenie ręczne wartości D_B (jak dla D_A) przy użyciu odpowiedniego schematu rozmieszczenia wartości współczynnika i przy D_B w rejestrze X — R/S

Odczyt: D

R/S — odczyt B

3.3. Obliczenie wartości C odbywa się analogicznie jak B.

4. Wprowadzenie dodatkowych punktów.

Program umożliwia po obliczeniu A, B i C wprowadzenie dowolnej liczby nowych punktów, przez które ma być prowadzona parabola. Punkty nowo wprowadzone traktowane są na równi z wprowadzonymi poprzednio. Do wprowadzenia dodatkowych punktów należy:

GTO 00

f STK

Po zakończeniu wprowadzania tych punktów — obliczenie współczynników A, B, C przebiega jak poprzednio.

5. Powtórzenie obliczenia dla nowych punktów:

f PRGM

f REG

f STK

po czym należy powtórzyć kroki 2 i 3.

Znajomość krzywej aproksymującej biegunową samolotu pozwala na łatwe wykorzystanie drogi obliczeń różnych wielkości charakteryzujących osiągi samolotu.

Poniżej podany program służy do określenia prędkości maksymalnej lotu poziomego samolotu o zadanej analitycznie biegunowej i zadanej w dowolny sposób sprawności śmigła. Program może być wykorzystany także do określenia wpływu ciężaru samolotu lub wysokości lotu na prędkość maksymalną.

Tekst programu

01	23	02	STO 2
02	24	00	RCL 0
03	24	01	RCL 1
04		71	—
05	15	02	X ²
06	14	73	Last X
07	24	06	RCL 6
08		61	X
09	24	04	RCL 4
10		61	X
11		21	X Y
12	24	05	RCL 5
13		61	X
14	24	04	RCL 4
15		71	—
16		51	+
17	24	07	RCL 7
18	24	04	RCL 4
19		03	3
20	14	03	f Yx
21		61	x
22		51	+
23	24	02	RCL 2
24	24	01	RCL 1
25		71	÷
26		07	7
27		05	5
28		61	X

29		71	÷
30		01	1
31		51	+
32		02	2
33		71	÷
34	23	71	04
35		01	1
36		41	—
37	15	03	g ABS
38		33	EEX
39		03	3
40		32	CHS
41	14	51	fX Y
42	13	44	GTO 44
43	13	02	GTO 02
44	24	04	RCL 4
45	24	03	RCL 3
46		61	X
47	13	00	GTO 00

Zawartość pamięci:

0 — Q	[kG]	ciężar samolotu
1 — 1/2	S	[kG · s ² /m ²]
2 — N_n	[KM]	rejestr bieżący
3 — 3,6		współczynnik
4 — V_{pocz}	[m/s]	początkowa wartość prędkości do iteracji
5 — A		współczynniki biegunowej o postaci
6 — B		$C_x = A C_z^2 + B C_z + C$
7 — C		

Sposób posługiwania się programem

1. Wprowadzenie programu.

2. Wprowadzenie ciężaru samolotu

Q [kG] STO 0

3. Wprowadzenie pow. nośnej i gęstości S [m²] Enter.

q [kGs²/m⁴] x 2 → STO 1

4. Wprowadzenie współczynnika 3,6 STO 3

5. Wprowadzenie wstępnej wartości prędkości maksymalnej (wartości służącej do rozpoczęcia iteracji)

V [m/s] STO 4

6. Wprowadzenie współczynników paraboli przybliżającej biegunową samolotu

A STO 5

B STO 6

C STO 7

7. Wprowadzenie mocy rozporządzałnej (iloczynu mocy silnika i sprawności śmigła)

N_n [KM] R/S Odczyt: V_{max} [km/h]

Uwaga: Program działa metodą iteracji, toteż czas liczenia zależy poważnie od tego, czy podana wstępnie (w kroku 5) wartość V była bliska wynikowej prędkości V_{max} .

Prędkość V wprowadzać należy tylko przy pierwszym obliczeniu — w następnych przebiegach zostanie wykorzystana (jako wyjściowa) prędkość obliczona w poprzednim przebiegu.

Programy opracował mgr inż. A. Kardymowicz

Do Czytelników

Szerokie zastosowanie kalkulatorów w praktyce obliczeniowej i konstrukcyjnej zmienia w zasadniczy sposób metody stosowane do rozwiązywania wielu zagadnień z teorii praktyki.

Informacje o programach opracowanych do rozwiązania jakiegos zagadnienia mogą znacznie ułatwić pracę wszystkim pracującym nad tymże zagadnieniem w innych zakładach i placówkach naukowych. Nawet jeżeli możliwości „języka” kalkulatora są zupełnie inne — metoda może być wykorzystana lub choćby tylko pomocna przy opracowaniu programu. Dlatego apelujemy do wszystkich Czytelników układających programy kalkulatorowe o nadsyłanie tekstu i opisu tych programów do redakcji TLiA, dział Pomoce konstrukcyjne.

Prosimy o pełny tekst programu i instrukcje jego użytkowania, dane o kalkulatorze, na którym został wypróbowany, a także informacje praktyczne o jego działaniu. Prosimy także o podanie imienia, nazwiska i tytułu Autora programu.

Wykorzystane materiały będą honorowane na zasadach artykułów.

Prosimy o współpracę.

WCT/26/K/78

- 1 — pokładowy zintegrowany system (rejestracji) danych
 2 — liczba samolotów w eksploatacji (w tym również — w normalnej obsłudze)
 3 — średni dzienny czas lotu na jeden samolot w eksploatacji
 4 — zastępczy
 5 — analiza osiągnięć
 6 — a. niezawodności
 7 — przylot opóźniony z przyczyn technicznych
 8 — skasować, odwołać
 9 — odwołanie lotu z przyczyn technicznych
 10 — bezpośredni koszt obsługi
 11 — pośredni k.o.
 12 — koszt materiałów
 13 — cykl eksploatacji samolotu, start-ładowanie
 14 — cykl. e. silnika
 15 — c. naddźwiękowy (przyspieszenie ponad $M=1$ i zwolnienie do lotu poddźwiękowego)
 16 — opóźnienie (odlotu) z przyczyn technicznych
 17 — skasować, usunąć (np. dane techniczne, tekst itp.)
 18 — odwołanie na start, odlot
 19 — łądowanie na lotnisku poza planowaną trasą
 20 — czas niezdatności do lotu z przyczyn technicznych
 21 — czas przestoju samolotu dla prac obsługowych
 22 — efektywność instalacji, prawdopodobieństwo prawidłowego działania instalacji
 23 — efektywność, prawidłowość zastosowania elementów, materiałów, danych technicznych itp.
 24 — e. ogólna, e. powszechna
 25 — e. ograniczona
 26 — antropotechnika
 27 — wyposażenie pokładowe dla eksploatacji i obsługi samolotu
 28 — wyposażenie naziemne dla e. i o. samolotu
 29 — wyposażenie dla e. i o. samolotu
 30 — lot dodatkowy, rejs d. (dla przewozu nadwyżki obciążenia handlowego lotów regularnych)
 31 — czynniki ludzkie
 32 — lot, rejs
 33 — lot czarterowy, l. wynajęty
 34 — przebazowanie
 35 — przelot techniczny
 36 — lot treningowy
 37 — lot próbny, oblot techniczny
 38 — odcinek trasy („od podstawek do podstawek”)
 39 — lot nie zarobkowy
 40 — lot zarobkowy
 41 — lot rozkładowy, l. regularny
 42 — czas pracy pomocniczego zespołu napędowego
 43 — czas blokowy (czas „od podstawek do podstawek”)
 44 — czas lotu, cz. w powietrzu (od oderwania do przyziemienia)
 45 — czas niezdatności do lotu (samolotu przewidzianego w rozkładzie)
 46 — łączny czas lotu lub czas blokowy wszystkich jednakowych podzespołów na danym samolocie (czas \times liczba)
 47 — odstępstwo od planu lotu z przyczyn technicznych
 48 — zawrócenie ze startu (po wykolejowaniu) z przyczyn technicznych
 49 — pozycja (część, podzespół, zespół, agregat, składnik, jednostka, materiał itp.)
 50 — łądowanie i start bez zatrzymania
 51 — wykaz dopuszczalnych odchyłek od konfiguracji (kompletności zewnętrznej)
 52 — wykaz minimum wyposażenia
 53 — wpisy w pokładowym dzienniku technicznym
 54 — funkcja człowieka jako składnika układu
 55 — realizowany na specjalne życzenie
 56 — osiągi człowieka, miara funkcji i działań człowieka w określonych warunkach
 57 — gniazdo lub końcówka obsługi lotniskowej (smarowania, napełniania, zlewania, łądowania, płukania)
 58 — końcówka kontrolna, gniazdo kontrolne
 59 — zespół napędowy do szybkiej wymiany (przystosowany do danego miejsca na samolocie)
 60 — wskaźnik niepunktualności (liczba opóźnień i odwołań na 100 startów samolotu)
 61 — nadmiarowość, dublowanie (np. układów, instalacji)
 62 — nadmiarowość czynna (równoległa praca układów)
 63 — n. rezerwowa
 64 — niezawodność, regularność
 65 — procent lotów bez opóźnienia lub odwołania
 66 — prawdopodobieństwo wykonania planowego rejsu bez zakłóceń
 67 — niezawodność przewidywana
 68 — informacyjny wpis załogi w pokładowym dzienniku technicznym
 69 — stabilizowanie charakterystyki danej pozycji (części, podzespołu, instalacji itp.)
 70 — wskaźnik złomowania (sztuk na jednostkę czasu)
 71 — obsługa lotniskowa, uzupełnianie środków zużywalnych
 72 — wyłączenie silnika (nie dotyczy szkolenia i normalnej eksploatacji)
 73 — wyłączenie silnika na ziemi
 74 — w. s. w locie
 75 — usterka wykryta przez załogę
 76 — asortyment części zapasowych
 77 — sprzęt lotniczy zastępczy
 78 — przerwany start, udaremniony s.
 79 — próba, sprawdzenie działania
 80 — próba przyspieszona (np. zmęczenia)
 81 — czas (mierzony w godzinach, cyklach, łądowaniach itp.)
 82 — średni czas lotu (godzin na 1 start)
 83 — czas eksploatacji
 84 — czas od początku eksploatacji
 85 — czas od ostatniej zabudowy na samolot
 86 — (zdolność przewozowa) = pojemność samolotu w tonach \times liczba lotów zarobkowych
 87 — przehandlować (uzyskać coś kosztem czegoś innego)
 88 — trasa (może zawierać między łądowaniami)
 89 — usterka (rzeczywista lub domniemana)
 90 — wykrywanie usterek

(K.D.)

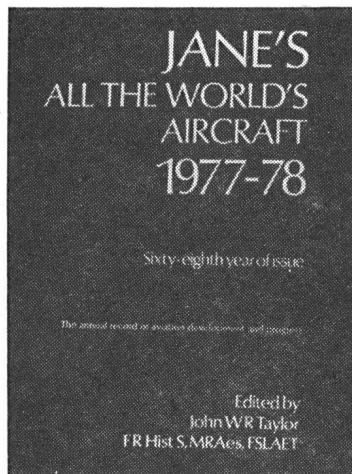
IATA TECHNICAL OPERATIONS TERMS (I)

- 1 — Airborne Integrated Data System (A.I.D.S.)
 2 — aircraft in service
 3 — a. utilisation, utilisation
 4 — alternate, alternative
 5 — performance analysis
 6 — reliability a.
 7 — late (technical) arrival
 8 — cancel
 9 — (technical) cancellation
 10 — direct maintenance cost
 11 — indirect m. c., burden maintenance
 12 — material c.
 13 — aircraft operating cycle, cycle flight, landing
 14 — engine o. c.
 15 — supersonic c.
 16 — (technical) delay
 17 — delete
 18 — departure
 19 — diversion
 20 — downtime
 21 — maintenance d.
 22 — system effectiveness
 23 — effectivity
 24 — open e.
 25 — split e.
 26 — human engineering
 27 — airborne support equipment (ASE)
 28 — ground s. e. (GSE), aircraft ground e. (AGE)
 29 — support e.
 30 — extra section (XSEC)
 31 — human factors
 32 — flight
 33 — charter f.
 34 — ferry f.
 35 — ferry (technical) f.
 36 — pilot training f.
 37 — test f.
 38 — flight leg
 39 — non-revenue f.
 40 — revenue f.
 41 — scheduled f.
 42 — A.P.U. hours
 43 — block hours, b. h. time, flying (block) time
 44 — flying (airborne) h., flight time
 45 — out of service h.
 46 — unit flying h.
 47 — air (technical) interruption, return to station
 48 — ground (t.) i., ground turnback
 49 — item
 50 — touch and go landing
 51 — configuration deviation list (C.D.L.)
 52 — minimum equipment (M.E.L.), allowable deficiency l., dispatch inoperative equipment l., GO-NO-GO
 53 — log entries
 54 — man-function
 55 — optional
 56 — human performance
 57 — servicing point
 58 — test p.
 59 — Quick Engine Change Unit (Q.E.C.)
 60 — schedule interruption rate
 61 — redundancy
 62 — active r.
 63 — standby r.
 64 — reliability
 65 — dispatch r.
 66 — en-route r.
 67 — predicted r.
 68 — pilot remark
 69 — run-in, burn-in
 70 — scrap rate
 71 — servicing
 72 — shutdown
 73 — ground s.
 74 — inflight s.
 75 — snag, complaint
 76 — spares range
 77 — substitution, equipment (technical)
 78 — aborted take-off, abandoned t.-o.
 79 — test
 80 — accelerated t.
 81 — time
 82 — average trip time
 83 — operating t.
 84 — total t.
 85 — time since installation (T.S.I.)
 86 — ton miles capacity
 87 — trade off
 88 — trip
 89 — trouble
 90 — t. shooting

(K.D.)

WCT/26/KJ78

J. W. R. TAYLOR: **Jane's All the World's Aircraft 1977-78**. Jane's Yearbooks, London 1977. S. 904 + 72, cena 27,50 £.



Na żadną książkę lotniczą nie czekają co roku fachowcy tak, jak na nowe wydanie rocznika Jane'sa — *Wszystkie samoloty świata*. Jest to jedyne wydawnictwo na świecie, zawierające pełny przegląd konstrukcji lotniczych zbudowanych i produkowanych w ostatnim roku. Każdy, kto chce uzyskać informacje o konstrukcji, danych technicznych czy produkcji jakiegokolwiek współczesnego samolotu, śmigłowca, szybowca czy silnika lotniczego — przede wszystkim sięga po Jane'sa. Wydawnictwo to, mające postać dużej i grubej księgi, zadziwia aktualnością informacji. Np. ostatnie wydanie, opublikowane w grudniu ub. r. zawiera opisy i zdjęcia samolotów zaprezentowanych na Paryskim Salonie Lotniczym, który odbył się w czerwcu 1977 r.

Jane's 1977-78 na wstępie zawiera przegląd wydarzeń 1977 r. Do największych rewelacji zaliczone zostały: przerwanie pracy nad bombowcem amerykańskim B-1, pocisk krążący, loty próbne wahadłowca kosmicznego, rzadziejące samoloty cywilne pokazane na Salonie Paryskim, rozwój Harriera, realizacja E-3c i rozwój brazylijskiego przemysłu lotniczego. Po raz pierwszy w Jane'sie zamieszczono słownik skrótów i terminów fachowych; zawiera on aż 400 pozycji. Jak co roku, podane są tabele rekordów światowych oraz wykazy dat oblotów samolotów za okres od połowy 1976 r. do połowy 1977 r.

Zasadnicza część książki zawiera opisy ponad tysiąca samolotów, śmigłowców, szybowców i balonów. Samolotom produkowanym przez przemysł poświęcono 476 stron, samolotom amatorskim — 100 stron, szybowcom — 50 stron, dane o lotniach zestawiono na 12 stronach (dział ten — pominięty w zeszlórocznym wydaniu — został przywrócony). Opisy balonów i sterowców zajmują 40 stron. Dalsze rozdziały zawierają opisy celów latających i pocisków radiostworowanych, lotniczych pocisków raketowych, rakiet doświadczalnych, pojazdów kosmicznych i satelitów. Silnikom lotniczym poświęcono 100 stron. Na końcu książki znajduje się addenda z nowościami technicznymi oraz obszerny indeks.

W poszczególnych kategoriach sprzętu lotniczego opisy sprzętu lotniczego ułożone są alfabetycznie według państw. M. in. szcze-

gółowo opisane są polskie samoloty, szybowce i silniki lotnicze.

Książka nie tylko jest bardzo dobrze opracowana, lecz również bardzo starannie wydana. Niewątpliwie najwyższą jakość uzyskuje się przez stałe doskonalenie wyrobu. A tegoroczne wydanie Jane'sa to już 68 rocznik tego wydawnictwa. A. G.

T. P. MIESZCZERIAKOWA: **Projektowanie systemów zaszczytu samolotów i wiertłotów**. Moskwa 1977. Maszynostrojenije. S. 232, cena 92 kop. (9,20 zł)

Książka stanowi w zasadzie podręcznik dla studentów specjalności lotniczej wyższych uczelni technicznych. Omawia dwie dziedziny zabezpieczenia statków latających: walkę z oblodzeniem w locie, zwalczanie pożarów oraz zabezpieczenie przed wybuchami zbiorników paliwa. Ponad 80% objętości książki (Część I) poświęcono pierwszemu tematowi. Przedstawiono fizyczną stronę oblodzenia, jego wpływ na zachowanie się statków latających i ich zespołów (z uwzględnieniem specyfiki oblodzenia śmigłowców), omówiono systemy sygnalizacji oraz rozmaite systemy i instalacje przeciwooblodzeniowe. Zamieszczono wskazówki i dane pozwalające na przeprowadzenie obliczeń cieplnych instalacji przeciwooblodzeniowych. Również w drugiej części — poświęconej zwalczaniu pożarów i zapobieganiu wybuchom — dano podstawy do obliczenia instalacji. W dziedzinie zapobiegania wybuchom oprócz instalacji gazów neutralnych omówiono również instalacje automatycznego tłumienia wybuchu, systemy żelatynizacji paliwa oraz porowate wkładki z tworzyw sztucznych. Natomiast brak wzmianki o stosowanych ostatnio wkładkach z siatki metalowej, działających na innych zasadach. Jeden z rozdziałów poświęcony zagadnieniom prób instalacji zabezpieczających. W siedmiu załącznikach zestawiono dane liczbowe przydatne przy projektowaniu instalacji przeciwooblodzeniowych. Pomimo skrótego charakteru książka może być przydatna również dla pracowników przemysłu lotniczego i osób zajmujących się eksploatacją sprzętu lotniczego. K. D.

I. W. SIEMIESZCZENKO I J. G. MIRER: **Powyszenie nadziei technologii gazoturbinnych dwigateli technologii mietodami** (Podwyższenie niezawodności łopatek silników turbiniowych metodami technologicznymi). Moskwa, Maszynostrojenije 1977. S. 160, tabl. 8, rys. 76, cena 55 kop.

W książce przedstawiono procesy technologiczne wykonania półfabrykatów oraz procesy obróbki mechanicznej łopatek wirnika turbiny i sprężarki.

