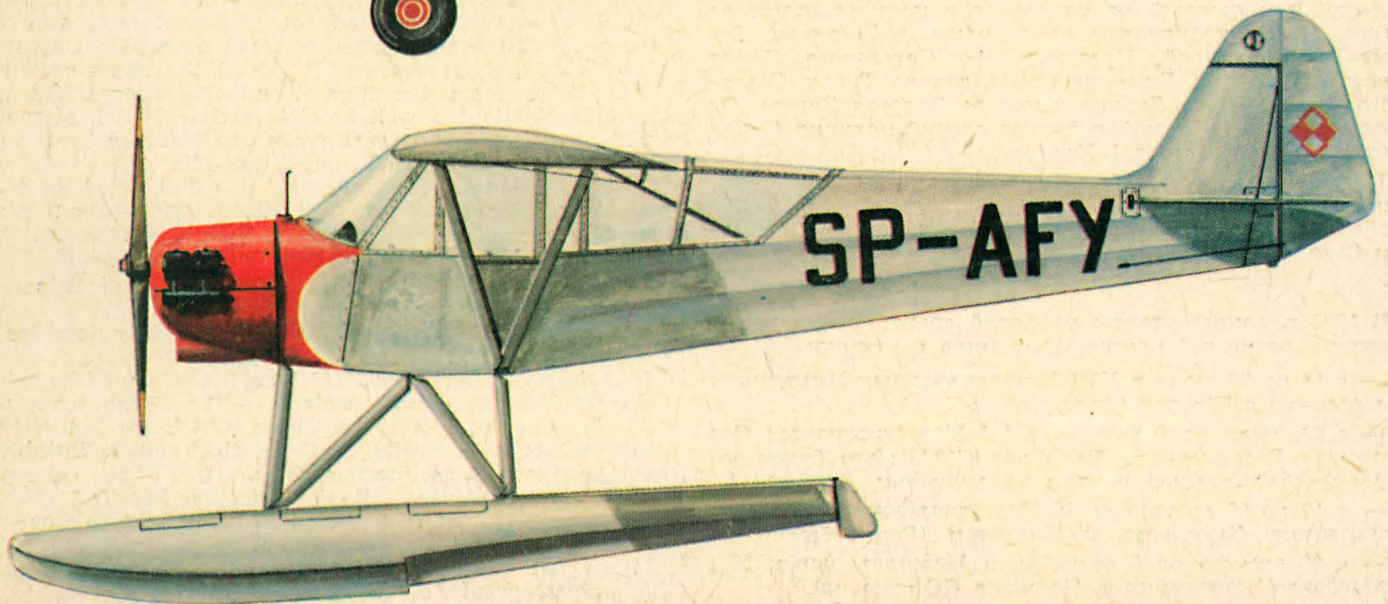
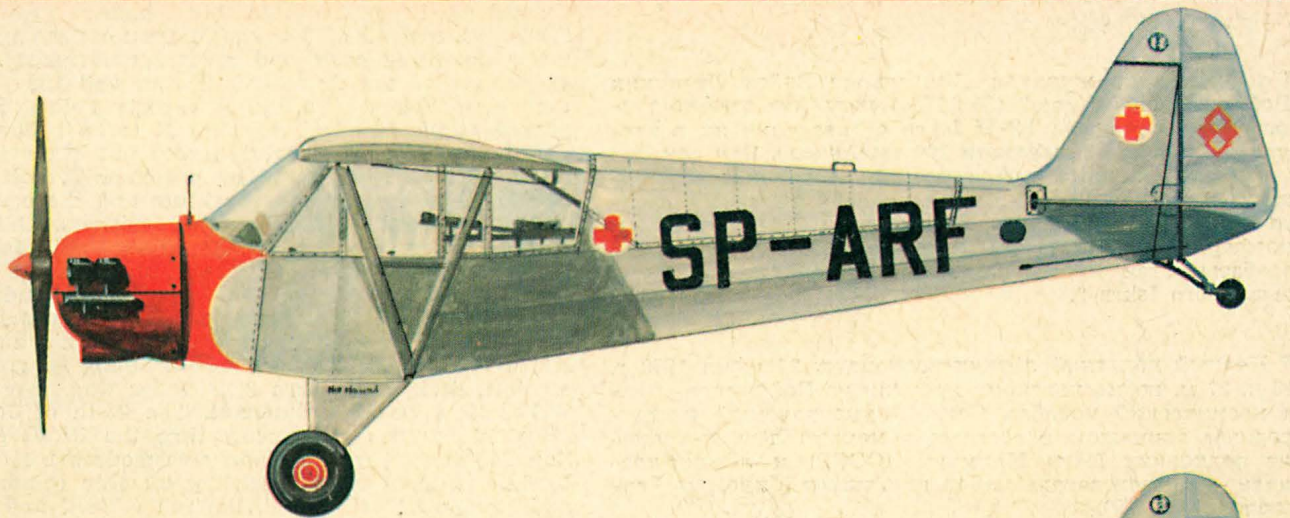


TECHNIKA

7'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-

ISSN 0040 - 1145



● В марте текущего года между ПНР и СССР был подписан протокол, определяющий порядок передачи Польше Советской стороной, производственной документации и системы организации производства пассажирского самолета **Ан-28, который будет строиться в ПНР согласно полученной лицензии.** Ан-28 является современным многоцелевым самолетом короткого взлета и посадки. Четырехлетние испытания проводимые в СССР привели к серьезным усовершенствованиям прототипов. Ан-28 заменит наиболее распространенный в мире самолет местного сообщения т.е. Ан-2, используемый на 75% воздушных линий СССР (3476 авиалиний). По сравнению с Ан-2 новый самолет Ан-28 отличается большей крейсерской скоростью (350 км/час вместо 200 км/час), большим комфортом, меньшими эксплуатационными расходами и большей универсальностью.

● По сообщению журнала „Пшеглбонд Войск Летничих и Войск Обороны Краю” (№ 8 1977) **польские учебно-тренировочные самолеты TS-II Iskra** от введения их в эксплуатацию (1964 г.) **вылетали 100 тыс. часов.** Эти самолеты, предназначенные для основного обучения и пилотажной тренировки отлично ведут себя во время среднего и высшего пилотажа, а также во время тяжелых атмосферных условий днем и ночью. В настоящее время разрабатывается проект нового тренировочного самолета, называемого Iskra-2.

● **Первый польский лётчик-космонавт.** 27 июня 1978 г. в 18 ч. 27 м. по московскому времени из Байканура взлетел космический корабль Союз-30 управляемый международным экипажем в составе: командир лётчик-космонавт полковник Пётр Климчук (СССР) и лётчик-космонавт — исследователь майор дип. пилот **Мирослав Германевский (ПНР).**

28 июня текущего года в 20 ч. 8 м. по московскому времени было проведено соединение корабля Союз-30 с космическим лабораторием Салют-6 соединением с кораблём Союз-29. На борту находился советский экипаж в составе Владимир Ковалёнок и Александр Иванченков. Дублёр майора Германевского второй кандидат в полёт в космос полковник дипломированный пилот Зенон Янковский стал консультантом управляющего полётом в Центре Управления Полётом. На борту космического лабораторий майор Германевский принимал участие в приготовлении II экспериментов и научных исследований. После восьми суток проведённых в космосе 5 июля в 13 часов 15 минут по московскому времени космический корабль Союз-30 отделился от корабля Салют-6 и в 16 ч. 50 м. экипаж приземлился на территории Советского Союза 300 км. на запад от города Цалиноград. Космонавты были перевезены на самолёте на Байконур где майор Германевский как каждый из космонавтов посадил памятное дерево. Потом космонавты отправились в Звёздный Городок под Москвой. Правительство Советского Союза присвоило майору Германевскому звание Героя Советского Союза, Орден Ленина и медаль Золотая Звезда. От Правительства ПНР майор Германевский получил Орден Грунвальдского Креста I Класса.

В апреле 1976 года майор Германевский стал командиром полка истребительной авиации а с декабря 1976 года пребывал в Центре Подготовлений Космонавтов в Звёздном Городке под Москвой.

● В 1978 г. репрезентанты польской спортивной авиации примут участие в 5 чемпионатах мира в именно:

— с 15 по 30 июля в **XVI Международных Планерных Состязаниях** в Шатору (Франция),

— с 28 июля по 6 августа в **III Международных Состязаниях Вертолетов**, в Витебске (СССР): это будет дебют польской группы в этом мероприятии,

— с 17 по 20 августа во **II Международных Гонимых Состязаниях Самолетов** в Ковентри (Великобритания),

— с 25 августа по 5 сентября в **Международных Парашютных Состязаниях** в Подроже (Югославия).

— с 25 августа по 7 сентября польские спортивные пилоты будут бороться в **Международных Состязаниях по Воздушной Акробатике** в Чешских Будеевицах.

● In the presence of Polish Minister of Metal Industry A. Kopeć, Polish Minister of Transport M. Zajfryd and Soviet Minister of Civil Aviation W. Bugayev, a **protocol was signed in March, defining the procedure of transferring documentation, know-how and production organization system for the An-28 passenger aircraft to the Polish party.** The aircraft is going to be built under licence in Poland. It is a modern multi-purpose STOL aircraft (required take-off distance up to 500—550 m, take-off run 180—200 m) adapted to operate from unimproved fields. Four-years tests conducted in the Soviet Union enabled the introduction of some important improvements compared with the prototypes. The An-28 is supposed to be the successor of the An-2 which has been the most widely used aircraft on local lines in the world; the An-2 is operating on 75% of all Soviet air lines (3476 lines). Compared with the An-2, the new aircraft is characterized by considerably higher cruising speed (350 km/h instead of 200 km/h), greater passenger comfort, lower operating costs and greater universality.

● Review of the Army Air Forces and the Air Defense Forces of Poland (No. 8/1977) reports Polish **TS-11 Iskra ground-attack and training aircraft** to have flown **100 thousand hours** since 1964 when it was put in service with the army. The aircraft design by professor T. Sołtyk, engines developed at the Aviation Institute and the equipment are the work of Polish scientists and engineers. This aircraft is used for primary and advanced pilot training. **Iskra belongs to the world forefront of this aircraft class.**

On that aircraft Andrzej Ablańowicz and Ludwik Natkanić broke 4 world altitude and speed record in Category C-1D (weight up to 3000 kg), Group 1, achieving 839 km/h. At present, a project of a new training — ground-attack aircraft, designated Iskra 2, is under way.

● **The first Polish Cosmonaut.** The 27-th of June 1978 at 18 h. 27 minutes of Moscow time the USSR cosmic ship Sojuz-30 started from Bajkonur cosmodrome. It was piloted by international crew consisting of: ship commander pilot and cosmonut col. Piotr Klimczuk (USSR) and cosmos research worker **dipl. maj. pil. Mirosław Hermaszewski (Poland).**

The 28-th of June this year at 20,30 of Moscow time the Sojuz-30 ship was connected with orbital cosmic laboratory that is joined together with Sojuz-29 ship. On the board of this aggregate was the Soviet crew: Władymir Kowalónok and Aleksander Iwanczenkow. The second Polish candidate as cosmonaut and simultaneously maj. Hermaszewski doubler, dipl. col. pil. Zenon Jankowski became the flight manager consultant in Flight Management Center. On the board of cosmic laboratory maj. Hermaszewski participated in 11 experiments and scientific researches preparation. After eight days stay in Cocmos, the 5-th of July this year at 13,15 of Moscow time the cosmic ship Sojuz-30 disjoined from Sojuz 6 and at 16,30 the crew returned to earth inside the capsule with the parachute. They landed on the USSR territory 300 km on west from Calinogród-city. The cosmonauts were transported with aircraft to Bajkonur, where maj. Hermaszewski pdanted the memorial tree, as every cosmonaut. Then the cosmonauts passe to Star City near Moscow. Maj. Hermaszewski obtained the name of Soviet Sojuz Heres from the highest authorities of USSR and Lenin Distinction as well as Golden Star Medal. Moreover he obtained the I class Distinction of Grunwald Cross from State Council of Polish People's Republic.

In april 1976 maj. Hermaszewski was designated the commander of Fighter Aviation Regiment OPK (Country Air Defence) and on december 1976 he was in Cosmonaut Training Center in Star City near Moscow.

● Representation of the Polish air sport will participate at the 5th world championships in 1978, vzi.:

— July 15—30: **XVIth World Gliding Championships** in Chateauroux (France),

— July 28 — August 6: **IIIrd World Helicopter Championships** in Vitebsk (Soviet Union) — the Polish team will make a debut at this show. Three well know Polish helicopter pilots — R. Kosiół, K. Pogorzelski and R. Witkowski, have been chosen as international umpires of the helicopter sport at a conference of FAI's Helicopter Division,

— August 17—20: **IInd World Aircraft Race** in Coventry (Great Britain),

— August 25 — September 5: **World Parachute Championships** at Podroże (Yugoslavia),

— August 25 — September 7: Polish representatives will compete at the **World Aircraft Championships in Aerobatics** in Czechoslovakian Budziejowice.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

Str.

A. Glass: Dziś projektowane samoloty będą na rynku za dziesięć lat	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy Włoch	4
W. Waśkowski: Lekkie samoloty STOL lokalnego transportu (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
J. Staszek: Problem wirów zaskrzydłowych (II)	12
NOWOŚCI TECHNICZNE: Samoloty ze skrzydełkami Whitcomba	16
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	16 i 36
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Obliczanie połączeń nitowych	17
KARTOTEKA TLIA: Eiri PIK-20E	19
Jakowlew Jak-50	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Narzędzia	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	24
Z. Brodzki: Współczesny rozwój aerodynamiki śmigła	25
J. Lunarski, E. Smagała: Przyspieszona ocena własności zmęczeniowych powierzchni walcowych	30
POCZTA LOTNICZA:	32
M. Ostapkowicz: Praca olejowych uszczelnień silników pierścieniowych w warunkach kawitacji (I)	33
Tadeusz Chyliński (1911—1978) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	36
A. Glass: Polskie wersje samolotu Piper Cub (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
PROTOTYPY: NDN-1 Firecracker	39
PROJEKTY: Saab B3LA	40
KSIĄŻKI LOTNICZE	40 i III okł.
Na okładce: Polskie odmiany samolotu L-4 Piper Cub (saniarna, rolnicza i wodna) — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Z-ca Sekretarza Redakcji:

Emilia Łazarewicz

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. Kołodziński, 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. 781/c/78. Nakład 4100 egz. Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” oraz Urzędy Pocztowe i doręczyciele.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1 S-8.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WASKOWSKI W.

Light STOL Aircraft of Local Transport

This is a presentation of the growth of using light STOL two-engined — piston and turbine — aircraft in local air transport in the world. Single types of light passenger/cargo STOL aircraft have been characterized with respect to their, use value, price and unit transport work versus their intended use.

STASZEK J.

Problem of wing trailing vortex (II)

In this paper the mechanics of the generation of wing trailing vortex and its development up to decline are presented. The vortex effect on airport traffic and on aircraft flying into the vortex area is discussed. Some methods of wing trailing vortex research and the possibilities of counteracting vortex detriment effects are shown. The conclusions concerning aircraft design and operation and further vortex investigations are given.

BRODZKI Z.

Today's Development of Propeller Aerodynamics

The article presents conclusions from the latest three-dimensional tests of the air flow around propeller, vortex core and vortex trace after the blade permitting more accurate computations of the propeller thrust. New propeller profiles and a new multi-blade propeller of sword-like blades are presented.

LUNARSKI J., SMAGAŁA E.

Accelerated Evaluation of the Fatigue Properties of Cylindrical Surfaces

In this article, a new shape of sample used in fatigue tests at resonance frequencies on electrodynamic vibrators is presented. The following are given: formulas and method of calculating sample sizes to obtain the desired frequency of proper vibration, auxiliary curves for conducting calculations and instructions how to conduct the testing. This considerably speeds up the fatigue tests in order to choose a better variant of treatment of surfaces of elements working under changing loads.

OSTAPKOWICZ M.

Operation of lantern glands of turbine engines in cavitation conditions (I)

In the lantern glands, like in many other fluid-flow machines, cavitation constitutes a serious hazard. This article describes the nature, causes, and effects of this phenomenon, as well as discusses methods of protecting against it the lantern glands of aircraft turbine engines.

GLASS A.

Polish Versions of Piper Cub Aircraft

The author presents modifications of the Piper L-4 Cub made in Poland after the Second World War. Minor modifications consisted in the use of a different engine model and additional fuel tanks, the major modifications gave new versions like the agricultural, ambulance and sea fitted with floats.



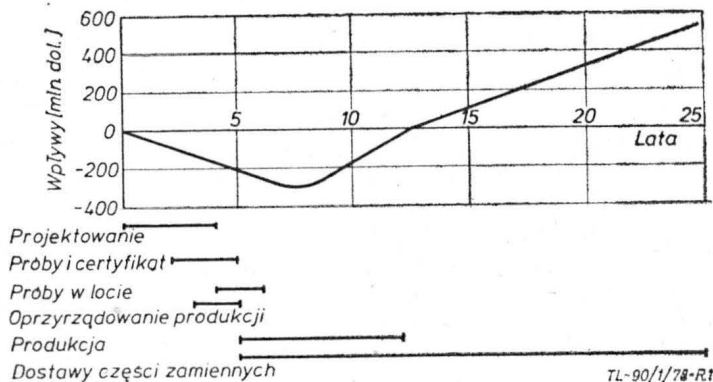
Dziś projektowane samoloty będą na rynku za dziesięć lat

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

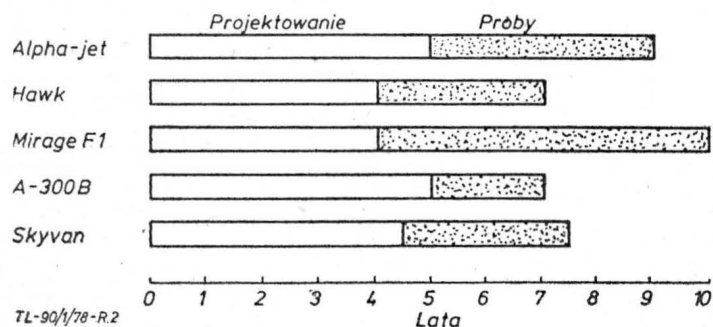
Doświadczenie ogólnowiatowe przemysłu lotniczego wykazuje, że w lotnictwie planowanie musi być prowadzone z 15-letnim wyprzedzeniem. I to nie tylko w produkcji lotniczej, lecz we wszystkich dziedzinach lotnictwa, gdyż rozwój wszystkich rodzajów działalności lotniczej opiera się na dostawach nowego sprzętu lotniczego. A planowanie produkcji nowych typów samolotów, śmigłowców, silników itp. właśnie wymaga tak dużego wyprzedzenia.

Na wstępie zapoznajmy się z cyklem rozwojowym sprzętu lotniczego. Składa się on z:

- rozpoznania potrzeb rynkowych i szans ich zaspokojenia,
- ustalenia koncepcji technicznej i warunków technicznych,
- optymalizacji projektu wstępnego,



Rys. 1. Nakłady i dochody w funkcji czasu rozwoju i produkcji silnika turbodrzutowego (wg *Astronautics and Aeronautics*, 7-8/1977)



Rys. 2. Okres projektowania i prób samolotów różnych kategorii

- konstrukcyjnego i technologicznego opracowania projektu,
- wykonania prototypów,
- przeprowadzenia prób prototypowych i usunięcia wad konstrukcji,
- uzyskania certyfikatu zdolności do użytkowania w locie,
- przygotowania produkcji,
- uruchomienia produkcji.

Powyższa działalność zajmuje przeciętnie osiem lat. Nie jest to jednak pełny techniczno-ekonomiczny cykl rozwoju produkcji wyrobu lotniczego. Całkowity czas jego trwania najlepiej można zbadać na przykładzie konkretnego rodzaju wyrobów lotniczych. Wg statystyki wytwórni General Electric dla silnika turbodrzutowego przedstawia się on następująco. Projektowanie zajmuje pięć lat, zaś próby dalsze dwa lata (rys. 1). Dostawy z produkcji seryjnej zaczynają się w siedem lat po rozpoczęciu prac nad silnikiem. Dobry silnik bez modyfikacji może być pięć lat w produkcji, zaś z modyfikacjami lat 15 i więcej. Natomiast zwrot nakładów, czyli pierwsze zyski, wytwórnia ma dopiero po 12-13 latach od rozpoczęcia prac. Zaś zasadniczy dochód daje produkcja części zamiennych i remonty, trwające przez następne 12 lat po zakończeniu produkcji silnika. Wynika z tego oczywisty wniosek, że przemysł lotniczy, aby dawać dochody, musi mieć następujące wciąż po sobie programy nowych wyrobów a planowanie ich obejmuje okresy o długości 15-25 lat.

Projektowanie samolotu (wraz z budową prototypów), w zależności od jego wielkości, trwa 3-5 lat, zaś próby i poprawki prototypów — dalsze 3-4 lata. Produkcja rozpoczyna się po 7-9 latach (rys. 2), a na duże dostawy można liczyć po 9-11 latach. Przy stałym modyfikowaniu samolotu i tworzeniu nowych wersji, udany typ może być w produkcji 10-20 lat, zaś produkcja części zamiennych i remonty mogą trwać dalsze 5-10 lat. Dla śmigłowca okres rozwoju i produkcji jest równie długi, a częstokroć dłuższy. Nowy typ szybowca, od projektu do produkcji powstaje w 3-4 lata, zaś odmiana w dwa lata.

Tak długi cykl rozwoju sprzętu lotniczego zmusza do planowania rozwoju lotnictwa z 15-letnim wyprzedzeniem. Dlatego dziś podjęte decyzje w sprawie nowych konstrukcji — uwarunkują postać lotnictwa lat dziewięćdziesiątych.

Aby podjąć optymalne decyzje w zakresie tworzenia nowych samolotów, śmigłowców i silników, trzeba wpiery stworzyć prognozę lotnictwa lat dziewięćdziesiątych. Trzeba oszacować zadania (przewozowe i inne) stojące przed tym lotnictwem, a w oparciu o te zadania określić potrzeby sprzętowe, czyli liczbę samolotów poszczególnych kategorii, plan rozwoju lotnisk i ich wyposażenia oraz potrzeby w zakresie szkolenia kadry i rozwoju szkolnictwa technicznego. Zestawienie możliwości realizacji całego programu rozwoju lotnictwa pozwalała na weryfikację realności zamówień na sprzęt latający.

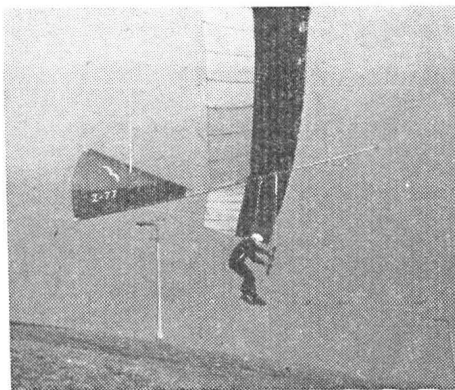


POLSKA

● Polskie Linie Lotnicze LOT uruchomiły dnia 14.11.1977 r. pierwszą linię towarową na trasie Warszawa — Frankfurt n/M. — Londyn. Na linii kursują samoloty An-12 i Il-18. Loty odbywają się raz w tygodniu — w poniedziałki. Frankfurt jest głównym punktem naszego eksportu. Port ten ma codziennie bezpośrednie połączenia z USA i Kanadą. Natomiast największa ilość importowanych towarów sprowadzanych tą drogą do Polski pochodzi z Londynu. Zapoczątkowanie nowej linii transportu lotniczego stanowi cenną inicjatywę. Lotniczy transport towarów z Polski i do Polski wciąż wzrasta, a zapotrzebowanie nań wykazuje tendencję rozwojową. Dotychczas większość towarów eksportowanych z Polski oraz importowanych transportowali zagraniczni przewoźnicy lotniczy.

● W obecności ministrów Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej — Przemysłu Maszynowego A. Kopcia i Komunikacji M. Zajfryda oraz ministra Lotnictwa Cywilnego ZSRR — W. Bugajewa został w marcu br. podpisany protokół określający tryb przekazania Stronie polskiej przez Stronę radziecką dokumentacji, knowhow oraz systemu organizacji produkcji pasażerskiego samolotu An-28, który będzie budowany w PRL na zasadzie licencji. An-28 jest nowoczesnym wielozadaniowym samolotem krótkiego startu i lądowania (wymagana długość pasa startowego do 500÷550 m, rozbieg 180÷200 m), przystosowanym do operowania ze słabo przygotowanych lotnisk. Przeprowadzane w ZSRR przez cztery lata próby pozwoliły na zastosowanie poważnych udoskonaleń w stosunku do prototypów. An-28 ma zastąpić najbardziej rozpowszechniony w świecie samolot komunikacji lokalnej tj. An-2, który w ZSRR eksploatowany jest na 75% wszystkich linii lotniczych tego kraju (3476 linii). W porównaniu z An-2 nowy samolot An-28 charakteryzuje się znacznie większą prędkością przelotową (350 km/h zamiast 200 km/h), większym komfortem, mniejszymi kosztami eksploatacyjnymi i większą uniwersalnością.

● Pierwszy polski kosmonauta. Dnia 27 czerwca 1978 r. o godz. 18,27 czasu moskiew-



Nowa polska lotnia Z-77 o prostokątnym płacie i rozpiętości 12 m konstrukcji dr inż. J. Wolfa



Śmigłowiec PZL Mi-2 Taurus II napędzany silnikami Allison 250 zaprezentowany w USA przez firmę Spitfire Helicopter (na zdjęciu model)

skiego z kosmodromu Bajkonur wystartował radziecki statek kosmiczny Sojuz-30 pilotowany przez międzynarodową załogę w składzie: dowódca statku lotnik-kosmonauta płk Piotr Klimczuk (ZSRR) oraz kosmonauta badacz mjr dypl. pil. Miroslaw Hermaszewski (Polska).