Dokonano próby oceny wpływu technologii wykonania łopatek na jakość warstwy wierzchniej łopatek oraz na ich wytrzymałość zmęczeniową. Przeanalizowano metodyki i wyniki badań zgniotu i naprężeń wewnętrznych w różnych elementach konstrukcyjnych łopatek. Scharakteryzowano typowe defekty łopatek oraz metody technologiczne zabezpieczające przed ich powstaniem. Szerego potraktowano technologiczne sposoby podwyższenia własności użytkowych łopatek.

Książka przeznaczona jest dla kadry inżynierskiej zakładów silnikowych, biur konstrukcyjnych i instytutów naukowo-badawczych przemysłu lotniczego. Duża liczba wykresów i tabel zawiera bogaty ładunek informacyjny, przydatny zarówno przy podejmowaniu pewnych decyzji o kierunkach rozwiązań konstrukcyjnych czy doborze właściwych procesów technologicznych, jak również przy opracowaniu rozwiązań konkretnych operacji procesu wytwarzania. GOL.

K. KESKINEN, K. STENMAN, K. NISKA: **Curtiss Hawk 75 A**. Wyd. Tietoteos, Helsinki. S. 96

Finowie potrafią przedstawić swoją historię lotnictwa w sposób tak szczegółowy i dokładny jak chyba mało kto. Mianowicie każdy typ samolotu, który był w wyposażeniu lotnictwa fińskiego, jest opisany w osobnej książce z cyklu Suomen Ilmavoimien Historia. Samolotów Curtiss Hawk 75 A służyło w lotnictwie fińskim raptem 44 egzemplarze. I każdy z nich jest w książce poświęconej temu samolotowi narysowany (sylwetki boczne czarno-białe lub kolorowe, z dokładnym pokazaniem oznakowania, kolorystyki), sfotografowany co najmniej raz i opisany — z dokładnym podaniem losów maszyny, jej służby, wykazem pilotów itp. Tak więc książka na 96 stronach formatu A-5, w kolorowych lakierowanych okładkach, na znakomitym kredowym papierze, zawiera: 164 wspaniałe zdjęcia (w tym 4 kolorowe), 4 plansze barwne z 10 sylwetkami oraz 8 plansz z 30 sylwetkami czarno-białymi. Ponadto tekst z opisami, danymi technicznymi, tabelami itp. Tekst jest dwujęzyczny (także angielski), co czyni treść bardziej przystępną. Jak nam wiadomo, do tej pory wydawnictwo Tietoteos wydało już kilka takich monografii, jak np. Morane 406, Fokker D-XXI, Brewster B-239, Me-109 i inne. A w przygotowaniu są m. in. Fiat G-50, Blenheim i in. Przy okazji będziemy je kolejno prezentować. Zespół autorski dzięki życzliwej postawie władz wojskowych ma do swej dyspozycji przebogate archiwum historii armii fińskiej — ogromny materiał historyczny, o który zadbano w czasie.

Wydaje się, że u nas, w kraju mającym bogatszą historię i tradycję lotniczą niż Finlandia, powinniśmy mieć także bogatszą na ten temat literaturę. Tymczasem książek lotniczych — mimo ogromnego na nie zapotrzebowania — ukazuje się u nas bardzo mało, a i to są to głównie książki wspomnieniowe, pamiątkarskie, beletrystyczne prawie. Natomiast literatury lotniczej historyczno-technicznej prawie nie ma. Nieliczne pozycje Glassa i Morgały regułą raczej potwierdzają. A przecież, gdyby tak ktoś potrafił zebrać rozproszone po kraju materiały i gdyby oczywiście znalazł wydawcę, mogłyby powstać niestychanie ciekawe rzeczy, obrazujące nasze bogate tradycje lotnicze. Za granicą chęć o nas czytać, ale musimy obcemu czytelnikowi dać materiał techniczny z przewagą ilustracji, bo tylko taki jest zrozumiały na całym świecie. Nie beletrystyka, bo do tego jest potrzebna dokładna znajomość naszego języka, na co raczej liczyć nie można. W. B.

Koncepcja modelu systemu lotnisk komunikacyjnych w Polsce

Rola lotnictwa w systemie komunikacyjnym Polski (z uwzględnieniem nowej struktury administracyjnej). Określenie minimalnej ekonomicznej odległości przelotowej; porównanie z innymi krajami europejskimi. Analiza stanu i perspektyw rozwojowych systemu lotniczego Polski.

Pierwsze linie lotnicze uruchomiono w Polsce w roku 1921: 12 kwietnia — międzynarodową z Warszawy do Pragi, a 29 maja — z okazji Targów Poznańskich krajową z Poznania do Warszawy i Gdańska (w tamtych latach Wolne Miasto Gdańsk traktowano zgodnie ze stanowiskiem Ligi Narodów jako węzeł w systemie komunikacyjnym Polski). Linie te były pierwszym przedsięwzięciem w tworzeniu nowego, lotniczego systemu komunikacyjnego kraju.

Podstawowym warunkiem funkcjonowania systemu komunikacyjnego jest odpowiednia infrastruktura techniczna. W lotnictwie są to przede wszystkim lotniska. Infrastruktura techniczna komunikacji lotniczej ma więc charakter punktowy, w przeciwieństwie do liniowej komunikacji drogowej czy kolejowej.

Lotniskiem jest wydzielona powierzchnia wraz z przynależnymi do niej obiektami budowlanymi i urządzeniami, przeznaczona w całości lub w części do przylotów, odlotów i manewrowania statków powietrznych. Jest to obowiązująca definicja lotniska, wyrażona w polskim prawie lotniczym z roku 1962.

Pierwsze na świecie lotnisko (o nieznanym bliżej rozmiarach) zbudowane zostało w 1903 r. we Francji przez lotnika-konstruktora Alberta Santos-Dumonta. W okresie przed I wojną światową powstały pierwsze lotniska o stałej lokalizacji, wykształcone w postaci koła o średnicy 400 m. Wówczas jako tereny startu i lądowania wykorzystywano łąki i nieużytki, w nielicznych tylko przypadkach powierzchnio-wo wyrównane.

W Polsce pierwsze lotnisko przeznaczone dla cywilnej komunikacji lotniczej zbudowano na początku lat dwudziestych naszego stulecia w Warszawie na Polu Mokotowskim. Niektóre polskie lotniska użytkowane obecnie przez komunikację lotniczą założone zostały wcześniej, jednak z pierwotnym przeznaczeniem do celów wojskowych, jak np. lotnisko Ławica w Poznaniu.

W Polsce komunikacja lotnicza obsługuje aktualnie 12 miast wojewódzkich (Bydgoszcz, Gdańsk, Katowice, Koszalin, Kraków, Poznań, Rzeszów, Słupsk, Szczecin, Warszawa, Wrocław i Zielona Góra). Wprowadzony w 1975 r. nowy podział administracji wojewódzkiej i utworzenie 49 województw stanowią czynnik sprzyjający rozwojowi krajowej i regionalnej komunikacji lotniczej, ale jednocześnie zobowiązujący do wnikliwej analizy społeczno-ekonomicznej motywacji i etapowania rozbudowy infrastruktury lotniczej.

Komunikacja lotnicza stanowi istotny składnik zintegrowanego systemu komunikacyjnego kraju. Jest ona bardzo dochodowym przedsięwzięciem na liniach międzynarodowych i przez pryzmat tych korzyści polski przewoźnik lotniczy patrzy na rzekomo nierentowne przewozy krajowe. To, co może być nierentowne dla przedsiębiorstwa, nie musi być wcale — a nawet nie może być — tak samo oceniane w skali całej planowej gospodarki socjalistycznego państwa. I tak jest też z krajową komunikacją lotniczą, która dzięki wielu walorom, a szczególnie dzięki właściwościom skracania czasu podróży (w porównaniu z innymi rodzajami komunikacji), a zatem i czasu wyłączenia z produkcji — przysparza krajowi realnych korzyści materialnych.

W zintegrowanym systemie komunikacyjnym lotnictwo winno spełniać w wielu przypadkach rolę substytucyjną tam, gdzie infrastruktura drogowa czy kolejowa wymagałaby modernizacji i rozbudowy kosztem poważnych nakładów finansowych. W nowej strukturze regionalnej kraju (nowe województwa utożsamia się pojęciowo i funkcjonalnie z regionami) komunikacja lotnicza oceniana jest przez poszczególne regiony jako środek szybciej niż inne rodzaje komu-

nikacji integrujący je, a tym samym szybciej eliminujący dysproporcje w poziomie rozwoju ekonomicznego tych regionów.

Jedną z istotnych właściwości lotnictwa jest jego szybkościowa przewaga nad innymi rodzajami komunikacji, wśród których na krótkich trasach poważnymi konkurentami są pociągi ekspresowe i pospieszne oraz — chociaż w mniejszym już stopniu — autobusy ekspresowe i pospieszne. Oczywiście konkurentem jest także samochód osobowy, jednakże z uwagi na wyłączność użytkowania może być on tylko w ograniczonym zakresie uwzględniany w analizie obsługi komunikacyjnej danej trasy.

Z badań nad decyzjami wyboru określonego środka przewozowego wynika wyraźnie, że w przypadkach lotnictwa podstawowym kryterium jest skrócenie czasu podróży. Czas podróży wpływa na tę decyzję w następującym stopniu: samolot — 82,9%, autobus — 39,2%, pociąg — 19,6%.

Jako podróż lotniczą (umownie samolotem) należy rozumieć podróż właściwą samolotem wraz z podróżami towarzyszącymi (dowozami) do i z lotniska. Szybkościowa przewaga samolotu (rozumianego jako łączny środek przewozu lotniczego) zostaje pomniejszana przez długi czas podróży towarzyszących i przez czas odpraw lotniskowych (zwłaszcza przed odlotem) — znacznie dłuższych niż w przypadku podróży kolejowej czy autobusowej. Ma to istotny wpływ na wielkość popytu na komunikację lotniczą na krótkich trasach, obsługiwanych często sprawnie przez inne konkurujące rodzaje komunikacji.

W gospodarce komunikacyjnej zwykło się uważać, że poszczególne środki komunikacji spełniają najefektywniej swe zadania, działając w następujących przedziałach odległości przewozowych: autobusowa — do 100 km, kolejowa — 100–300 km, lotnicza — powyżej 300 km.

Badania prowadzone przez autora nad określeniem minimalnej ekonomicznej odległości przelotowej wskazują, że ten klasyczny podział zadań przewozowych przestaje być aktualny przede wszystkim z powodu doskonalenia techniki lotniczej, w tym zwłaszcza wzrostu prędkości przelotowych i coraz powszechniejszego stosowania samolotów o skróconym starcie i lądowaniu. Odległości, na których ekonomicznie może operować komunikacja lotnicza, są mniejsze niż 300 km (tabl. 1), a praktyka tezę tę wyraźnie potwierdza (tabl. 2).

Należy dodać, że w Polsce już ustalenia planu sześcioletniego (1949–1955) przewidywały połączenie lotnicze Katowice—Kraków o długości ortodromicznej około 70 km oraz Opole—Wrocław o długości ok. 80 km.

Odległości progowe l_p [km], powyżej których oplaca się korzystać z samolotu zamiast z autobusu pospiesznego czy pociągu pospiesznego, określa równanie:

TABLICA 1. Minimalne ekonomiczne odległości przelotowe

Autor	Rok	Odległość [km]	
		komunikacyjna ^{a)}	ortodromiczna ^{b)}
C. Pirath	1952	300 ^{c)}	250
P. Riemer	1959	200	167
B. Kalestyński	1961	150	125
R. Stüssel	1965	100	83
B. Rzczyński	1977	75 ^{d)}	63
H. Pötzleitner	1954	50	42

^{a)} Stanowi ona długość drogi, po której przemieszcza się samolot, czyli długość trasy przelotu

^{b)} Stanowi ona najkrótsze połączenie w linii prostej dwóch punktów na ziemi (miejscowości) i z tego względu nazywana jest też liniową (wskaźnik wydłużenia trasy lotniczej = 1,2)

^{d)} W roku 1956 przyjmował już 250 km

^{e)} W porównaniu z koleją

TABLICA 2. Najkrótsze ortodromiczne trasy lotnicze w niektórych krajach europejskich^{a)}

Kraj	Trasa lotnicza	[km]
Austria	Graz—Wiedeń	141
Belgia	Liege—Maastricht	25
Czechosłowacja	Bratysława—Piszczyany	71
Francja	Clermont Ferrand—Vichy	46
Polska	Poznań—Zielona Góra	110
Rumunia	Arad—Timisoara	48
Włochy	Palermo—Trapani	49

^{a)} Wyłącznie nad lądami. Najkrótszą trasą lotniczą w Europie jest trasa międzynarodowa z Kopenhagi (Dania) do Molmö (Szwecja) o długości komunikacyjnej 28 km i ortodromicznej 24 km

$$l_p = \frac{t_{ld} - t_{ad}}{\frac{1}{V_a} - \frac{1}{V_l}} \quad (1)$$

gdzie: t_{ld} , t_{ad} — czas dodatkowych czynności poza lotem w komunikacji lotniczej oraz poza jazdą w komunikacji autobusowej bądź kolejowej [h], V_l , V_a — prędkość lotu bądź jazdy tymi środkami komunikacji [km/h].

Do uzyskania oczekiwanej preferencji usługowej komunikacji lotniczej na rozpatrywanej trasie wymagane jest odpowiednio zlokalizowanie lotniska względem centrum miasta. Oceny prawidłowości tej lokalizacji urbanistycznej dokonuje się na podstawie obliczenia wskaźnika osiągalności czasowej lotniska z miejscowego biura lotniczego (w_{oc}):

$$w_{oc} = 60 t_{bl} - (1 + 0,01 l_{bl}) \sqrt{l_{bl}} \quad (2)$$

gdzie: t_{bl} — czas dojazdu z miejskiego biura lotniczego do lotniska [h], l_{bl} — droga dojazdu [km].

Można uważać, że lotnictwo komunikacyjne jest poprawnie zlokalizowane, gdy wartość tego wskaźnika nie przekracza w przypadku lotniska:

- lokalnego (krajowego, regionalnego):
- krótkiego startu i lądowania — 5
 - normalnego startu i lądowania — 10
- międzynarodowego:
- w ruchu bliskiego zasięgu — 20
 - w ruchu średniego zasięgu — 30
 - w ruchu dalekiego zasięgu — 40

Rozwój komunikacji lotniczej uwarunkowany jest akceptacją ekonomiczną tego przedsięwzięcia równocześnie przez potencjalnych konsumentów-pasażerów, przewoźnika i inwestora. O celowości uruchomienia i eksploatacji linii lotniczej decydują przede wszystkim:

u pasażerów

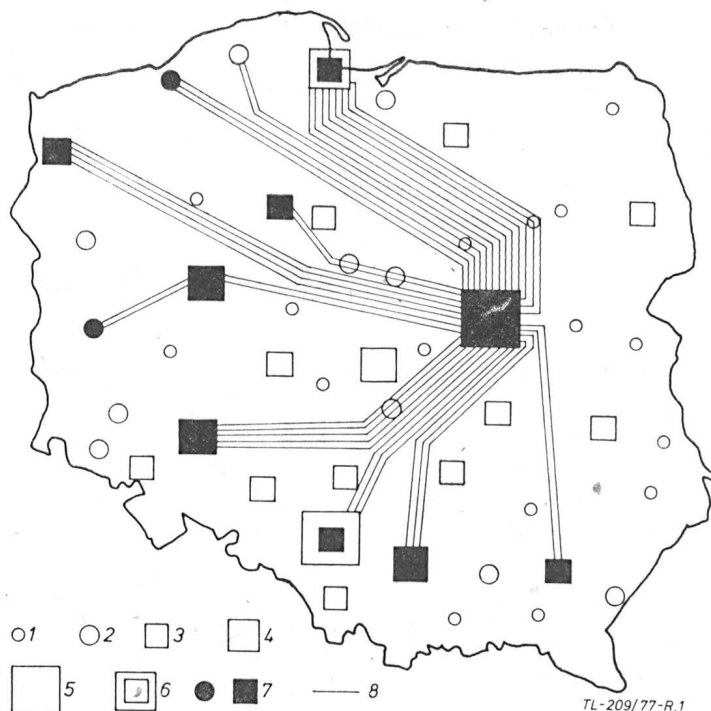
- ogólnie krótszy czas podróży niż innymi środkami komunikacji na tej samej trasie,
- atrakcyjność przewozów lotniczych, wyrażana głównie częstotliwością połączeń, porównywalną z połączeniami innymi rodzajami komunikacji,
- efektywność ekonomiczna podróży lotniczej oceniana na podstawie jej kosztów, porównywalnych z kosztami przewozu innymi środkami komunikacji,
- preferencja usługowa komunikacji lotniczej na rozpatrywanej linii, oceniana przez pasażera na podstawie atrakcyjności i ponoszonych kosztów przewozu;

u przewoźnika

- możliwość doboru samolotu, którego koszt jednostkowy oferowanego pasażerokilometra [pkm] przy założonym krytycznym, ekonomicznie wymaganym wskaźniku wykorzystania miejsc pokryty zostanie przez jednostkową opłatę taryfową,
- pokrycie wpływami (dochodami) kosztów eksploatacji linii czyli kosztów bezpośrednich samolotów wraz z opłatami lotniskowymi oraz kosztów utrzymania placówki obsługowej;

u inwestora

- pokrycie opłatami lotniskowymi (za start i lądowanie) kosztu całkowitej eksploatacji lotniska komunikacyjnego bądź kosztu eksploatacji komunikacyjnej lotniska współużytkowanego,
- pewność pokrycia opłatami lotniskowymi również rocznych stawek amortyzacyjnych bądź uzyskania dotacji na budowę lotniska.



Rys. 1. Sieć krajowych linii lotniczych Polski z dobową liczbą połączeń co najmniej we wszystkie dni powszednie w sezonie letnim 1977: 1 — miasto małe (poniżej 50 000 mieszkańców), 2 — miasto średnie (50 000÷100 000), 3 — miasto duże (100 000÷500 000), 4 — miasto wielkie (500 000÷1 000 000), 5 — miasto bardzo wielkie (powyżej 1 000 000 mieszkańców), 6 — aglomeracja, 7 — miasto z lotniskiem, 8 — linia lotnicza (połączenie tam i z powrotem w ciągu doby)

Powyższe uwarunkowania mogą być przedstawione matematycznie systemem określonych wskaźników efektywnościowych. Szczegółowo zostały one opisane w przytoczonym w wykazie literatury pracach autora i J. Czownickiego oraz we wspólnych studiach naukowych obu tych autorów. Stanowią one istotny element postępowania w analizie stanu i perspektyw rozwojowych systemu lotniczego Polski.

W obecnym systemie lotniczym (systemie komunikacji lotniczej i lotnisk komunikacyjnych) wyróżnić można dwa specyficzne podsystemy:

— podsystem komunikacji lokalnej, obsługującej 12 miast wojewódzkich, położonych — z wyjątkiem Rzeszowa — na zachód od południka przebiegającego przez Warszawę, w której koncentruje się większość linii tego podsystemu (rys. 1),

— podsystem komunikacji międzynarodowej (zagranicznej), ograniczony właściwie do ruchu na lotnisku międzynarodowym w Warszawie i sporadycznie na lotniskach w Gdańsku i Poznaniu.