Dnia 28 czerwca br. o godz. 20,08 czasu moskiewskiego przeprowadzono połączenie statku Sojuz-30 z zespołem orbitalnego laboratorium kosmicznego Salut-6 połączonego ze statkiem Sojuz-29. Na pokładzie zespołu znajdowała się załoga radziecka: Władimir Kowaloniok i Aleksander Iwanczenkow. Dabler mjr Hermaszewskiego, drugi polski kandydat na kosmonautę, ppłk dypl. Zenon Jankowski został konsultantem kierownika lotu w Centrum Kierowania Lotem. Na pokładzie laboratorium kosmicznego mjr Hermaszewski uczestniczył w przygotowaniu 11 eksperymentów i badań naukowych. Po ośmiu dobach spędzonych w Kosmosie, w dniu 5 lipca br. o godz. 13,15 czasu moskiewskiego statek kosmiczny Sojuz-30 odłączył się od Saluta-6 i o godz. 16,50 załoga w lądowisku na spadochronie powróciła na Ziemię, lądując na terytorium Związku Radzieckiego w odległości 300 km na zachód od miasta Calinogród. Kosmonautów przewieziono samolotem do Bajkonuru, gdzie mjr Hermaszewski m. in. zasadził pamiątkowe drzewko, jak każdy z kosmonautów. Następnie kosmonauci udali się do Miasteczka Gwiezdnego pod Moskwą. Mjr Hermaszewski otrzymał od władz najwyższych ZSRR tytuł Bohatera Związku Radzieckiego oraz Order Lenina i medal Złota Gwiazda oraz od Rady Państwa PRL Order Krzyża Grunwaldu I Klasy.

Mjr Hermaszewski w kwietniu 1976 r. został dowódcą pułku lotnictwa myśliwskiego OPK, a od grudnia 1976 r. przebywał w Centrum Przygotowań Kosmonautów w Gwiezdnym Miasteczku pod Moskwą.

● Jak donosi Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju (nr 8/

/1977) polskie samoloty treningowo szturmowe TS-11 Iskra wylatały już od 1964 r., kiedy samolot wszedł do eksploatacji wojska, 100 tys. godzin. Zarówno konstrukcja samolotu prof. inż. T. Sołtyka, jak i silniki i wyposażenie opracowane w Instytucie Lotnictwa, są w całości dziełem polskich naukowców oraz inżynierów. Samolot ten służący do szkolenia podstawowego i treningu pilotażowego również doskonale spisuje się w średnim i wyższym pilotażu oraz trudnych warunkach meteorologicznych, zarówno w dzień jak i w nocy. Iskra należy do czołówki światowej tej klasy samolotów. Właśnie na niej piloci Andrzej Ablamowicz i Ludwik Natkaniec pobili 4 światowe rekordy wysokości i prędkości FAI w kategorii C-1D (masa do 3000 kg) w grupie 1 osiągające 839 km/h. Obecnie opracowuje się projekt nowego samolotu Iskra-2.

● Reprezentacje polskiego sportu lotniczego wezmą udział w 1978 r. w 5 mistrzostwach świata, a mianowicie:

— od 15 do 30 lipca w XVI Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Chateauroux (Francja),

— od 28 lipca do 6 sierpnia w IIII Śmigłowcowych Mistrzostwach Świata w Witebsku (ZSRR): będzie to debiut polskiej ekipy w tej imprezie; dodajemy, iż na Konferencji Wydziału Śmigłowcowego FAI (Międzynarodowej Federacji Lotniczej) trzech znanych polskich pilotów śmigłowcowych — R. Kosiół, R. Pogorzelski i R. Witkowski — wybrano na międzynarodowych sędziów sportu śmigłowcowego,

— od 17 do 20 sierpnia w II Samolotowych Rajdowych Mistrzostwach Świata w Coventry (Wielka Brytania),

— od 25 sierpnia do 5 września w Spadochronowych Mistrzostwach Świata w Podrozu (Jugosławia),

— od 25 sierpnia do 7 września polscy zawodnicy będą walczyć w Samolotowych Mistrzostwach Świata w Akrobacji w Czeskich Budziejowicach.



BRAZYLIA

● Brazylia przystępuje do stworzenia przemysłu budowy śmigłowców. Jako kooperanci wchodzi w rachubę firmy Bell i Aérospatiale. Brazylia wybrała francuską firmę, która ma wraz z brazylijskim przedsiębiorstwem Helibras utworzyć spółkę kooperacyjną. Strona brazylijska będzie rozporządzała większością głosów (55%). Spółka ma zbudować 130 latających dźwigów Aérospatiale Lama (udźwig do 1000 kg) i 200 lekkich jednosilnikowych śmigłowców Ecureuil. Termin dostawy całego zamówienia — 1987 r. Pierwszy śmigłowiec Lama będzie dostarczony w II kwartale 1979 r.



FRANCJA

● Francja uzyskała w 1977 r. rekordową wartość zamówień eksportowych: 23 mld FF. M. in. otrzymała ona zamówienia na dostawę 326 śmigłowców (w tym 98 Puma) oraz na 172 odrzutowych Falconów. Łącznie zatem od początku produkcji we Francji zamówiono 652 Falcony. Ponadto Dassault/Bréguet sprzedał w 1977 r. 130 samolotów myśliwsko-bombardujących Mirage III i 5 oraz Mirage F-1.

● Koszty prac rozwojowych z dotacji państwa nad samolotem myśliwskim, F-1, który ma zastąpić we Francji samoloty Mirage III i 5 wyniosły do 1.8.1976 r. 930 mln FF, z czego 52% otrzymał wytwórca płatowca — Dassault i 30% silnika — SNECMA, pozostałe 18% przeznaczono na wyposażenie i uzbrojenie.

● Dobrymi wynikami produkcyjnymi wykazuje się wytwórnia lekkich silników turbiniowych Turbomeca. Silniki Turbomeca zostały wyprodukowane do 1978 r. w ilości 39 600 sztuk (13 000 na licencji w USA). W użytkowaniu znajduje się obecnie 13 600 silników Turbomeca, z czego 6600 we Francji i 7430 w innych krajach. 6600 tych silników napędza śmigłowce, tyle samo samoloty, a 407 silników to stacjonarne zespoły napędowe.

Wytwórnia samolotów Rallye SOCATA jest filią największego francuskiego koncernu przemysłu lotniczego SNIAS Aérospatiale. Mieści się ona u podnóża Pirenejów w Tarbes. Zatrudnienie 880 osób, w czym: 45 inżynierów, 95 mistrzów, 140 techników i kreślarzy, 125 osób personelu administracyjno-handlowego i 480 robotników. Zakres prac: produkcja samolotów rodziny Rallye oraz poddostawy elementów samolotów: Falcon 10 i 20, Mystère XX, Concorde, rodziny Airbus A-300 oraz śmigłowców: Puma, Alouette III, Dauphin i Ecureuil. Wyposażenie techniczne: łącznie 150 obrabiarek, w czym: sterowanych numerycznie — 4, pras hydraulicznych — 2 (o nacisku 700 i 6000 t), obrabiarek dla nitowa-

nia — 4, autoklaw — 1 (300°C — 10 hPa), spawarek punktowych — 12, wylączarka termiczna — 1. Instalacja do obróbki powierzchni ze stali, stali nierdzewnej i tytanu (4 × 2 m) — 1. Elektroniczna maszyna cyfrowa — 1 (GE-118). Łączna zainstalowana moc: 280 kWA.



RFN

● Produkcja samolotów VFW-Fokker 614 została wstrzymana z uwagi na brak zamówień. Obliczono, że dalsze ich wytwarzanie na skład, w oczekiwaniu na wątpliwą możliwość zbytu będzie bardziej kosztowne, niż odpisanie na straty włożonych nakładów finansowych. Dotychczasowe dotacje państwowe były bardzo wysokie: 206 mln DM na prace rozwojowe nad płatowcem, 155 mln DM dla kooperujących firm Rolls Royce i Snecma na prace rozwojowe nad silnikiem M-45H, 257 mln DM i 250 mln DM w postaci bezzwrotnych kredytów, a więc 768 mln DM z kasy federalnej. Ponadto senat miasta Bremy dotował prace rozwojowe w wysokości 53 mln DM. Łącznie dotacje publiczne wyniosły 831 mln DM, czyli około 350 mln dol., licząc według średniego kursu w latach 1964-1977. Sumy te uzyskał VFW w okresie 13 lat, tyle bowiem czasu pochłonęły prace rozwojowe, przygotowanie produkcji i produkcja. Do powyższych kwot należy jeszcze dodać nakłady pochodzące z własnych funduszy przedsiębiorstwa. Jest rzeczą charakterystyczną, że dotychczas w RFN żadna własna konstrukcja samolotów pasażerskich oraz 3 zaprojektowanych pionowzłotów albo nie została zrealizowana, albo też musiano przerwać produkcję z powodu braku zainteresowania na rynku zbytu.



USA

● W 1977 r. przemysł samolotów lekkich USA wyprodukował 16 907 samolotów, wartości 1,491 mld dol. (W 1976 r. 15 449 samolotów za 1,2 mld dol.) i wyeksportował 3611 samolotów wartości 355 mln dol. w 1976 r. odpowiednio: 3539 sztuk za 331 mln dol.).

● Grumman-American Aviation zbudował w 1977 r. 610 samolotów (512 w 1976 r.). Począwszy od 1978 r. tempo produkcji w zakładach Grumman American Aviation wzrosło z 55 samolotów miesięcznie do 80 sztuk.

● Allison zbudował do 1978 r. 7500 silników rodziny 250. W 1977 r. Allison dostarczył 1000 silników, o 39% więcej niż w poprzednim roku. Wnioskując z posiadanych zamówień Allison spodziewa się powiększyć produkcję po 20% w następnych

latach, z czego tylko śmigłowcowych silników ma produkować po minimum 1000 sztuk rocznie.

● Portfel zamówień Boeinga zawiera zlecenie na dostawę 1500 samolotów B-727. Do 1.1.1978 r., Boeing dostarczył już 1316 sztuk. Tysięczny B-727 został dostarczony w styczniu 1974 r. Nabywca otrzymuje samolot w przeciągu 12-18 miesięcy od chwili złożenia zamówienia.

● Amerykański przewoźnik lotniczy PanAm wprowadził tanią taryfę turystyczną na podróż dookoła świata — 999 dol. Podróżny ma prawo do korzystania ze wszystkich linii PanAm i przesiadać się 11 razy. Termin wykorzystania biletów jest nieograniczony.

● 40 000 samolotów dostarczyła klientom firma Beechcraft Corporation. Łączna wartość sprzedażnych samolotów Beech wyniosła na 1.1.1978 r. 4,6 mld dol.

Została wyprodukowana i już znajduje się w eksploatacji cywilna odmiana silnika napędzającego krążące pociski (cruise missiles) z głowicami jądrowymi. Jest to dwuprzepływowy WR-19-3 firmy Williams Research-Corp. o ciągu maksymalnym 325 daN. Masa silnika z pełnym wyposażeniem wynosi 64 kg stosunek dwuprzepływowości — 1, spręż — 8, a średnica — 30,5 cm. Zużycie paliwa jest niewielkie — 0,7 daN/kg/h. Odmiana cywilna prawdopodobnie będzie bardzo tania, gdyż koszty prac rozwojowych (17 mln dol.) zostały w całości pokryte przez państwo. W ten silnik już są wyposażone samoloty dyspozycyjne Foxjet i Hustler.

● W 1977 r. Hughes Helicopter (filia koncernu Summa Corp.) podwoiła swoją produkcję. W związku z otrzymaniem dużych zamówień na dostawy wojskowych Hughes 500 DM i przygotowania produkcji śmigłowców szturmowych AH-64, których w ciągu 5 lat ma dostarczyć 700 sztuk, spodziewany jest wzrost wartości produkcji w 1978 r. o kolejne 50%. W 1977 r. Hughes wysunął się na II miejsce wśród amerykańskich producentów śmigłowców. Do 1.12.1978 r. Hughes łącznie wyprodukował 5000 śmigłowców.

● Profil przemysłu lotniczego USA w 1977 r. Wartość produkcji — 32,8 mld dol., liczba przedsiębiorstw — 1500, łącznie zatrudnienie — 553 tys. osób, udział eksportu w wartości produkcji — 20,4%, a importu — 2,2%, czysty zysk — 5,0% wartości produkcji. Wzrost wartości w stosunku do wyników poprzedniego roku: produkcji: +3,5%, eksportu +12,1%, importu: +8,4%.

OGÓLNE

● Według szacunkowych danych w krajach kapitalistycznych znajduje się w użytkowaniu 6500 cywilnych śmigłowców firmy Bell, 2000 cywilnych Hughes (po połowie Hughes 300 i 500) oraz 1200 cywilnych maszyn Aérospatiale (300 sztuk w USA). W USA, Kanadzie i Puerto Rico eksploatowano w 1977 r. 7160 cywilnych śmigłowców, o 15,6% więcej niż w poprzednim roku. Według Allisona w przeciągu 7 lat flota cywilnych śmigłowców w USA wzrośnie o 60% do 10 000 sztuk.



Przemysł lotniczy Włoch

Zatrudnienie — 32 000 osób
 Wartość produkcji (1976 r.) — 680 mln dol.
 Wartość eksportu (1976 r.) — 340 mln dol.
 Wartość importu (1976 r.) — 186 mln dol.

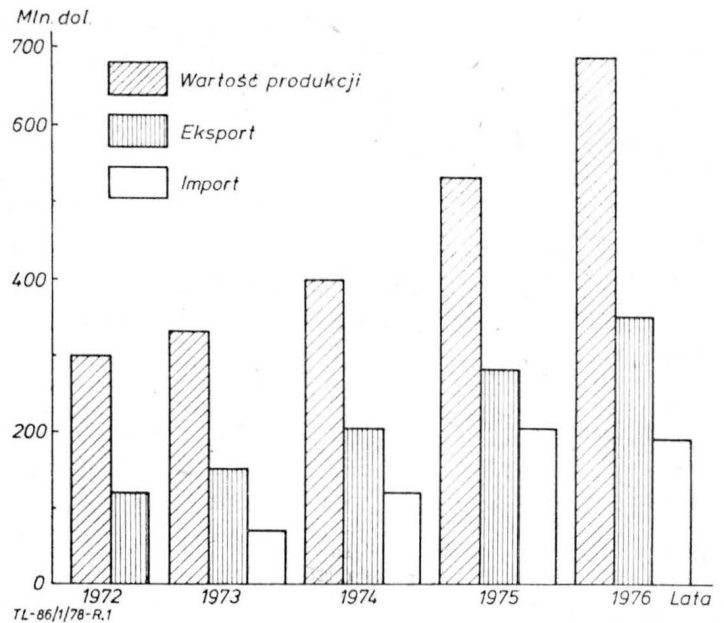
STRUKTURA PRZEMYSŁU (wg zatrudnienia osób 1976 r.)

samoloty	— 19 300	60%
silniki	— 5 300	17%
wyposażenie	— 6 000	19%
kosmos	— 1 400	4%

CENY WŁOSKICH SAMOLOTÓW, ŚMIGŁOWCÓW I SZYBOWCÓW

Aeritalia	F-104S	— myśliwski	— 4,5 — 5,0 mln dol.
„	G-222	— transportowy	— 6,6 mln dol.
Aermacchi	MB-326G	— treningowy	— 1,2 mln dol.
„	MB-326K	— szturmowy	— 1,5 mln dol.
„	MB-339	— treningowy	— 1,5 mln dol.
SIAI	SF-260Mx	— treningowy	— 120 tys. dol.
„	SF-260W	— szturmowy	— 150 tys. dol.

Agusta	A-109	— śmigłowiec	— 750 tys. dol.
„	A-109	— śmigłowiec	— 850 tys. dol. (z IFR)
Caproni	Calif A-21	— szybowiec	— 30 tys. dol.
„	Calif A-21J	— motoszybowiec	— 50 tys. dol.



Główne wytwórnie

Wytwórnia	Zatrudnienie	Miejscowość	Wyroby
Samolotów			
AERITALIA	9 500	Neapol, Turyn, Mediolan	G 222, G 91Y, AM3C F-104S
AERMACCHI	1 700	Varese	MB 326, MB 339
PARTENAVIA	500	Neapol	P-64, P-66 Oscar Charlie, P-68 Victor P-70 Alpha
PIAGGIO	1 300	Genua	P 166, PD-808
SIAI MARCHETTI	1 900	Varese	SF 260, SM 1019, S 208
Śmigłowców			
AGUSTA	5 600	Gallarate, Varese	A 109, AB 204, AB 205 AB 205A, AB206, AB 214
BREDANARDI	200	San Benedetto del Tronto	NH-500 MC
Silników			
FIAT AVIAZIONE	2 500	Turyn	JT 10D, CF6, T 64, J 79
ALFA ROMEO AVIAZIONE	1 400	Neapol	J 85, GE J 79, GE T 64
PIAGGIO	600	Genua	T 53-L-13, T 55-L-11
Szybowców			
CAPRONI VIZZOLA	20	Varese	Calif A-21

Rozmieszczenie wytwórni lotniczych



Lekkie samoloty STOL lokalnego transportu

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Instytut Lotnictwa

W artykule przedstawiono rozwój zastosowania dwusilnikowych tłokowych i turbinowych lekkich samolotów STOL w lokalnej komunikacji lotniczej na świecie. Scharakteryzowano poszczególne typy lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL pod względem ich wartości użytkowej, ceny i jednostkowej pracy przewozowej w funkcji ich przeznaczenia.

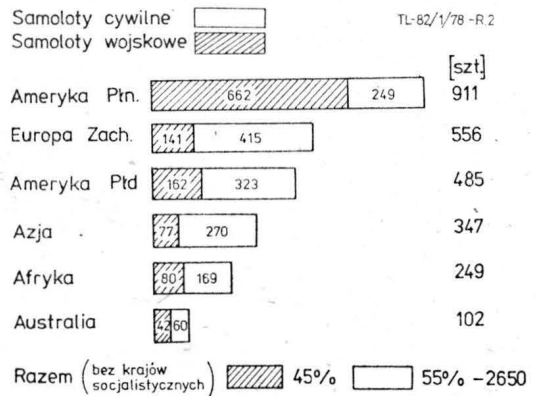
Przed 11 laty Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa opublikował artykuł pt. Latające Furgonetki [1]. Autorzy artykułu, stwierdzają, iż w rozwoju samolotów pasażerskich i transportowych główny nacisk położono na: zwiększenie prędkości, liczby miejsc pasażerskich oraz zasięgu. W 1925 r. Fokker F-VII/3 m miał 8 miejsc i prędkość przelotową 170 km/h, Douglas DC-3 Dakota (1935 r.) zabierał 21 pasażerów i rozwijał prędkość 280 km/h. W roku 1967 przeważały samoloty zabierające 60÷160 pasażerów i miały prędkość 450÷900 km/h. Produkcja takich samolotów naddźwiękowych jak Tu-144, Concorde czy latających aerobusów uświadamia nam, jak wielki jest postęp w lotniczej komunikacji pasażerskiej w przeciągu zaledwie 11 lat. Okazało się jednak, iż dla coraz bardziej rozwijającej się komunikacji lotniczej zbyt wielkie samoloty (o prędkości poddźwiękowej) nie spełniają wszystkich zadań stawianych przed transportem lotniczym.

Wzrost zapotrzebowania na wszystkie rodzaje przewozów lotniczych po wojnie zwrócił uwagę konstruktorów na brak samolotów do przewozów lokalnych między miejscowościami o dużych trawiastych lotniskach. Pierzą próbą zaspokojenia tej potrzeby były: 8-miejscowy kanadyjski DHC-2 Beaver (1947 r.) i radziecki 13 miejscowy An-2 (1947 r.) [1]. Wkrótce okazało się, że potrzebny jest, oprócz Beavera, trochę większy samolot. Był nim 10-miejscowy DHC-3 Otter (1951 r.).

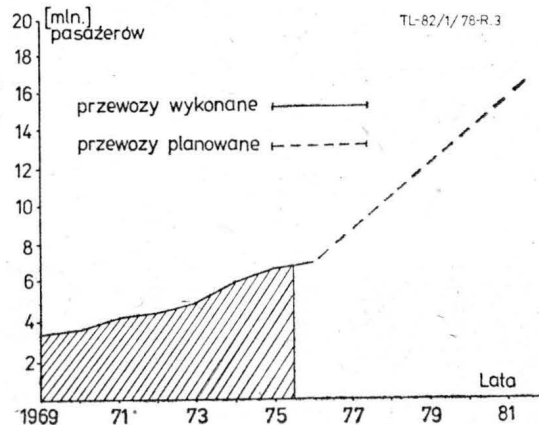
W 1959 r. firma Dornier przerobiła swój jednosilnikowy Do-27 na dwusilnikowy Do-28, zwiększając równocześnie jego pojemność. Tak powstał Do-28B, który zapoczątkował rodzinę dwusilnikowych górnopłatów. W podobny sposób Otter zmienił się w Twin Ottera... Zaczęły powstawać nowe konstrukcje. Pierwszą był angielski Skyvan, który wszedł do produkcji dopiero z silnikami turbośmigłowymi jako Turbo-Skyvan. Nową konstrukcją był Do-28 Skyservant (1966 r.).

Gwałtowny rozwój ilościowy lekkich samolotów pasażersko-towarowych krótkiego startu i lądowania (STOL) nastąpił na przełomie ubiegłej i bieżącej dekady. W latach 1969÷1971 powstały tłokowe samoloty tej klasy, co BN-2 Islander i Trislander oraz turbośmigłowe: kanadyjski DHC-6 Twin Otter, czechosłowacki L-410 Turbolet, radziecki An-28, izraelski IAI-101 Arava, hiszpański CASA-212

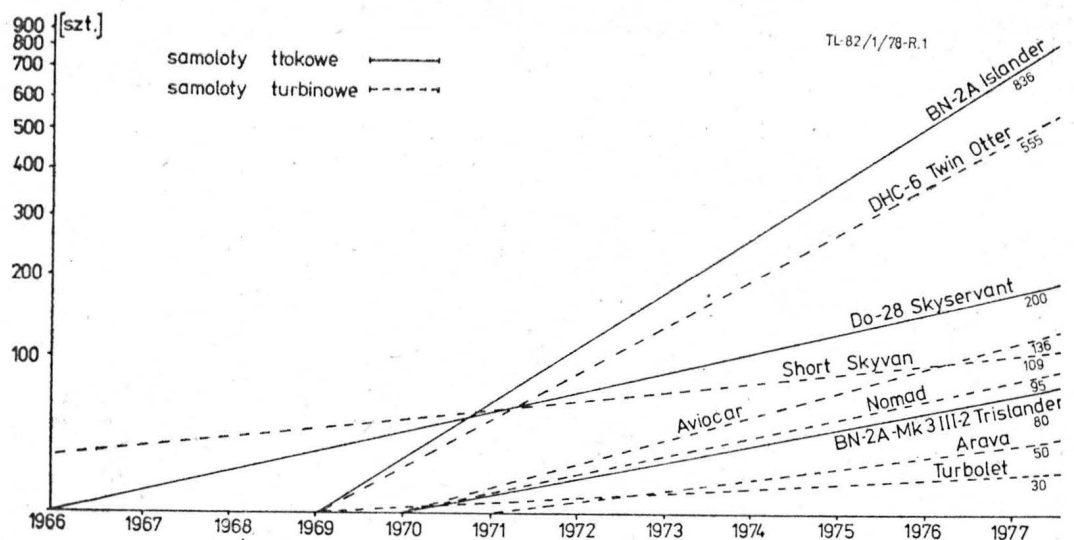
Aviocar, australijska GAF Nomad N-22B i N-24 (rys. 1).
Przy omawianiu przyczyn szybkiego rozwoju floty lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL należy wziąć pod uwagę jeszcze jeden czynnik: powstanie i ekspansję nowych państw leżących w różnych strefach klimatycznych, których sieć naziemnego transportu jest niewystarczająca oraz tych



Rys. 2. Liczba pasażersko-towarowych samolotów lokalnego transportu oraz samolotów wojskowych o pojemności 10÷20 miejsc w krajach kapitalistycznych



Rys. 3. Liczba przewiezionych pasażerów w USA przez samoloty komunikacji lokalnej (pojemność: 10÷30 miejsc) do 1976 r. oraz plan przewozów do 1982 r.



Rys. 1. Liczba wyprodukowanych i zamówionych lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL w funkcji lat

krajów olbrzymów, gdzie tylko samolot może zaspokoić najbardziej konieczny transport. Takimi krajami są: Związek Radziecki, Stany Zjednoczone, Kanada, Brazylia, Australia czy Republika Południowej Afryki.

Flota lekkich samolotów STOL

Nawet przybliżone określenie liczebności floty samolotów omawianej klasy stawia duże trudności, z uwagi na brak ścisłej dokumentacji. Amerykańska Air Transport Group [2] zakłada, iż błąd w dokładności określenia będących w użyciu lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL sięga minimum 20%. Według tej organizacji w połowie 1976 r. flota omawianych samolotów liczyła w świecie kapitalistycznym:

— samoloty o pojemności 10÷20 miejsc pasażerskich ok. 2600 sztuk, z czego ponad 50% znajdowało się w eksploatacji wojska,

— samoloty o pojemności 20÷30 miejsc pasażerskich ok. 1500 sztuk z tego 60% wojskowych.