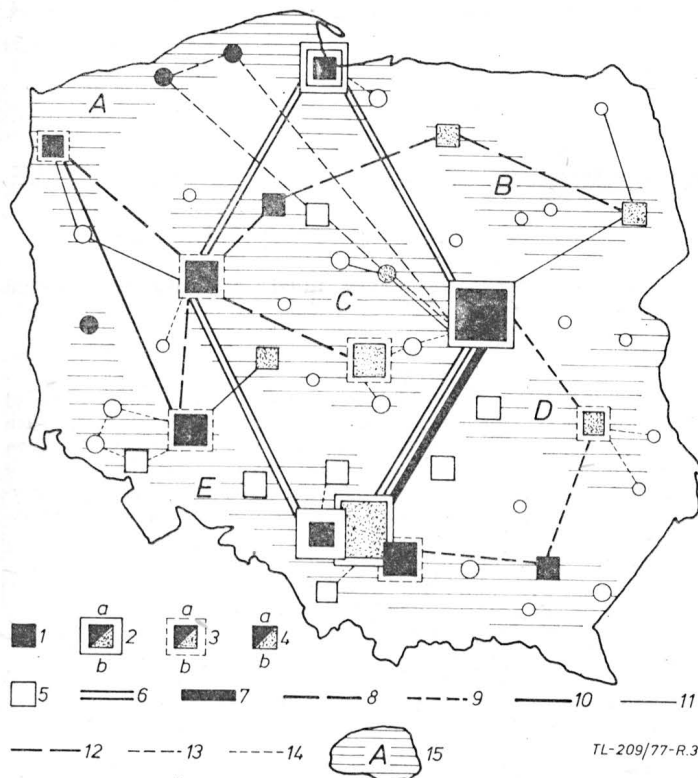
Podsystem międzynarodowy rozwija się korzystnie, natomiast funkcjonowanie i rozwój podsystemu krajowego pozostawiają bardzo wiele do życzenia. Na podstawie oceny samego przewoźnika około 50÷65% potencjalnych pasażerów krajowych linii lotniczych nie może skorzystać z tego rodzaju usługi przewozowej. Jest to wielkość tzw. popytu nie zrealizowanego. Zjawisko niezbyt łatwe do wyjaśnienia przy jednocześnie obniżającym się wskaźniku wykorzystania miejsc pasażerskich, który w 1975 r. wyniósł 72,2%, a w roku 1976 zaledwie 64,1%. Zmniejszyły się więc dochody przewoźnika czyli PLL LOT, zwiększyły się straty gospodarce z tytułu niewykorzystania mocy przewozowej i podróżowania wolniejszymi środkami komunikacji, wyłączającymi na dłuższy przedział czasu z produkcji, zwiększyły się także dotacje państwa pokrywające tzw. akumulację ujemną przewoźnika. To oczywiście tylko niektóre następstwa traktowania podsystemu krajowego komunikacji lotniczej jako skromniutkiej części ogólnego systemu lotniczego, zmajoryzowanego przez rzeczywistość dochodową — ale tylko w dewizach a nie w kompleksowej działalności na rzecz społeczno-gospodarczego rozwoju kraju — komunikację międzynarodową.

Polska należy aktualnie do krajów europejskich o nierzadszej sieci lotnisk komunikacyjnych. Jedno lotnisko obsługuje (teoretycznie, gdyż znaczna część kraju nie ma ułatwionego dostępu do lotnisk) 25 980 km². W Europie gorszymi warunkami obsługi legitymuje się tylko Portugalia (obszar obsługiwany przez jedno lotnisko wynosi około 46 000 km²) oraz Albania (około 28 700 km²). Wydaje się, że przy szukaniu polskiej drogi rozwoju lotnictwa komuni-



Rys. 2. Sieć lotnisk komunikacyjnych w Polsce do roku 2000 według programu rozwoju lotnictwa cywilnego i lotniczej infrastruktury technicznej: 1 — lotniska istniejące wojewódzkie, 2 — lotniska dodatkowe do 1980 r., 3 — dodatkowe do 1985 r., 4 — dodatkowe do 1990 r., 5 — dodatkowe do 2000 r., 6 — lotniska międzynarodowe istniejące (a — regularne, b — okresowe), 7 — lotniska innych miejscowości (w odpowiednich przedziałach czasowych); wielkość miast i aglomeracji jak na rys. 1.

TL-209/77-R.2



Rys. 3. Koncepcja autorska modelu systemu komunikacji lotniczej w Polsce przy minimalnej pożądanej sieci lotnisk komunikacyjnych: 1 — lotniska istniejące, 2 — lotniska proponowane międzynarodowe (a — istniejące, b — dodatkowe), 3) — lotniska proponowane krajowe magistralne, 4 — lotniska proponowane krajowe pomocnicze, 5 — miasta wojewódzkie bez lotnisk, 6 — linia okólna łącząca lotniska międzynarodowe, 7 — linia jednoodcinkowa, 8 — linia dwuodcinkowa, 9 — linia trzyodcinkowa, 10 — linia boczna (sieczna) nie powiązana z układem węzłowym (lotnisk międzynarodowych), 11 — linia dowozowa (pomocnicza), 12 — linia dowozowa obwodowa, 13 — linia dowozowa trójkątna, 14 — połączenie miasta wojewódzkiego z lotniskiem autobusem lotniczym, 15 — układy urbanizacyjne kraju (A — nadmorski, B — północno-wschodni, C — centralny, D — wschodni, E — południowy); wielkość miast i aglomeracji jak na rys. 1.

TL-209/77-R.3

TABLICA 3. Niektóre parametry lokalnej komunikacji lotniczej w Czechosłowacji i Polsce w roku 1975

Przedmiot oceny	Czechosłowacja	Polska
Lotniska komunikacyjne	14	10
Powierzchnia obsługiwana przez jedno lotnisko [km ²]	9 134	31 173
Stosunek powierzchni obsługi Pasażerowie	1,000	3,413
Popyt zaspokojony (pasażerów na tysiąc mieszkańców)	1 031 025	786 090
Stosunek popytu	71,1	22,4
Długość linii [km]	3,174	1,000
Gęstość linii w kraju [km/km ²]	5500	5707
Stosunek gęstości	0,043	0,018
	2,389	1,000

kacyjnego i jego infrastruktury technicznej dobrze byłoby przyjrzeć się poczynaniom naszych najbliższych sąsiadów. Przykładem odnoszącym się do komunikacji lokalnej w roku 1975 (było u nas wtedy 10 lotnisk) niechaj będzie porównanie sytuacji w Czechosłowacji i Polsce (tabl. 3).

Obszary Polski pozbawione realnych możliwości korzystania z obsługi lotniczej, a więc województwa północno-wschodnie, wschodnie i część centralnych a nawet zachodnich, dysponują już lotniskami sportowymi, które mogłyby przejmować komunikację lotniczą samolotami krótkiego bądź skróconego startu i lądowania o pojemności odpowiedniej do aktualnego popytu. Następujące miasta wojewódzkie mają możliwość korzystania z tych lotnisk (w nawiasach podano przypadki lotnisk istniejących, położonych najbliżej miasta wojewódzkiego): Białystok, Bielsko-Biała, Częstochowa, Elbląg, Jelenia Góra, Kalisz (Ostrów Wielkopolski), Kielce, Krosno, Legnica (Lubin), Leszno, Lublin, Łódź, Nowy Sącz, Olsztyn, Opole, Piotrków Trybunalski, Płock, Radom, Tarnobrzeg (Mielec) i Włocławek. Łącznie więc obszar kraju mogłyby obsługiwać 32 lotniska.

W ten sposób byłaby istotnie przyspieszona realizacja zintegrowanego systemu komunikacyjnego kraju, a tym samym integracji społeczno-gospodarczej poszczególnych regionów. Jest to o tyle ważne, że rozwój bazy lotniskowej może być dokonany w sposób bezinwestycyjny bądź przy znikomych — w porównaniu z kosztami inwestycyjnymi budowy nowych lotnisk — nakładach finansowych.

Wytyczne rozwoju lotniskowej infrastruktury kraju, zapewniającej rozwój systemu komunikacji lotniczej, zawarte są w programie rozwoju lotnictwa cywilnego i lotniczej infrastruktury technicznej, opracowanym w 1972 r. i opublikowanym w roku następnym. Skondensowany obraz zawartego w tym programie wielowariantowego rozwoju sieci lotnisk komunikacyjnych widoczny jest na rys. 2. Wynika z niego, że w poszczególnych przedziałach czasowych powinno być:

- w 1980 r. — 15 lotnisk wojewódzkich i 1 lotnisko w innej miejscowości,
- w 1985 r. — dodatkowo 4 lotniska wojewódzkie,
- w 1990 r. — dodatkowo 1 lotnisko wojewódzkie i 2 lotniska w innych miejscowościach,
- w 2000 r. — dodatkowo 4 lotniska wojewódzkie.

W ostatnich latach dokonywano wielu prób określenia pożądanej liczby i sieci lotnisk komunikacyjnych. Wyniki tych dociekań zawarte są m. in. w wariantowej prognozie rozwoju transportu w Polsce, w zasadzie nie odbiegającej istotnie od przedmiotowego programu, oraz w studiach projektowych i publikacjach naukowo-technicznych. W większości przypadków nie analizowały one szczegółowo warunków kształtowania się popytu na komunikację lotniczą w poszczególnych ośrodkach i jego wpływ na relacje przewozowe — w tym oczywiście także masy komunikacyjne — pomiędzy tymi ośrodkami. Najczęściej przyjmowały one także zasadę zbliżoną do metody rozkładu ruchu na sieć drogową (stosowanej w inżynierii ruchu drogowego) tzn. wszystko albo nic. Oznaczało to, że albo miał ośrodek lotnisko, a zatem i komunikację lotniczą, albo też pozbawiony był tego lotniska, a wraz z tym komunikacji lotniczej.

Autor proponuje model systemu lotnisk komunikacyjnych, opierający się na dwóch podstawowych założeniach:

- każdy region (województwo) powinien być objęty obsługą lotniczą,
- lotniska komunikacyjne nie muszą być z tego powodu lokalizowane w każdym regionie.

W modelu tym (rys. 3) przedstawiono różnorodne sposoby obsługi komunikacją lotniczą miast wojewódzkich wyposaża-

zonych w lotniska oraz pozbawionych ich. W tym ostatnim przypadku występuje doskonała okazja do sprawdzenia działania zintegrowanego systemu komunikacyjnego, mianowicie funkcjonowania w sferze obsługi lotniczej dowozowej (do i z lotnisk) komunikacji autobusowej.

Lotniska węzłowe sieci krajowej (podsystemu krajowego), będące jednocześnie lotniskami międzynarodowymi (Gdańsk, Katowice-Kraków, Poznań i Warszawa), muszą być przystosowane do normalnych startów i lądowań, tj. do przyjmowania samolotów wymagających dróg startowych o długości podstawowej co najmniej 2000 m. Lotniska te łączyłaby linia okólna z dużą częstotliwością lotów. Byłyby więc one niejako stacjami rozrządowymi w ruchu zagranica — kraj, a także w ruchu region-region w przypadku braku bezpośredniego połączenia.

Koncepcja tego modelu zakłada nadto dwa typy lotnisk i linii lotniczych wewnętrznych (lokalnych, krajowych, regionalnych):

● lotniska i linie magistralne, oparte w zasadzie na istniejącym podsystemie lotnisk dla ruchu krajowego, uzupełnionym niektórymi lotniskami wschodniej i północno-wschodniej Polski. Lotniska te wymagałyby dróg startowych do operacji skróconych, o długości podstawowej ok. 1000÷1500 m;

● lotniska i linie pomocnicze (drugorzędne, dowozowe) oparte na miejscowościach dysponujących już lotniskami sportowymi. Lotniskom tym wystarcza droga startowa o długości podstawowej w zasadzie nie przekraczającej 600 m, a więc do operacji krótkiego startu i lądowania.

Pozostałe regiony byłyby obsługiwane komunikacją kombinowaną, tzn. połączone z najbliższym lotniskiem specjalną dowozową komunikacją autobusową bądź kolejową.

Kolejność włączania poszczególnych regionów w sieć lotniczą wynika zresztą z występującego w nich popytu na przewozy samolotowe. Badania przeprowadzone przez autora ustaliły tę kolejność, przy czym wynika ona nie — jak dotychczas to ustalano — z ciężenia lotniczego danego regionu (miasta) do Warszawy, lecz z masy komunikacyjnej (wielkości ruchu pasażerskiego) w tym regionie, absorbowanej łącznie przez wszystkie pozostałe regiony.

Optymalnie ekonomiczne etapowanie rozwoju sieci lotnisk komunikacyjnych powinno obejmować kolejno regiony (miasta wojewódzkie: 1 — Katowice, 2 — Warszawa, 3 — Po-

znań, 4 — Kraków, 5 — Gdańsk, 6 — Opole, 7 — Bydgoszcz, 8 — Kielce, 9 — Szczecin, 10 — Łódź, 11 — Wrocław, 12 — Bielsko-Biała, 13 — Lublin, 14 — Częstochowa, 15 — Wałbrzych, 16 — Kalisz, 17 — Rzeszów, 18 — Tarnobrzeg, 19 — Radom, 20 — Nowy Sącz, 21 — Tarnów, 22 — Toruń, 23 — Płock, 24 — Białystok, 25 — Siedlce, 26 — Olsztyn, 27 — Piotrków Trybunalski, 28 — Suwałki, 29 — Zielona Góra, 30 — Zamość, 31 — Słupsk, 32 — Ciechanów, 33 — Przemyśl, 34 — Elbląg, 35 — Piła, 36 — Włocławek, 37 — Gorzów Wielkopolski, 38 — Leszno, 39 — Koszalin, 40 — Sieradz, 41 — Konin, 42 — Legnica, 43 — Krosno, 44 — Łomża, 45 — Skierniewice, 46 — Jelenia Góra, 47 — Chełm, 48 — Ostrołęka, 49 — Biała Podlaska.

W zestawieniu tym umieszczone są również miasta dysponujące już lotniskami komunikacyjnymi.

LITERATURA

1. *Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego* nr 57. Warszawa 1977.
2. H. BOESCH, H. GRÜNENFELDER: Intercity — Geschäftsverkehr. ETH Zürich. Zürich 1972.
3. J. CZOWNICKI: *Ekonomika transportu lotniczego. Cz. 1: Ekonomiczna efektywność samolotów i lotnisk komunikacyjnych.* SGPIS Warszawa 1976.
4. J. CZOWNICKI, B. RZECZYŃSKI: *Przesłanki modelu międzyregionalnej komunikacji lotniczej w Polsce. Narada naukowo-techniczna nt. Krajowa komunikacja lotnicza w świetle aktualnego podziału administracyjnego państwa.* SITK Warszawa 1977 (maszynopis).
5. H. KUCHARSKI: *Turboletem do Holešova. Skrzydlata Polska* 1977 nr 6.
6. *Program rozwoju lotnictwa cywilnego i lotniczej infrastruktury technicznej do 1990 roku.* Komisja do spraw Badań i Studiów Progностycznych w Transporcie — Podkomisja Transportu Lotniczego. Warszawa 1973 (maszynopis).
7. *Rozkład lotów na liniach krajowych 1.06.—31.08.1977.* PLL LOT Warszawa 1977.
8. B. RZECZYŃSKI: *Optymalne warunki lokalizacji przestrzennej lotnisk komunikacyjnych krótkiego startu i lądowania w regionach miejskich na tle społecznej efektywności krajowego transportu lotniczego w Polsce.* Politechnika Poznańska. Poznań 1969.
9. B. RZECZYŃSKI, E. KRZYŻANOWSKA, E. KOPIEJEWSKA: *Sieć lotnisk komunikacyjnych w nowym podziale administracyjno-gospodarczym Polski. Studium systemowo-prognostyczne.* Politechnika Poznańska. Poznań 1976 (maszynopis).
10. I. TARSKI: *Czynnik czasu w procesie transportowym.* WKiŁ Warszawa 1976.
11. *Ustawa z dnia 31 maja 1962 r. Prawo lotnicze.* Dz. U. 1962 nr 32, poz. 153.

WCT/27/K/78

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Zmiany we władzach SIMP

Minister Przemysłu Maszynowego, kol. A. Kopec, zrezygnował z pełnienia funkcji członka Zarządu Głównego SIMP oraz przewodniczącego tego Stowarzyszenia. W oparciu o § 32 Statutu SIMP na stanowisko przewodniczącego Zarządu Głównego został powołany kol. Kazimierz Ocoś, dotychczasowy wiceprzewodniczący i członek Prezydium ZG SIMP.

Wiceprzewodniczącym Zarządu Głównego SIMP został kol. Aureliusz Misiorek (wiceprzewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP), zaś funkcję zastępcy Sekretarza Generalnego objął kol. Kazimierz Sobolewski.

Na stanowisko dyrektora Biura ZG SIMP powołany został kol. Ryszard Kozierkiewicz. Równocześnie do Prezydium Zarządu Głównego SIMP weszli kol. Z. Bartosiewicz i W. Kawęcki. Winszując kol. Misiorkowi wyboru, równocześnie życzymy dalszych osiągnięć w pracy społecznej dla lotnictwa.

Konferencja nt. aktualnych problemów polskiego lotnictwa

Mająca się odbyć w listopadzie 1977 r. III Konferencja pt. *Aktualne problemy polskiego lotnictwa* (organizowana wspólnie przez Sekcje Lotnicze SITK i SIMP) została prze-

łożona na marzec 1978 r. Przesunięcie terminu spowodowane było opóźnieniem w dostarczeniu i przygotowaniu do opublikowania materiałów konferencyjnych.

50-lecie Aeroklubu Warszawskiego

Przy obecności przedstawicieli władz lotniczych i organizacji społecznych oraz licznych zaproszonych gości odbyło się 19 października 1977 r. w sali kinowej Dowództwa Wojsk OPK jubileuszowe zebranie Zarządu Aeroklubu Warszawskiego.

W zebraniu wzięli udział członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP oraz działacze Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej. Kol. F. Borodziak zapoznał zebranych z historią Aeroklubu Akademickiego, który przystąpił do Aeroklubu Warszawskiego, zaś kol. A. Misiorek wygłosił przemówienie w imieniu wiceministra Komunikacji, J. Rączkowskiego.

Ze specjalną owacją spotkali się założyciele Aeroklubu Akademickiego w Warszawie, członkowie Klubu Seniorów Lotnictwa: redaktor Jerzy Osinski (pierwszy prezes AAW), inż. Witold Rychter (kierownik szkoły pilotów i instruktor pilotażu) i Waclaw Soból (zasłużony działacz Aeroklubu). Na uroczystości jubileuszowe przybył ze Stanów Zjednoczonych — serdecznie witany — płk B. Kwieciński, przed wojną Sekretarz Generalny Zarządu Głównego Aeroklubu R.P.