W tym miejscu należy podkreślić, iż Air Transport Group w swych wyliczeniach obejmuje zarówno górnopłaty STOL, jak i wszystkie lekkie samoloty pasażersko-towarowe, podczas gdy w niniejszym opracowaniu analizowany jest wyłącznie rynek samolotów STOL, stąd rozbieżności w statystyce amerykańskiej i naszej. Rozmieszczenie samolotów tej klasy w poszczególnych strefach przedstawia rys. 2.

Udział wojska w eksploatacji tej kategorii samolotów, zwłaszcza przez Kraje Trzeciego Świata tłumaczy się faktem, iż wojsko przerabia na swój użytek standardowe samoloty lekkie. Przeróbka ta jest znacznie tańsza, niż skupowanie nowoczesnych transportowców wojskowych. Między innymi można podać jako ciekawostkę, iż dotychczas najbardziej rozpowszechnionym samolotem tej klasy są Dakoty, a więc samoloty, których konstrukcja liczy sobie 42 lata. Według Air Group w eksploatacji znajduje się jeszcze 1150 samolotów Dakota wojskowych i cywilnych. Z nowoczesnych samolotów dwusilnikowych może z Dakotami konkurować, pod względem liczby wyprodukowanych sztuk, tylko Britten-Norman Islander, ale jest to samolot o pojemności mniejszej niż Dakota. Liczbę samolotów zbudowanych i zamówionych pasażersko-towarowych STOL przedstawia rys. 3.

Lokalna komunikacja lotnicza w USA

Znany jest fakt, iż Stany Zjednoczone pod względem produkcji i eksploatacji liniowych samolotów pasażerskich



Rys. 6. Samolot Do-28 Skyservant

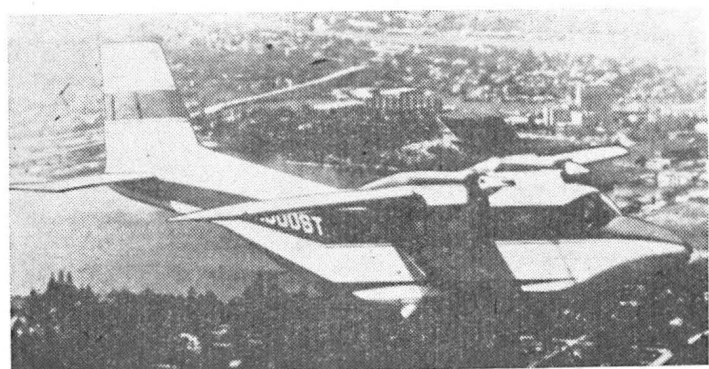
znacznie wyprzedzają pozostałe kraje kapitalistyczne. Podobnie też przedstawia się sytuacja w dziedzinie transportu lokalnego. W szybkim tempie wzrasta liczba pasażerów przewiezionych tym środkiem transportu: w 1966 r. przedsiębiorstwa lokalnego transportu lotniczego przewiozły 1,2 mln pasażerów, w 1970 r. już 4,3 mln; stanowi to średni wzrost roczny po 36,9%. W 1975 r. przewieziono już 6,7 mln osób. W okresie dziesięciolecia (1966÷1975 r.) wzrost liczby pasażerów przewożonych tymi liniami wynosi po 21,2% w stosunku rocznym. W tym samym czasie wzrost liczby pasażerów przewożonych przez wielkie linie charakteryzuje się przyrostem po około 7% rocznie. W omawianym okresie można spostrzec dużą zmienność, jeżeli chodzi o liczbę przewoźników lotniczych na liniach lokalnych, jak również liczbę eksploatowanych samolotów. Rok 1968 można określić pod tym względem jako szczytowy: w roku tym bowiem zarejestrowano 240 przewoźników, dysponujących 1272 maszynami, podczas gdy w 1975 r. było 172 przewoźników, a ich flota liczyła już tylko 950 jednostek. Zarówno w latach do 1970 r. jak i po spadku liczby samolotów przewoźnik średnio miał pięć samolotów, ale ilość miejsc pasażerskich wzrosła z 7,5 średnio do 13,3, co oznacza przyrost ok. 230% dla całej floty tych samolotów. W tym samym czasie średnia pojemność samolotów zwiększyła się o 75%, a liczba miejsc przypadająca na jednego przewoźnika wykazuje również poważny wzrost z 33 na 74 miejsca. Liczby te wydają



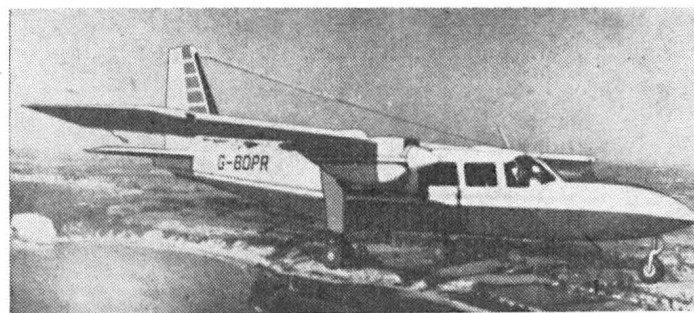
Rys. 4. Samolot BN-2 Islander



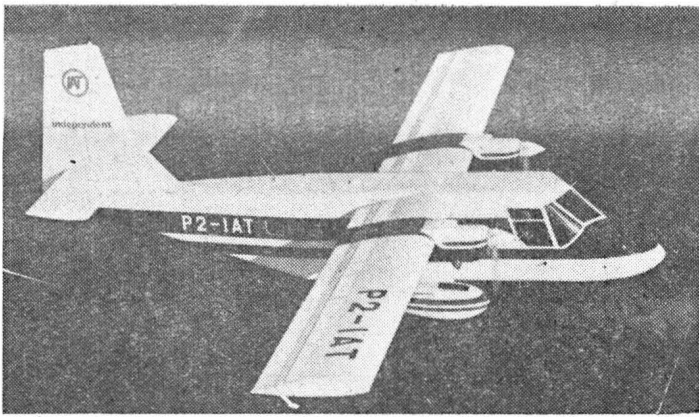
Rys. 7. Samolot BN-2A Mk. 3-III-2 Trislander



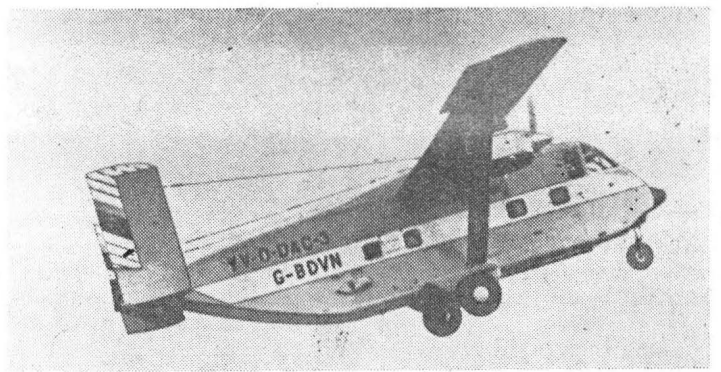
Rys. 5. Samolot Skytrader 800



Rys. 8. Samolot BN Turbo-Islander



Rys. 9. Samolot GAF Nomad N-22B



Rys. 12. Samolot Short Skyvan 3M

się autorowi bardzo charakterystyczne i znaczące wykazują bowiem tendencję rozwoju narzuconą przewoźnikowi przez istniejące warunki transportu i zapotrzebowanie na ten rodzaj usług. Z 647 lotnisk administrowanych przez władze lokalne, 218 obsługiwali wyłącznie przewoźnicy lotniczego transportu lokalnego, a na 441 lotniskach, obok wielkich samolotów liniowych, lądowały i startowały samoloty transportu lokalnego.

Bardzo poważny wzrost wykazuje również transport towarów i poczty przez samoloty przewoźników lokalnych. Towarowe samoloty transportu lokalnego przewiozły w 1970 r. ponad 8,5 mln kg, a w 5 lat później już ponad 30 mln kg, co oznacza roczny przyrost po 30%.

Duży wzrost wykazuje również przewóz przesyłek pocztowych: w 1975 r. samoloty lokalnego transportu przewiozły 29 mln kg.

Dokonany przez przewoźników lokalnych zakup samolotów o pojemności 11÷19 miejsc wykazuje największy wzrost w latach 1966÷1975. O ile globalny wskaźnik wzrostu zakupów wynosił w tym czasie 68%, to dla grupy samolotów do 19 miejsc kształtował się on w wysokości 410%. Według prognozy Air Transport Group przyrost przewozów przez najbliższe pięć lat będzie wynosił po 10% rocznie, tak, że w 1982 r. lokalne linie transportu lotniczego przewiozą 13 mln pasażerów. Ponadto ATG przewiduje, iż na nowych liniach lokalnych przewiezie ok. 7 milionów pasażerów, co znaczy, iż w 1982 r. istniejące i nowe linie lokalnego transportu przewiozą około 20 mln pasażerów. Będzie to wymagało zwiększenia



Rys. 13. Samolot L-410 Turbolet



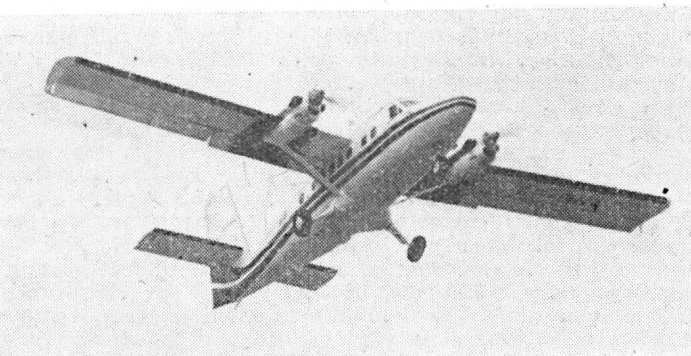
Rys. 14. Samolot Antonow An-28



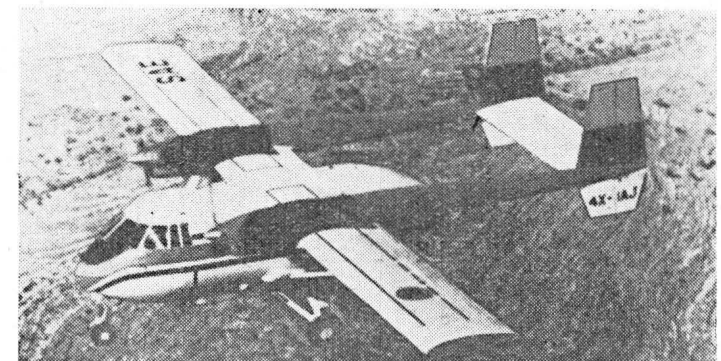
Rys. 10. Samolot GAF Nomad N-24



Rys. 15. Samolot CASA-212 Aviocar



Rys. 11. Samolot DHC-6 Twin Otter



Rys. 16. Samolot IAI-101 Arava

szczenia liczby miejsc pasażerskich w samolotach lokalnych przewoźników do minimum 11000, przy czym, z uwagi na nowe, rozszerzone przepisy, do eksploatacji wejdą samoloty o pojemności do 30 pasażerów. Przewiduje się również iż z tego względu, w latach 1977÷1983 popyt na nowy sprzęt wyniesie: 300 samolotów 30-miejscowych i 200 samolotów 10÷20 miejscowych.

Pozostałe rynki zachodnie

W odróżnieniu od Stanów Zjednoczonych, gdzie prowadzone są statystyki parku i eksploatacji lekkich samolotów transportu lokalnego wyłaniają się bardzo duże trudności z określeniem liczebności samolotów tej kategorii w innych krajach zachodnich. W spisie głównych linii lotniczych oraz floty, który corocznie publikowany jest przez czasopismo Interavia, linie lotnicze lokalnego transportu są wymieniane rzadko. Wiadomo, iż dotychczas najpopularniejszymi samolotami tej kategorii w krajach pozaeuropejskich są: Dakoty, Twin Ottery i dolnopłaty Beech-99, a wśród samolotów turbośmigłowych tłokowe Islandery i Trislandery. W Australii rozwija się sprzedaż rodzimych Nomadów. W uboższych Krajach Trzeciego Świata popyt jest zaspokojony przede wszystkim przez samoloty używane, nie eksploatowane już przez lokalne linie Stanów Zjednoczonych, Kanady lub Europy. Wydaje się jednak, iż niektóre państwa Trzeciego Świata podejmują już starania stworzenia odpowiedniej infrastruktury dla przewozów lotniczych, co w ich przypadku jest jednym z czynników rozwoju ekonomicznego. W tych poczynaniach potrzebnej pomocy oczekują od międzynarodowych organizacji jak np. Organizacji Narodów Zjednoczonych.

Pewne kraje (np. Brazylia) rozbudowały swój przemysł samolotów lokalnego transportu (Bandeirante, Xingu) inne (np. Filipiny i Indonezja) przystąpiły do produkcji takich samolotów w oparciu o zakupione licencje.

Państwa Europy Zachodniej (Francja, Skandynawia i RFN) pomimo doskonałej sieci lądowej komunikacji również korzystają z lokalnego transportu lotniczego, zwłaszcza zaś Szwecja, Norwegia oraz Islandia w strefach leżących na północy. W tym rejonie świata również z samolotów STOL najczęściej używane są kanadyjskie Twin Ottery i 19-miejscowe Beech-99. Najbardziej popularne są dość krótkie trasy, liczące od 90 do 350 km, na których przeloty odbywają się przeważnie na pułapie do 3000 m. Co prawda Europejczycy są przyzwyczajeni do innych, bardziej komfortowych warunków podróży, niż przedstawiciele Trzeciego Świata, toteż wydaje się, iż w krótkim czasie na tych trasach mogą pojawić się samoloty 30-miejscowe, zapewniające większą wygodę podróży. Według cytowanego opracowania ATG należy się spodziewać, iż w przeciągu nadchodzących 6÷8 lat kraje kapitalistyczne, poza USA, zakupią 400 samolotów 19÷20 miejscowych i do 300 samolotów 30-miejscowych [2]. Łącznie zatem ze Stanami Zjednoczonymi producenci lekkich samolotów komunikacji lokalnej spodziewają się sprzedać w krajach kapitalistycznych ok. 600 samolotów 10÷20 miejscowych i ok. 700 samolotów 30-miejscowych (nie licząc samolotów nabywanych, w miejsce spisanych już z inwentarza).

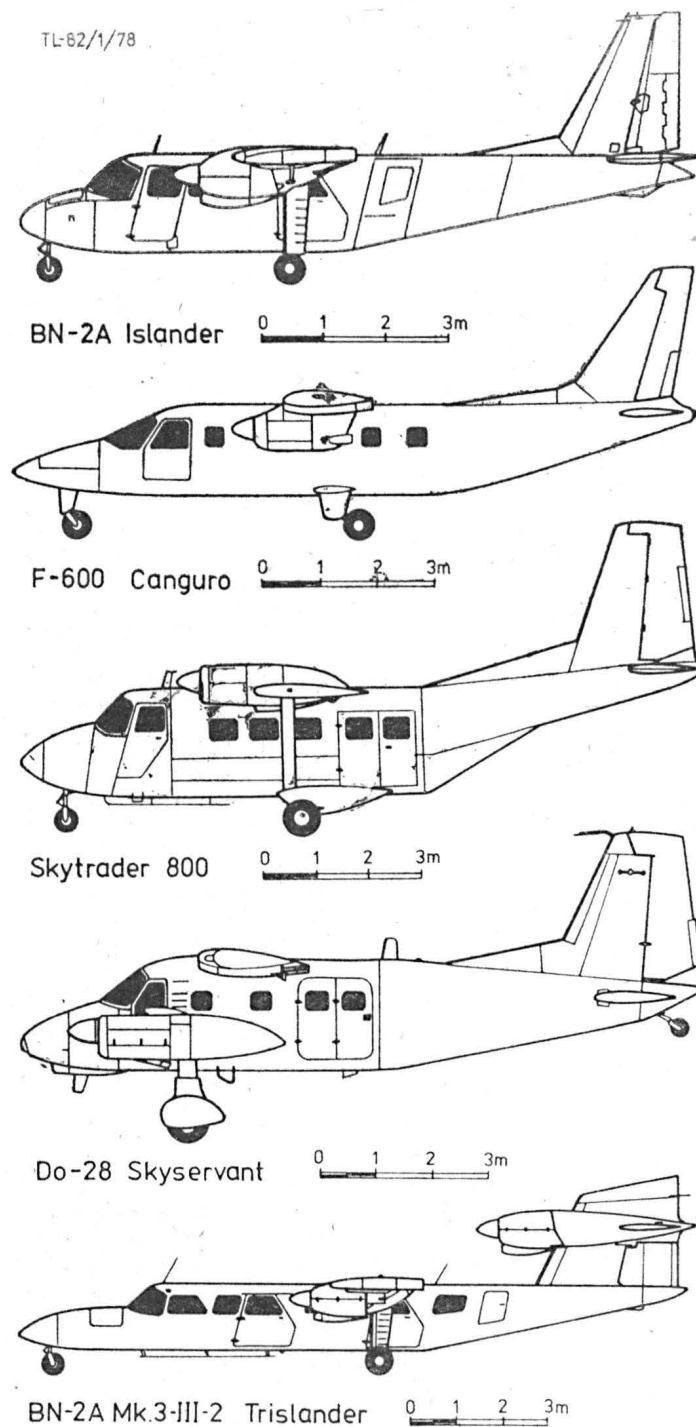
Kryteria zakupu lekkich samolotów pasażersko-towarowych

Wspomniana organizacja Air Transport Group przeprowadziła wśród przedstawicieli lotniczych linii lokalnego transportu, eksploatujących przeważnie samoloty DC-3, Twin Otter i Beech-99, sondaż dotyczący zakupu nowego sprzętu. Ustalono, że zakup jest uwarunkowany przede wszystkim: ceną i niezawodnością sprzętu, kosztami eksploatacyjnymi i serwisem producenta, łatwością remontu, łatwością załadunku, typem, niezawodnością i okresem międzyremontowym silnika, wytrzymałością antykorozyjną a na ostatnich miejscach potencjalni nabywcy umieścili komfort oraz wewnętrzny poziom głośności. Przewoźnicy przedstawili dodatkowe wymagania:

- zasięg: 60% respondentów wypowiedziało się, iż najzupełniej wystarczy zasięg do 450 km z 45-minutową rezerwą,
- długość pasa startowego maks. do 1200 m,
- kabina ciśnieniowa: tylko 10% ankietowanych uważa ją za konieczną, natomiast 90% żądało instalowania pełnej klimatyzacji w kabinie,
- pojemność pomieszczenia na bagaże: większość respondentów było zdania, iż w nowych samolotach powinna być ona powiększona.

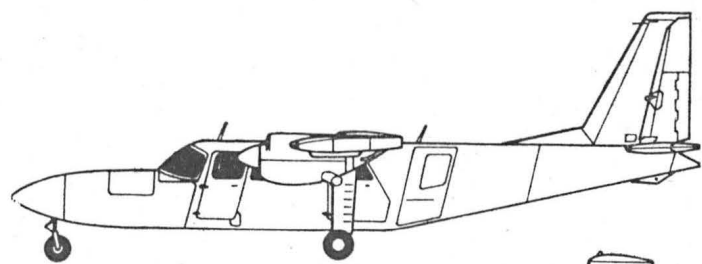
Należy się jednak liczyć z nowymi żądaniami przyszłych nabywców samolotów lokalnego transportu: zmniejszeniem

Lekkie tłokowe samoloty pasażersko-towarowe STOL

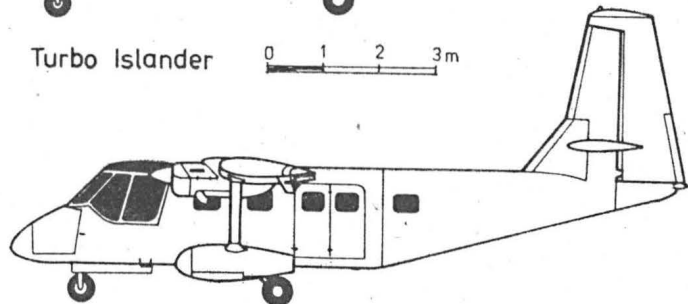


zużycia paliwa, stanowiącego obecnie (w związku z jego nieustannie rosnącą ceną) podstawowy składnik bezpośrednich kosztów eksploatacji.

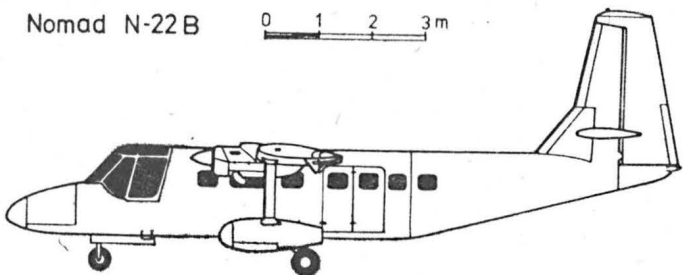
Nasuwa się pytanie — w jakie silniki powinny być wyposażony samoloty transportu lokalnego? Oprzemy się na przykładzie wziętym z praktyki USA. Średni przelot samolotów lokalnego transportu w tym kraju wynosi ok. 120 km. Wydaje się zatem, że nie wchodzi w rachubę silnik odrzutowy, gdyż jego przewaga (prędkość wznoszenia i prędkość przelotowa) nad silnikiem turbośmigłowym nie będzie miała znaczenia, gdy chodzi o czas blokowy przelotu. Natomiast bezpośrednie koszty eksploatacji w przypadku samolotu 30-miejscowego będą co najmniej o połowę wyższe niż w samolocie z napędem turbośmigłowym. Ponadto przewoźnicy transportu lokalnego przyzwyczajeni są do napędów tłokowych i turbośmigłowych, mają też zaplecze warsztatowe do konserwacji tych silników. Dlatego wydaje się, iż prawdopodobnie do końca bieżącego stulecia w klasie najmniejszych samolotów lokalnego transportu będzie dominował silnik tłokowy, a w samolotach o większej pojemności kabiny pasażerskiej — turbośmigłowy. Chociaż już w bieżącym roku



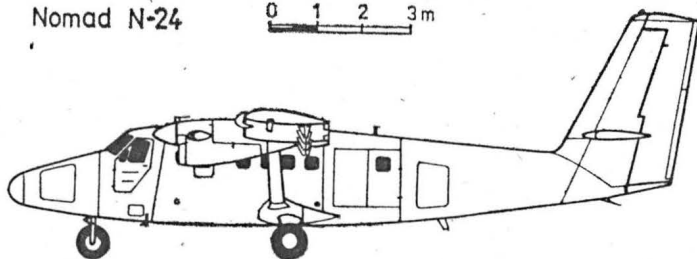
Turbo Islander 0 1 2 3m



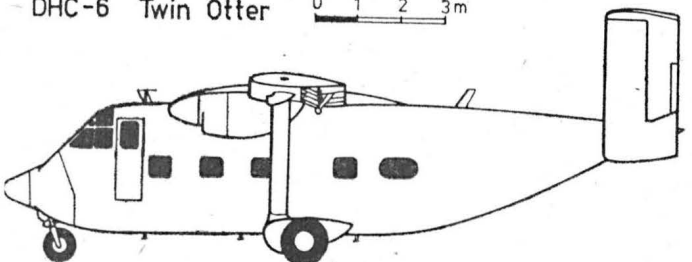
Nomad N-22 B 0 1 2 3m



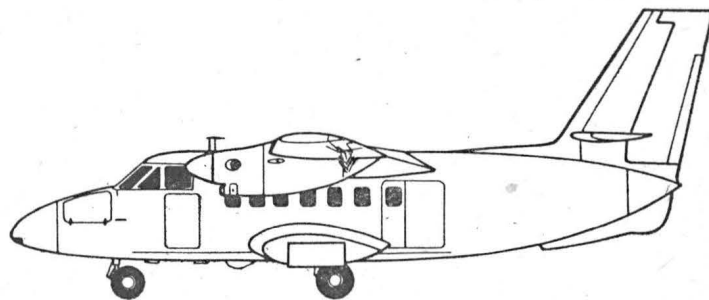
Nomad N-24 0 1 2 3m



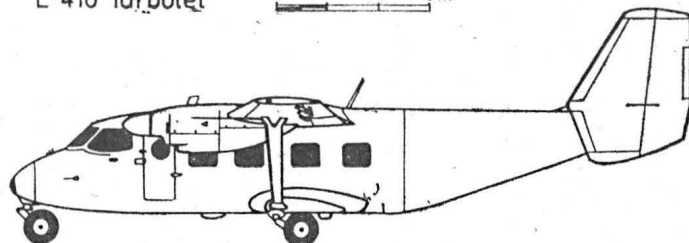
DHC-6 Twin Otter 0 1 2 3m



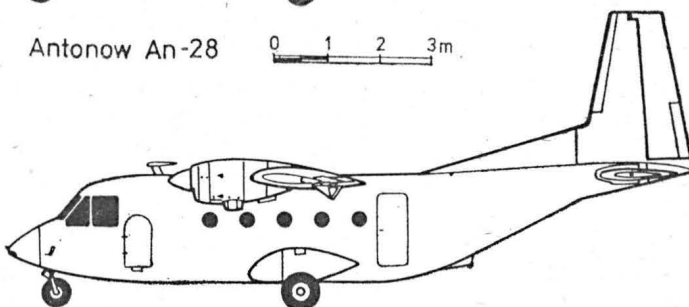
Short Skyvan 3M 0 1 2 3m



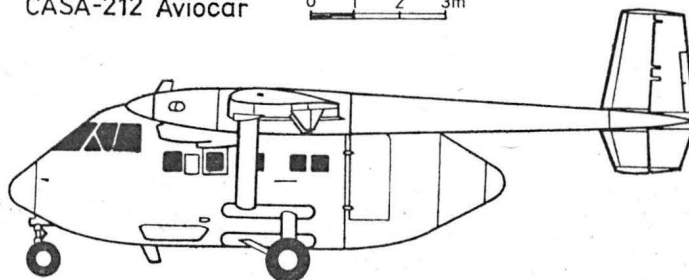
L-410 Turbolet 0 1 2 3m



Antonow An-28 0 1 2 3m



CASA-212 Aviocar 0 1 2 3m



IAI-101 Arava 0 1 2 3m

TL-82/1/78.

możemy stwierdzić fakty, które dają dużo do myślenia. Oto Fairey-Britten-Norman wyposaża swój tłokowy Islander w silniki turbośmigłowe, równocześnie zaczyna się przeróbka jednosilnikowych samolotów tłokowych Otter na turbośmigłowe samoloty Turbo-Otter. Czas pokaże czy dotychczasowe, sporadyczne przeróbki nie są początkiem nowej tendencji przekształcania najłżejszych tłokowych samolotów lokalnego transportu w samoloty turbośmigłowe.

Czy samoloty lokalnego transportu kolejnej generacji będą 30-miejscowe?

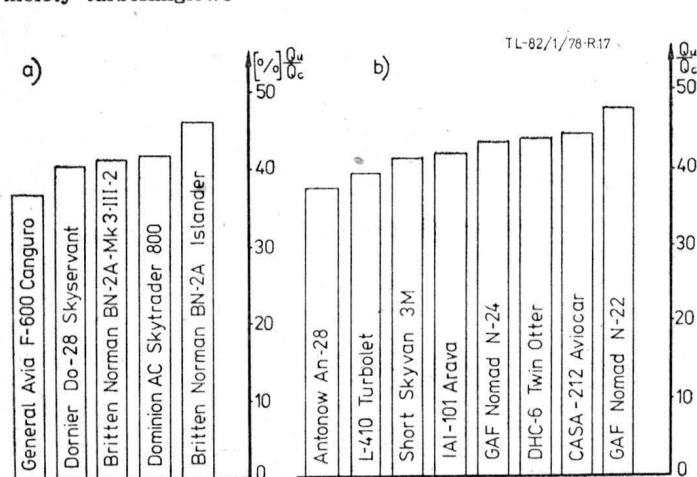
Zwolennikiem samolotów 30-miejscowych w lokalnej komunikacji jest brytyjska firma Short produkująca Skyvany i 30-miejscowe Short SD-330. W swej analizie przyszłego parku samolotów lokalnego transportu zwłaszcza samolotów krótkiego startu i lądowania (zarówno Skyvan i Short SD-330 są samolotami STOL) dyrektor tej wytwórni Foreman przytacza poważne argumenty natury ekonomicznej.

TABLICA I. Wzrost cen samolotów (ceny w dolarach US w latach 1973÷1977)

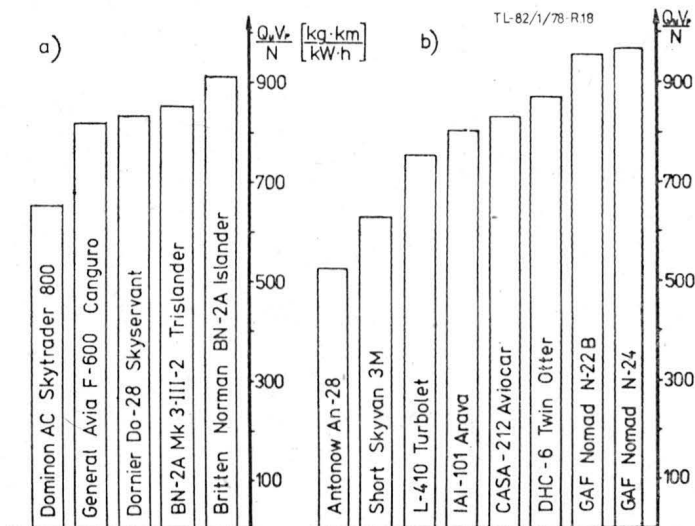
Nazwa samolotu	1973	1974	1975	1976	1977
BN-2 Islander	116 000	131 000			215 000
BN-2A-MR III		255 800	286 374	348 750	398 745
Trislander					350 000
DO-28 D Skyservant					850 000
DHC-6-300 Twin Otter	593 865	593 865	665 000	743 217	850 000
Short-3M					960 000
CASA 212 Aviocar					1 000 000
IAI-101 Arava					950 000
Nomad-22					500 000
L-410 Turbolet					950 000

Jest on zdania, iż w krajach kapitalistycznych finanse przewoźników lokalnych linii lotniczych nie pozwalają na zakup droższych bardziej luksusowych samolotów, zresztą lokalne ośrodki nie zgłaszają zapotrzebowania na taki sprzęt. Drugim argumentem Foremana jest oszczędność przy eksploatacji samolotów 30-miejscowych na krótkich liniach lokalnych, gdyż zużywają one średnio tylko o 60% więcej paliwa, niż samoloty 10÷20 miejscowe, co znaczy, że oszczędność wynosi około 20% zużycia paliwa na 1 miejsce pasażerskie. Wreszcie ostatnią przesłanką, która, zdaniem autora, powinna skłonić do zakupu samolotu 30-miejscowego jest

Rys. 17. Stosunek masy użytecznej (załoga, paliwo, ładunek handlowy) do całkowitej masy samolotu: a) samoloty tłokowe, b) samoloty turbośmigłowe



Rys. 18. Jednostkowa praca przewozowa: a) samoloty tłokowe, b) samoloty turbośmigłowe



jego dłuższa żywotność ekonomicznie uzasadniona. Przyjmując bowiem, iż wskaźnik wzrostu przewozów wynosi po 8% rocznie, przewoźnik zastępujący 15-miejscowy samolot maszyną 20-miejscową, przekona się, że po czterech latach eksploatacji jego samolot nie będzie w stanie pomieścić wszystkich chętnych, co go zmusi do zakupienia kolejnego samolotu. W przypadku zaś tego samego wskaźnika wzrostu, przy wymianie mniejszego samolotu na 30-miejscowy, ekonomicznie uzasadniona żywotność wyniesie 9 lat. Istnieje

jeszcze jeden aspekt przemawiający za eksploatacją samolotów 30-miejscowych: możliwość zapewnienia podróżnym znacznie większego komfortu lotu niż w mniejszych maszynach. Tego właśnie argumentu używa Short w swej akcji reklamującej 30-miejscowe samoloty Short SD-330 [3].

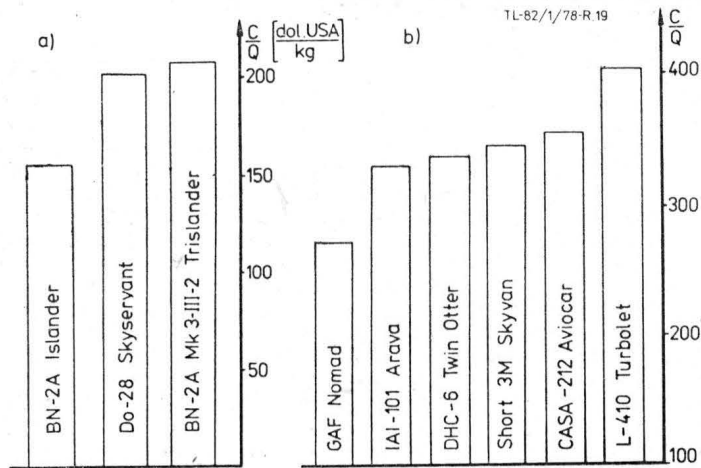
Analizując rysunki 17÷21 należy przede wszystkim mieć na uwadze: metody badania funkcji i kosztów, a więc do czego dany sprzęt ma służyć, ile ma kosztować i jakie będą nakłady przy jego eksploatacji (tabl. 1). Dlatego samo po-

TABLICA 2. Dane techniczno-ekonomiczne lekkich towarowo-pasażerskich dwusilnikowych samolotów krótkiego startu i lądowania (STOL)

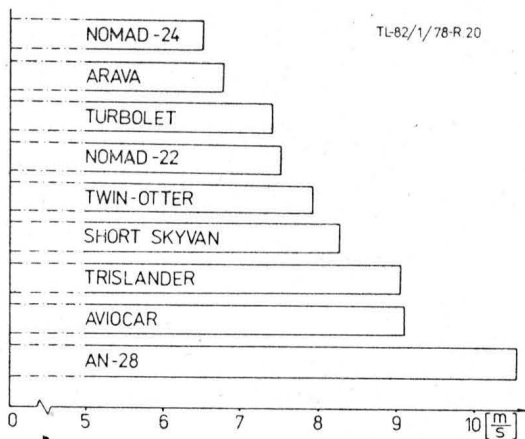
Firma samolot	Rok odlotu	Kraj	Liczba wyprodukowania (zamówionych) [szt.]	Silniki	Moc N [KW/KM]	Masa całkowita Q_c [kg]	Masa użytk. Q_u [kg]	$\frac{Q_u}{Q_c}$	$V_{\text{prędk. ekon.}}$ V_p [km/h]	Wznoszenie [m/s]	$\frac{Q_u \cdot V_p}{N}$	Pojemność użytkowa [m ³]	Załoga + pasażer	Zasięg [km]	
														przy maks. ładunku	przy maks. paliwa
Samoloty tłokowe															
Britten-Norman BN-2 Islander	1969	Anglia	736 ¹⁾ (100)	Lycoring 0-540-E-4C5	2 × 194 (2 × 260)	2993	1366	46,0	257	4,9	904	6,1	1+9	...	1153
General Avia F-600 Canguro	1978	Włochy	...	Lycoring TI0-540-A1B	2 × 231 (2 × 310)	3000	1200	39,8	312	5,0	810	7,6	1+9 (10)
Dominion Skytrader 800	1975	USA	(2)	Lycoring 10-720B1A	2 × 298 (2 × 400)	3855	1610	42,0	241	8,0	651	19,3 ²⁾	2+12	...	1495 (3940)
Dornier DO-28 D2	1966	RFN	180 (20)	Lycoring IGSO-540-A1E	2 × 283 (2 × 380)	4015	1711	41,0	273	5,3	825	8,1	1+10 (11)	...	2950
Britten-Norman BN-2A-MK-III Trislander	1970	Anglia	50 (30)	Lycoring 0-540-E-4C5	3 × 194 (2 × 260)	4536	1886	41,5	267	5,0	865	10,6	1+17	...	1610 (0,75.3. 194) KW
Samoloty turbośmigłowe															
Britten-Norman BN-2A-40 Turbo-Islander	1977	Anglia	...	Lycoring LTP-101	2 × 298 (2 × 400)	3311	354	9,2	...	6,1	1+9	...	1260
GAF N-22B	1971	Australia	30 (95)	Allison 250-B-17B	2 × 298 (2 × 400)	3855	1836	47,5	311	7,6	958	10,2	1+14	...	1074 (1352)
GAF N-24	1971	Australia	...	Allison 250-B-17B	2 × 298 (2 × 400)	4173	1845	43,5	311	6,6	962	12,5	1+19	...	1074 (1352)
Nomad DHC-6	1969	Kanada	555	UACL-PT-6A-27	2 × 486 (2 × 652)	5670	2490	44,0	338	8,0	864	10,9	2+13 (20)	...	1435 (1800)
Twin Otter Short Skyvan 3M	1960	Anglia	109	Garret AiResearch TPE-331-201	2 × 533 (2 × 715)	5670	2352	41,5	278	8,3	613	23,5	1+12 CI9	315	...
L-410 Turbolet	1969	CSRS	30	UACL-PT-6A-27	2 × 544 (2 × 730)	5700	2300	39,0	360	7,5	761	18,0	2+15	...	1160
Antonow An-28	1968	ZSRR	3	Gluszenkow TWD-10B	2 × 730 (2 × 960)	5800	2200	37,5	350	10,3	528	14,0	2+15 (20)	375	1300
CASA 212 Aviocar	1970	Hiszpania	(136)	Garret AiResearch TPE-331-201	2 × 533 (2 × 715)	6300	2800	44,5	315	9,2	826	21,3	2+16	480	1760
IAI-101 Arava	1969	Izrael	50	UACL-PT-6A-27	2 × 544 (2 × 730)	6803	2804	42,0	311	6,7	804	12,7	2+20	280	1306

Uwaga: 1) wszystkie typy BN-2; 2) pojemność kabiny i przedziału towarowego

Rys. 19. Cena jednego kg masy użytkowej w dol. USA: a) samoloty tłokowe, b) samoloty turbośmigłowe



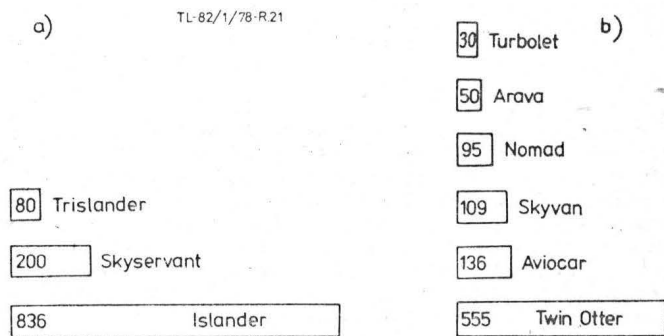
Rys. 20. Prędkość wznoszenia m/s (samoloty turbośmigłowe)



równanie wskaźników zawartych w rysunkach może doprowadzić do fałszywych wniosków. Musi być ono przeprowadzone w sposób uwzględniający funkcję samolotu. Wskazane jest, aby samoloty scharakteryzowane w tablicy 1 oraz w wymienionych wykresach podzielić na trzy podstawowe grupy.

Do pierwszej z nich w klasie samolotów tłokowych należy zaliczyć angielski BN-2 Islander, a w grupie turbośmigłowych — australijski GAF Nomad N-22. Każdy z tych samolotów charakteryzuje się bardzo lekką konstrukcją i względnie małą mocą silników. Dlatego też BN-2 i N-22 mają najwyższe wskaźniki stosunku masy użytecznej do masy całkowitej, jednostkowej pracy przewozowej i ceny 1 kg masy użytecznej (udźwigu całkowitego). Natomiast mają najniższą prędkość wznoszenia. Z analizy tych wskaźników wynika, iż zadaniem dla tych samolotów jest transport, po możliwie niskiej cenie pasażerów lub frachtu, natomiast do startu i lądowania samolot taki musi mieć lepiej przygotowane lotnisko, przelot zaś wymaga możliwie normalnych warunków atmosferycznych.

Ryś. 21. Produkcja lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL w sztukach: a) samoloty tłokowe, b) samoloty turbośmigłowe



Zarówno Islander jak i Nomad są najtańszymi samolotami w swych klasach. Niski koszt zakupu i eksploatacji sprawia, iż w państwach kapitalistycznych wśród lekkich samolotów pasażersko-towarowych komunikacji lokalnej Islander ma największy zbył.

Przedstawicielami drugiej grupy są: angielski tłokowy Short Skyvan oraz radziecki turbinowy An-28. An-28 przystosowany jest do startu i lądowania na mało przygotowanych lotniskach, w różnych strefach geograficznych i pogodowych: od Arktyki do stepów Turkiestanu i wysokogórskich lądowisk Pamiru i Hindukuszu. Samolot ten musi zatem, podobnie jak Skyvan, mieć bardzo mocną konstrukcję, niezawodność zapewniającą mu maksimum bezpieczeństwa lotu, dobre właściwości pilotażowe na małych prędkościach, ponadto musi on być wyposażony w zespoły napędowe umożliwiające bardzo krótki start i lądowanie (rozbieg An-2 wynosi ok. 180÷200 m). Dlatego też pod względem wartości wskaźników ciężaru użytecznego oraz jednostkowej pracy przewozowej ustępuje on znacznie Nomadowi, ale ma największe wznoszenie ze wszystkich obecnie produkowanych lub opracowywanych lekkich pasażersko-towarowych samolotów (wznoszenie dla Nomada N-22 — 6,5 m/s, podczas gdy dla An-28 — 10,3 m/s) [4, 5].

Trzecią pośrednią grupę lokalnego transportu STOL, stanowią maszyny, które w swym założeniu muszą mieć zarówno zadowalające własności krótkiego startu, jak i dobre wskaźniki ekonomiczne.

Samoloty te charakteryzują się wskaźnikami o wartościach średnich. Są to samoloty cieszące się obecnie największym popytem w krajach kapitalistycznych, zwłaszcza zaś w państwach Trzeciego Świata, gdzie pełnią funkcję „konia roboczego”. Najpopularniejszym reprezentantem tej grupy jest kanadyjski samolot DHC-6 Twin Otter — rekordzista pod względem wielkości i wartości sprzedaży.

LITERATURA

1. A. GLASS i W. SZEWCZYK: Latające furgonetki, *BILL*, nr 4 1967, s. 18÷27.
2. Third level and regional air transport. Air Transport Group Symposium, paper nr 480, 23.02. 1977.
3. PH. FOREMAN.: The market for small airliners to the early eighties. *Aeronautical Journal*, April 1977, s. 171÷176.
4. International business jet and turboprop directory. *Flight*, 14.01. 1978, s. 118÷129.
5. Russian test STOL twin-engine An-28. *Aviation Week*, 20.06.1977, s. 41÷42.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W numerze 9/78 naszego czasopisma zostaną opublikowane m.in. następujące materiały:

- Seminarium aero-agro'78 — A. Glass,
- Dziś i jutro samolotów rolniczych — W. Waśkowski,
- Pierwsze samoloty rolnicze w Polsce i ich zastosowanie — J. A. Żurański,
- Napędy samolotów rolniczych o udźwigu 1000÷2000 kg — J. Kucharski,
- Urządzenie lądowisk dla celów agrolotniczych — F. Kaźmierczyk,
- Nowa organizacja ruchu lotniczego nad północnym rejonem Atlantyku — A. Mokrowiecki,
- Optymalizacja struktury taboru PLL LOT dla potrzeb międzynarodowej komunikacji pasażerskiej — A. Kieźelis,
- Samolot rolniczy Rockwell/Ayres Turbo-Thrush USA — T. Makowski,
- Samolot rolniczy Grumman/Frakes Turbo-Cat USA — T. Makowski.

Problem wirów zaskrzydłowych (II)

Mgr inż. JAN STASZEK

W artykule przedstawiono genezę wirów zaskrzydłowych oraz ich rozwój aż do rozpadnięcia się. Omówiono ich wpływ na ruch na lotniskach oraz na samoloty wlatujące w przestrzeń zawirowaną. Przedstawiono również niektóre metody badań oraz możliwości przeciwdziałania ujemnym skutkom. Z przedstawionych materiałów wynikają wnioski dotyczące zarówno konstrukcji samolotów i metod ich użytkowania jak i konieczności prowadzenia następnych badań teoretycznych i doświadczalnych.

Badania przylotniskowe

Rozpad i rozpraszanie wirów są dziedziną badań mającą naukowe i operacyjne implikacje. Problemy naukowe obejmują naturę i pochodzenie niestateczności, znaczenie zakłóceń zewnętrznych i wzajemne oddziaływanie na siebie pary wirów. Operacyjne implikacje obejmują poznanie mechanizmu rozpadu wirów, co może doprowadzić do sterowanego, sztucznego ich likwidowania. Problem omijania zawirowanych obszarów może być rozwiązany jedynie przez dobre rozpoznanie teoretycznego ruchu i rozpraszania się wirów, a w konsekwencji również i sposobów do wyznaczenia miejsc ich istnienia. Zagadnienie jest więc bardzo złożone i niełatwe do rozwiązania.

W wyniku badań opracowano specjalne urządzenie radarowe do badania przepływu powietrza w obszarze zawirowanym za samolotem, stosując dwie podobne metody (rys. 18).

Pierwsza z nich — to wprowadzenie do przepływu wirowego cząsteczek odbijających promienie radarowe, w celu określenia powstawania, rozwoju i rozpadu wirów za pomocą analizy zapisu odbicia. Dla uzyskania echa radarowego użyto jako cząsteczek odbijających jodku srebra, którego roztwór w acetonie był spalany w odpowiednich palnikach.

Druga metoda polega na pomiarach obszarów zawirowanych w warunkach padającego śniegu, którego kryształy służą do uzyskiwania echa radarowego. Podejmowane są próby precyzyjnego pomiaru prędkości wirowania oraz średnicy rdzenia i całego wiru za pomocą aparatury podobnej do przyrządów do pomiaru prędkości samochodów.

Zarówno w pierwszej, jak i w drugiej metodzie uzyskano dobre wyniki pomimo obawy zniekształcenia danych pomiarowych przez działanie sił odśrodkowych. Nie określono wprawdzie zniekształcenia samego wiru przez zabudowane na końcu skrzydła urządzenia do wytwarzania cząstek dających echo radarowe, jednak nie wydaje się, aby to zniekształcenie mogło być duże.

Zastosowanie do pomiaru wirów dopplerowskiego systemu lasera dało wyniki podobne jak i użycie metod radarowych.

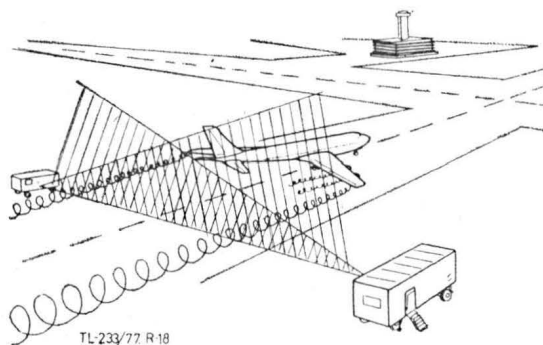
Firma Boeing przeprowadziła w połowie roku 1969 próby porównawcze do określenia zachowania się wirów zaskrzydłowych za samolotami B-747 i B-707. Wykonano również próby z CV-990 oraz F-86, włączając program obejmujący podejście do lądowania do określenia wpływu ziemi na zawirowania. Stwierdzono, że dynamiczny wpływ zakłóceń na samoloty poprzedzane jest zasadniczo taki sam i wyciągnięto wniosek, że zarówno Jumbo Jet jak i Herkules nie stanowią nowego, specjalnego zagrożenia. Do opinii tej należy podchodzić z pewną rezerwą, ponieważ celem prób było otwarcie drogi dla B-747 i nie obejmowały one samolotów mniejszych i o mniejszym obciążeniu powierzchni.

Stwierdzono również, że zachowanie różnicy poziomów 300 m pomiędzy samolotami całkowicie zabezpiecza samolot poprzedzany od wpływu przestrzeni zawirowanej wytworzonej przez poprzednika. Para wirów obniża się tylko o określoną wysokość nie przekraczającą 270 m przed całkowitym rozproszeniem się. Na podejściu do lądowania nie zaobserwowano silnych wirów stwierdzając, że w pobliżu pasa startowego obszar zawirowany jest stosunkowo łagodny.

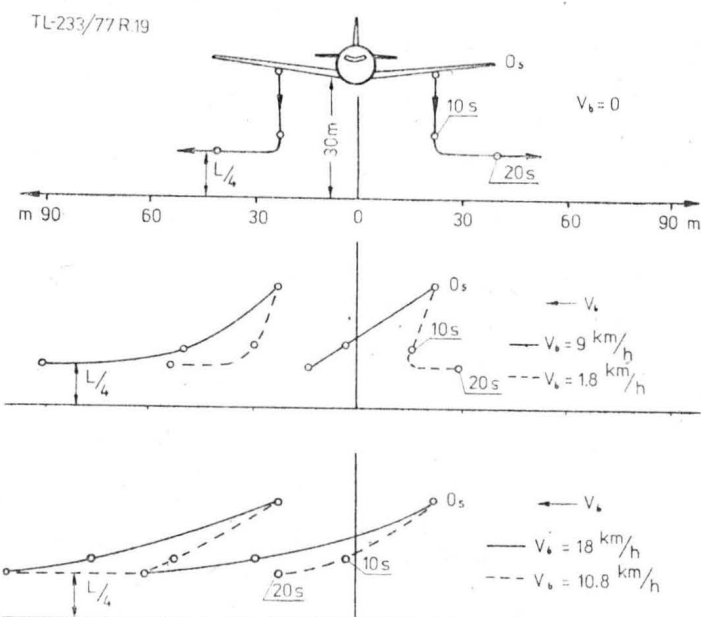
Odnośnie do przemieszczania się zakłóceń na terenie lotniska zaobserwowano, że przy wietrze bocznym o prędkości do 9 km/h (2,5 m/s) wiry, zarówno na podejściu do lądowania, jak i przy starcie, rozchodzą się na boki z przesunięciem zgodnym z kierunkiem wiatru. Jednak już przy prędkości bocznego wiatru równej 3 m/s obydwa wiry są całkowicie znoszone przez wiatr, jak to pokazuje załączony wykres wyników pomiarów (rys. 19).

Nie przypuszczano, że tak niewielki wiatr może mieć aż tak duży wpływ na obszar zawirowany, mający przecież dużą energię. Jest to również ważna wskazówka dla samolotów rolniczych, wykonujących prace chemiczne nad polami. Czynnika tego nie uwzględniano w dostatecznym stopniu zarówno przy badaniach rozkładu chemikaliów wszere obrabianego pasa, jak i przy wykonywaniu samych, roboczych prac chemiczacyjnych, przy których decydującym elementem o technice nalotów był najdłuższy kierunek obrabianego pola, a nie kierunek panującego wtedy wiatru. Prawidłowy rozkład chemikaliów można uzyskać tylko wtedy, gdy naloty robocze będą się odbywały dokładnie w łozu wiatru.