Życiorysy ludzi lotnictwa w Muzeum Techniki NOT

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwrócił się do kierownictwa Muzeum Techniki w Warszawie z wnioskiem, aby do prowadzonej Kartoteki Zasłużonych Inżynierów Polskich włączyć nazwiska niezjących już Polaków, którzy wybitnie zasłużyli się w dziedzinie nauki, konstrukcji i techniki lotniczej. Równocześnie przesłano wykaz nazwisk tych ludzi:

Zbysław Ciołkosz (1902—1960)
Jerzy Dąbrowski (1899—1967)
Stefan Drzewiecki (1844—1938)
Szczepan Grzeszczyk (1901—1967)
Maksymilian T. Huber (1872—1950)
Franciszek Janik (1900—1975)
Antoni Kocjan (1902—1944)
Wacław Litwinowicz (1904—1975)
Sławomir Makaruk (1932—1963)
Jarosław Naleszkiewicz
Stefan Neumark
Stanisław Nowkuński (1903—1936)
Zygmunt Puławski (1901—1931)
Stanisław Rogalski (1904—1976)
Jerzy Rudlicki (1989—1977)
Czesław Tański (1863—1942)
Stanisław Wigura (1901—1932)
Czesław Witoszyński (1875—1948)

Dyrektor Muzeum, inż. Jerzy Jasiuk, zapowiedział wprowadzenie tych nazwisk do Kartoteki i prosił członków Sekcji Lotniczej SIMP o nadsyłanie swych autobiografii.

Badania układu łożyskowania lotniczego silnika turbinowego podczas długotrwałej próby w hamowni

Dr inż. JERZY LEWITOWICZ
Mgr inż. MIROSŁAW OSTAPKOWICZ

Metoda oceny stanu technicznego elementów układu łożyskowania bez demontażu silnika (podanie składu chemicznego próbek oleju za pomocą rentgenowskiej analizy fluorescencyjnej).

W lotniczych silnikach turbinowych łożyska pracują w warunkach ekstremalnych, np.:

- temperatura dochodzi do 450°C;
- obciążenia promieniowe i osiowe nie przekraczają 11 500 N;
- prędkości obrotowe zespołu wirnikowego silnika zmieniają wartość od zera do około 11 500 obr./min.

Z tych względów w układzie łożyskowania silników turbinowych wyłączone zastosowanie znalazły łożyska toczne — (rys. 1), które w porównaniu z łożyskami ślizgowymi mają wiele istotnych zalet, m.in. mniejszy współczynnik tarcia, większą zdolność do przenoszenia wysokich prędkości obrotowych, mniejszą wrażliwość na przerwy w dopływie oleju itp.

Łożyska są wykonane z łożyskowej stali stopowej ŁH15 wg PN-71H/84041. W celu ich chłodzenia i smarowania doprowadza się do nich olej smarujący, np. MK-8P. Olej ten powinien zachować swoje wartości smarowe i chłodzące przez okres użytkowania.

Istotną rolę w spełnianiu tego zadania odgrywają uszczelnienia olejowe, mające za zadanie skuteczne zapobieganie:

— przeciekom powietrza lub gazu do przestrzeni olejowej komory pędni silnika w przypadku, gdy ciśnienie czynnika w tej przestrzeni jest mniejsze od ciśnienia powietrza lub gazu w kanałach przepływowych silnika.

— obciążen mechanicznych i termicznych;

— przeciążeń;

— prędkości obrotowych zespołu wirnikowego silnika;

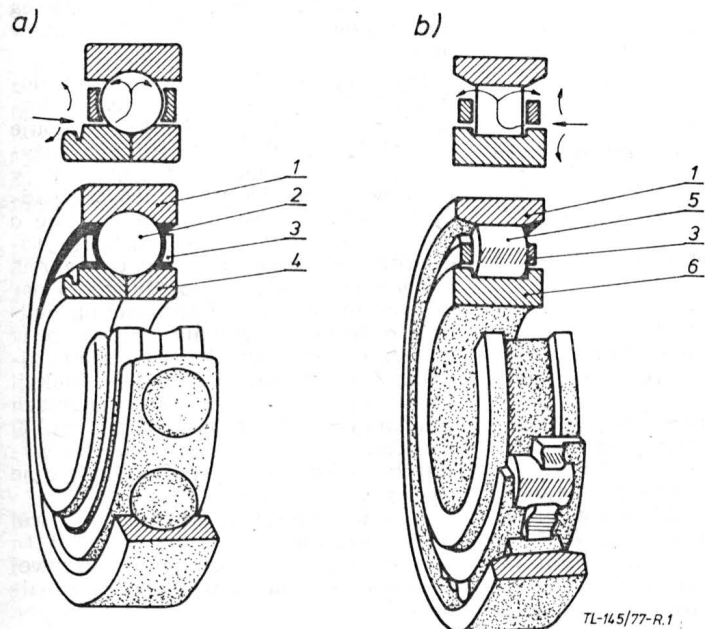
— własnościami smarnymi oleju.

Ponieważ na etapie projektowania nie można jednoznacznie określić wpływu tych czynników na proces zużycia elementów układu łożyskowania, to czas ich poprawnej pracy jest najczęściej ustalany podczas długotrwałych badań stoiskowych i eksploatacyjnych.

Badania stoiskowe różnią się od badań eksploatacyjnych przede wszystkim tym, że wśród czynników determinujących proces zużycia elementów układu łożyskowania nie uwzględnia się przeciążeń, których wprowadzenie w warunkach hamownianych jest sprawą bardzo trudną. Oddziaływanie pozostałych czynników jest na poziomie zbliżonym do ich oddziaływania w warunkach eksploatacyjnych.

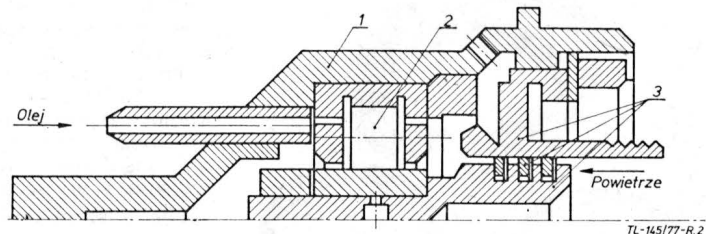
W celu poznania procesu zużycia części w układzie łożyskowania badano skład chemiczny próbek oleju w każdym z pięciogodzinowych cykli badań stoiskowych silnika. Doświadczenia prowadzono w hamowni przez okres ponad dwukrotnie dłuższy niż wynosi jego rezsurs międzyremontowy. Wykorzystano fakt, że produkty zużycia elementów układu łożyskowania zbierają się w oleju razem z produk-

W czasie pracy silnika zachodzi kinetyczne tarcie toczne w łożyskach i kinetyczne tarcie ślizgowe w uszczelnieniach. Nastęstwem jego jest zużycie



Rys. 1. Przekrój poprzeczny łożyska tocznego: a) kuleczkowe, b) wałeczkowe; 1 — bieżnia zewnętrzna, 2 — kulki, 3 — koszyk, 4 — bieżnia wewnętrzna, 5 — wałeczki, 6 — bieżnia wewnętrzna

Rys. 2. Przekrój podłużny podpory lotniczego silnika turbinowego z olejowym uszczelnieniem pierścieniowym: 1 — obudowa, 2 — łożysko wałeczkowe, 3 — olejowe uszczelnienie pierścieniowe



— przeciekom oleju z przestrzeni olejowej komory pędni silnika¹⁾ do atmosfery w przypadku, gdy ciśnienie powietrza lub gazu w kanałach prze-

łożysk i uszczelnień (ubytek materiału z powierzchni trących). Wielkość i charakter zużycia zależne są od zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych oraz od warunków eksploatacji badanego układu łożyskowania w lotniczym silniku turbinowym. W konkretnych rozwiązaniach konstrukcyjnych i technologicznych jest ono zdeterminowane przede wszystkim wartością działających:

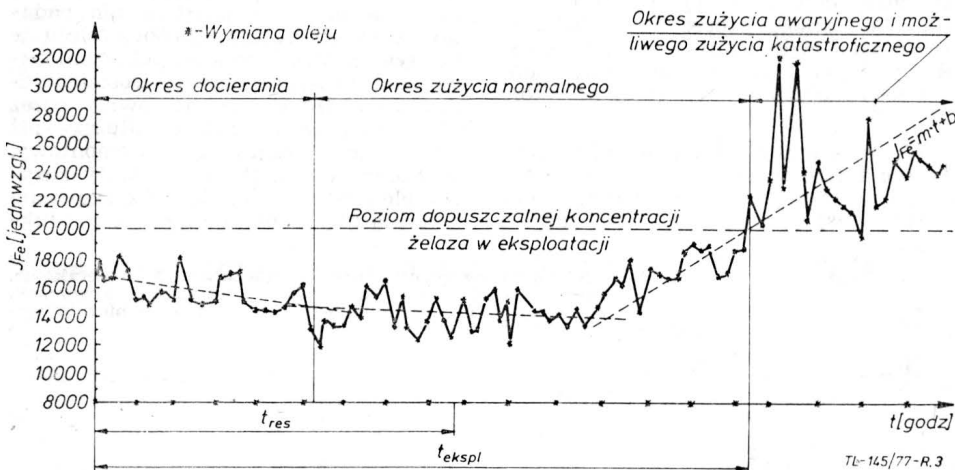
tami zużycia innych części silnika smarowanych olejem. Badając ich skład chemiczny za pomocą rentgenowskiej radioizotopowej analizy fluorescencyjnej (XRF), można było wyodrębnić interesujące linie promieniowania (zmodyfikowana technika filtrów różnicowych). Przez zastosowanie filtru aluminiowego oraz optymalizację warunków pomiaru uzyskano lepszą czułość i wykrywalność śladowych zawartości

¹⁾ Przez przestrzeń olejową komory pędni silnika rozumie się przestrzeń, w której znajdują się m.in. łożyska podpierające wały zespołu wirnikowego silnika

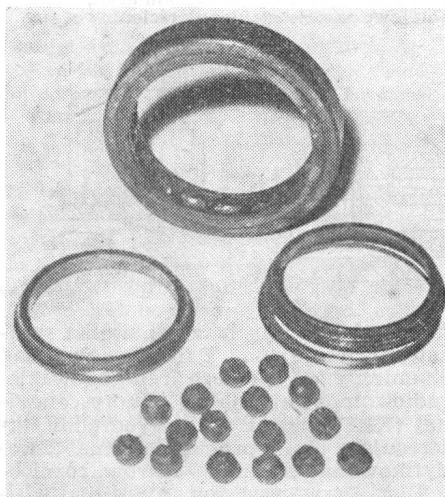
żelaza (Fe) i miedzi (Cu) niż osiąga się to stosując filtry kobaltowe i niklowe.

Na podstawie otrzymanych wyników wykreślono krzywą zmiany stężenia żelaza w próbkach oleju w funkcji czasu prowadzonych badań stoiskowych $J_{Fe} = f(t)$ (rys. 3). Na krzywej można łatwo wyróżnić trzy charakterystyczne okresy zużycia części silnika smarowanych olejem: docieranie, życie normalne i życie awaryjne. Jest to typowy przebieg zużycia tych części. Największa jego wartość (wyrażona w badaniach liczbą zliczeń na filtrze aluminiowym (J_{Fe})) występuje w pierwszej fazie docierania i w okresie zużycia awaryjnego.

Poziom dopuszczalnego w eksploatacji zużycia części silnika (smarowanych olejem) został określony na podstawie wielu badań eksploatacyjnych. Przekroczenie tego poziomu w okresie zużycia przyspieszonego określa czas dopuszczalnej eksploatacji układu łożyskowania w lotniczym silniku turbiniowym. W każdych warunkach pracy silnika musi on być dłuższy od ustalonego czasu eksploatacji silnika między kolejnymi remontami (tzw. resursu międzyremontowego silnika). Niezachowanie tego warunku może doprowadzić do poważnych następstw, łącznie z zatarciem łożysk (przykład zatarcia łożyska pokazano na rys. 4) i samoczynnym wyłączeniem silnika z pracy.



Rys. 3. Zmiana stężenia żelaza w próbkach oleju w funkcji czasu prowadzonych badań stoiskowych lotniczego silnika turbiniowego $J_{Fe} = f(t)$



Rys. 4. Widok ogólny tocznego łożyska kulkowego środkowej podpory silnika turbiniowego, rozmontowanego po zatarciu

TABLICA. Parametry zużycia środkowych par trących w olejowych uszczelnieniach pierścieniowych

Mierzony parametr	WT	Podpora przednia		Podpora wirnika turbiny wysok. ciśn.	
		przed próbą	po próbie	przed próbą	po próbie
Wielkość pasowania pierścienia w rowku [μm]	100 ± 230	130	370	160	1880

Wyznaczone w przeprowadzonych badaniach czas dopuszczalnej eksploatacji części silnika smarowanych olejem (t_{ekspl}) jest prawie dwukrotnie większy od czasu eksploatacji silnika między kolejnymi remontami. Byłby on jeszcze dłuższy, gdyby nie uległy zużyciu środkowe tzw. pary trące w olejowych uszczelnieniach pierścieniowych: podpory przedniej i podpory wirnika turbiny wysokiego ciśnienia (tabl.).

Jak wynika z danych przedstawionych w tablicy, produkty zużycia spowodowały nie tylko wzrost badanego stężenia żelaza w próbkach oleju, ale przedostając się wraz z olejem między smarowane powierzchnie trące przyspieszyły również proces awaryjnego zużycia niektórych kół zębatych w skrzyni napędu agregatów i łożysk pędni silnika²⁾.

— kropłowego wycieku oleju z przewodu przedmuchu tylnej podpory podczas pracy silnika na biegu jałowym;

— kropłowego wycieku oleju i intensywnego dymienia z przewodów odprowadzających powietrze z komór odciążających silnika;

— przecieku oleju z przestrzeni olejowej tylnej podpory i wydobywania się białego dymu z tunelu wylotowego po wyłączeniu silnika z pracy.

Z przebiegu godzinowego zużycia oleju w funkcji czasu trwania próby hamownianej $Z_{ho} = f(t)$ (rys. 5) wynika, że jest on podobny do przebiegu krzywej $J_{Fe} = f(t)$, ponieważ w obu przypadkach wystąpiły charakterystyczne okresy zużycia o zbliżonych kątach nachylenia lub pochylenia krzywych i zbliżonych czasach trwania poszczególnych okresów.

Można więc stwierdzić, że w całym zakresie prowadzonych badań stoiskowych silnika wystąpiła dobra korelacja między przebiegiem zużywania się części silnika smarowanych olejem a zmianą szczelności olejowych uszczelnień pierścieniowych, której miarą jest godzinowe zużycie oleju (Z_{ho}). Wynika z tego, że dwie pary trące są w stanie zapewnić wymaganą szczelność uszczelnienia, ponieważ zużycie środkowych par trących w uszczelnieniach olejowych podpory przedniej i podpory wirnika turbiny wysokiego ciśnienia nie doprowadziło do utraty ich szczelności.

Jak wynika z przeprowadzonych dotychczas badań eksploatacyjnych utrata szczelności uszczelnienia występuje w tych przypadkach, w których zużyciu ulegają przynajmniej dwie pary trące w uszczelnieniu. W tych przypadkach można więc zorientować się o zużyciu uszczelnień na podstawie pomiarów godzinowego zużycia oleju. Natomiast o zużyciu pojedynczych par trących można się zorientować na podstawie badań ciśnienia czynnika w przestrzeni olejowej komory pędni silnika. Z przebiegu ciśnienia w funkcji czasu (w prowadzonych badaniach stoiskowych silnika $p_{do} = f(t)$; rys. 6) wynika, że w badanym przypadku wystąpiły tylko dwa charakterystyczne okresy przebiegu krzywej:

— o ujemnym nachyleniu krzywej w czasie docierania;

— o dodatnim nachyleniu krzywej w czasie zużycia awaryjnego i normalnego.

Taki przebieg krzywej $P_{do} = f(t)$ wynika z tego, że środkowe pary trące w uszczelnieniach podpory przedniej i podpory wirnika turbiny wysokiego ciśnienia uległy nadmiernemu zużyciu. Uszczelnienia te zachowały nadal swoją szczelność, ale osiągnęły to dzięki zwiększonej wartości spadku ciśnienia czynnika uszczelniającego (powietrza) przepływającego przez nie. Spowodowany przez to wzrost ciśnienia czynnika w przestrzeni olejowej komory

Pomimo zużycia uszczelnień olejowych nie zostały przekroczone dopuszczalne wartości:

— godzinowego zużycia oleju, którego wielkość w silnikach remontowanych nie może przekroczyć 1,5 l/h;

— ciśnienia w przestrzeni olejowej komory pędni silnika, którego wielkość nie może przekroczyć 0,015 MN/m²;

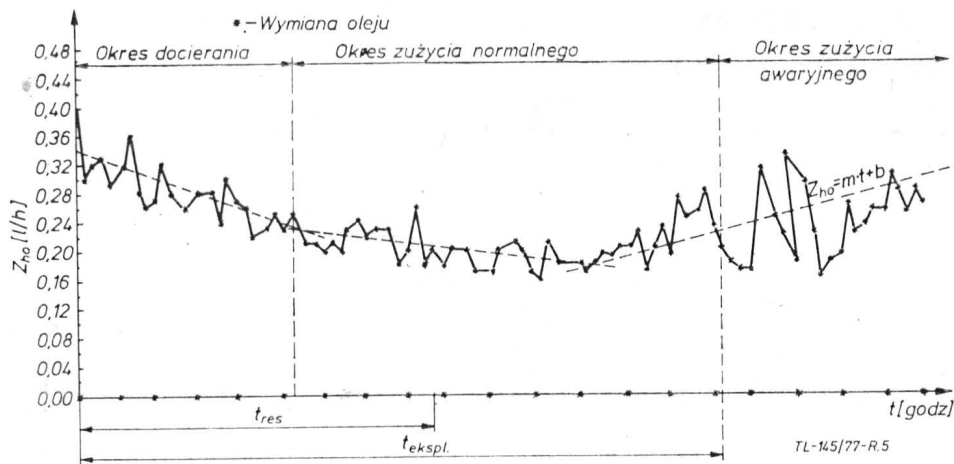
— ciśnienia i temperatury oleju na wejściu i wyjściu z silnika.

Nie wystąpiły również w całym okresie prowadzenia badań zewnętrzne objawy zużycia w postaci:

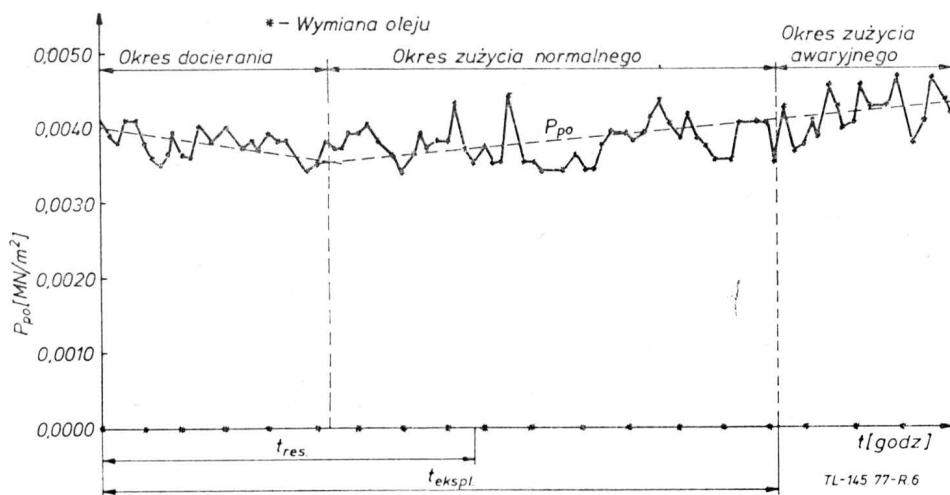
— pojawienia się w oleju opilków metalowych, wykrywalnych zwykłymi sposobami, np. za pomocą wizualnego przeglądu filtrów olejowych;

— dużej zawartości wytrąconych w oleju związków smolistych;

²⁾ Po zakończeniu badań stoiskowych dokonano demontażu silnika i weryfikacji stanu technicznego jego części.