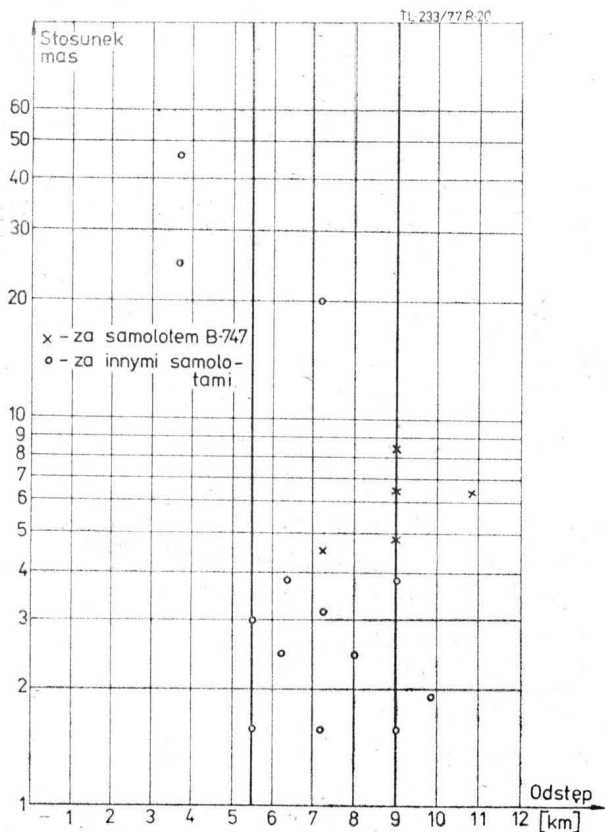
Na rysunku 20 podano graficznie wypadki z roku 1972 uwzględniając stosunek mas samolotu poprzedzającego do poprzedzanego w zależności od odstępów pomiędzy nimi. W 18 wypadkach zakwalifikowanych jako skutek oddziaływania wirów zaskrzydłowych, aż 5 nastąpiło za dużym B-747. Biorąc pod uwagę proporcję obciążenia operacji lotniskowych tym samolotem, daje to pięciokrotnie większe niebezpieczeństwo niż przy samolotach mniejszych. Wobec tego, że trzy wypadki zdarzyły się przy odstępie poziomym 900 km a tylko jeden przy odległości 10 800 wprowadzono w marcu 1974 r. jako obowiązkującą odległość za samolotami B-747 równą 10 800 m, zwracając jednocześnie uwagę pilotów na konieczność unikania wirów zaskrzydłowych za dużymi i ciężkimi samolotami. Od tego czasu poważnych wypadków nie było.



Rys. 18. Zastosowanie lasera do lokalizacji wirów



Rys. 19. Wpływ bocznego wiatru na przemieszczanie się wirów blisko ziemi



Rys. 20. Wyypadki w 1972 roku

W celu opracowania wskazówek dla personelu zarządzającego ruchem lotniczym i zwiększenia bezpieczeństwa lotów oraz wygody pasażerów należy wyeliminować możliwość przypadków, w których może zagrażać napotkanie przez lądujący lub startujący samolot obszaru zawirowań wytworzonych przez samolot poprzedzający. Zastosowanie odpowiednich odstępów w ruchu lotniczym oraz właściwej procedury dla różnych samolotów pozwala na osiągnięcie tego celu.

Dla uproszczenia zadania założono, że samolot poprzedzający ma większe wymiary i masę niż samolot lecący za nim, oraz przyjęto, że na podział na kategorie mają wpływ dwa podstawowe parametry:

- rozpiętość samolotu poprzedzanego (leżącego za swoim poprzednikiem), i
- obciążenie powierzchni samolotu poprzedzającego, wytwarzającego obszar zawirowań stanowiący określony stopień ryzyka dla samolotu poprzedzanego.

Propozycję podziału na dwie kategorie podano na rys. 21. Granica przebiega w przybliżeniu przy 35 t masy całkowitej samolotu.

Na rys. 22c pokazano schematycznie niebezpieczny obszar na podejściu do lądowania. Nie spotyka się na ogół przypadków, gdy poprzedzany samolot leci poniżej lub bezpośrednio w strefie zawirowań. Należy przy tym zauważyć, że napotkanie zawirowań może nastąpić na wysokości $\frac{1}{4}$ do $\frac{1}{2}$ rozpiętości samolotu poprzedzającego, co powinno dać pilotowi dostateczny margines czasu do zareagowania i odzyskania równowagi samolotu, oczywiście w przypadku, gdy zakłócenia nie są zbyt wielkie.

Ponieważ trwałość wirów i ich położenie poprzeczne są funkcją składowej prędkości wiatru prostopadłej do pasa startowego, należy zastosować odpowiednią ostrożność i procedurę, gdy ta składowa nie przekracza 9 km/h. Jeden z warkoczy wirowych może wtedy utrzymywać się nad pasem startowym przez okres do 5 minut.

Przy starcie małego samolotu za dużym poprzednikiem z tego samego miejsca (początek pasa) możliwość natrafienia na silne zawirowania jest raczej niewielka, ponieważ z reguły lekki samolot ma znacznie mniejszą długość startu oraz większy kąt wznoszenia. Mały, lekki samolot napotyka więc jedynie na umiarkowane zawirowania, zaś odejście po starcie na bok umożliwia całkowite uniknięcie wirów silnych, jakie powstają w końcowej fazie startu samolotu ciężkiego (rys. 22b). Przypadek, gdy mały samolot może

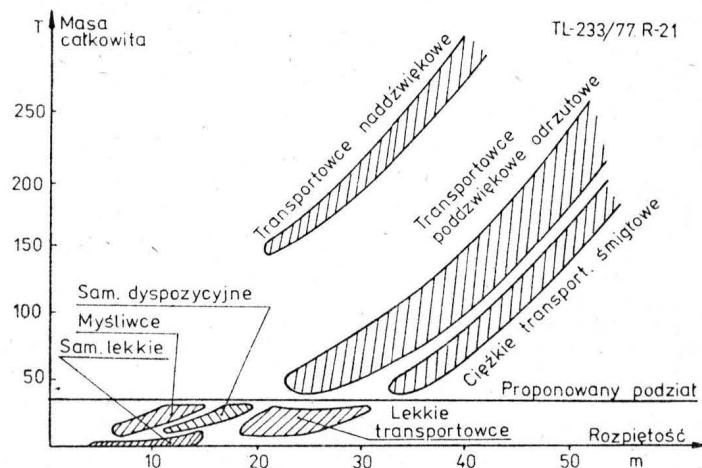
znaleźć się pod torem lotu dużego poprzednika (rys. 22a) może zdarzyć się przy starcie z przeciwnych końców pasa (przy braku wiatru) i dlatego taką ewentualność należy zdecydowanie wyeliminować.

Z przeprowadzonych badań wynika, że przy starcie bezpiecznym odstępem pomiędzy dwoma kolejnymi samolotami jest 5 km, zaś przy lądowaniu 8 km oczywiście z wyjątkiem B-747 i C 5A, dla których odstęp te wynoszą odpowiednio 8 i 11 km.

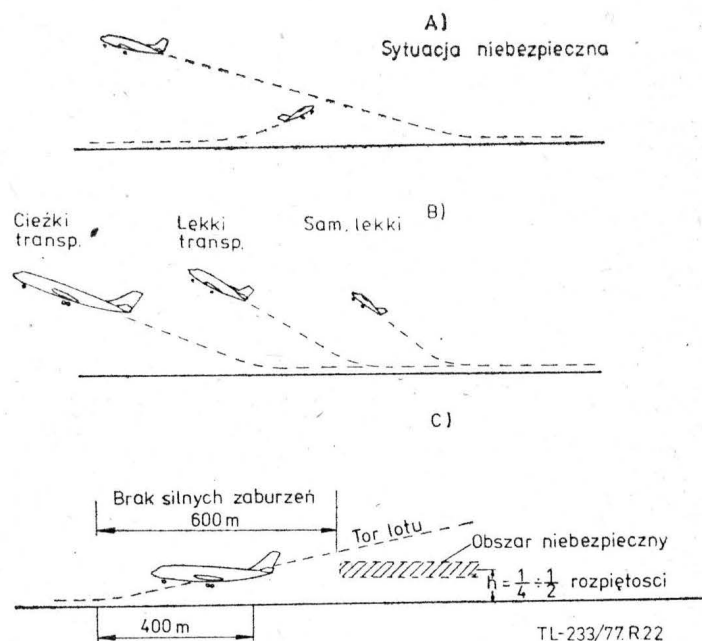
Tłumienie i rozpraszanie zakłóceń wirowych

Przed swoim rozpadem wir jest w stanie bardzo niestatecznym. Oznacza to w praktyce, że zakłócenia atmosferyczne i niewielkie nawet manewry samolotu wpływają na skrócenie czasu rozpadu. Po przerwaniu i rozproszeniu się wiru, jego część za samolotem wydłuża się znowu dopóki nie nastąpi nowe przerwanie i rozpad. Aczkolwiek przyspieszenie rozpadu wirów byłoby dobrym rozwiązaniem, to musielibyśmy uwzględnić duże zapasy bezpieczeństwa, być może mierzone w kilometrach, dodając je do dopuszczalnej odległości wzajemnego zbliżenia, aby zapewnić spokojny lot.

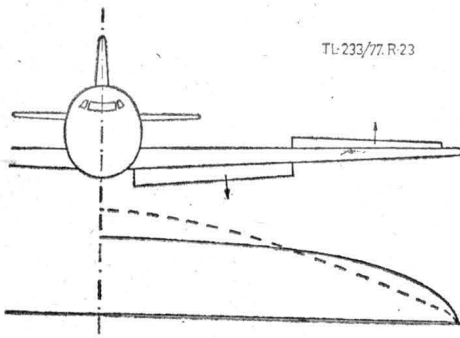
Większość urządzeń proponowanych do przyspieszenia rozpadu wirów było opartych na próbach wprowadzenia niestateczności do ich budowy. Zwykle wprowadzały one symetryczne oscylacje wychyleń klap i lotek, powodujące zmiany średnicy rdzeni wirów i panującego w nich ciśnienia. Takie aktywne koncepcje są jednak nieatrakcyjne ponieważ pociągają za sobą problemy wibracji, zmęczenia, zużycia, powiększenia mocy itp. Wymagają one poza tym



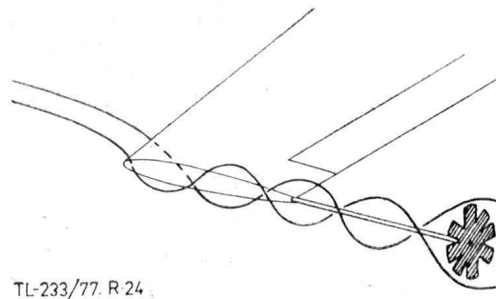
Rys. 21. Propozycja podziału na kategorie



Rys. 22. Sytuacja na lotnisku

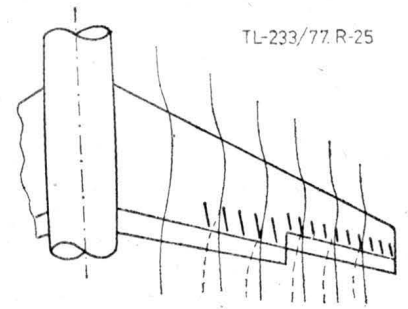


Rys. 23. Zakłócenia stateczności wiru drogą oscylacyjnego wychylenia sterów



TL-233/77.R.24

Rys. 24. Działanie rozpraszaczy



Rys. 25. Działanie płytek prostujących przepływ

urządzeń zabezpieczających w przypadku uszkodzenia systemu, oraz mogą oddziaływać negatywnie na sterowanie i na maksymalny współczynnik siły nośnej (rys. 23).

Innym sposobem wprowadzenia niestateczności do systemu wirów zaskrzydłowych jest lot falowy, powodujący okresowe zmiany doprowadzania energii do wirów przez zmiany obciążenia skrzydeł. Sposób ten jest jednak nie do przyjęcia dla samolotów pasażerskich.

Z powyższych więc powodów głównym kierunkiem działania dla osłabienia intensywności wirów jest modyfikacja ich struktury jeszcze przed ich zwinieniem się. Prowadzi to w efekcie do zwiększenia średnicy rdzenia i angażuje obracającą się z mniejszymi prędkościami większą masę powietrza.

Przykładem skutecznego, lecz mniej praktycznego urządzenia do rozpraszania są tzw. rozpraszacze (*splines*) przedstawione na rys. 24. Są one zamontowane po obydwu stronach w osiach wirów w odległości około jednej cięciwy za skrzydłem. Urządzenie jest prymitywne i o dużym oporze, ponieważ dwa rozpraszacze mają prawie taki sam opór, co i stojące śmigło czterosiłnikowego samolotu. Udowodniono jednak, że zakłócenia wirowe mogą być złagodzone.

Próby wykonane w zbiorniku wodnym z modelem samolotu B-747 z rozpraszaczami zamontowanymi w wirach brzegowych wykazały, że prędkość krążenia wirów została zmniejszona czterokrotnie. Próby w locie z samolotem DC-4 (poprzednikiem) i samolotem Piper-Cherokee wykazały, że odstęp między tymi samolotami można zmniejszyć z 5400 do 450 m, zachowując dla zapewnienia sterowności Pipera Cherokee połowę dysponowanego wychylenia lotek. Podobne próby wykonano z modelem samolotu Lear Jet ciągniętym za modelem B-747 w zbiorniku wodnym przy czym moment wywierany na tylny samolot był mierzony bezpośrednio. Okazało się, że w przeliczeniu na warunki rzeczywiste (w pełnej skali) moment ten, w odległości 2700 m za samolotem B-747 był o połowę mniejszy niż bez rozpraszacza.

Innym sposobem wpływania na tworzenie się wiru zaskrzydłowego jest modyfikowanie warstwy wirowej, w celu zmniejszenia jej energii. Metoda polega na ustawieniu na powierzchni skrzydła blisko krawędzi spływu szeregu płytek (zwykle trójkątnych), ustawionych pod takim kątem do kierunku miejscowego przepływu, aby odchylały one strugi, powodując odwrotne krążenie w miejscowym wirze odrywającym się z krawędzi spływu, niżby to wynikało z przepływu nie odchylonego rys. 25. Najlepszym rozwiązaniem byłoby oczywiście takie odchylenie strug, aby przy odrywaniu się z krawędzi spływu były one do siebie równoległe na największej części rozpiętości skrzydła. Przeszkadza to tworzeniu się wirów na krawędzi spływu i zasilaniu wiru brzegowego energią związaną z warstwą wirowej. W praktyce można się tylko zbliżyć do takiego rozwiązania, ale uzyskane dotąd wyniki są zachęcające. Badania w zbiorniku wodnym wykazały, że zastosowanie takich ustawionych skośnie płytek (*vortex generators*) przy samolocie B-747 w konfiguracji gładkiej (schowane kłapy i podwozie) zmniejszyło maksymalną prędkość styczną do ok. jednej czwartej w odległości 4300 m (dla skali 1:1). Na rys. 26 pokazano zmniejszenie współczynnika momentu przechylającego przy różnych stosunkach rozpiętości samolotu tylnego do przedniego w stosunku do samolotu bez płytek. Podobne badania wykonano na samolocie B-747 z kłapami wychylonymi do lądowania i wtedy okazało się, że generatory wirów nie są skuteczne, co generalnie podważa sens ich stosowania, gdyż w fazie lądowania są one najbardziej potrzebne.

Przerwywane w wersji pokazanej na rys. 27 zostały zbadane przez NASA na B-747 w zbiorniku wodnym i okazały

się bardzo skuteczne: w odległości 2,7 km moment przechylający wywierany na samolot Lear Jet został zmniejszony pięciokrotnie i do zachowania równowagi wystarczyła połowa wychylenia lotek. Różnica jest bardzo duża w porównaniu do obecnie dopuszczalnej odległości zbliżenia równej 10 800 m. Przerwywacze można łatwo rozwiązać konstrukcyjnie w koncepcji chowanej i wtedy wydają się być bardzo obiecującą możliwością na przyszłość. Warto tutaj dodać, że przy początkowych badaniach przerwywaczy o innych rozwiązaniach i rozmieszczeniach nie uzyskiwano dobrej skuteczności oddziaływania na wiry zaskrzydłowe. O ile przy konfiguracji gładkiej skrzydła efekt był pozytywny, to przy wychylonych kłapach i wypuszczonym podwoziu nie otrzymano zadowolających wyników.

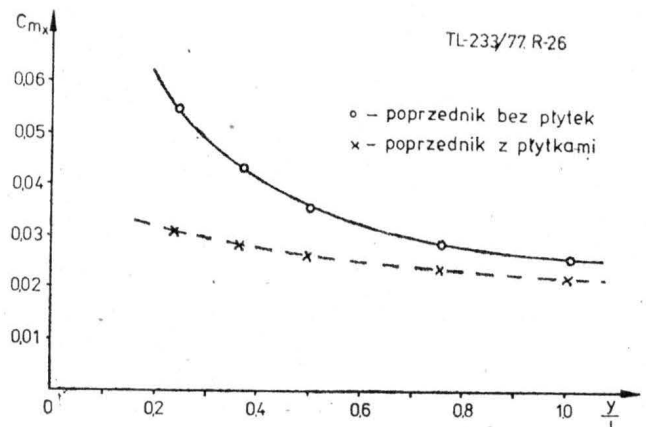
W poszukiwaniu metod zmniejszenia intensywności wirów zaskrzydłowych przeprowadzono studia i badania nad wpływem załamania końca skrzydła ku dołowi na energię obszaru zakłóconego.

Jako rezultat otrzymano następujące wnioski:

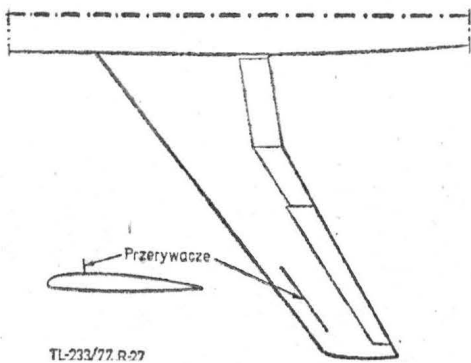
- przy kątach załamania końca skrzydła o ok. 90° tworzą się dwa oddzielne wiry: jeden na końcu skrzydła, zaś drugi w miejscu załamania;
- maksymalna energia zwinionego wiru brzegowego zmniejsza się, gdy załamanie rośnie od 0° do 110° ;
- maksymalna energia zwinionego wiru w miejscu załamania zwiększa się, gdy kąt załamania rośnie od 20° do 110° ;
- rozkład cyrkulacji w obydwu wirach jest podobny i sprowadza się do ogólnych funkcji opartych na równaniach Navier-Stokesa;
- rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości jest jakościowo miarodajny dla umiejscowienia i energii zwinionych wirów;
- kąt załamania ok. 90° daje najmniejszą wartość prędkości indukowanych w całkowitym, kombinowanym systemie wirowym.

Koncepcja ta jest o tyle niewygodna, że załamanie końców skrzydeł ku dołowi jest niekorzystne konstrukcyjnie ze względu na konfigurację do lądowania (i startu) (rys. 28).

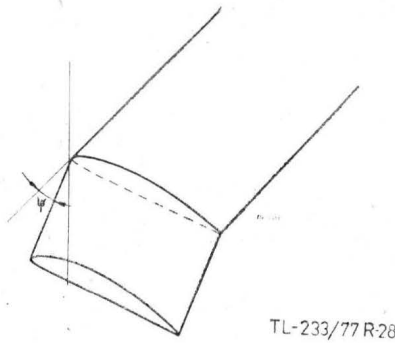
Zakończenie skrzydeł, a nawet kłap ma bardzo istotne znaczenie przy tworzeniu się wiru zaskrzydłowego. Wir odrywający się z końca skrzydła jest przyczyną nierównoległości przepływu i jądrem kumulującym następnie energię



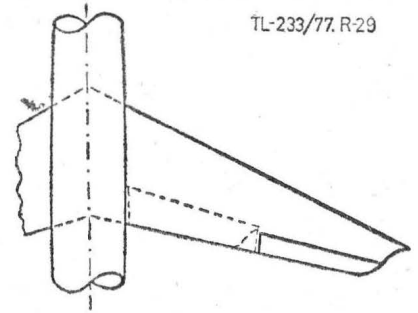
Rys. 26. Zmniejszenie momentu M_x w zależności od stosunku rozpiętości samolotu poprzedzanego do rozpiętości samolotu poprzedzającego



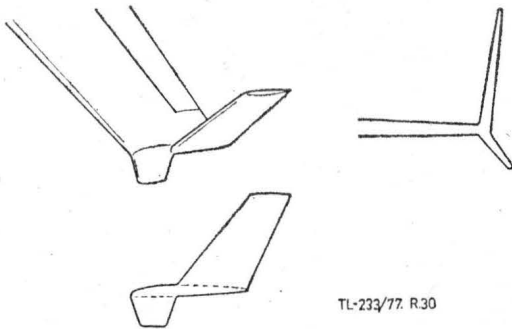
Rys. 27. Umieszczenie przerywaczy



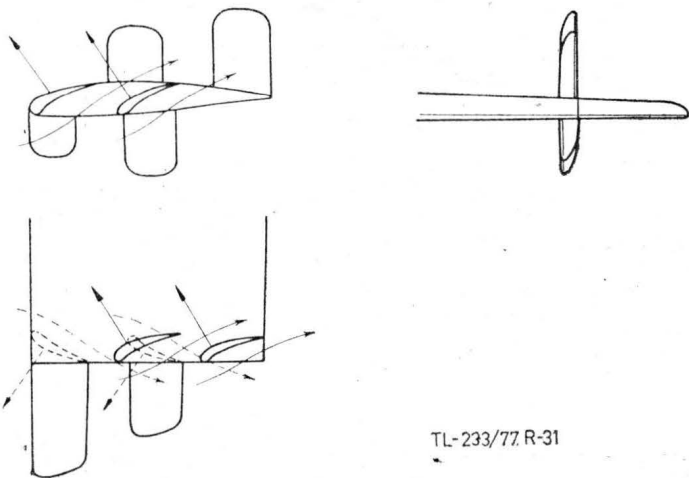
Rys. 28. Załamanie skrzydła



Rys. 29. Ostrołukowe zakończenie skrzydła



Rys. 30. Skrzydzelka Whitcomba (winglets)



Rys. 31. Układ skrzydełek rozpraszający wir

całej warstwy wirowej. Zmniejszenie wiru brzegowego wpływa bardzo wydatnie na tworzenie się i energię całego wiru zaskrzydłowego. Przeprowadzone przez firmę Sikorsky studia nad kształtem zakończenia wykazały, że najskuteczniejszą formą do zmniejszenia wiru jest pokazany na rys. 29 kształt ostrołukowy. Badania wykazały, że zastosowanie takiego zakończenia może zmniejszyć prędkość na obwodzie rdzenia wiru do jednej czwartej. Wydaje się, że nawet trójkątne zakończenie dałoby bardzo wyraźną poprawę.

Zaproponowane przez Whitcomba (rys. 30) powierzchnie na końcach skrzydła *winglets* do zmniejszenia oporu indukowanego mają również wpływ na zmniejszenie energii wiru. Wydaje się jednak, że znacznie skuteczniejsze byłoby wykorzystanie tworzącego się wiru, który i tak powstanie, do zmniejszenia oporu indukowanego skrzydła przez umieszczenie kilku skrzydełek ustawionych pod odpowiednim kątem w różnych płaszczyznach, co pokazano na rys. 31. Można wtedy zmniejszyć całkowity opór indukowany skrzydła przez odchylenie strug tak, aby były one bardziej równoległe do płaszczyzny symetrii skrzydła. Jednocześnie skrzydzelka te dawałyby wypadkową siłę aerodynamiczną,

skierowaną ku przodowi, zmniejszając opór skrzydła. Dla tworzącego się wiru brzegowego efekt działania takich skrzydełek przejawia się w postaci większej turbulencji oraz zmniejszenia prędkości stycznych na obwodzie rdzenia, z powodu zwiększenia jego średnicy. Działanie tak ustawionych skrzydełek kumuluje koncepcję rozpraszaczy (*splines*), skrzydełek Whitcomba (*winglets*) i zmodyfikowanego zakończenia skrzydła.

Przeprowadzono również analizę możliwości modyfikacji oddziaływania ziemi na zachowanie się wirów. Taką modyfikację można spowodować odsysaniem powietrza z nad pasów startowych. Odsysanie takie niejako „usuwa” ziemię i w ten sposób pozwala wirom przesuwac się nie poziomo na boki, a raczej ku dołowi do szczelin odsysających. Koncepcyjny schemat przedstawia umieszczenie dwóch lub wielu szczelin wzdłuż pasa startowego. Kanały odprowadzające zasysane powietrze są oczywiście połączone z maszynami ssącymi.

Komputerowa symulacja takiego schematu wskazuje na następujące cechy koncepcji:

- najskuteczniejsza sytuacja powstaje przy braku wiatru i gdy wir jest bardzo silny, np. wytworzony przy starcie B-747. W tych warunkach wir przesuwający się swoim własnym indukowanym ruchem stosunkowo łatwo zassać do szczeliny;

- najmniej korzystne warunki są przy „miękkim” wirze o dużej turbulencji i średnicy oraz przy wietrze przekraczającym 9÷10 km/h;

- dla wessania w ciągu 70 s wiru znajdującego się na wysokości 30 m nad ziemią wystarcza prędkość powietrza w szczelinach rzędu 3 m/s. Prędkość ta nad pasem startowym jest rzędu 0,3 m/s;

- przy szczelinach o wymiarach $0,3 \times 3 \cdot 10^4 \text{ m}^2$ w sumie zapotrzebowana moc wynosi 1500 kW, przy czym zwiększenie mocy silników nie zmienia w sposób istotny czasu potrzebnego do wyssania wiru przy wylocie równym jednej trzeciej przekroju szczelin;

- koncepcja daje możliwości uboczne, umożliwiające zastosowanie odsysania do oczyszczania pasów ze śniegu i do usuwania przyziemnej mgły.

Zakończenie

Tworzenie się wirów zaskrzydłowych jest wdzięcznym polem do badań i zawiera jeszcze wiele pytań, na które dotąd nie znaleziono odpowiedzi. Rola warstwy przyściennej, zaburzenia przy zwijaniu się warstwy wirowej, wpływ skosu, kształtu i obciążenia skrzydeł na rozwój wirów oraz wymiarowanie ich parametrów w zależności od czasu, przestrzeni i geometrii skrzydła będą mogły po ich bliższym poznaniu stanowić podstawę do późniejszego kontrolowania i sterowania wirami.

Sterowanie wirami zależy od poznania charakteru przepływów ośrodka związanych z tworzeniem się zakłóceń i od opracowania wyposażenia i techniki kształtowania tych przepływów. Dużo uwagi należy poświęcić procesowi tworzenia się wirów przez przeciwdziałanie zwijaniu się warstwy wirowej, zanim utworzy ona jeden silny wir brzegowy.

Określenie rzeczywistej lepkości burzliwości wirowej jest osobnym, ważnym problemem, ponieważ nie ulega wątpliwości, że parametry atmosfery, jej stateczność i poziom burzliwości mają istotny wpływ na zachowanie się, trwanie i rozpad obszaru zawirowanego.

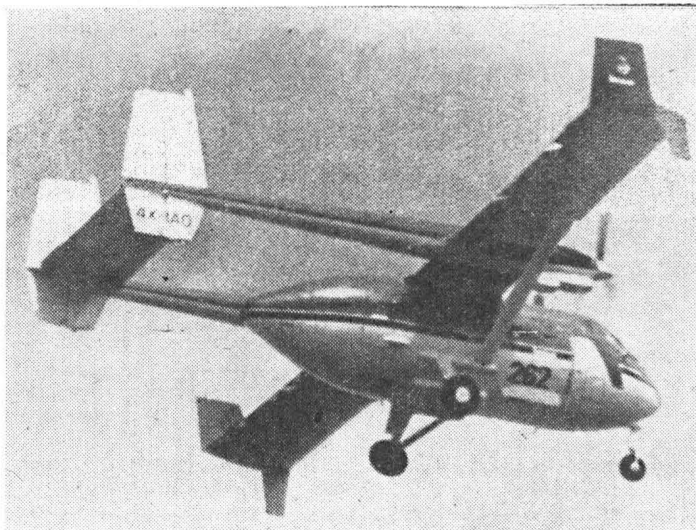
Samoloty ze skrzydełkami Whitcomba

Ostatnio zaczyna cieszyć się dużym powodzeniem udoskonalony rodzaj brzegowych płata, skrzydełka Whitcomba (Richard Whitcomb — odkrywca reguły pól), które osłabiając intensywność wirów na końcach płata, zmniejszają jego opór indukowany.

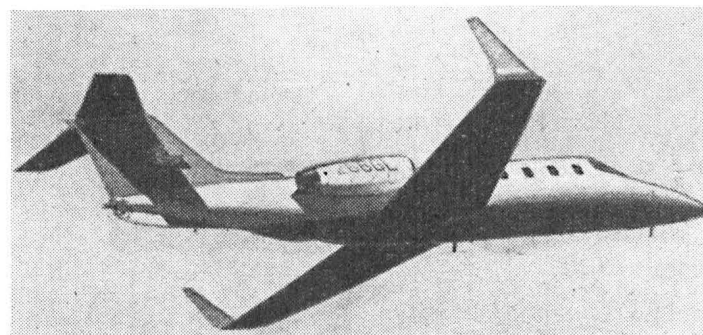
W październiku 1977 r. firma Boeing otrzymała od USAF zamówienie (wartości 1035 000 dol.) na wyposażenie samolotu — tankowca KC-135 w „skrzydełka” Whitcomba (zwanego *winglet*), w czym mają współpracować z firmą Boeing ośrodki badawcze NASA Dryden i Langley. Każde skrzydełko otrzyma dwa pionowe płaszczyzny (jedna skierowana do góry, druga do dołu) o wysokości 2,87 m i szerokości od 1,87 m u podstawy do 0,60 m na końcu i łącznej masie 134 kg. Wyposażenie pomiarowe skrzydeł (sondy ciśnienia, przyspieszeniomierze i tensometry) umożliwi dokładne wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych, stateczności oraz pola ciśnienia i rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości płata zmodyfikowanego samolotu. Przewidywany wzrost obciążeń w końcowej części skrzydeł wymagać będzie ich wzmocnienia oraz przystosowania do zmienionego rozkładu obciążeń układu sterowania aktywnego (mającego m.in. za zadanie zmniejszenie obciążeń samolotu w turbulentnej atmosferze). Przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym ośrodka Langley badania modelu samolotu KC-135 wykazały, że w warunkach przelotowych skrzydełka powodują wzrost doskonałości samolotu o 8%. Oznacza to, że w przypadku takiego samego stopnia wykorzystania samolotu KC-135, co w 1975 r., możliwe byłoby zaoszczędzenie 170 mln litrów paliwa. Próby w locie zmodyfikowanego samolotu mają rozpocząć się jesienią 1978 r., a zakończyć — na początku 1979 r. Warto tu dodać, że firma Boeing uczestniczy w programie Aircraft Energy Efficiency, którego celem jest zwiększenie ekonomii samolotów transportowych m.in. przez zastosowanie skrzydełek Whitcomba i aktywnego sterowania.

Również firma VFW-Fokker zamierza wyposażyć swój samolot VFW-614 w podobny układ skrzydełek. Z badań tunelowych modelu w skali 1:3,5 wynika, że w warunkach przelotowych mogą one zmniejszyć opór indukowany tego samolotu o 15%.

Układ podwójnych skrzydełek (uważany za klasyczny) zastosowano na prototypie nowej wersji samolotu IAI Arava — Arava 202 (rys. 1). Uzyskano na nim zmniejszenie oporów indukowanego o 20% przy kącie natarcia odpowiadającym warunkom wznoszenia. Dzięki temu możliwe było, bez zmiany mocy silników (550 kW), zwiększenie masy startowej samolotu o 10%, tj. z 6803 kg do 7643 kg. Natomiast w warunkach przelotowych nastąpiło nieznaczne zmniejszenie doskonałości, wskutek oporu własnego skrzydełek.



Rys. 1. Samolot IAI Arava 202



Rys. 2. Samolot Gates Learjet 28

Z innym rodzajem skrzydełek przeprowadza się próby na samolocie służbowym Gates Learjet 28 (rys. 2). Są to pojedyncze skrzydełka skierowane do góry; ich powierzchnia wynosi 0,55 m². Konstruktorzy nie podali uzyskanych wyników, zapowiadają jednak, że od sierpnia 1978 r. wszystkie wersje samolotów Learjet będą produkowane w zmodyfikowanej postaci.

W. K.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

W zeszytach 8/77 i 9/77 Biuletynu Urzędu Patentowego omówiono wynalazki zgłoszone przez Instytut Lotnictwa w Warszawie.

● W klasie B64C, pod numerem P.183594 opublikowano wynalazek W. Kurackiego: **Wagowe zawieszenie zewnętrznego zbiornika śmigłowca**, służące do pomiaru ilości środków chemicznych załadowanych do śmigłowca w wersji rolniczej. Do układu dźwigni dołączony jest cylinder wagi hydraulicznej. Wynalazek chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● W klasie B64D, pod numerem P.182201 wydrukowano treść wynalazku J. Parafiniuka i K. Dacewicza: **Urządzenie do pneumatycznego podtrzymywania ciśnienia** za pomocą pompy napędzanej turbiną pneumatyczną. Urządzenie według wynalazku, służące do opryskiwania w aparaturze agrolotniczej, ma elektryczno-hydrauliczny, nastawny czujnik, umożliwiający ustalenie dowolnego ciśnienia oraz zderzak

ograniczający otwarcie dławicy. Część hydrauliczna czujnika jest oddzielona membraną; zastosowano tu przesuwany grzybek i suwliwy trzpień, którego ruch jest ściśle ograniczony.

● W klasie F16K, pod numerem P.182213 opublikowano wynalazek J. Tarasiuka: **Membranowy zawór nadciśnieniowy**, mający zwłaszcza zastosowanie do cieczy chemicznych w lotnictwie rolniczym. W części korpusu, składającego się z dwóch elementów, umieszczona jest sprężyna w specjalnym kapturku, przesuwnym w półkorpusie. Między obydwojema elementami korpusu umieszczona jest membrana wsparta na kapturku oraz na wewnętrznej ścianie drugiego półkorpusu. Otwory w zewnętrznej ścianie półkorpusu służą do przepuszczania cieczy.

● W zeszytach 9 BUP, w klasie B29C, pod numerem P.183846 opublikowano zgłoszenie patentowe Instytutu Lotnictwa: **Sposób wydobycia z formy odlewów z żywicy che-**

moutwardzalnych, zwłaszcza odlewów precyzyjnych o skomplikowanych kształtach. Sposób ten polega na tym, że po utwardzeniu odlewu w formie wykonanej z tworzywa sztucznego rozpuszcza się ją w takim rozpuszczalniku, który nie działa na materiał odlewu. Wynalazcą jest H. Dobrzyński z Instytutu Lotnictwa.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Warszawa-Okęcie zgłosiła do ochrony wzór użytkowy projektu F. Borodzika, B. Szastewskiego i E. Kotwickiego, stanowiący agrolotniczą aparaturę z dwoma równoległymi pracującymi zbiornikami. Istota wynalazku polega na tym, że dwa zbiorniki połączone są przewodami, których jedne końce podłączone są do den zbiorników, zaś drugie końce łączą się z komorą rozdzielczą, mającą końcówkę załadowczą i wyjście na stronę ssącą pompy zespołu pompującego. Zgłoszenie omówiono w z. BUP nr 11/77 w klasie B64D, jako W.55551.

Obliczanie połączeń nitowych

Oznaczenia:

p_d — naciski dopuszczalne na ścianę otworu nitowego
 R_m — wytrzymałość na rozciąganie blachy
 R_t — wytrzymałość na ścinanie blachy
 k — współczynnik spiętrzenia naprężeń
 d — średnica nitu
 δ — grubość blachy
 $t_1, t_2, (at_2)$ — podziałki nitów
 i — liczba rzędów nitów

Rozpatrzone zostaną dwa przypadki obciążenia połączeń nitowych: rozciąganie w poprzek szwu, ścinanie wzdłuż szwu.

Rozciąganie w poprzek szwu

Szew o stałej podziałce t_1 (rys. 1).

Z warunku równej wytrzymałości złącza na rozciąganie blachy wzdłuż skrajnego rzędu nitów i na docisk otrzymujemy:

$$\frac{t_1}{d} = 1 + ik \frac{p_d}{R_m} \quad (1)$$

Graniczna nośność połączenia ze względu na rozciąganie blachy:

$$P_{nr} = \frac{R_m}{k} (t_1 - d) \delta \quad (2)$$

W przypadku braku osłabienia przez otwory nitowe

$$P_{cr} = R_m t_1 \delta \quad (3)$$

Względna wytrzymałość złącza wynosi więc:

$$\varphi_r = \frac{P_{nr}}{P_{cr}} = \frac{1}{k} \left(1 - \frac{d}{t_1}\right) = \frac{1}{\frac{1}{i} \frac{R_m}{p_d} + k} \quad (4)$$

Szew o różnej podziałce nitowej (rys. 2)

Wewnętrzne rzędy nitów mają podziałkę t_2 ; zewnętrzne (pierwszy i ostatni) podziałkę at_2 .

W tym przypadku siła rozrywająca blachę wzdłuż zewnętrznego rzędu nitów (na długości podziałki at_2) wynosi:

$$P_{nr} = \left(a \frac{t_2}{d} - 1\right) \frac{d \cdot \delta \cdot R_m}{k} \quad (5)$$

Graniczna siła ze względu na dociski (na długości at_2):

$$P_d = [2 + (i - 2)a] \cdot d \cdot \delta \cdot R_m \quad (6)$$

Z warunku $P_{nr} = P_d$ otrzymujemy

$$\frac{t_2}{d} = \left(\frac{2}{a} + i - 2\right) \frac{k \cdot p_d}{R_m} + \frac{1}{a} \quad (7)$$

Analogicznie jak (4) względna wytrzymałość połączenia wynosi:

$$\varphi_{1r} = \frac{1}{k} \left(1 - \frac{d}{at_2}\right) = \frac{1}{\frac{1}{2 + a(i - 2)} \frac{R_m}{p_d} + k} \quad (8)$$

Na bazie wzorów (4) i (8) otrzymujemy stosunek:

$$k \varphi_r = \frac{\varphi_{1r}}{\varphi_r} = \frac{\frac{1}{i} \frac{R_m}{p_d} + k}{\frac{1}{2 + a(i - 2)} \frac{R_m}{p_d} + k} \quad (9)$$

Ze wzoru powyższego wynika, że w przypadku, gdy $a > 1, i > 2, k \varphi_r > 1$.

Rozpatrzmy ograniczenia jakie należy nałożyć na $\frac{t_2}{d}$ i a .

Granica wytrzymałości złącza na rozrywanie wzdłuż wewnętrznego rzędu nitów przy założeniu, że pracują dwie grupy blach (2δ) wynosi:

$$P'_p = 2\delta \frac{R_m}{k} (t_2 - d) = 2 \left(\frac{t_2}{d} - 1\right) \frac{d \cdot \delta \cdot R_m}{k} \quad (10)$$

Aby nośność blachy wzdłuż zewnętrznego i wewnętrznego rzędu nitów była jednakowa, musi zachodzić:

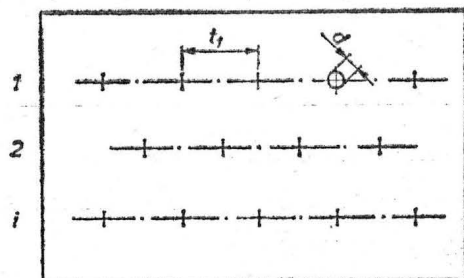
$$a \cdot P'_p \geq P_{nr} \quad (11)$$

stąd otrzymujemy:

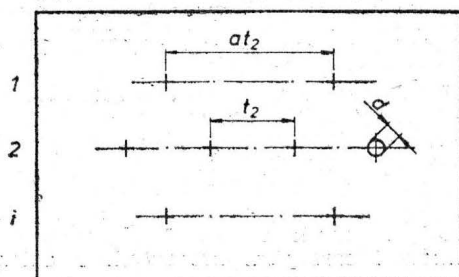
$$\frac{t_2}{d} \geq 2 - \frac{1}{a} \quad (12)$$

Z drugiej strony z warunku nacisków dopuszczalnych wynika:

$$\frac{t_2}{d} \leq \left(\frac{a}{2} + i - 2\right) \frac{k \cdot p_d}{R_m} + \frac{1}{a} \quad (13)$$



TL-93/3/78-R1



TL-93/3/78-R.2

Z (12) i (13) otrzymujemy

$$a = \frac{2 \left(1 + k \cdot \frac{P_d}{R_m} \right)}{2 - (i-2) k \frac{P_d}{R_m}} \quad (14)$$

Najczęściej przyjmuje się $p_d = 1,3 R_m$, $k = 1,1$. Przy tych założeniach (14) przyjmuje postać:

$$a \leq \frac{3,4}{3,4-i} \quad (15)$$

Z powyższego i ze wzoru (9) wynika, że musi być $i = 3$. Podane wyżej zależności zestawiono w tabelicy 1.

$\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\min}$ oraz $\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\max}$ otrzymano z zależności odpowiednio (12) i (13).

TABLICA 1

a	1	3	5	7	8,5
$\left(\frac{t_1}{d}\right)_{\min}$	1	1,667	1,8	1,86	1,88
$\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\max}$	5,29	2,72	2,20	1,98	1,88
φ_{1r}	0,736	0,797	0,827	0,844	0,853
$k\varphi_r$	1	1,083	1,123	1,144	1,158

Założenie $t_2/d = 5,29$, $\varphi_r = 0,736$, $i = 3$, $pV = 1,3R_m$

Z tabl. 1 widać, że przy granicznej wartości $a = 8,5$ użyć można około 16% wzrost wytrzymałości złącza w stosunku do złącza o stałej podziałce.

TABLICA 2

a	1	3	5	7	10
$\left(\frac{t_1}{d}\right)_{\min}$	1	1,667	1,8	1,86	1,9
$\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\max}$	7	3,67	3,0	2,72	2,5
φ_{1s}	0,858	0,908	0,932	0,946	0,96
$k\varphi_s$	1	1,058	1,087	1,103	1,118

Założenie $t_1/d = 7$, $\varphi_s = 0,858$, $i = 3$, $pd = 2Rt$

Ścinanie wzdłuż szwu

Na podstawie rozważań podobnych do przedstawionych powyżej, dla połączenia o różnej podziałce (rys. 2) otrzymujemy następujące wzory:

$$\varphi_{1s} = \frac{1}{\frac{1}{2+a(i-2)} \frac{R_t}{P_d} + 1} \quad (16)$$

$$k\varphi_s = \frac{\frac{1}{i} \frac{R_t}{P_d} + 1}{\frac{1}{2+a(i-2)} \frac{R_t}{P_d} + 1} \quad (17)$$

$$\frac{t_2}{d} \geq 2 - \frac{1}{a} \quad (18)$$

$$\frac{t_2}{d} \leq \left(\frac{2}{a} + i - 2 \right) \frac{P_d}{R_t} + \frac{1}{a} \quad (19)$$

$$a \leq \frac{2 \left(1 + \frac{P_d}{R_t} \right)}{2 - (i-2) \frac{P_d}{R_t}} \quad (20)$$

Często przyjmuje się $p_d = 2 R_t$, wówczas:

$$a \leq \frac{3}{3-i} \quad (21)$$

Z ostatniej zależności widać, że również i w tym przypadku musi być $i = 3$.

Współczynnik a może wówczas przyjmować dowolne wartości od 1 do ∞ .

Zależności powyższe podano w tabl. 2

$\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\min}$ oraz $\left(\frac{t_2}{d}\right)_{\max}$ określone są zależnościami odpowiednio (18) i (19).

W celu zapewnienia równości nośności złącza ze względu na ścinanie nitu i na dociski na ściance otworu, musi być spełniona zależność:

$$\frac{d}{\delta} = \frac{4}{\pi \cdot n} \frac{P_d}{\tau_n} \quad (22)$$

gdzie: τ_n — wytrzymałość na ścinanie materiału nitu, n — liczba płaszczyzn ścinania nitu.

Powyższe dotyczy obydwu przypadków obciążeń złącza.

Opracował M. J. na podstawie: *Teoria i praktyka projektowania pasażerskich samolotów*, Moskwa 1976.

WCT/26/K/78

CENNIK OGŁOSZEŃ w TLiA

Informacja w czasopismach formatu A4
 1 str. 16 000 zł
 1/2 „ 8 000 zł
 1/4 „ 4 000 zł

- Artykuły reklamowe, biuletyny i bloki oblicza się wg wyżej podanego cennika przy zastosowaniu 40% rabatu
- Wkładki wykonane przez Zleceniodawcę nadesłane do podłączenia oblicza się wg cennika wyżej podanego przy zastosowaniu 40% rabatu
- Wkładki wykonane przez WCT NOT oblicza się jak informację techniczno-handlową cena podstawowa plus 20% dodatku
- W przypadku wycofania przez Zleceniodawcę zamówienia WCT NOT obciąża Zleceniodawcę:
 - 10% wartości zlecenia, o ile proces produkcyjny nie został rozpoczęty
 - faktycznie poniesionymi kosztami przy rozpoczęciu procesu produkcyjnego
 - pełną wartością informacji, o ile informacja ta już jest w druku
- Podstawa wyceny: Zarządzenie nr 1/77 Przewodniczącego Państwowej Komisji Cen z dnia 7 stycznia 1977 r. oraz Decyzja nr 1/77 Prezesa RSW „Prasa-Książka-Ruch” z dnia 19 stycznia 1977 r. zatwierdzająca cennik nr 7-U/77 „Ogłoszenia i reklamy prasowe” obowiązujący wszystkich wydawców dzienników i czasopism krajowych z dniem 1 lutego 1977 r.

Dodatki do cen podstawowych

Za każdy dodatkowy kolor — 20%
 Za zamieszczenie na I i IV str. okładki — 100%
 Za zamieszczenie na II i III str. okładki — 50%
 Za przygotowanie do druku — 20%

Motoszybowiec

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnośny laminatowy średniopłat z chowanym podwoziem i chowanym zespołem napędowym.

Płat wzięty z szybowca PIK-20D, dwudzielny o obrysie trapezowym z załamaniem krawędzi spływu w rejonie połączenia lotek i klap. Skrzydła łączone są w kadłubie złączami typu bagnetowego. Profil Fx67 K-170/150/17. Konstrukcja skorupowa, przekładkowa, jednodźwigarowa. Skorupowe pokrycie skrzydła wykonane jest jako konstrukcja przekładkowa z wypełniaczem z pianki PCV o grubości 10 mm. Każde skrzydło wykonywane jest z dwóch połówek (podział w płaszczyźnie cięciwy) w formach negatywnych razem z pokryciem klap i lotek. Połówki skorup są następnie ze sobą klejone. Dźwigar skrzynkowy z laminatu zbrojonego włóknem węglowym. W laminacie skrzydeł zastosowano nowy rodzaj żywicy, która wymaga dość długotrwałej (15 h) obróbki termicznej (+70°C). Żywica ta jest znacznie wytrzymalsza w podwyższonych temperaturach w stosunku do dotychczas stosowanych i umożliwia dokładniejsze odtworzenie kształtu. Lotki i klapy konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem piankowym. Klapy wychylane ręcznie w zakresie $-8^\circ \div +12^\circ$ podczas lotu i do $+90^\circ$ podczas lądowania. Na klapach umieszczone są okucia napędu podwozi pomocniczych a na kesonie skrzydła — okucia do mocowania tych podwozi. Wychylenia lotek $+8^\circ$. Rejon zetknięcia lotek i klap wyposażony jest w elastyczny element przejściowy, zapobiegający powstawaniu w tej strefie szkodliwych wirów. Na górnej powierzchni skrzydeł znajdują się hamulce aerodynamiczne typu Schemp-Hirth sprzężone z lotkami; wysunięcie hamulców powoduje wychylenie obu lotek do dołu. Końcówki skrzydeł zagięte ku dołowi. Dokładność odtworzenia geometrii skrzydła wynosi 0,02 mm.

Kadłub. Konstrukcja laminatowa, skorupowa o kształcie typowym dla wszystkich współczesnych szybowców wyczynowych. Kadłub formowany jest w formie negatywowej dzielonej w płaszczyźnie symetrii. Belka kadłuba i statecznik pionowy tworzą jedną całość, przy czym statecznik ma konstrukcję przekładkową podobnie jak lotki i klapy. Kabina z siedzeniem typu wannowego z regulowanym podczas lotu położeniem oparcia. Wanna siedzenia wzmocniona włóknem węglowym, pod nią znajduje się specjalnie utwardzona pianka PCV dodatkowo chroniąca pilota w przypadku awarii podczas lądowania. Osłona kabiny jednocześnie ciowa, otwierana w prawo i zaopatrzona w okienko wentylacyjne z lewej strony. Osłona jest uszczelniona na obrzeżu węzłem gumowym. Przed tablicą przyrządów umieszczono akumulator pokładowy. Tablica przyrządów wyposażona identycznie jak w szybowcu PIK-20D, dodano przyrządy kontroli silnika w postaci obrotomierza i woltomierza. W kadłubie za pilotem umieszczono zbiornik paliwa. Za kabiną, pod skrzydłami znajduje się luk podwozia głównego, zamykany dwudzielna pokrywa. Kadłub i kabina są praktycznie identyczne jak w szybowcu PIK-20D, modyfikacje wynikające z wprowadzenia chowanego zespołu napędowego. Na grzbiecie kadłuba, za wregą mocowania skrzydeł znajduje się obszerny luk mieszczący zespół napędowy. Ma on odnowiennie wzmocnione obrzeże i jest zamykany trójdzielna pokrywa. Przednia część tej pokrywy zamyka się i otwiera razem z zespołem napędowym, pozostałe (tylne) części mogą być zamknięte po wy-



sunięciu zespołu napędowego. W stosunku do PIK-20D dokonano również zmiany położenia wspornika kółka ogonowego, przesuując go ku tyłowi.

Usterzenie. Prawie identyczne jak w PIK-20D — układ „T”, obrysy usterzeń trapezowe, konstrukcja sterów i stateczników przekładkowa z wypełniaczem piankowym. Na stateczniku pionowym znajduje się wysięgnik z dyszą pomiarową przyrządów pokładowych. Ster kierunku w dolnej części zmodyfikowany — wprowadzono okucia do sterowania kółkiem ogonowym.

Sterowanie. Lotki, klapy i ster wysokości sterowane popychaczami, ster kierunku — linkami. Mechanizm korbowy do wypuszczania i chowania zespołu napędowego. Dźwignie sterowania klap i hamulców aerodynamicznych znajdują się na lewej burcie kabiny, na prawej zaś korba mechanizmu chowania i wypuszczania zespołu napędowego.