Rys. 5. Zmiana godzinowego zużycia oleju w funkcji czasu prowadzonych badań stoiskowych lotniczego silnika turbinowego $Z_{ho} = f(t)$



Rys. 6. Zmiana ciśnienia czynnika w przestrzeni olejowej komory pędni silnika w funkcji czasu prowadzonych badań stoiskowych lotniczego silnika turbinowego $P_{po} = f(t)$

pędni silnika doprowadził do dodatniego nachylenia krzywej $P_{po} = f(t)$ już w okresie zużycia normalnego.

Badając przebieg krzywych $Z_{ho} = f(t)$ i $P_{po} = f(t)$ można więc określić z dużą dokładnością nie tylko sam fakt zużycia się olejowych uszczelnień pierścieniowych, ale również w jakim czasie i ile par trących w uszczelnieniu uległo zużyciu.

W podobny sposób można określić proces zużycia się łożysk, badając przebieg funkcji $J_{Fe} = f(t)$ opisującej zużycie elementów tocznych i bieżni oraz $J_{cu} = f(t)$ opisującej zużycie ko-

szyczków łożysk. Do ilościowego badania ich stanów awaryjnych posłużyć się można dwoma współczynnikami Pa i τ_a (23).

Współczynnik Pa jest to stosunek ilości miedzi lub miedzi z cynkiem m_k (produktów zużycia kościuszek łożysk) do ilości żelaza m_{Fe} (produktów zużycia bieżni łożysk i ich elementów tocznych oraz pierścieni uszczelniających i kół zębatych w skrzyni napędu agregatów):

$$Pa = m_k / m_{Fe}$$

Wzrost wartości tego współczynnika w stosunku do średniej wartości dla

danego silnika wskazuje jednoznacznie na stan awaryjnego zużywania łożysk. Zmniejszona wartość tego współczynnika wskazuje na bardziej intensywne zużywanie się bieżni łożysk i innych części silnika zawierających żelazo. Charakter tych zmian można określić za pomocą drugiego z wymienionych współczynników τ_a , zdefiniowanego jako stosunek badanej w małych odstępach czasowych intensywności zużycia części zawierających badany pierwiastek q do średniej wartości dla badanego silnika lub całej populacji silników q_{sr} :

$$\tau_a = q / q_{sr}$$

Do określenia procesu zużywania się łożysk można posłużyć się również przebiegiem zmiany czasu dobiegu zespołu wirnikowego silnika ($\Delta\tau$) w funkcji czasu prowadzonych na nim badań stoiskowych:

$$\Delta\tau = \tau_{mg} - \tau_0 = \frac{\pi_2}{900,75} \cdot J \cdot \eta_m \int_{n_{mg}}^0 \frac{n}{N_s} dn$$

gdzie: J — moment bezwładności zespołu wirnikowego silnika, η_m — sprawność mechaniczna, n — prędkość obrotowa zespołu wirnikowego silnika, N_s — moc sprężarki.

Z analizy wzoru na czas dobiegu zespołu wirnikowego silnika wynika, że będzie on malał ze spadkiem prędkości obrotowej zespołu wirnikowego silnika (n), momentu bezwładności (J) i sprawności mechanicznej (η_m) oraz ze wzrostem mocy sprężarki (N_s). Moment bezwładności (J) i moc sprężarki (N_s) są praktycznie niezmiennie w czasie prowadzenia badań stoiskowych silnika. Jeśli założymy, że silnik jest wyłączony przy takiej samej prędkości obrotowej, to czas dobiegu jego zespołu wirnikowego ($\Delta\tau$) będzie zależny wprost proporcjonalnie od sprawności mechanicznej silnika (η_m), zdeterminowanej przede wszystkim stanem technicznym jego łożysk.

Badania stoiskowe wykazały, że bardzo trudno uchwycić jest istotne zmiany parametru $\Delta\tau$ nawet w okresie zużycia awaryjnego.

LITERATURA

1. M. OSTAPKOWICZ: Eksploatacja uszczelnień olejowych dwuwalowych silników turbodrzutowych. PWL i WOPK nr 8/1975.
2. J. LEWITOWICZ: Możliwość zastosowania rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej (XRF) w badaniach silników. Postępy Techniki Jądrowej, nr 18, 537-558 (1974).
3. J. LEWITOWICZ, M. OSTAPKOWICZ: Ocena stanu łożysk silników na podstawie analizy oleju. WPT nr 3/1976.

W NASTĘPNYM NUMERZE

Trzecia część artykułu W. Waškowskiego na temat wojskowych samolotów śmigłowych do szkolenia podstawowego i treningu omawia sprzęt o mocy silników ponad 200 kW.

W numerze 4'78 zamieścimy dokończenie artykułu R. Stanisławskiego pt. *Przyszłość osprzętu elektronicznego do samolotów lekko- i wielozadaniowych rolniczych, szkolno-bojowych oraz śmigłowców.*

J. Kucharski omawia stosowane obecnie napędy samolotów rolniczych o udźwigu 1000-2000 kg oraz możliwości w tym zakresie silników tłokowych.

W dziale LOT-PROBLEMY J. Zwierzyński przedstawia założenia i efekty ekspe-

rymentalnego połączenia systemu STOL dwóch miast kanadyjskich — Ottawy i Montrealu. W kontekście warunków komunikacji lotniczej w Polsce autor analizuje korzyści wynikające ze stosowania tego systemu na małych odległościach.

Na podstawie bezpośrednich obserwacji A. Mokrowiecki omawia stosowany we frankfurckim FIR system kontroli obszaru. Artykuł należy do działu PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK KOMUNIKACYJNYCH.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ A. Glass przedstawia dzieje powstania szybowca CW-I, jego kon-

strukcję oraz okoliczności i przebieg lotów na tym szybowcu.

W KARTOTECE TLiA znajdziemy m.in. opis konstrukcji samolotu J-2 Polonez, opracowanego przez J. Janowskiego i zbudowanego przez J. Leńca.

Informacje na temat nowych osiągnięć w przemyśle lotniczym uzupełni opis prototypu motoszybowca Ryson ST-100 Cloudster (USA) i projektu nowej wersji samolotu szkolno-treningowego Fouga Magister oraz opis urządzenia do wykrywania broni i materiałów wybuchowych.

Polsko-angielski TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY podaje terminologię IATA w zakresie eksploatacji technicznej.

Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych

Dr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Mgr inż. RYSZARD SZCZEPANIK

Analiza modelu przepływu dwuwymiarowego przed wlotami silników różnego typu, uwzględniająca wpływ ziemi z pominięciem ściśliwości i lepkości czynnika. Opis zjawiska zasysania zanieczyszczeń mechanicznych przez silniki.

Z chwilą wprowadzenia do wyposażenia lotnictwa samolotów z silnikami odrzutowymi pojawił się problem przedostawania się do kanałów przepływowych silników zanieczyszczeń mechanicznych w postaci okruchów betonu, kamieni, a nawet drobnych śrub, nakrętek itp. Zanieczyszczenia te z płyty lotniska przedostawały się niekiedy do kanału przepływowego silników, powodując ich uszkodzenia. Wraz z szybkim rozwojem silników odrzutowych, wzrostem ich ciągów, a więc i masowych natężeń przepływu, częstość przedostawania się zanieczyszczeń do kanałów przepływowych znacznie wzrosła.

W celu wyjaśnienia zjawiska zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do turbinowych silników odrzutowych podjęto badania, które miały określić pole przepływu przed wlotami do silników określonego typu. W pracy Miroszniczki [4] i Colehoura [3] stwierdzono, że zasysanie zanieczyszczeń jest związane z wirami tworzącymi się w określonych warunkach przed wlotem. Dlatego celem tej pracy było również poznanie istoty tworzącego się przed wlotem wiru oraz jego roli w zjawisku zasysania cząstek z płyty lotniskowej.

Artykuł przedstawia metodykę postępowania przy budowaniu modelu płaskiego opisującego rozkład linii prądu i prędkości przed wlotami silników odrzutowych, z uwzględnieniem wpływu ziemi, z zastosowaniem metody superpozycji źródeł i zlewów; podano również krótki opis zjawiska zasysania cząstek przez wir przedwlotowy. Wykorzystano metodę modelowania omówioną przez K. W. Wafina [1], którą rozszerzono w celu uzyskania przepływu przed nieruchomym wlotem bez ciała centralnego z uwzględnieniem wpływu ziemi oraz wlotem z ciałem centralnym z uwzględnieniem wpływu ziemi.

Model przepływu

Do określenia pola przepływu przed silnikami zastosowano metodę źródeł i zlewów w wariacie płaskim [1]. Metoda ta daje znacznie lepszy model rzeczywistego przepływu przed wlotem niż metoda punktowego zlewu czy też odwzorowania konforemnego.

Pole wokół wlotu modeluje się poprzez układ punktowych zlewów rozmieszczonych wzdłuż wysokości wlotu. Zakłada się przy tym, że rozkład zlewów jest równomierny, czynnik traktuje się jako idealny, a przepływ jako potencjalny. Jako model obliczeniowy przyjęto układ jak na rys. 1.

W pewnym oddaleniu od płaszczyzny wlotu umieszcza się układ źródeł i zlewów o jednakowym i ustalonym natę-

zeniu przepływu. Przyjęto podwójną wartość natężenia przepływu [1] we wlocie w celu zachowania efektu ssącego. Odległość $2l$ między płaszczyzną zlewów a płaszczyzną źródeł jest parametrem określającym krzywiznę strug przed wlotem.

Do uzyskania płaskiego pola przepływu przed wlotem z uwzględnieniem wpływu ziemi zastosowano model wlotu jak na rys. 2. Składa się on z dwu identycznych układów zlewów i źródeł (oznaczonych umownie jak na rys. 2). W modelu tym zastosowano jako drugi parametr regulujący kształt linii prądu przed wlotem wysokość rozmieszczenia źródeł (obok parametru $2l$ — rys. 2). Wyrażenia dla potencjału prędkości φ i funkcji prądu ψ w punkcie pola o współrzędnych x, y dla źródła lub zlewu o natężeniu przepływu \dot{Q} umieszczonego w początku układu współrzędnych są następujące [2]:

$$\varphi = \pm \frac{\dot{Q}}{2\pi} \ln \sqrt{x^2 + y^2} \quad (1)$$

$$\psi = \pm \frac{\dot{Q}}{2\pi} \operatorname{arctg} \frac{y}{x} \quad (2)$$

Odpowiednie wyrażenia dla zlewu elementarnego o wydatku:

$$d\dot{Q} = \frac{\dot{Q}}{D_0} dr \text{ są [1]}$$

$$d\varphi = \frac{\dot{Q}}{2\pi D_0} \ln \sqrt{x^2 + y^2} dr \quad (3)$$

$$d\psi = \frac{\dot{Q}}{2\pi D_0} \operatorname{arctg} \frac{y}{x} dr$$

Łączne wartości potencjału $\varphi(x, y)$ i funkcji prądu $\psi(x, y)$ są:

$$\varphi(x, y) = \int_{-R_2}^{-R_1} d\varphi_{zr} + \int_{R_1}^{R_2} d\varphi_{zr} + \int_{-R_4}^{-R_3} d\varphi_{zl} + \int_{R_3}^{R_4} d\varphi_{zl} \quad (4)$$

$$\psi(x, y) = \int_{-R_2}^{-R_1} d\psi_{zr} + \int_{R_1}^{R_2} d\psi_{zr} + \int_{-R_4}^{-R_3} d\psi_{zl} + \int_{R_3}^{R_4} d\psi_{zl}$$

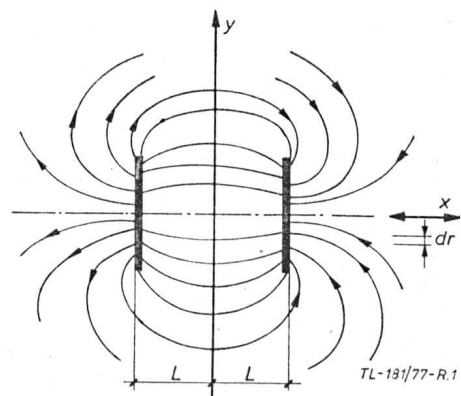
Na podstawie wzorów (4) — po scałkowaniu i uporządkowaniu — wyznaczono drogą obliczeń na EMC rozkład i przebieg linii prądu dla wlotu bez ciała centralnego z uwzględnieniem wpływu ziemi (rys. 2). Kształt linii prądu przedstawia rys. 3; rys. 4 przedstawia rozkład prędkości V .

Analizując kształt linii prądu na rys. 3 możemy wyróżnić charakterystyczną stagnacyjną linię prądu. Łączy się ona z punktem stagnacyjnym położonym w pewnej odległości przed wlotem. Obliczenia wykonane przez Colehoura [2] dały podobny kształt przepływu, przy

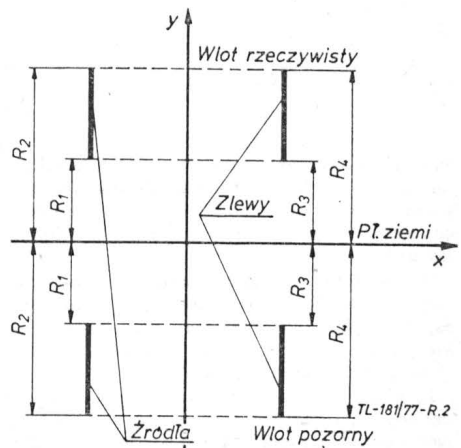
czym kształt linii stagnacyjnej jest bardziej stromy niż to prezentuje rys. 3.

Analizując rozkład linii stałych prędkości przedstawiony na rys. 4 zauważa się znaczną niesymetrię rozkładu prędkości przed wlotem wywołaną wpływem ziemi. Interesujący (i fizycznie słuszny) jest fakt zerowania się prędkości w punkcie stagnacyjnym. W celu oceny możliwości zasysania cząstek z płyty lotniska na skutek podciśnienia wytwarzanego przez ruch mas powietrza do wlotu (przy założeniu, że przepływ jest niezaburzony) sporządzono wykres zmian prędkości V w płaszczyźnie ziemi (rys. 5). Wynika z niego, że maksymalne prędkości V występują nieco do tyłu pod krawędzią wlotu.

Wartość prędkości obliczona w punkcie położonym na płaszczyźnie lotniska bezpośrednio pod krawędzią wlotu (punkt A, rys. 5) jest niewielka i wg obliczeń przeprowadzonych dla współczesnego samolotu osiąga wartość ok. 7 m/s. Ogólnie można powiedzieć, że rozkład prędkości w płaszczyźnie ziemi wskazuje na brak możliwości zasysania



Rys. 1. Model obliczeniowy wlotu samolotu nieruchomego bez uwzględnienia wpływu ziemi wraz ze schematycznym rozkładem linii prądu



Rys. 2. Model obliczeniowy wlotu samolotu nieruchomego z uwzględnieniem wpływu ziemi

do wlotu cząstek o masie i wymiarach istotnych z punktu możliwości uszkodzenia silnika. Praktyczne próby wykazały, że w przypadku nie zaburzonego przez wir przepływu przed silnikiem praktycznie nie są zasysane do wlotu nawet bardzo drobne cząstki (np. talk).

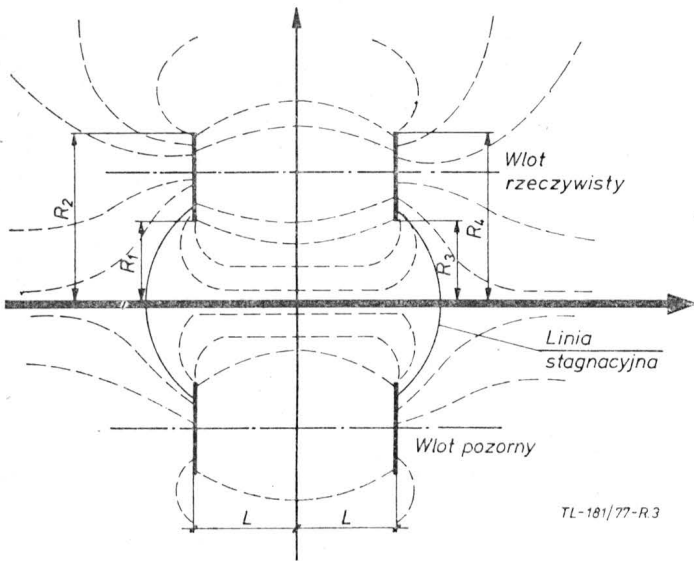
Zjawisko zasysania zanieczyszczeń mechanicznych

Jak stwierdzono na wstępie artykułu, badania przeprowadzone przez Miroszniczenkę [4], J. L. Colehoura [3] oraz D. Glenny [6] wykazały, że zasysanie cząstek do wlotów silników odrzutowych jest związane z pojawieniem się przed wlotem wiru. Wir ten powstaje

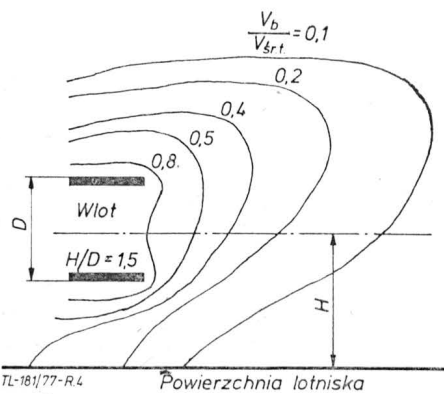
wie przyściennej w kierunku rdzenia wiru. W [5] podano charakterystykę zaobserwowanych podczas eksperymentów postaci wirów przedwlotowych. Zasysane przez wir cząstki są zwykle wyrzucone z rdzenia wiru na zewnątrz, przy czym parametrem determinującym ich przedostanie się do wlotu jest wielkość energii kinetycznej i potencjalnej uzyskanej przez cząstkę w momencie opuszczenia rdzenia wiru, jak również parametry wektora prędkości, kształt cząstki, jej masa, wymiary oraz położenie w polu przepływu przed silnikiem. Na przykład dwie zasysane podczas eksperymentu cząstki o różnych parametrach wyjściowych w momencie opuszczenia rdzenia wiru (przy tych samych ustalonych warunkach otoczenia i zakresie pracy silnika) wykazywały



Rys. 6. Wir przed wlotem samolotu — moment wyrzucenia z rdzenia wiru kilku identycznych cząstek

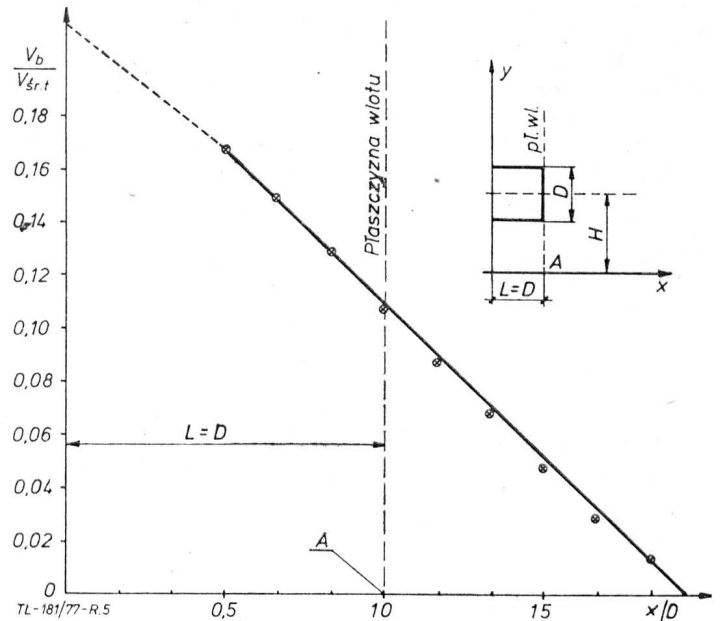


Rys. 3. Schematyczny kształt linii prądu wyznaczony dla wlotu jak na rys. 2.