Podwozie. Główne jednokołowe chowane w kadłub mechanicznie (ręcznie). Oś koła zawieszona na widelcu z cienkościennych rurek stalowych, mocowanym do metalowej ramy wprowadzającej obciążenia w skorupę kadłuba. Konstrukcja podwozia wzmocniona w celu umożliwienia lądowań w trudnym terenie. Kółko ogonowe amortyzowane, sterowane od steru kierunku, znajduje się na linii podziału statecznik-ster. Na wspornikach podskrzydłowych umieszczono rurowe podpórki z kółkami, ułatwiające samodzielny start silnikowy. Podpórki te są składane wzdłuż cięciwy skrzydła. Ich składanie i rozkładanie zapewniają popychacze umocowane do okuc na klapach i sprężające, że podpórki poruszają się wraz z klapami. Podpórki są całkowicie otwarte przy wychyleniu klap na pełny kąt, tj. 90° .

Zespół napędowy. Dwucylindrowy, dwusuwowy, rzędowy, chłodzony powietrzem

silnik spalinowy o mocy 26 kW (35 KM) przy 5500 obr./min. Pojemność skokowa — 440 cm³. Śmigło dwułopatowe ciągnące o stałym skoku, drewniane. Silnik produkcji kanadyjskiej, pochodzi ze skutera śnieżnego. Jest on zawieszony na metalowym ruchomym łożu o konstrukcji wspornikowej. Śmigło napędzane jest za pośrednictwem paska zębatego, w układzie zapewniającym zmniejszenie obrotów w stosunku 1:2 — wyeliminowano w ten sposób konieczność zastosowania reduktora obrotów. W położeniu roboczym cylindry silnika znajdują się pod karterem. Nad karterem umieszczono cylindryczny kształtu kolektor spalin z wylotem skierowanym ku górze. Silnik zaopatrzony jest w rozrusznik elektryczny. Cały zespół napędowy chowany jest do luku kadłubowego za pomocą układu korbowego, który zamyka również pokrywy luku (sworznie wystające z łoża silnika naciskają na występy w osłonach).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Rodzina szybowców PIK-20 jest efektem stałego rozwoju jednego typu szybowca laminatowego. Jej rozwój datuje się od roku 1971, kiedy to trzej konstruktorzy z Uniwersytetu w Helsinkach, Tammi, Korhonen i Hiedanpää opracowali projekt szybowca o rozpiętości piętnastometrowej. Miał on spełniać założenia nowej klasy standard, będące jeszcze wówczas przedmiotem dyskusji. 10.X.1973 oblatano pierwszy prototyp PIK-20. Brał on następnie udział w szybowcowych mistrzostwach świata w Waikerie. Krótko potem przystąpiono do jego produkcji seryjnej w zakładach Eiri Avion w miejscowości Lahti w Finlandii. Szybowiec seryjny otrzymał oznaczenie PIK-20B. Podobnie, jak wcześniejsza wersja oznaczona PIK-20A, nie miał on hamulców aerodynamicznych. Później produkcja została przekazana do nowej wytwórni firmy Eiri Avion w miejscowości Jämsjärvi (oprócz szybowców produkują się tam inne wyroby z laminatów — nadwozia samochodowe, małe hangary itp.). W tym

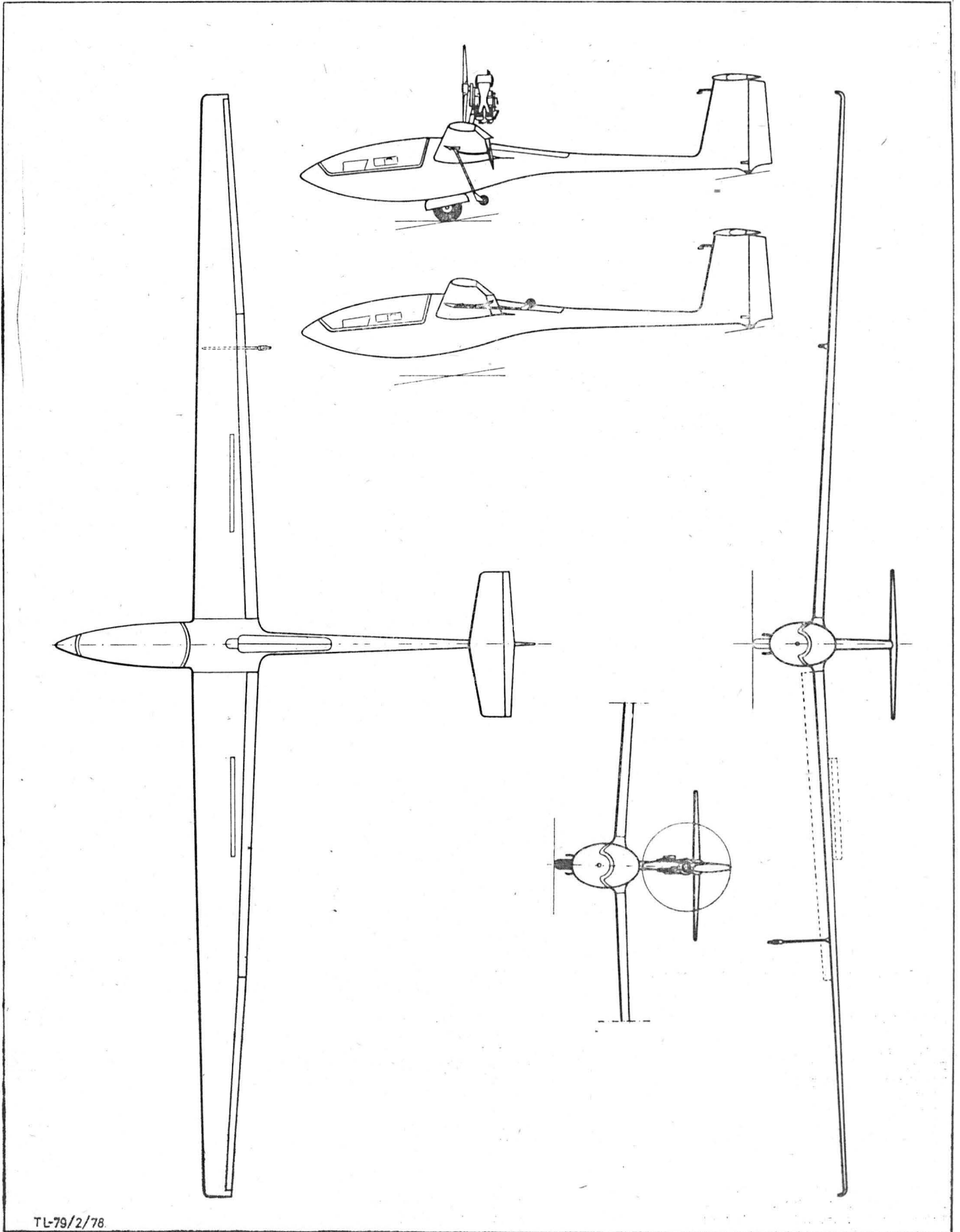
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,00 m	Wydłużenie	22,5
Długość	6,65 m	Masa własna	290 kg
Wysokość (bez śmigła)	1,45 m	Masa startowa maks.	450 kg
Cięciwa u nasady	0,90 m	Obciążenie powierzchni min.	35 kg/m ²
Cięciwa na końcu	0,36 m	Obciążenie powierzchni maks.	45 kg/m ²
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,00 m	Doskonałość maks.	40,5
Powierzchnia nośna	10,00 m ²	— przy prędkości optymalnej	117 km/h
Powierzchnia lotek	0,56 m ²	Opadanie min.	0,69 m/s
Powierzchnia klap	1,12 m ²	— przy prędkości ekonomicznej	80 km/h
Powierzchnia statecznika pionowego	0,71 m ²	Prędkość dopuszczalna maks.	292 km/h
Powierzchnia steru kierunku	0,31 m ²	Prędkość dopuszczalna w burzliwej atmosferze	220 km/h
Powierzchnia statecznika poziomego	0,80 m ²	Prędkość przelotowa na silniku	150 km/h
Powierzchnia steru wysokości	0,20 m ²	Prędkość przeciągnięcia	72 km/h
		Współczynnik obciążenia dopuszczalnego (przy prędkości 200 km/h i masie 450 kg)	+6,6/-4,6
			T.M.

samym czasie opracowano wersję szybowca, oznaczoną PIK-20C. PIK-20C odpowiadał ściśle klasie standard, gdyż nie miał klap, wyposażono go za to w hamulce aerodynamiczne. Wydzielenie nowej klasy szybowców, tzw. klasy zawodniczej po zmianie przepisów w roku 1975 było zasadniczym bodź-

cem do opracowania nowej odmiany szybowca. W porównaniu z poprzednimi nowa wersja, oznaczona PIK-20D, ma klapę i hamulce aerodynamiczne oraz nieco powiększoną kabinę pilota. Po raz pierwszy zastosowano też laminaty z włóknem węglowym w produkcji seryjnej. W roku 1976, podczas

mistrzostw świata w Rääskälä po raz pierwszy zademonstrowano jego zmotoryzowaną wersję, jeszcze jako nieukończony prototyp. Wersja ta otrzymała kolejne oznaczenie PIK-20E. Pierwszy lot odbył się 2.X.1976. Konstrukctorem tej modyfikacji jest inż. J. Tervamäki.



TL-79/2/78

Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy metalowy wolnonośny dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat: Obrys trapezowy, profil niesymetryczny. Kąt zaklinowania 2°, wznios 2°. Konstrukcja jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym, metalowa, półskorupowa. W części przykadłubowej w nosku skrzydła znajdują się węzły mocowania gołeni podwozia i siłowniki pneumatyczne do napędu gołeni. Za dźwigarem głównym w pokryciu dolnym umieszczono wnęki dla kół podwozia. Na krawędzi natarcia lewego skrzydła w pobliżu końcówki umocowana jest rurka Pitota. Końcówki skrzydeł klasyczne, metalowe. Układ sterowania lotkami w skrzydle prowadzony jest za głównym dźwigarem. Lotki zawieszono w trzech punktach na dźwigarku pomocniczym. Lotki są typu szczelinowego z kompensacją osiową i wyważeniem masowym. Geometria lotek starannie opracowana — lotki są skuteczne w całym zakresie prędkości aż do prędkości przeciągnięcia. Konstrukcja lotek: szkielet metalowy duralowy, pokrycie z tkaniny. Lotki zaopatrzone są w małe klapki wyważające, ustawiane na stałe na ziemi. Klap brak.

Kadłub. Kształt kadłuba samolotu Jak-50 jest prawie identyczny jak dla poprzednich samolotów akrobacyjnych Jakowlewa. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Za skośnie ustawioną przegrodą ogniową znajduje się zbiornik główny instalacji pneumatycznej i zbiornik paliwa (wlew do zbiornika paliwa na grzbiecie kadłuba z lewej strony przed kabiną). Kabina pilota położona jest w środkowej części kadłuba. Osłona kabiny trzyczęściowa, prawie identyczna jak na wcześniejszych konstrukcjach. Środkowa część osłony odsuwana jest do tyłu. W kadłubie za kabiną umieszczony jest akumulator pokładowy. Kabina wyposażona jest w niezbędny zestaw przyrządów pokładowych i radiostację. Antena radiostacji na grzbiecie tylnej części kadłuba, przed usterzeniem.

Usterzenie. Wolnonośne, w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego — trapezowy, usterzenia pionowego — owalny, charakterystyczny dla poprzednich konstrukcji. Stateczniki są konstrukcji całkowicie metalowej. Konstrukcja sterów podobna do konstrukcji lotek: szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Lewy ster wysokości zaopatrzone jest w klapkę wyważającą sterowaną przez pilota, ster kierunku — w stałą klapkę ustawioną na ziemi. Ster kierunku odciążony rogowo. Zawieszenia wszystkich sterów — trzypunktowe.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość 9,50 m
 Długość 7,63 m
 Wysokość 3,10 m
 Rozpiętość usterzenia poziomego 3,160 m
 Baza podwozia 5,10 m
 Rozstaw kół 2,00 m
 Skrzydło 15,00 m²
 Lotki 1,95 m²
 Usterzenie poziome 2,86 m²
 Usterzenie pionowe 1,48 m²

Masy:

własna
 całkowita

765 kg
 900 kg

Obciążenia jednostkowe:
 obciążenie powierzchni
 obciążenie mocy

60 kg/m²
 3,4 kg/kW (2,5 kg/KM)

Osiągi:

prędkość maks. 300 km/h
 prędkość maks. dopuszczalna 420 km/h
 prędkość minimalna 70 km/h
 wznoszenie 16 m/s
 pułap 5500 m
 zasięg maks. 500 km
 długość startu 200 m
 długość lądowania 250 m
 współczynnik obciążenia dopuszczalnego +9/-6

T.M.



Fot. A. Glass

Sterowanie. Sterownice w kabine klasyczne — drążek i pedały, drążek o stosunkowo dużym ramieniu. Sterowanie lotkami i sterem wysokości — popychaczowe, sterowanie sterem kierunku — linkowe, sterowanie silnikiem i trymerem steru wysokości — bowdenowe.

Podwozie. Trójkołowe, z kółkiem ogonowym. Podwozie główne częściowo chowane — gołenie składają się wzdłuż ciężki skrzydła ku tyłowi, koła chowane są częściowo do wnęk w skrzydle. Gołenie pozostają na zewnątrz konstrukcji skrzydła po złożeniu podwozia. Identyczny układ był już stosowany w pierwszych wersjach samolotu Jak-18. Gołenie podwozia głównego konstrukcji teleskopowej z rur stalowych. Amortyzatory olejowo-powietrzne znajdują się wewnątrz gołeni. Koła zaopatrzone są w hamulce pneumatyczne. Sterowanie położeniem podwozia — pneumatyczne z sygnalizacją elektryczną i mechaniczną. Kółko ogonowe niechowane, samonastawne, na widelcu, z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Zespół napędowy. Silnik gwiazdowy M-14P o mocy 265 kW (360 KM) ze śmigłem dwułopatowym, metalowym, z automatycznie zmienianym skokiem. Średnica śmigła 2,00 m. Silnik M-14P jest kolejną modyfikacją znanego silnika AI-14. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Dopływ powietrza do silnika regulowany przez metalowe, ułożone promieniowo żaluzjki o zmiennym położeniu (jak we wszystkich

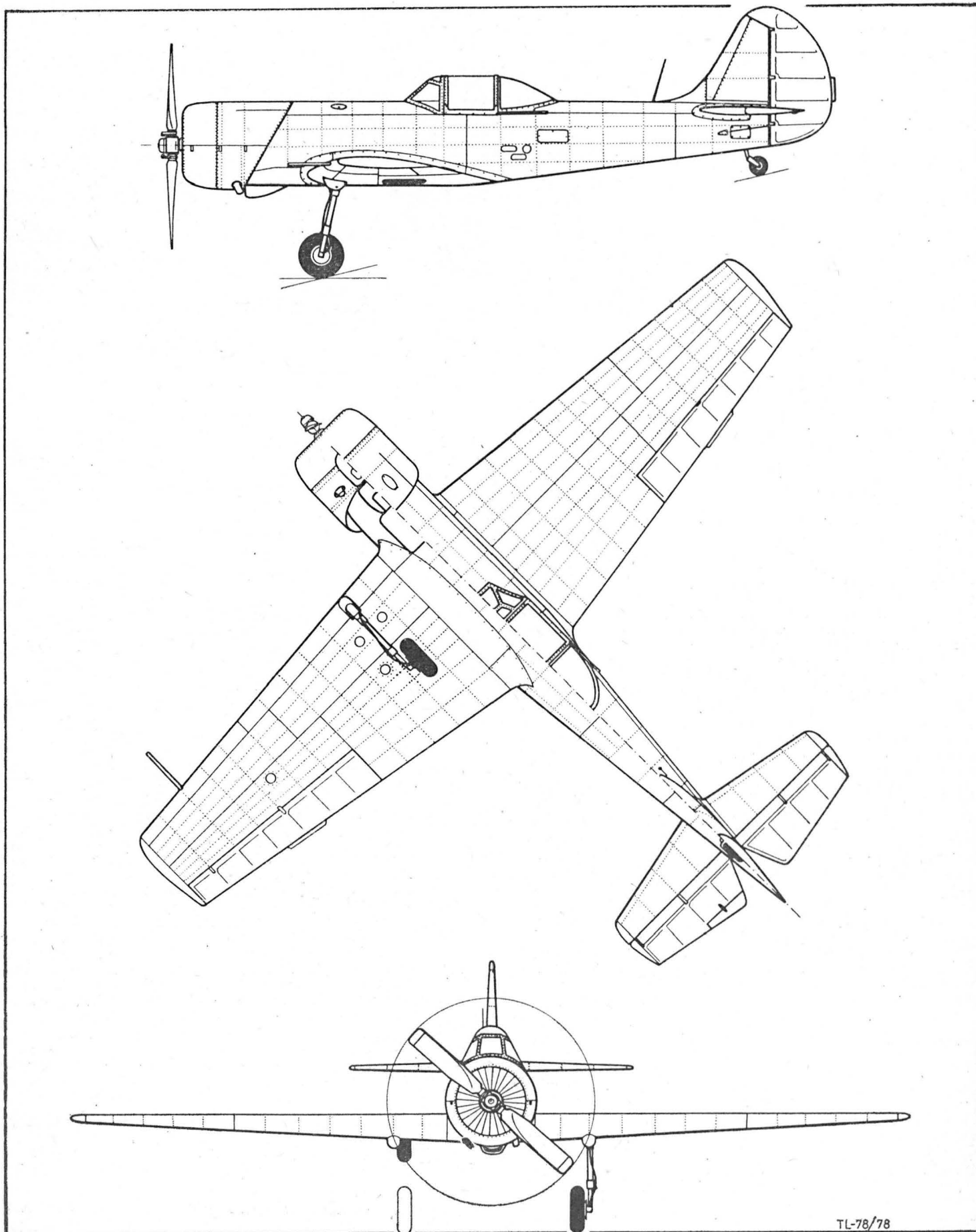
samolotach z silnikami AI-14). Dwa wyloty z kolektora wylotowego spalin skierowane są na spód kadłuba. Silnik wyposażony jest w instalację olejową z chłodnicą umieszczoną pod osłonami silnika. Zbiornik oleju znajduje się w górnej części przegrody ogniowej, w przedziale silnika. Instalacja paliwowa ze zbiornikiem umieszczonym w kadłubie za przegrodą ogniową jest przystosowana do pracy w warunkach lotu odwrotnego. Osłony silnika identyczne jak na poprzednich wersjach samolotu, duralowe. Cały zespół napędowy rozwiązany analogicznie jak w poprzednich konstrukcjach lekkich samolotów Jakowlewa.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Jak-50 jest rezultatem długoletnich prac rozwojowych rodziny lekkich samolotów zaprojektowanych przez biuro konstrukcyjne Jakowlewa w Arseniewie. Jest on rozwinięciem znanego samolotu akrobacyjnego Jak-18PS. Zewnątrz Jak 50 prawie nie różni się od swego poprzednika — koncepcja ogólna samolotu pozostała ta sama, jednak w porównaniu z Jakiem-18PS Jak-50 jest zdecydowanie lżejszy. Maksymalne zmniejszenie ciężaru było zasadniczym celem zespołu opracowującego tę konstrukcję w oparciu o dotychczas uzyskane doświadczenia. W Jaku-50 zastosowano większość wypróbowanych już na jego poprzednikach rozwiązań konstrukcyjnych a nawet niektóre całe podzespoły. Zmniejszenie masy samolotu pozwoliło na obniżenie momentów bezwładności, których wartość decyduje o jego własnościach manewrowych. Równolegle z uzyskaną obniż-

ką masy zastosowano silnik o większej niż poprzednio mocy, otrzymując w efekcie bardzo niski współczynnik obciążenia mocy, korzystnie wyróżniający Jaka-50 wśród innych samolotów akrobacyjnych. Także niektóre osiągi samolotu, a szczególnie

prędkość dopuszczalna są nieco wyższe niż u innych maszyn tej klasy. Samolot Jak-50 może wykonywać wszystkie figury wyższej akrobacji, wykazując przy tym znaczny nadmiar mocy. Godną uwagi jest jeszcze jedna cecha tego samolotu, a mianowicie

praktyczny brak opóźnienia przy wprowadzaniu z korkociągu. Jak-50 skonstruowany został specjalnie na mistrzostwa świata w akrobacji lotniczej, które odbyły się w Kijowie w 1976 roku. Startujący na nim piloci zajęli miejsca I, II i V.



TL-78/78

NARZĘDZIA

- 1 — brzeszczot piły do metali
- 2 — cyrkiel drążkowy
- 3 — c. prosty
- 4 — dwuróg blacharski
- 5 — dociągacz nitów, dociskacz n.
- 6 — gładzik, młotek blacharski
- 7 — imadło
- 8 — i. ręczne, trzymadło
- 9 — kątownik
- 10 — klucz maszynowy, k. szczegółowy płaski
- 11 — k. nasadowy
- 12 — k. nastawny rozsuwalny główkowy, „k. francuski”
- 13 — k. dynamometryczny
- 14 — k. szczegółowy dwustronny
- 15 — k. s. jednostronny
- 16 — k. oczkowy
- 17 — kowadło
- 18 — młotek ślusarski
- 19 — m. drewniany
- 20 — nagłówniak, zakuwnik
- 21 — nożyce (ręczne) do blachy, n. blacharskie
- 22 — obcęgi (do gwoździ)
- 23 — pilnik
- 24 — p. igiełkowy
- 25 — p. kwadratowy
- 26 — p. mieczowy
- 27 — p. nożowy
- 28 — p. okrągły
- 29 — p. płaski, p. prostokątny
- 30 — p. półokrągły
- 31 — p. soczewkowy
- 32 — p. trójkątny
- 33 — piła łukowa (do metali), p. kabłąkowa
- 34 — płyta traserska
- 35 — pogłębiacz stożkowy
- 36 — pokrętka (do gwintowników)
- 37 — przebijak
- 38 — przecinak, dłuto
- 39 — p. ślusarski płaski
- 40 — punktak ręczny
- 41 — przymiar stalowy
- 42 — pokładowa torba narzędziowa
- 43 — rozwiertak ręczny
- 44 — r. wykańczający
- 45 — rysik traserski
- 46 — ryśnik
- 47 — scyzoryk
- 48 — skrobak trójkątny
- 49 — s. płaski
- 50 — szczypce (boczne) do cięcia drutu
- 51 — s. (czołowe) do c. d.
- 52 — s. okrągłe
- 53 — s. płaskie
- 54 — s. uniwersalne płaskie
- 55 — ścisiki
- 56 — wiertarka ręczna
- 57 — wiertło kręte
- 58 — wkrętak
- 59 — wycinak
- 60 — zdzierak

(K. D.)

TOOLS

- 1 — metal saw blade
- 2 — beam compasses, trammel
- 3 — dividers
- 4 — rounding stake
- 5 — drawing-up dolly
- 6 — planishing hammer, planisher
- 7 — vice, vise
- 8 — hand s., filer's v.
- 9 — try square, trying-s., backsquare
- 10 — openended spanner, flat wrench
- 11 — socket wrench
- 12 — pass key, bulldog adjustable spanner
- 13 — torque spanner, t. wrench
- 14 — double-ended spanner, double-head wrench
- 15 — single-ended s., single-head w.
- 16 — box s., box w.
- 17 — anvil
- 18 — engineers hammer, fitters h., machinists h.
- 19 — mallet
- 20 — rivet set, r. header, r. snap
- 21 — snips
- 22 — carpenters' pincers
- 23 — file
- 24 — needle f.
- 25 — square f.
- 26 — double-edge f., featheredge f.
- 27 — knife f.
- 28 — round f.
- 29 — flat f.
- 30 — half-round f.
- 31 — fishback f., taper crossing f.
- 32 — angle f.
- 33 — bow saw, buck s., metal cutting s.
- 34 — bench plate, toolmakers flat
- 35 — countersink
- 36 — tapholder, tapper, tap wrench
- 37 — punch
- 38 — chisel
- 39 — flat c., cold c.
- 40 — centre punch
- 41 — steel measuring rule
- 42 — board tool bag
- 43 — hand reamer
- 44 — finishing r.
- 45 — scriber, marking point, scratch awl
- 46 — surface gauge, scribing block
- 47 — pocket knife, jack k., penknife
- 48 — three-cornered scraper
- 49 — flat s.
- 50 — side-cutting nippers
- 51 — end-cutting n.
- 52 — round-nose pliers
- 53 — flat-nose p.
- 54 — combinations p., engineers' side cutting p.
- 55 — clamp, cramp, hand screw
- 56 — hand drill
- 57 — twist drill
- 58 — screwdriver
- 59 — cross-cut chisel
- 60 — coarse file, rough f.

(K. D.)