Rys. 4. Rozkład linii stałych prędkości przed wlotem określonych stosunkiem bieżącej prędkości V_b do prędkości średniej $V_{sr,t}$ w tunelu silnika; $V_b/V_{sr,t} = \text{const}$

na skutek wprowadzenia zaburzeń wokół punktu stagnacyjnego i następnie rozwija się wokół linii stagnacyjnej (rys. 3) aż do wlotu. Przy płycie lotniczej, w warstwie przyściennej, na skutek istnienia sił lepkości równowaga promieniowa między siłą odśrodkową a promieniowym gradientem podciśnienia w rdzeniu wiru nie jest zachowana. Prowadzi to do pojawienia się silnych przepływów promieniowych w warst-



Rys. 5. Rozkład prędkości w płaszczyźnie ziemi określonej stosunkiem bieżącej prędkości V_b do prędkości średniej $V_{sr,t}$ w tunelu $V_b/V_{sr,t}$ w funkcji odległości od płaszczyzny wlotu określonej stosunkiem x/D

istotne różnice w torze cząstek: jedna z nich przedostawała się do wlotu, druga opadała na płytę lotniczą (rys. 6).

Wnioski

Stwierdzono przydatność modelowania wlotów o różnej geometrii za pomocą metody superpozycji źródeł i zlewów (w wariancie płaskim). Przeprowadzone obliczenia wykazały, że prędkości strumienia przy powierzchni lotniczej są niewielkie, a tym samym wytwarzane podciśnienia nie powodują zasysania cząstek do wlotów. Przyczyną zasysania cząstek jest tworzenie się wiru przedwlotowego. Wir powstaje w warstwie przyściennej wokół punktu stagnacyjnego, a następnie rozwija się wokół linii stagnacyjnej (rys. 3, 6, 7), która wyznacza jego oś obrotu.

Do wytworzenia się wiru w przepływie przed wlotem silnika odrzutowego niezbędne jest spełnienie dwu warunków:

- istnienie punktu stagnacji w płaszczyźnie lotniczej przed wlotem;

• pojawienie się w warstwie przyściennej w pobliżu punktu stagnacji niejednorodnego zaburzenia, zwykle w postaci podciśnienia wiatru.

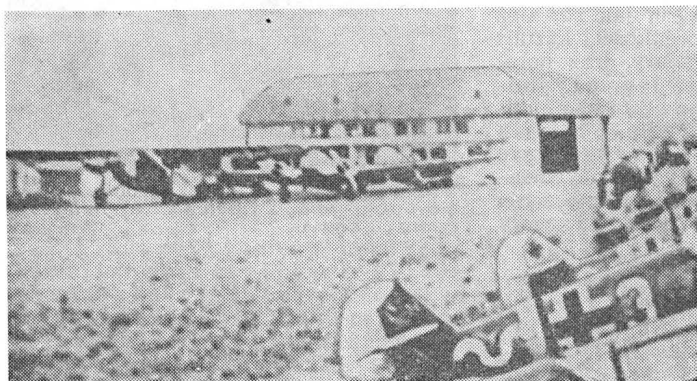
LITERATURA

1. K. W. WAFIN, Ł. BORTNIKOW i inni: Raszczot pola tieczeni okolo vozduchozobornika rabotajosznego na miestie metodami raspriedielionnyh stokow istocznikov — ploskiej sluczaj. *Awtaionnaja Technika* nr 1/75.
2. N. J. FABRIKANT: *Aerodynamika*. Moskwa 1964.
3. J. L. COLEHOUR: Inlet vortex. *J. Aircraft* vol. 8 nr 1/71.
4. MIROSZNICZENKO: Wichr na wchodzie w gazozobornik. *Samolotostrojienie i Tiejchnika Wozdusznego Flota* nr 12/67.
5. R. SZCZEPANIK, S. SZCZECIŃSKI: Warunki zasysania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów silników odrzutowych (w druku w *Wojskowym Przeglądzie Technicznym*).
6. D. GLENNY, N. G. PYESTOCK: Ingestion of debris into intakes by vortex action. *A.R.C.C.P.* nr 1114/70.
7. S. MARUSZKIEWICZ: Programy WLOT na EMC — ZAM41.

Polskie Fokkery i Electry w Rumunii

W załączeniu przesyłam zdjęcie samolotów LOT-u w Rumunii podczas wojny.

J. Cynk — Londyn



Zdjęcie prawdopodobnie zostało wykonane w 1941 r., gdyż dopiero wówczas w Rumunii stacjonowały niemieckie jednostki myśliwskie (na zdjęciu samoloty Me-109). Pierwszy z polskich samolotów to Fokker F-VII B/3m SP-AMH (lity na spodzie plata), następne dwa to Lockheed L-10A Electra. Hangar widoczny za samolotami jest charakterystyczny dla lotniska Bukareszt-Baneasa. Zdjęcie jest cennym uzupełnieniem do artykułu *Polskie Linie Lotnicze LOT we wrześniu 1939 r.*, zamieszczonego w *TLiA* nr 10'76.

O możliwościach wykorzystania i wzmocnienia polskiego lotnictwa w 1939 r.

Artykuł Kazimierza Sławińskiego *Ocena przydatności polskich samolotów w wojnie obronnej 1939 r.* wniósł bez wątpienia wiele nowych ustaleń do naszej znajomości tego problemu, niemniej wydaje się, że część wysuniętych tez wymaga pogłębienia. Zaczniemy od bombowca PZL P-37B Łoś. Przy wszystkich niedomaganiach naszego przemysłu lotniczego można było uzbroić w te bombowce całą Brygadę Bombową; przeszło połowa tej jednostki walczyła, jak wiemy, na Karasiach. Nawet zresztą ta liczba Łosów, jaka zeszła z taśmy montażowej, pozwalała na uzbrojenie trzech, a nie dwóch dywizjonów.

W warunkach, w jakich przyszło nam walczyć we wrześniu 1939 r., użycie Łosów do zwalczania hitlerowskich zagonów pancernych nie było samo przez się wielkim błędem. Niefortunny okazał się tylko sposób wykonania tego zadania. Usiłowano traktować walkę z bronią pancerną w nawiązaniu do 1 punktu *wytycznych* jako *działania interwencyjne na żywe sily nieprzyjaciela na polu walki*. Do tego celu Łosie i Karasie nie były budowane, a załogi szkolone. Wydaje się, że należało działać raczej w myśl 3 punktu *wytycznych*, mówiącego o zwalczaniu transportów. Inaczej mówiąc, bombardować nie kolumny czołgów, lecz idące za nimi wozy z paliwem. Dziś wiadomo, że słabą stroną hitlerowskich dywizji pancernych było w wojnie wrześniowej 1939 r. właśnie zapatrzenie w paliwo, z braku którego miewały one dość długie przerwy w posuwaniu się naprzód. Były one wszakże wynikiem złej pracy oddziałów transportowych, a nie celowych działów polskiej.

Stwierdzenie zawarte w artykule K. Sławińskiego: *General Zajac istotnie usiłował przeforsować rozbudowę lotnictwa myśliwskiego przed lotnictwem bombowym forsowanym przez gen. Rayskiego. General Zajac niewątpliwie miał rację, a całkowitą winę za słabe lotnictwo myśliwskie ponosi general Rayski*, nie bierze pod uwagę kilku istotnych faktów. Problem polega na tym, czy między odejściem gen. Rayskiego ze stanowiska Dowódcy Lotnictwa w końcu marca 1939 r. a 1 września tego roku były możliwe do realizacji szanse polepszenia stanu lotnictwa myśliwskiego. Wyjaśnienie tego zagadnienia tkwi, jak sądzę, w koncepcji myśliwca PZL P-11g Kobuz. Przypomnę, że genezy tego samolotu szukać trzeba w niezbyt pomyślnych próbach prototypu myśliwca

PZL P-50 Jastrzęb przeprowadzonych w kwietniu 1939 r. Wyprodukowane do Jastrzębi silniki Bristol Merkury VIII postanowiono w lecie 1939 r., a więc dopiero kilka miesięcy po próbnych lotach prototypu Jastrzębi, użyć do zabudowy w nowej wersji myśliwców PZL P-11, które pod nazwą Kobuzów produkować miała fabryka w Białej Podlaskiej. Prototyp tej maszyny przeszedł próby krótko przed wybuchem wojny, przy czym był to seryjny P-11c, w którym jedynie wymieniono silnik Merkury VS2 na Merkury VIII. Tu nasuwa się samo przez się istotne dla rozpatrywanego problemu pytanie. Skoro już w kwietniu zrezygnowano z wieloseryjnej produkcji Jastrzębi, dlaczego dopiero w sierpniu zdecydowano, co robić z przeznaczonymi do tych maszyn silnikami?

Ponieważ 28 kwietnia Hitler wygłosił znane przemówienie w Reichstagu — od tego dnia trzeba się było liczyć z możliwością agresji. Logiczne więc było przeprowadzenie prób z P-11 wyposażonym w silnik Merkury VIII już w maju, a następnie pospieszne zamontowanie tych silników we wszystkich P-11 c. Ponieważ byłaby to wymiana jednej odmiany silnika Merkury na inną, same płatowce wymagałyby niezbyt dużych adaptacji, ułatwionych i przez to, że większość myśliwców P-11 zeszła z taśm montażowych w latach 1936—37, były to więc samoloty w sensie fizycznym względnie nowe. W pełni możliwe byłoby wówczas uzupełnienie uzbrojenia wszystkich myśliwców do 4 k.m. i wyposażenie każdej maszyny w radiostację. Tak wyposażone P-11 c nie ustępowałyby w praktyce Kobuzom, a przeróbka była możliwa w ciągu lata 1939 r.

Inny problem to możliwości posiadania przez nasze lotnictwo niewielkiej przynajmniej liczby myśliwców PZL P-24, przez zatrzymanie partii maszyn przeznaczonych dla Bułgarii. Po zakończeniu serii dla Bułgarii należało kontynuować produkcję P-24, dostosowując ewentualnie te myśliwce do silników, jakimi dysponowano w kraju — Bristol Pegaz XX czy GR Mars. Za cenę rezygnacji z Sumów i Mew można było w takim wypadku uzyskać pewną liczbę maszyn bądź co bądź nowocześniejszych od P-7 i P-11a. Należało już w maju przestawić przemysł lotniczy na produkcję kilkuzmianową; do przestawienia tego — jak wiemy — w ogóle nie doszło.

mgr Zygmunt Haszczyk — Koszalin

Przyp. Red. W 1939 r. był sformowany w Małaszewiczach XX Dyon Bombowy Łosi (221 i 222 eskadra) pod dowództwem mjr Franciszka Ratajczaka, lecz samoloty te nie zostały uzbrojone, choć k.m. leżały w Centralnej Składnicy Lotniczej w Dęblinie.

Jeszcze o Jastrzębiu

Rysunki i wymiary samolotu myśliwskiego PZL P-50 Jastrzęb zamieszczone w artykule J. Cynka w TLiA nr 277 znacznie się różnią od opublikowanych w książce A. Glassa „Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939”. Czy rysunki w TLiA można uznać za prawidłowe?

W. — Warszawa

Niewątpliwie ogólne kształty samolotu Jastrzęb zostały prawidłowo odtworzone przez B. Klepackiego i J. Cynka (*TLiA* nr 277). Rzeczywiście skrzydła Jastrzębia miały obrys bardzo zbliżony do obrysu skrzydeł Wilka. Natomiast niektóre zachowane szkice wskazują na to, iż usterzenie Jastrzębia było bardziej podobne do usterzenia P-24, zaś tył kadłuba Jastrzębia nie był aż tak wiele szerszy od tyłu kadłuba P-24, jak to pokazują wszystkie dotychczas publikowane rekonstrukcje rysunków Jastrzębia. Natomiast największe wątpliwości budzi sprawa rozpiętości. Według zachowanych dokumentów Jastrzęb miał obciążenie powierzchni 152 kg/m², zaś masę całkowitą 2400 kg. Jeśli to obciążenie odpowiada tej masie to otrzymujemy, iż powierzchnia nośna wynosiła 15,8 m², co podaje J. Cynk, który przyjmuje, że rozpiętość wynosiła 10,7 m (podobnie jak w P-24). Dokonanie pomiarów powierzchni z rysunków w jego artykule daje jednak powierzchnię 20,3 m² (nb. Wilk miał rozpiętość 11 m i powierzchnię 20,4 m²). Wynika z tego, iż rozpiętość przyjęta przez J. Cynka jest za duża. Jeśli przyjąć, że obliczenie powierzchni wg dokumentów jest prawidłowe, to rozpiętość Jastrzębia winna być zmniejszona do 9,7 lub 10 m. (ag)

Urządzenia na podwoziu samochodowym do klimatyzowania samolotów na lotnisku

Brytyjska firma Normalair-Garrett Ltd. (należąca do Westland Aircraft Group) opracowała montowane na podwoziu samochodowym urządzenie do klimatyzowania podczas postoju na ziemi kabin samolotów i śmigłowców, a także poduszkowców o masie do 6000 kg, co czyni zbędnym uruchamianie silników czy pomocniczych agregatów pokładowych. Urządzenie to — noszące oznaczenie 5106K — jest dotychczas jedynym ruchomym źródłem powietrza do obsługi małych samolotów, przy czym przewiduje się jego zastosowanie również do klimatyzacji szpitali polowych i magazynów. Może być zabudowane na podwoziu Ford (na zdjęciu) lub Bedford oraz na przyczepie.

Wydajność chłodnicza urządzenia wynosi 20,4 kW w temperaturze otoczenia do 40°C i przy względnej wilgotności powietrza 51%, co oznacza, że urządzenie dostarcza 15,87 kg/min suchego powietrza o temperaturze 10°C w wymienionych wyżej warunkach. Zawartość wilgoci w dostarczonym powietrzu nie przekracza 7 g wody na 1 kg suchego powietrza. Parametry te otrzymuje się na końcu rękawa łączącego urządzenie z samolotem. Temperatura powietrza 10°C może być utrzymana w szerokim zakresie temperatury i wilgotności otoczenia. Pełny efekt chłodniczy jest zapewniony w ciągu 4 h w warunkach całkowitego nasłonecznienia. Na życzenie mogą być wbudowane do urządzenia agregaty podgrzewające i „perfumujące” powietrze.

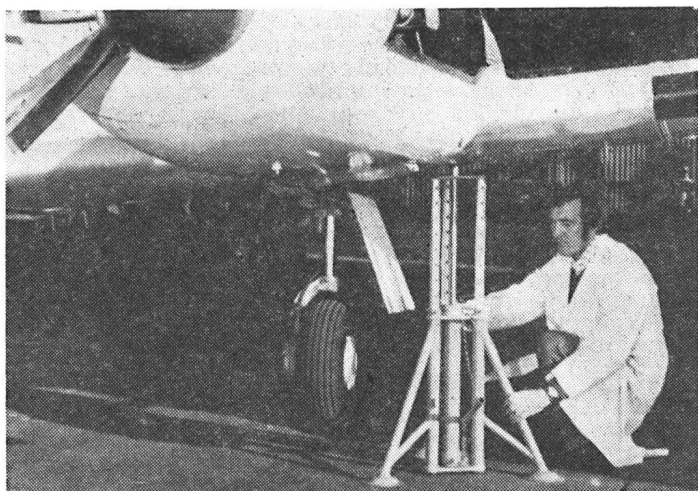


Wymiary jednostki: na podwoziu Ford — długość 5,13 m, szerokość 2 m, wysokość 1,96 m; na podwoziu Bedford — długość 4,7 m, szerokość 2,23 m, wysokość 2,1 m. Kabina kierowcy jest klimatyzowana.

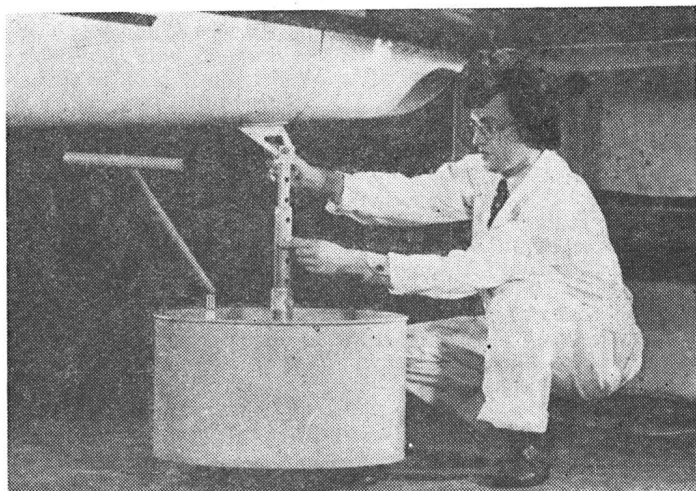
Hydrauliczny podnośnik do lekkich samolotów

Firma Winship Technical Exports Ltd. (W. Brytania) skonstruowała hydrauliczny podnośnik o udźwigu 1500 kg przeznaczony do samolotów o masie do 3000 kg (para podnośników), takich jak Cherokee, Comanche, Aztec i Seneca oraz samoloty Cessna. Wykonany ze stalowych rur podnośnik jest lekki i łatwy w obsłudze, a dzięki trójnożnemu

podnośnik bez uszkodzenia masę 5×1500 kg. Najmniejsza wysokość podnoszenia — 59,6 mm — pozwala na wymianę koła nawet przy braku ciśnienia w oponie; pełna wysokość podnoszenia, wynosząca 1080 mm, umożliwia po zastosowaniu 300 mm końcówki przedłużającej podniesienie samolotu o wysoko zamocowanych skrzydłach, jak np. Navajo.



układowi wykazuje bardzo dużą stateczność. Po podniesieniu samolotu rozwidlony sworzень blokuje trzy teleskopowe kolumny podnośnika na jednej z 10 wysokości blokowania — na wypadek spadku ciśnienia w podnośniku. Współczynnik bezpieczeństwa podnośnika wynosi 5, tzn. może on



W celu utrzymania ogona samolotu na stałej wysokości stosuje się prosty wspornik — uchwyt. Ma on teleskopową kolumnę wysuwaną w zakresie od 500 do 1220 mm i blokową za pomocą sworznia; kolumna jest zamocowana w wypełnionej betonem podstawie.

Prof. dr inż. Kazimierz Wolski

(1887–1978)



Wielu pracowników lotnictwa doskonale pamięta osobę profesora Kazimierza Wolskiego, długoletniego pracownika Instytutu Lotnictwa, wybitnego naukowca i konstruktora, związanego od 1915 r. z przemysłem lotniczym. Niektórzy zetknęli się z nim już w czasie studiów na Politechnice Warszawskiej, inni zaś pamiętają go z kontaktów zawodowych w czasie jego pracy w Instytucie. Tym, którzy nie mieli okazji poznać bliżej Profesora, pragniemy przedstawić jego sylwetkę.

Prof. Kazimierz Wolski urodził się 2 września 1887 r. w Mińsku Mazowieckim. Szkołę Realną ukończył w Warszawie, gdzie też rozpoczął studia w Szkole Wawelberga i Rotwanda. W 1910 r. wyjechał do Belgii, gdzie początkowo studiował na Uniwersytecie w Liège na wydziale matematycznym, a następnie na Politechnice w Mons na wydziale mechanicznym. Po wybuchu I wojny światowej wrócił do kraju, skąd w 1915 r. wyjechał do Moskwy. W Moskwie pracował od roku 1915 do roku 1917 w wytwórni lotniczej Dux jako obliczeniowiec i konstruktor, współpracując ze znanymi rosyjskimi konstruktorami — A. Tupolewem i I. Niesterowem. Od października 1917 r. pracował w Głównym Urzędzie Wozdusznowo Flota w Moskwie, do roku 1918, kiedy to wrócił do Polski i podjął pracę w powstającym polskim lotnictwie.

W kraju rozpoczął w 1919 r. pracę jako referent silnikowy w dziale naukowo-technicznym przy Sekcji Żeglugi Nawietrznej, a następnie w Departamencie Żeglugi Powietrznej M.S. Wojskowych. Dział ten był zaczątkiem późniejszego Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa. W latach 1921—1926 w Wojskowej Centrali Badań Lotniczych Kazimierz Wolski pełnił funkcje kierownika laboratorium wytrzymałości. Po powstaniu w 1926 r. IBTL zorganizował dział badań elementów i zespołów silnikowych, w którego laboratorium zostały podjęte badania zmęczeniowe, badania zużycia i korozji oraz drgań. W IBTL w okresie 1926—1939 pełnił funkcje kierownika działu technologii, prowadząc szereg prac naukowych i konstrukcyjnych. Z ciekawszych prac konstrukcyjnych warto przypomnieć konstrukcję polowego hangaru lotniczego. Projekt konstrukcji opracowany i przedstawiony przez prof. K. Wolskiego zdobył I miejsce na konkursie rozpisany przez ówczesne władze wojsk lotniczych. Konstrukcja została opatentowana i doczekała się licznych realizacji (do roku 1939 wykonano w Polsce przeszło 500 połowych hangarów wg konstrukcji prof. Wolskiego, o stalowym szkielecie i brezentowym pokryciu). W 1931 r. Kazimierz Wolski, na podstawie studiów zagranicznych i zdanych egzaminów na Politechnice Warszawskiej, uzyskał dyplom inżyniera mechanika.

Z wybuchem II wojny światowej na rozkaz władz wojskowych zostaje ewakuowany przez Rumunię do Francji, gdzie do jej upadku pracuje w wytwórni Société Nationale de Constructions Aéronautiques w Argenteuil pod Paryżem. Okres od czerwca 1940 r. do końca wojny spędza we Francji, pracując naukowo nad sformulowaniem i rozwinięciem wcześniej rozpoczętych prac oraz pracując społecznie w schroniskach dla Polaków. W tym okresie przygotował takie prace, jak: kinetyka wyższych pochodnych, nowa teoria kół zębatach skośnych, nowy typ dyferencjału, przyczynek do teorii tarcia ślizgowego, analiza dynamicznego tłumienia drgań wału silnika gwiazdowego z reduktorem, wyznaczanie drgań układów metodą analogii elektro-mechanicznej oraz liczb zespolonych.

W lutym 1946 r. Kazimierz Wolski wrócił do kraju i natychmiast zgłosił się do Centralnego Zarządu Przemysłu Zbrojeniowego Ministerstwa Przemysłu, deklarując gotowość podjęcia pracy. Od 1 kwietnia 1946 r. rozpoczął pracę w ówczesnym Instytucie Technicznym Lotnictwa w charakterze kierownika laboratorium. Oczywiście, laboratorium należało

najpierw zorganizować i to było pierwszym jego zadaniem. W owych latach wyposażenie laboratorium uzyskiwało się albo z rewindykacji wojennych (wymagało to podróży i wyszukiwania na terenie Ziemi Odzyskanych i Niemiec odpowiednich urządzeń), albo trzeba je było budować własnymi siłami. I tutaj zdolności konstrukcyjne oraz umiejętności praktycznego stosowania wiedzy prof. Wolskiego przyniosły piękne rezultaty. W Oddziale Dynamiki, w który przekształciło się laboratorium, powstały stoiska do pierwszych prób zmęczeniowych odcinków dźwigarów łopat licencyjnego śmigłowca. Skonstruowano i wypróbowano mechaniczne wzbudniki siły i momentu, służące do wzbudzania drgań i realizacji obciążeń zmiennych w czasie prób wytrzymałościowych. Równoległe prof. Wolski podejmuje się skonstruowania komory stratosferycznej dla Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich, o gabarytach największych w owym czasie w Europie. Z zadania wywiązuje się chlubnie, komora została wykonana i uruchomiona, służy bodaj do dziś, w swoim czasie zdobyła uznanie zagranicznych ekspertów. Obok działalności konstruktorskiej prof. Wolski nie zaniedbuje pracy naukowej, którą łączy z pracą dydaktyczną.

Od lutego 1947 r. rozpoczyna pracę na Politechnice Warszawskiej, na stanowisku zastępcy profesora. W maju 1948 r. otrzymuje stopień doktora nauk technicznych na Politechnice Gdańskiej, po obronie rozprawy pt. *Analiza tłumienia dynamicznego drgań wału silnika dwugwiazdowego*. Promotorem pracy był prof. M. T. Huber. Od 1951 r. objął kierownictwo Katedry Mechaniki Ogólnej na Wydziale Mechanicznym Konstrukcyjnym PW, a w 1955 r. został mianowany profesorem nadzwyczajnym. W 1960 r. prof. Kazimierz Wolski odszedł na emeryturę z Politechniki Warszawskiej, ale nadal pracował w Instytucie Lotnictwa. Był to akurat czas, gdy w Instytucie zakończono montaż i przystąpiono do pierwszych prób wagi aerodynamicznej dużego tunelu, skonstruowanej wg założeń i pomysłu prof. Wolskiego.

Dorobek prof. Kazimierza Wolskiego obejmuje około 40 pozycji i zawiera wiele oryginalnych prac oraz skryptów uczelnianych nt. mechaniki ogólnej, teorii drgań i teorii mechanizmów. Bardzo ciekawe są prace dotyczące punktowego charakteru kontaktu w przekładniach zębatych o zębach skośnych. W pracy tej autor dowodził, że w przekładniach o zębach skośnych występuje punktowy styk zębów (ściśle rzecz biorąc, kontakt w bardzo niewielkiej strefie), co pośrednio potwierdza wysoka sprawność tego typu przekładni i charakter zużycia powierzchni zębów. Wnioski te i propozycje autora zmierzały do bardzo istotnej zmiany konstrukcji zębów skośnych (znaczące obniżenie wysokości zęba), co w konsekwencji prowadziłoby do możliwości zastosowania nowej technologii wytwarzania. Niestety, do dzisiaj teoria ta nie została sprawdzona konstrukcyjnie ani badawczo. Oryginalna jest również idea użycia punktów kinematycznych przy analizie dynamicznej układu materialnego, a w szczególności w analizie drgań i wyważania układów mas drgających.

Już po odejściu na emeryturę z Politechniki Warszawskiej, Profesor jeszcze przez długie lata brał czynny udział w pracach Instytutu Lotnictwa, początkowo pracując na półetacie, a następnie zachowując stanowisko doradcy i konsultanta. Zawsze chętnie służył swoim doświadczeniem, niejednokrotnie jego oryginalne pomysły pomagały rozwiązać trudne problemy związane z badaniem i analizą dynamiki konstrukcji lotniczych. Z Instytutu odszedł ostatecznie na zasłużony odpoczynek w lipcu 1971 r., żegnany przez Dyrektora i współpracowników.

Kończąc ten krótki artykuł, chciałbym jeszcze wspomnieć o osobowości prof. Kazimierza Wolskiego, człowieka skromnego, o dużym uroku osobistym. Jest to sylwetka inżyniera-badacza, o dużych skłonnościach konstruktorskich, wychodzącego w swoich badaniach i dociekaniach z faktów doświadczalnych, stosującego przy tym ściśle metody naukowe.

W. Klepacki

Z zalem informujemy, że prof. Wolski zmarł 2 lutego br.

Konspiracyjne wydawnictwa lotnicze podczas okupacji

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W dotychczas opublikowanych bibliografiach książek i broszur wydanych konspiracyjnie podczas okupacji hitlerowskiej w Polsce, nie były podawane lotnicze wydawnictwa techniczne. W opracowaniu podano bibliografię wydawnictw konspiracyjnego Technicznego Instytutu Lotnictwa w Warszawie oraz batalionu Parasol.

W opracowanej w Instytucie Historii PAN przez Wł. Chojnackiego Bibliografii zwartych druków konspiracyjnych wydanych pod okupacją hitlerowską w latach 1939—1945 opublikowanej w 1970 r. — niemal zupełnie brak jest wydawnictw lotniczych.

W bibliografii znajdujemy następujące pozycje:

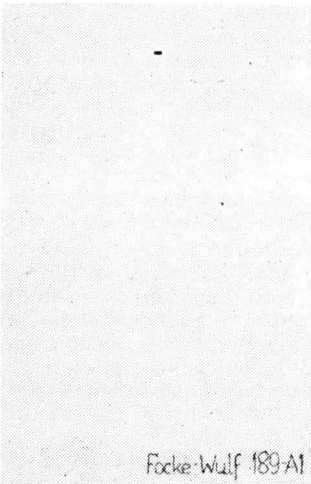
- 1 — Fiedler Arkady: *Dywizjon 303*. Warszawa, 2 wydania w 1942 r. w postaci odbitek fotograficznych z wydania londyńskiego i 3 wydania drukiem w 1943 r. oraz 2 wydania drukiem w 1944 r., w tym jedno wyd. w Kielcach.
- 2 — *Opowiadania lotnicze*. Pińczów, Juventus, marzec 1944, cm 21×15, s. 56, nlb. 1, powiel.
Cz. 1 *Opowiadania o wyczynach polskich lotników podczas wojny* (m. in. fragmenty *Dywizjonu 303*).
Cz. 2 *Fachowe zagadnienia lotnicze*.
- 3 — Runiewicz Szczepan (pseud.): *Awiatyzacja świata i jej wpływ na podstawy strategii, polityki i gospodarstwa*. Warszawa 1943, cm 22×15,5, s. 113, nlb. 3.
- 4 — *Wojna motorów*. Warszawa kwiecień 1942, cm 19,5 × 14,5, s. 27, nlb. 1 (Rozważania o lotnictwie i wojsku pancernym w Polsce).
- 5 — Instrukcja broni lotniczej. Warszawa ok. 1943, cm 13,6×10, s. 49, nlb. 1, rys. 34 w postaci odbitek fotogr.

Tymczasem prócz tych pozycji były dwa cykle lotniczych wydawnictw fachowych, wydawanych do celów szkoleniowych.

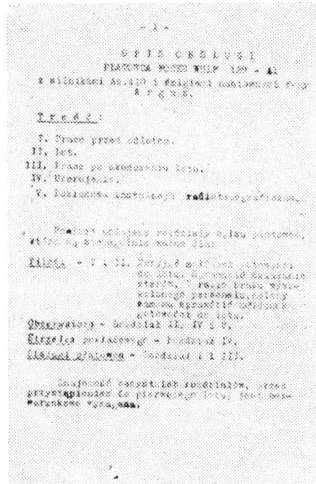
Pierwszą komórką realizującą wydawnictwa fachowe był tzw. konspiracyjny Instytut Techniczny Lotnictwa, pracujący na potrzeby Wydziału Lotniczego Komendy Głównej AK. Były to przeważnie tłumaczenia niemieckich instrukcji oraz podręczniki techniczne, opracowane przez ok. 16 inżynierów i studentów lotniczych współpracujących z organizatorami tej działalności. Wydawnictwa te były powielane w nakładzie rzędu 100 egz. Duża część nakładów została zabrana przez Niemców podczas aresztowania kolportera S. Sokolowskiego (rozstrzelany w 1944 r.).

- 1 — *Śmigła lotnicze. Budowa i działanie*. [Opracowanie kompilacyjne na podstawie wydawnictw amerykańskich i niemieckich] Warszawa 1941, rys. 100, światłokopia, nakł 4 egz.

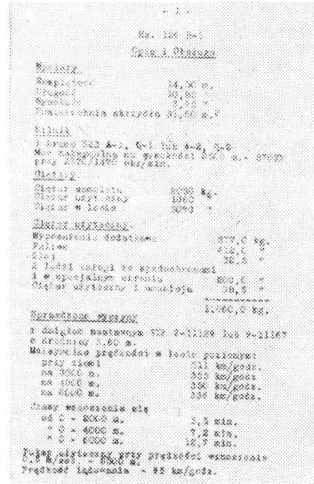
- 2 — *Obsługa silników lotniczych*. [Tłum. z niem. Ulsman: Flugmotoren] Warszawa 1942, s. 120, maszynopis z rys. na światłokopii.
- 3 — *Obsługa samolotu. Karta bezpieczeństwa I, II, III* [podtyt. cz. III] *Startowa obsługa szybowców*. Warszawa ok. 1942, cm 23×16, s. 152—158, 231—238, 392—393, rys. 19, odbitka światłoczuła z 3 numerów miesięcznika *Mechanik Lotniczy* z 1939 r.
- 4 — *Opis i instrukcja obsługi płatowca Ju 87. A i B*. [Tłum. z niem.] Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5, s. 94, nlb. 2, rys. 12 w postaci odbitek fotogr.
- 5 — *Opis obsługi płatowca Focke Wulf 189-A1*. [Tłum. z niem.] Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5, s. 36, nlb. 2, rys. 16 w postaci odbitek fotogr.
- 6 — *Obsługa silników lotniczych*. [Tłum. z niem. Böhne: Flugmotoren]. Warszawa 1943, s. 90, maszynopis z rys. na światłokopii.
- 7 — *He-111*. [Opis samolotu. Tłum. z niem.] Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5, s. 72, nlb. 2, tabl. 1, rys. 1, powiel., rys. 5 fotogr.
- 8 — *Hs 126 B-1. Opis i obsługa* [Instrukcja samolotu. Tłum. z niem.] Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5, s. 34, nlb. 2.
- 9 — *Ju 88 A, C i D*. [Opis samolotu. Tłum. z niem.] Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5.
- 10 — *Śmigło nastawne Hydromatic*. Warszawa ok. 1943, cm 21×14,5, s. 94, nlb. 2.
- 11 — Wegener H.: *Budowa płatowców*. [Tłum. z wyd. 1 z 1941, Fachkunde für Metallflugzeugbauer] Warszawa wrzesień 1943, cm 29×21, światłokopia.
- 12 — *Słownik techniczny*. Warszawa Okęcie. ok. 1943, cm 21×14. (cz. 1) *Polsko-Angielski* s. 39, nlb. 1, powielone. (cz. 2) *Angielsko-Polski* s. 43, nlb. 1, powielone. *Angielsko-Polski* (cz. dodatkowa, skróty używane w nomenklaturze lotniczej, silniki i płatowce) s. 21, nlb. 1, powiel.
- 13 — *Materiały lotnicze* [Tłum. z niem. Liebeg: Werkstoffkunde] Warszawa 1944, s. 140, maszynopis z rys. na światłokopii.
- 14 — *Slusarstwo lotnicze*. [Tłum. fragmentu z niem. 1000 Fragen] Warszawa 1944, maszynopis.
- 15 — *Kleinwächter. Silniki lotnicze i śmigła*. [Tłum. z niem.] Warszawa 1943, maszynopis z rys. na światłokopii.
- 16 — *Śmigła lotnicze. 69 terminów* [rozdział do słownika encyklopedycznego] Warszawa 1944.
- 17 — *Jumo 205. Opis silnika i obsługa*. [Tłum. z niem.] Warszawa 1943, powiel., rys. w postaci odbitek fotogr.
- 18 — *BMW VI. Opis silnika i obsługa*. [Tłum. z niem.] Warszawa 1943, powiel., rys. w postaci odbitek fotogr.
- 19 — *BMW 322 [Fafnir] Opis silnika i obsługa*. [Tłum. z



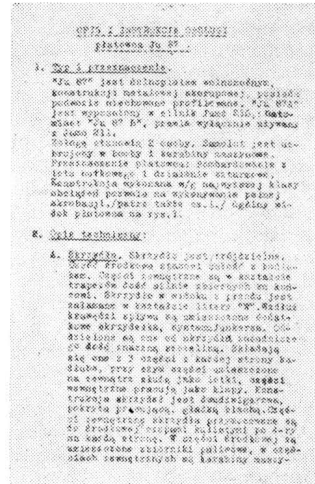
Rys. 1. Strona tytułowa *Opisu obsługi płatowca Focke-Wulf 189-A1*



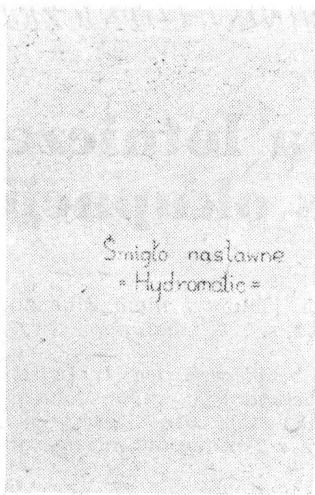
Rys. 2. Pierwsza strona *Opisu obsługi płatowca Focke-Wulf 189-A1*



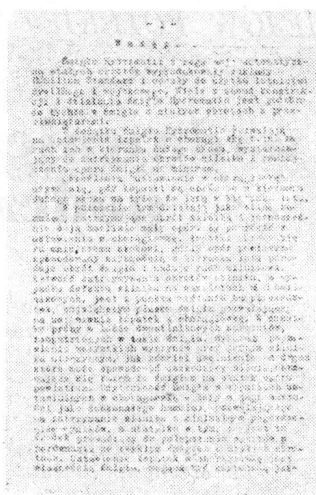
Rys. 3. Pierwsza strona instrukcji samolotu *Hs-126 B-1. Opis i obsługa*



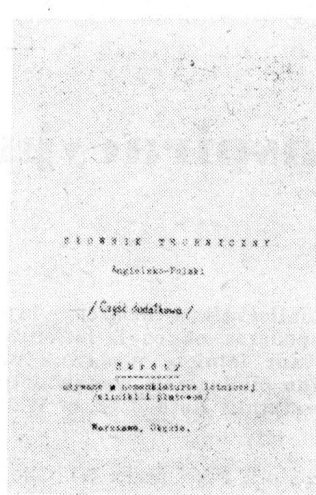
Rys. 4. Pierwsza strona *Opisu i instrukcji obsługi płatowca Ju-87*



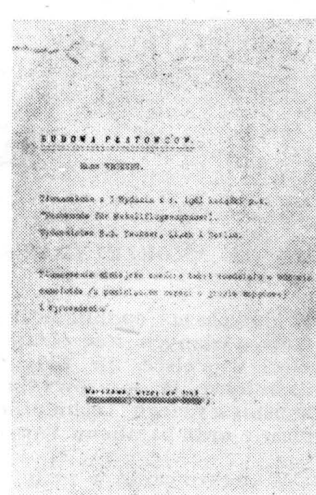
Rys. 5. Strona tytułowa wydawnictwa *Smigło nastawne Hydromatic*



Rys. 6. Pierwsza strona wydawnictwa *Smigło nastawne Hydromatic*



Rys. 7. Strona tytułowa *Słownika technicznego angielsko-polskiego (część dodatkowa)*



Rys. 8. Strona tytułowa *Budowy płatowców* H. Wegenera

niem.] Warszawa 1943, powiel., rys. w postaci odbitek fotogr.

W drugiej połowie lutego 1944 r. harcowski Batalion Strzelców Spadochronowych Parasol rozpoczął szkolenie spadochronowe. Wykłady prowadził instr. Romuald Flach. Podczas szkolenia we własnym zakresie zostały opracowane i ilustrowane skrypty (inf. wg T. Malinowski: *Spadochrony*. Warszawa 1963).

- 1 — *Historia spadochroniarstwa*. Warszawa 1944.
- 2 — *Sport spadochronowy*. Warszawa 1944.
- 3 — *Organizacja oddziałów spadochronowych*. Warszawa 1944.
- 4 — *Broń i sprzęt przydzielony oddziałom strzelców spadochronowych*. Warszawa 1944.
- 5 — *Organizacja podjęcia rzutu*. Warszawa 1944.
- 6 — *Taktyka i użycie oddziałów spadochronowych — z przykładem*. Warszawa 1944.
- 7 — *Opanowanie lotniska przez batalion strzelców spadochronowych*. Warszawa 1944.

- 8 — *Psychologia strzelca spadochronowego*. Warszawa 1944.
- 9 — *Fizjologia skoku i higiena strzelca spadochronowego*. Warszawa 1944.
- 10 — *Zaprawa fizyczna strzelca spadochronowego*. Warszawa 1944.
- 11 — *Cwiczenia na przyrządach spadochronowych* (skoczenie, makieta samolotu, trapez ćwiczebny, musztra spadochronowa) Warszawa 1944.

Ponieważ tematem tego opracowania są druki zwarte (książki i broszury), nie jest w nim wymieniony miesięcznik lotniczy *Wzlot*, wydawany w latach 1943—1944 jako jedyne czasopismo konspiracyjne w okupowanej Europie.

P. S. Jako uzupełnienie można dodać, że wydawnictwa konspiracyjnego ITL-u opracowywali: Z. Brodzki, A. Dobraczyński, T. Jacórzynski, J. Koźniewski, T. Lewandowski, A. Maks (zginął w 1942 r.), S. Madejski, T. Mech, J. Paczowski, Pieciul pseud. Radecki (zginął w 1942 r.), S. Waciórski, A. Trzeciński i kilku innych.

POCZTA LOTNICZA

Radzieckie czasopisma lotnicze

Miesięcznik *Awiacja i Kosmonawtika* ukazuje się od 1918 r. i jest organem lotniczych sił zbrojnych ZSRR. Zawarte w nim artykuły poruszają więc głównie — zresztą w sposób zróżnicowany i interesujący — problemy lotnictwa wojskowego i tematykę wojenną. W rubryce *Lata, Ludzie, Bohaterskie czyny* zawarte są dokumentalne bądź sfabularyzowane relacje naocznych świadków i uczestników wydarzeń z okresu II wojny światowej. W innych artykułach można odnaleźć wojenne dzieje radzieckiego lotnictwa. Redakcja prowadzi także stałą rubrykę *Odpowiadamy na pytania czytelników* w postaci obszernych artykułów poruszających problemy, o które najczęściej pytają czytelnicy w listach. Redakcja zamieszcza ponadto informacje lotnicze i kosmiczne z zagranicy, zadania z matematyki czy z fizyki do rozwiązania, a także prowadzi kącik szachistów. Czasopismo przeznaczone jest w zasadzie dla czytelników zawodowo związanych z lotnictwem, ale każdy zainteresowany jego problemami znajdzie dla siebie coś interesującego.

Organ radzieckiego lotnictwa cywilnego — *Grażdanskaja Awiacja* — to bogato ilustrowany miesięcznik, ukazujący się od 1931 r. W czasopiśmie tym czytelnik może znaleźć rubrykę *Aeroflot*: kartki z historii — zawierającą dane techniczne i rysunki samolotów (np. An-26, Tu-124, Jak-40 i in.), relacje z osiągnięć w dziedzinie lotnictwa na terenie wszystkich republik Związku Radzieckiego, a także powie-

ści i opowiadania o różnorodnej tematyce. Każdy artykuł poprzedzony jest „stopką” z hasłem określającym jego treść, wobec czego czytelnik nie ma problemów z wyborem najbardziej interesujących go tematów. *Grażdanskaja Awiacja* jest czasopismem popularnym, przeznaczonym dla szerokiego kręgu czytelników.

Miesięcznik *Krylja Rodiny* ukazuje się od 1950 r. Można w nim przeczytać opisy niezwykłych zdarzeń z dziejów lotnictwa, znaleźć dane techniczne i zdjęcia doświadczalnych samolotów radzieckich z okresu II wojny światowej, np. Su-1, Su-3, I-185 i in., rubrykę *Zbuduj model*, a nawet wiersze poświęcone tematyce lotniczej. Czasopismo — organ radzieckiego stowarzyszenia sportu lotniczego (DOSAAF SSSR) — przeznaczone jest dla najszerszego kręgu czytelników.

Modelist — Konstruktor — to z kolei miesięcznik popularno-techniczny i modelarski, ukazujący się od 12 lat. Przeznaczony jest zarówno dla osób związanych z lotnictwem zawodowo, jak i dla hobbystów i amatorów-modelarzy. Zawiera artykuły poświęcone automatyce, elektronice, mechanizacji oraz opisy nowości technicznych wraz z rysunkami. Na podstawie zaleceń tego czasopisma można zbudować nie tylko model samolotu, samochodu czy statku, ale również lotnię i prosty szybowiec.

Ponadto we wszystkich wymienionych czasopismach zamieszczane są tytuły nowości księgarskich z dziedziny lotnictwa i kosmonautyki, zarówno naukowych jak i popularnych.

(mm)

WAŚKOWSKI W.

Militär-Schulflugzeuge mit dem Luftschraubenantrieb (II)

Luftschraubenflugzeuge spielen immerfort eine grosse Rolle in der Militärfliegerschulung der Welt. Im ersten Teil der Artikel wurden die angewandte Flugzeuge wie auch Prototype von Triebwerkleistung bis zum 156 kW beschrieben. Es wurde Postulate der Militärbenutzer über die Charakteristiken und Leistungen dieser Flugzeuge, wie auch Forderungenunterschiede der Aeroklubs und der Militärfliegerschulen für die Luftschrauben-Schul- und -Trainingsflugzeuge dargestellt.

BRODZKI Z.

Neue Luftschraube für die Agrarflugzeuge

Verlauf der mit dem britischen Herstellerwerk Dowty Rotol ausgeführten Untersuchungen über die neue R. 289 Luftschraube; ihre Leistungen die Eigenschaften der Standard-Zweiblattluftschraube überschreiten. Diese Luftschraube ist zu die Zusammenarbeit mit dem Triebwerk PZL-3S bestimmt — daher wurden einige Versuche in Polen ausgeführt.

STANISZEWSKI R.

Zukunft der elektronischen Ausrüstung für die Leicht-, Mehrzweck-, Agrar- und Schulkampfflugzeuge wie auch Hubschrauber (I)

Die Organisation der Flugsicherung. Es wurde ein Übersicht der angewandten und sich bearbeitenden radioelektronischen Funkverkehr- und Navigationsanlagen gegeben. Im zweiten Teil — wurden autonome Navigationssysteme und Entwicklungsrichtungen der Herstellungstechnik von den Funkverkehr- und Funkortungsanlagen besprochen.

DERKACZEW A.

Tribologische Untersuchungen beim Entwerfen der Luftfahrtbremsen

Die im Entwerfenprozess der Luftfahrtbremsen angewandte tribologische Untersuchungen umfassen: Laborversuche der zugänglichen Reibungsmaterialien in den stationären Bedingungen, Bremsmodell-Untersuchungen auf der Inertialmaschine, analytische Standprüfungen wie auch Betriebsprüfungen des Bremsprototyps am Flugzeug. Die Untersuchungsfolgerungen werden für die Bestimmung und eventuell Korrektur der Konstruktionsannahmen, und allererst für die geeignete Auswahl der Reibungsmaterialien benutzt.

RZECZYŃSKI B.

Modellkonzeption des Verkehrsflugplätzen-Systems in Polen

Eine Rolle der Luftfahrt in Verkehrssystem von Polen (unter Berücksichtigung der neuen Administrationstruktur). Es wurde minimale ökonomische Flugstreckenweite bestimmt im Vergleich mit den anderen europäischen Ländern. Es wurde ein Zustand und Entwicklungsperspektiven des Luftfahrtsystems von Polen analysiert.

LEWITOWICZ J., OSTAPKOWICZ M.

Untersuchungen der Lagerungsanlage des Luftfahrt-Turbintriebwerkes während der Dauerprüfung am Prüfstand.

Es wurde eine Beurteilungsmethode des technischen Zustand von den Elementen der Lagerungsanlage ohne Notwendigkeit ein Triebwerk zu demontieren dargestellt. (Untersuchung der chemischen Zusammensetzung von den Ölproben mittels der Röntgen-Fluoreszenzanalyse).

SZCZECIŃSKI J., OSTAPKOWICZ M.

Untersuchung der Bedingungen des Einsaugens von den Fremdkörpern in die Lufteintritten der TL-Triebwerke.

Es wurde ein Modell der ebenen Strömung vor der Lufteintritte von den verschiedenen Triebwerktypen, mit Berücksichtigung des Bodeneffektes analysiert (Kompressibilitäts- und Viskositätseinfluss wurde vernachlässigt). Es wurde die Erscheinung des Einsaugens der Fremdkörper mit den Triebwerken beschrieben.

GLASS A.

Verschwürungs-Luftfahrts herausgaben während der Okkupation

In den bisher publizierten Bibliografien von den während der hitle-rischen Okkupation in Polen verschwörig herausgegebenen Büchern und Broschüren wurden technische Luftfahrts herausgaben nicht berücksichtigt. In der Bearbeitung wurde die Herausgaben-Bibliografie des verschwürungs-technischen Luftfahrtsinstituts in Warszawa wie auch des „Parasol“ Bataillons gegeben.

WAŠKOWSKI W.

Военные винтовые учебные самолеты в дальнейшем играют важную роль в обучении военных летчиков (II)

В I части статьи описаны самолеты находящиеся в эксплуатации и прототипы с двигателями мощностью до 156 кв. а также показаны требования военно-воздушных сил относительно характеристик таких самолетов. Указаны различия между требованиями ВВС и аэроклубов относительно самолетов для первоначального обучения.

BRODZKI Z.

Новый винт для сельскохозяйственных самолетов

Описание исследований, проведенных британской компанией Дауты-Ротоль над новым винтом P289, который по своим параметрам превышает стандартный двухлопасточный винт. Винт предназначен м.пр. для движения PZL-3S, поэтому часть исследований выполнена в Польше.

STANISZEWSKI R.

Будущее электронного оборудования для легких, сельскохозяйственных а также учебно-боевых самолетов и вертолетов (I)

Организация воздушного движения. Обзор применяемых и находящихся в разработке бортовых радиоэлектронных приборов для связи и самолетовождения. Во второй части — системы автономной навигации и направления развития техники изготовления приборов для радиосвязи и радионавигации.

DERKACZEW A.

Трибологические исследования при проектировании самолетных тормозов

Трибологические исследования при проектировании самолетных тормозов включают лабораторные исследования фрикционных материалов, испытания модели тормоза на инерционном стенде, а также эксплуатационные испытания прототипа на самолете. Выводы используются для модификации конструкции тормоза и правильного подбора фрикционного материала.

RZECZYŃSKI B.

Концепция модели системы гражданских аэродромов в Польше

Роль авиации в транспортной системе страны (с учетом новой административной структуры ПНР). Определение минимального экономического расстояния перелета; сравнение с другими странами Европы. Анализ состояния перспектив развития системы воздушного сообщения Польши.

LEWITOWICZ J., OSTAPKOWICZ M.

Исследования подшипников авиационного ГТД во время длительного испытания на стенде

Метод оценки технического состояния элементов подшипников двигателя без его разработки (исследование химического состава масла путем рентгеновского флюоресцентного анализа).

SZCZECIŃSKI S., SZCZEPANIK R.

Исследования условий подсоса посторонних тел в воздухозаборники воздушно-реактивных двигателей

Анализ модели двухразмерного течения вблизи воздухозаборников разного типа двигателей, учитывающая влияние близости земли (без учета вязкости и сжимаемости газа). Описание явления подсоса посторонних тел двигателем.

GLASS A.

Подпольная авиационная литература во время оккупации в Польше

В опубликованных донные библиографических сводках книг и брошюр изданных в подполье во время гитлеровской оккупации в Польше не были указаны авиационные технические книги. В статье дана библиография подпольного Технического Института Авиации в Варшаве, а также батальона „Парасоль” подпольной польской армии.

**Nowe kierunki
działania.
Nowe szanse
handlowe.
Nowe rozwiązania
techniczne.
Na targach
w Hannoverze.**



**Targi
Hannoverskie '78**

od środy, 19. kwietnia do czwartku, 27. kwietnia



**Miedzynarodowa
Wystawa Lotnicza
Hannover 1978**

ILA'78 od 26. kwietnia do 4. maja · Port lotniczy Hannover

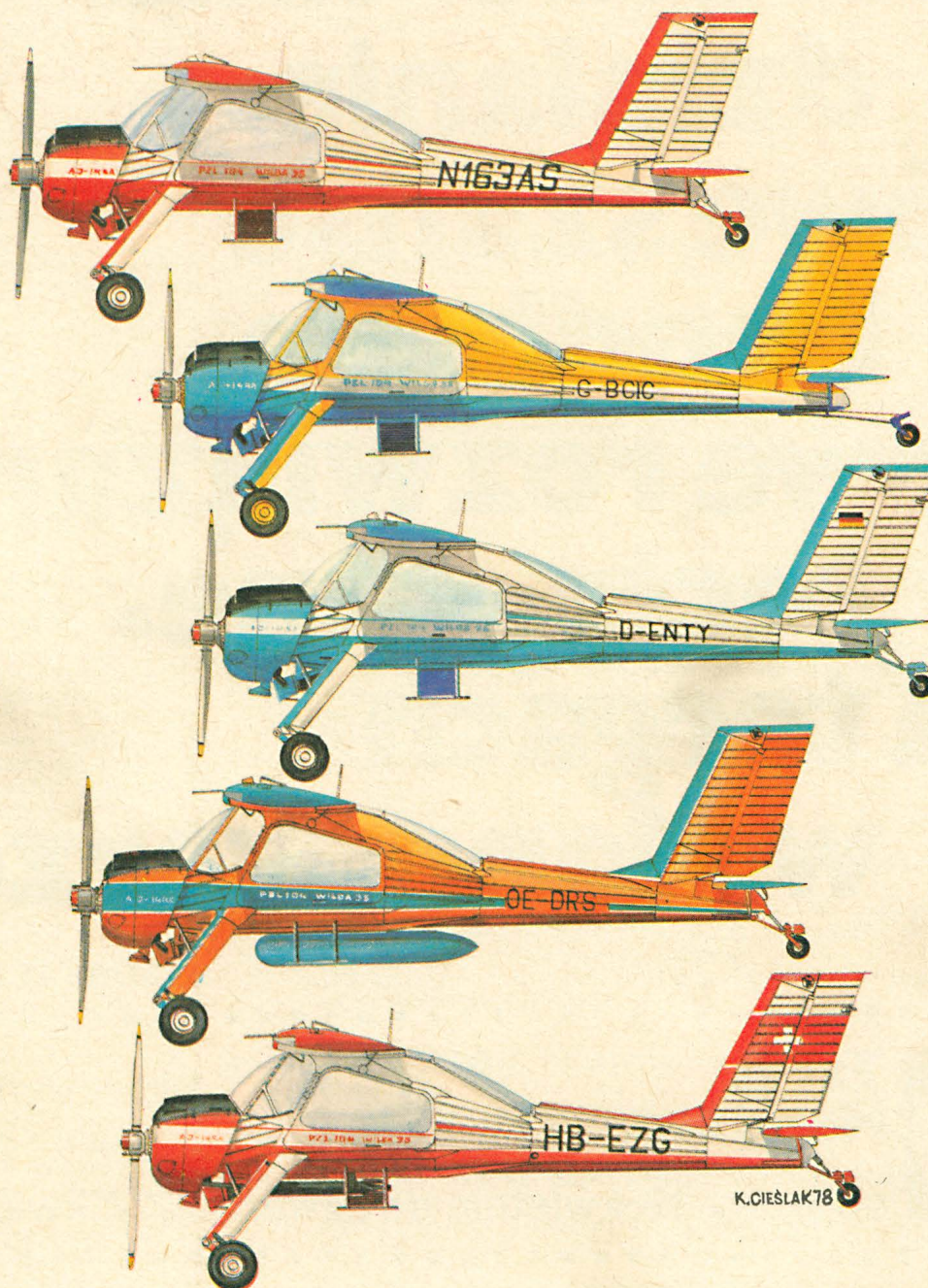
POLEXPO ul. Łopuszańska 38

02-232 Warszawa · ☎ 46.04.01-9

Telex: Porex PL 813633 · #Polexpo Warszawa

PZL-104 Wilga 35

Everywhere



Austria, Czechoslovakia, Bulgaria, Egypt, FGR, GDR, Great Britain, Hungary, Indonesia, Poland, Romania, Spain, Switzerland, Venesuela, USA, USSR

Manufacturer:

Centrum Naukowo-Produkcyjne
Samolotów Lekkich PZL - Warszawa
Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa, POLAND
Phone: 46-00-31
Telex: 814649



PEZETEL
POLAND

Exporter: PEZETEL

Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26,
00-950 Warszawa, POLAND
P. O. Box 371; Cable: Pezetel
Phone: 28-50-71; Telex: 813430