WERKZEUGE

- 1 — das Metallsägeblatt
- 2 — der Stangenzirkel
- 3 — der Spitzzirkel
- 4 — der Schweifstock
- 5 — der Niet/en/zieher
- 6 — der Polierhammer
- 7 — der Schraubstock
- 8 — der Feilkloben
- 9 — der Winkel, der Anschlagwinkel
- 10 — der Maulschlüssel
- 11 — der Steckschlüssel
- 12 — der Engländer, der englische Schraubenschlüssel, der Franzose
- 13 — der Drehmomentschlüssel
- 14 — der Schraubenschlüssel doppelmäulig
- 15 — der s. einmäulig
- 16 — der Ringschlüssel
- 17 — der Amboss
- 18 — der Schlosserhammer
- 19 — der Holzhammer
- 20 — der Nietdöpper, der Kopfschneider, der Nietenköpfer
- 21 — die Handschere, die Blechschere
- 22 — die Kneifzange, die Beisszange
- 23 — die Feile
- 24 — die Nadelfeile
- 25 — die Vierkantfeile
- 26 — die Einstreichfeile, die Schwertfeile
- 27 — die Messerfeile
- 28 — die Rundfeile
- 29 — die Flachfeile
- 30 — die Halbbrundfeile
- 31 — die Vogelzunge, die Vogelzungenfeile
- 32 — die Dreikantfeile
- 33 — die (Hand)-Bogensäge, die Metallsäge
- 34 — die Reissplatte, die Anreissplatte, das Anreissbrett
- 35 — der Spitzsenker
- 36 — das Windeisen
- 37 — der Durchschlag, der
- 38 — der Meissel Lochdorn
- 39 — der Flachmeissel
- 40 — der Handkörner
- 41 — das Stahlmass, der Stahlmassstab
- 42 — die Bord-Werkzeugtasche
- 43 — die Handreibahle
- 44 — die Fertigreihahle
- 45 — die Reissnadel, die Anreissnadel
- 46 — der Reissstock, der Parallelreisser
- 47 — das Taschenmesser
- 48 — der Dreikantschaber
- 49 — der Flachschar
- 50 — der Seitenschneider
- 51 — der Vorschneider
- 52 — die Rundzange
- 53 — die Flachzange
- 54 — die Kombinationszange
- 55 — die Schraubenzwinge
- 56 — die Handbohrmaschine
- 57 — der Spiralbohrer
- 58 — der Schraubenzieher
- 59 — der Kreuzmeissel
- 60 — die Vorfelle, die Schruppfelle

(K. D.)

ИНСТРУМЕНТ

- 1 — металлическое пильное полотно
- 2 — штангенциркуль
- 3 — разметочный циркуль
- 4 — шперак, двурогая наковальня
- 5 — обсадка
- 6 — полировальный молоток
- 7 — тиски
- 8 — ручные тиски
- 9 — аншлажный угольник
- 10 — гаечный ключ плоский
- 11 — торцовый ключ, торцевой к.
- 12 — универсальный ключ, французский ключ английский ключ
- 13 — динамометрический ключ
- 14 — гаечный ключ двухсторонний
- 15 — гаечный к. односторонний
- 16 — накидной ключ
- 17 — наковальня
- 18 — слесарный молоток
- 19 — деревянный молоток
- 20 — обжимка, оправка, подбойник
- 21 — ручные ножицы
- 22 — кусачки, острогубцы, клещи, щипцы
- 23 — напильник
- 24 — надфиль, игольчатый напильник
- 25 — четырехгранный н., брусковый н.
- 26 — ромбический н., мечевидный н.
- 27 — ножовочный н., ножовка
- 28 — круглый н.,
- 29 — плоский н.
- 30 — полукруглый н.,
- 31 — овальный н.,
- 32 — трехгранный н.,
- 33 — пила по металлу, лучковая п., ножовка,
- 34 — разметочная плита,
- 35 — коническая зенковка,
- 36 — вороток (для метчика)
- 37 — пробойник, бородок,
- 38 — зубило, долото, долбяк,
- 39 — плоское долото,
- 40 — ручной кернер
- 41 — станная масштабная линейка
- 42 — сумка для бортового инструмента
- 43 — ручная развёртка
- 44 — чистовая развёртка
- 45 — чертилка, чертежная игла
- 46 — разметчик
- 47 — складной нож, перочинный нож
- 48 — шабер трехгранный, скребок т.
- 49 — ш. плоский, скребок п.
- 50 — косые острогубцы
- 51 — кусачки
- 52 — щипцы круглые
- 53 — щипцы плоские
- 54 — щипцы плоские универсальные
- 55 — струбинка
- 56 — ручной дрель, ручной сверлильный станок
- 57 — винтовое сверло
- 58 — отвёртка
- 59 — крейцмейсель
- 60 — драчевой напильник

(K. D.)

WST/26/K/78

Jubileuszowe spotkanie w Bydgoszczy

Sekcja Lotnicza przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Bydgoszczy zorganizowała w dniu 20 stycznia br. jubileuszowe spotkanie z okazji 10-lecia działalności. W spotkaniu wzięli udział: przewodniczący Oddziału Wojewódzkiego SIMP — kol. inż. C. Panasko, sekretarz Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. mgr inż. W. Zaremba, przedstawiciele Wojsk Lotniczych, przedstawiciele Bydgoskiego Klubu Seniorów Lotnictwa, Polskich Linii Lotniczych LOT oraz Lotniczych Zakładów Remontowych.

Spotkanie zajął przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, kol. mgr inż. Zdzisław Tolłoczko, po czym referat okolicznościowy — poświęcony omówieniu działalności Sekcji Lotniczej w okresie ubiegłego dziesięciolecia — wygłosił sekretarz Zarządu kol. mgr inż. Ryszard Wujciów. Wiceprzewodniczący Zarządu, kol. mgr inż. Henryk Misiak, zapoznał zebranych z programem działalności Sekcji Lotniczej. Przybyli goście przypomnieli cenną działalność głównego założyciela Oddziału Sekcji — kol. mgr inż. Ignacego Łobockiego, zwrócili uwagę na pozytywne inicjatywy, które podejmowali członkowie Sekcji, omówili trudności w pracy aktywistów społecznych i dali wyraz wielkiemu uznaniu, którym darzeni są działacze lotnictwa przez społeczeństwo województwa bydgoskiego. Kol. Zaremba zaznajomił zebranych z bieżącymi pracami i planem działalności Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP.

Po przemówieniach, zasłużonym aktywistom SIMP, wręczono dyplomy i wyróżnienia. Oficjalną część spotkania zakończył pokaz interesujących filmów astronautycznych, po czym zebrani zostali zaproszeni przez organizatorów na lampkę wina. I tu, w lokalu Kasyna Oficerskiego, w serdecznej, koleżeńskej atmosferze — zakończyło się jubileuszowe spotkanie lotników.

Nowe ogniwa Sekcji Lotniczej SIMP

Jak już informowaliśmy, w maju ub. r. ukonstytuowało się Koło Zakładowe Sekcji Lotniczej SIMP przy Akademii Rolniczej w Szczecinie. Ostatnio i inne placówki SIMP zadeklarowały przynależność do Sekcji Lotniczej. Są to m. in.: Koła przy Centralnym Ośrodku Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych w Oleśnicy i Koła przy Lotniczych Zakładach Remontowych. Pierwsze działa w ramach Oddziału Wojewódzkiego Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu. Przewodniczącym Oddziału Wrocławskiego Sekcji jest kol. mgr inż. Andrzej Polański z PZL-Hydral, zaś wiceprzewodniczącym: kol. dr inż. M. Chrobot (z PZL-Hydral) i kol. mgr inż. T. Albrychowicz (z COSST WL). Koło Zakładowe SIMP przy LZR współpracuje z Oddziałem Wojewódzkim Sekcji w Lublinie.

Wyrażamy radość z powodu powiększenia lotniczych sił społecznych i serdecznie życzymy ogniwom Sekcji pozytywnej współpracy dla naszych wspólnych celów.

Działalność Sekcji Lotniczej SIMP przy PZL-Bielsko w 1977 r.

Zarząd Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa PZL-Bielsko w ub. r. zorganizował siedem porad technicznych, z których cztery odbyły się przy współpracy Zarządu Oddziału Wojewódzkiego i zaprzyjaźnionych kół zakładowych. Tematyka na-

rad i specjalnych zebrań Zarządu dotyczyła m. in.:

- schematu organizacyjnego zakładu,
- działalności odczytowej i szkoleniowej Koła,
- perspektywy rozwoju zakładu,
- omówienia kandydatur do tytułu specjalisty,
- kandydatur do tytułu rzeczoznawcy SIMP,
- współpracy z kierownictwem zakładu.

Członkowie Sekcji Lotniczej biorą czynny udział w zawodowym i społecznym życiu pracowników przedsiębiorstwa:

- działają w zakładowej Komisji Oceny Osiągnięć Inżynierów (w 1977 r. siedmiu simpowców otrzymało tytuły specjalistów II stopnia w dziedzinie konstrukcji lotniczych),
- oceniają kompetencje kandydatów do tytułu rzeczoznawcy SIMP (jeden kandydat został rzeczoznawcą w specjalności: sprzęt lotniczy i szybowcowy),
- prowadzą tłumaczenia z — i na języki obce dla potrzeb zakładu (pracuje w tym zakresie czterech kolegów),

— opracowują system kodowania wyrobów szybowcowych (w komisji ds. Kodu Towarowo-Materiałowego współpracuje trzech simpowców),

— prowadzą szkolenie specjalistyczne (w zakresie wykonywania laminatów — trzech członków Koła: podstawowy kurs szybowcowy — jeden wykładowca-instruktor; w ramach praktyk studenckich — jeden instruktor).

Koło liczy 29 inżynierów i 25 techników.

Działalność Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu

Oddział Wojewódzki Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu — jedno z najmłodszych ogniw organizacyjnych Sekcji — dał w ub. r. liczne przykłady pozytywnej, wielostronnej pracy społecznej. Oddział zwerbował 120 członków (w tej liczbie 84 inżynierów) działających w 3 zespołach przy kombinacie PZL-Hydral i przy Centralnym Ośrodku Szkolenia w Oleśnicy oraz 35 uczniów w Lotniczych Zakładach Naukowych (w Kole Juniorów). Trzeba zaznaczyć, że 86 członków przybyło w 1977 r.

Zagadnienie dobrej pracy członków Sekcji wrocławskiej było tematem dwóch zebrań (efektywność pracy członków Zarządu i merytoryczna działalność Sekcji) i jednej narady nt. rozwoju działalności lotniczej w środowisku wrocławskim. W narodzie tej — prócz członków Sekcji — wzięli udział przedstawiciele Oddziału SIMP, wrocławskiego zakładu PZL-Bielsko, Aeroklubu, Klubu Amatorów Konstruktorów KAK-u i in.

Narada przyniosła ok. 20 postulatów i wniosków. O ciężarze gatunkowym omawianych zagadnień świadczy kilka ważniejszych wniosków:

- rozpoznać możliwość i potrzebę powołania specjalności lotniczej lub studium podyplomowego na Politechnice Wrocławskiej,
- rozważyć możliwość zorganizowania konferencji nt. elektroniki lotniczej dla ciężkich warunków eksploatacyjnych,
- dokonać analizy potrzeby i możliwości wystąpienia z wnioskiem o powołanie we Wrocławiu przedsiębiorstwa dla produkcji wyrobów elektrotechniki i elektroniki lotniczej,
- uregulować problem prawny samolotów budowanych w KAK-u i stworzyć bazę techniczno-naukową i materiałową dla lotnictwa amatorskiego,

- inspirować i nadzorować pomoc zakładów dla konstruktorów amatorów w zakresie materiałów i wykonawstwa elementów (uzyskano zapewnienie pomocy ze strony dyrekcji Kombinatu PZL-Hydral),
- inicjować obchody Święta Lotnictwa,
- przejąć inicjatywę i koordynację wyliczek, wyjazdów i konferencji związanych z lotnictwem,
- rozwinąć działalność klubową i integracyjną środowiska lotniczego.

Oddział we Wrocławiu — jako pierwszy z Oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP — podjął problem rozszerzenia obszaru działania Sekcji w makroregionie południowo-zachodnim SIMP (makroregion ten ma 158 kół zakładowych i 7370 członków SIMP).

W ramach działalności odczytowej wygłoszono ciekawy referat na temat praktyki zawodowej zorganizowanej przez UNIDO (Rexroth, Vickers-Sperry Rand, Herion, Brüninghaus).

Ważnym krokiem w kierunku unowocześnienia osprzętu lotniczego jest opracowanie przez kolegów z Oddziału Wrocławskiego kompleksowego programu doskonalenia kadry konstruktorskiej PZL-Hydral w zakresie elektronizacji układów zasilania silników lotniczych i hydrauliki płaturowej.

Na koniec warto dodać, że w zorganizowanych pokazach filmów lotniczych i astronautycznych wzięło udział 780 osób.

Sekcja Lotnicza SIMP w Szczecinie

Przed rokiem, przy Instytucie Mechanizacji Rolnictwa Akademii Rolniczej w Szczecinie, zostało powołane do życia Koło Sekcji Lotniczej SIMP. W ciągu półrocznej działalności w 1977 r. dorobek Koła był poważny. A to:

- zorganizowano studenckie Koło Naukowe Agrolotnictwa, którego członkowie przeprowadzili badania eksploatacyjne śmigłowiec agrolotniczych,
- opracowano ramowy program rozwoju badań prowadzonych przez członków Sekcji,
- wprowadzono opiekę nad ruchem wydalaczym,

— nawiązano współpracę naukową z Inżynier-Hochschule w Berlinie-Wartenbergu w zakresie problematyki agrolotnictwa w NRD i w Polsce,

— nawiązano podobne kontakty z Kammer der Technik w Berlinie,

— zorganizowano — wspólnie z Kołami SIMP przy 2 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego Kraków — seminarium na temat technicznego zabezpieczenia lotów.

Przypominamy, że przewodniczącym Koła Zakładowego Sekcji Lotniczej SIMP przy AR w Szczecinie jest kol. doc. dr inż. Marek Michalski, a sekretarzem kol. A. Chwałczyńska.

Gratulacje dla twórców szybowca Bocian

Zarządy Sekcji Lotniczej ZG-SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK przesłały na ręce naczelnego dyrektora Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego mgr inż. K. Kuczyńskiego gratulacje z okazji unikalnego jubileuszu 25-lecia produkcji szybowca Bocian dla pracowników zakładów szybowcowych, którzy przyczynili się do jego opracowania i rozwoju konstrukcji oraz produkcji.

Gratulacje składa również Redakcja TLIA.

Współczesny rozwój aerodynamiki śmigła

Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

W artykule przedstawiono wnioski z najnowszych badań trójwymiarowego opływu śmigła, rdzenia wirowego i śladu wirowego za łopata pozwalających na dokładniejsze obliczenie ciągu śmigła. Przedstawiono nowe profile śmigieł oraz nowe śmigło wielołopatowe o szablastych łopatach.

Współczesny, ogromny rozwój aerodynamiki samolotu jak i jego konstrukcji oraz zastosowanie nowych materiałów w przemyśle lotniczym — nie mogły pozostać bez wpływu na śmigła.

Rozwijające się nowe zagadnienia śmigłowe — związane z aerodynamiką, można podzielić na dwa ściśle związane tematy: jeden to sprawy opływu i ogólnej aerodynamiki śmigieł przy ich rozszerzonej roli, drugi to zastosowanie nowych profili i ich wpływ na osiągi śmigieł.

Związane jest to ze sprawą powstania nowych rodzajów i nowych zastosowań śmigieł. Wymienić tu można śmigła otunelowane (nazwa ang. *propulsor* lub *ducted propeller*), następnie podobne do nich śmigła wentylatorowe, stanowiące wykorzystanie powiększonego pierwszego stopnia sprężarki osłowej dwuprzepływowego silnika turbinowego (nazwa ang. *turbo-fan*), dalej śmigła nośne (ang. *prop-rotor*) i ostatnio opracowane wielołopatowe śmigło, bez obudowy (*prop-fan*), które rozszerza zakres pracy śmigła do przydźwiękowych prędkości lotu.

Trzeba stwierdzić, że wbrew dość rozpowszechnionej błędnej opinii — śmigła zdecydowanie nie kończą się na rzecz napędu odrzutowego.

Kryzys paliwowy wzmógł zainteresowanie napędem śmigłowym, który jest ekonomiczniejszy przy mniejszych prędkościach lotu i stanowi na ogół mniejsze zagrożenie środowiska.

Wymienione wyżej nowe odmiany pracy śmigła, zmieniły jego rolę i spowodowały z jednej strony zbliżenie go do wirników śmigłowcowych o mniejszym obciążeniu (*prop-rotor*), zaś z drugiej strony śmigła obudowane, wentylatorowe (*turbo-fan* i *propulsor*) pracują przy znacznie powiększonym obciążeniu w porównaniu do śmigieł tradycyjnych. Takie poszerzenie zakresu wymagało wprowadzenia nowych czynników do teorii śmigła.

W świetle ostatnich badań — zjawiska opływu i śladu wirowego śmigła wymagają uwzględnienia trójwymiarowego opływu łopat. Poza tym śmigło nośne (*prop-rotor*) pracujące w skośnym opływie wchodzi w zakres aerodynamiki opływów nieustalonych.

Ostatnio opublikowano kilka prac [4,6] rzucających nowe światło na zjawiska opływu łopaty śmigła (dotyczy to również łopaty wirnika śmigłowca).

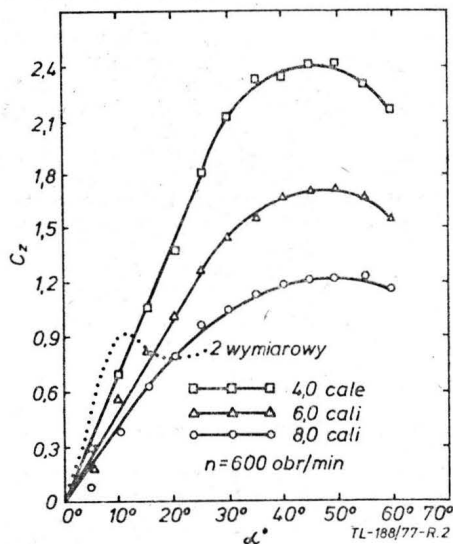
Doświadczenia H. Himmelskampfa [10] wykazały znaczny wpływ obrotu na części łopaty w pobliżu piasty. Uważa on, że jest to wynik działania sił odśrodkowych i sił Coriolisa na warstwę przyścienną — co niejako przytrzymuje opływ wokół profilu.

H. A. Dwyer i W.M. Croskey badali opływ na łopatach śmigieł i wirników śmigłowcowych — dla szerokiego za-

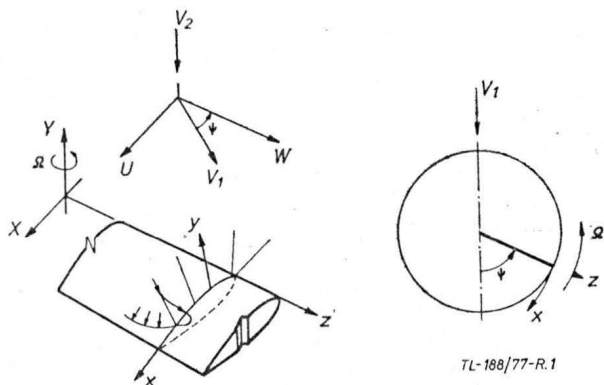
kresu kształtu łopat [6] i warunków zewnętrznych. Stwierdzono niewątpliwie znaczenie przepływu poprzecznego i zjawisk związanych z nieustalonym opływem przy skośnym ustawieniu.

Składowe prędkości wyjaśnia rysunek (rys. 1). Zakłada się stałą prędkość kątową łopat i stałą prędkość postępową, przy skośnym ustawieniu. Prędkość kątowa powoduje powstanie sił odśrodkowych i Coriolisa, natomiast prędkość postępową w połączeniu z kątową powodują, że opływ jest nieustalony. Prędkość indukowana wpływa na lokalny kąt natarcia. Ten złożony opływ wpływa na warstwę przyścienną łopaty. Wykazano analitycznie, że ważniejsze od sił odśrodkowych są indukowane obrotem gradienty ciśnienia, siły Coriolisa i składowe przepływu poprzecznego. Zjawiska te działają na opóźnienie oderwania na profilu łopaty.

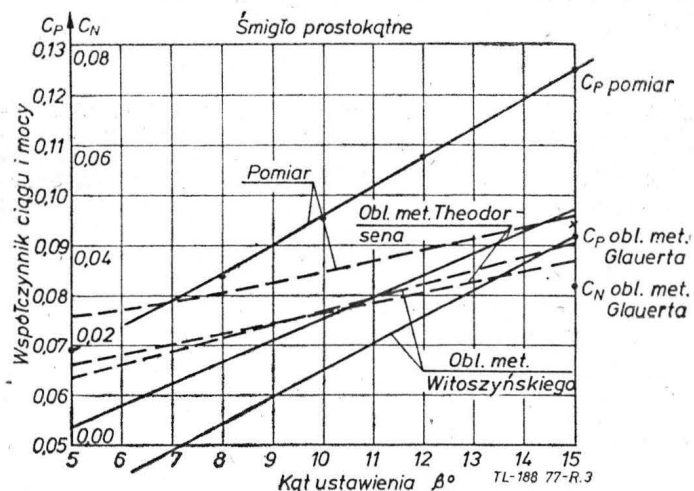
Potwierdzeniem tego są badania Jameela [8], (rys. 2) z których wynika, że w rzeczywistym opływie trójwymiarowym profilu łopaty śmigła czy wirnika — uzyskuje się znacznie większe współczynniki siły nośnej, przy zwiększonym również współczynniku oporu — niżby to wynikało z badań dwuwymiarowych. Większe C_z otrzymano dla krótszych łopat (przy niezminionej cięciwie), potwierdzają to badania i wnioski Himmelskampfa. Wskazują na to również badania [1], gdzie współczynniki ciągu śmigieł, przy większych kątach ustawienia łopat były wyższe od obliczonych wg klasycznej teorii (rys. 3).



Rys. 2. Współczynnik siły nośnej dla różnych długości łopat o profilu NACA 0012, przy różnych kątach ustawienia łopat (α)



Rys. 1. Składowe prędkości na wirującej łopacie: (XYZ — układ osi związanych z osią obrotu Ω ; x,y,z, układ związany z profilem). Pokazano rozkłady prędkości w warstwie przyścienną: v_1 — składowa napływu bocznej, v_2 — składowa wzdłuż osi obrotu



Rys. 3. Zestawienie współczynnika ciągu i mocy, obliczone różnymi metodami i pomierzone

Przy pomiarach wirników śmigłowcowych i zestawieniu ich z obliczeniami stwierdzono również podobne rozbieżności. Ciąg obliczeniowy był niższy od zmierzonego. Wprowadzenie poprawek na skośny napływ [6] i uwzględnienie opływu nieustalonego poprawiło zgodność, lecz nie zlikwidowały niezgodności całkowicie. Dopiero zastosowanie do obliczeń współczynników siły nośnej uzyskanych z pomiarów w pełnej skali — dało lepszą zgodność pomiarów i obliczeń. Świadczy to o tym, że i tu istnieje opóźnienie odcierwania strug na profilu łopaty oraz, że wpływ skali jest nie do pominięcia.

Wg Harrisa [11] istnieje jeszcze dodatkowe działanie opływu na łopacie śmigła: przy wymuszonym opływie promieniowym przyspieszenie Coriolisa może powodować wzrost oporu łopaty i przez to powiększenie jej momentu oporowego.

Ostatnim wreszcie przyczynkiem, który może mieć wpływ na poznanie zjawisk opływu na łopacie śmigła, stanowią obserwacje Adamsa [7], dotyczące struktury samego rdzenia wirowego sphywającego z łopaty. Struktura ta (rys. 4) okazała się bardziej złożona, niż to dotychczas uważano i może mieć wpływ na bardziej dokładne obliczenia, lecz przy znacznie bardziej skomplikowanych wzorach.

Wymienione wyżej prace, z wyjątkiem ostatniej, podają rachunek analityczny, umożliwiając wprowadzenie poprawek do obliczenia śmigieł. Brak jednak dotąd zestawienia wyników badań z wynikami obliczeń dla samego śmigła przy uwzględnieniu wszystkich ostatnio odkrytych komplikacji.

Następnym zagadnieniem aerodynamiki śmigła związanym z jego rozszerzoną rolą jest trójwymiarowy obraz opływu całego śmigła — oraz jego ślad wirowy, które formują się w zastosowaniach śmigła dla samolotów krótkiego i pionowego startu i lądowania. Pochylane śmigło rozpatruje się jako urządzenie napędowo-nośne, w którym role nośna i napędowa są całkowicie zintegrowane. Przy śmigle pracującym jako nośne przy starcie — oraz jako klasyczne śmigło napędowe w przelocie, strumień śmigłowy ulega znacznej komplikacji. Zamiast klasycznego strumienia o mniejszym lub większym przewężeniu, powstaje tzw. obraz opływu o dwóch strumieniach. Również ślad wirowy i jego struktura ulegają deformacji i jakby spłaszczeniu. W takim zobrazowaniu części siły nośnej (oprócz wynikłej z opływu płata) i cały ciąg otrzymuje się przez odchylenie i przyspieszenie strumienia powietrza, które przechodzi przez śmigło. Reszta siły nośnej jest wytwarzana przez płat lub inne urządzenie nośne (rys. 5).

Rys. 5b przedstawia składowe wektory modelu napędowej siły nośnej. Przyjęto tu, że dla wszystkich warunków opływu śmigła może być rozważane jako płat o kołowym obrysie. Wektor OA przedstawia zmianę pędu:

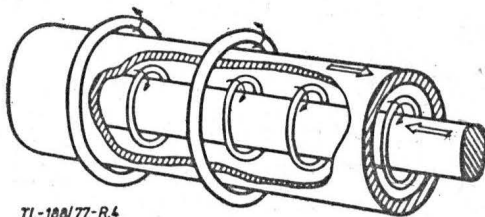
$$\rho \cdot v^2 \cdot S$$

gdzie: S — powierzchnia zataczana, ρ — gęstość, v — prędkość napływu.

Jeżeli obciążenie jest przyłożone jednostajnie na całej powierzchni zataczanej przez łopatę, to ten sam pęd opuszcza powierzchnię nośną przy kącie ϵ . Gdy wektor ciągu jest też ustawiony pod tym samym kątem, to jego działanie dodaje się wprost do pędu — dając wypadkową R . Jeżeli jednak obciążenie jest przyłożone jedynie na części powierzchni zataczanej, co może następować dla pochylanego śmigła (rys. 6a) pracującego w bliskości płata — przyjmuje się, że pewna część schodzącego pędu:

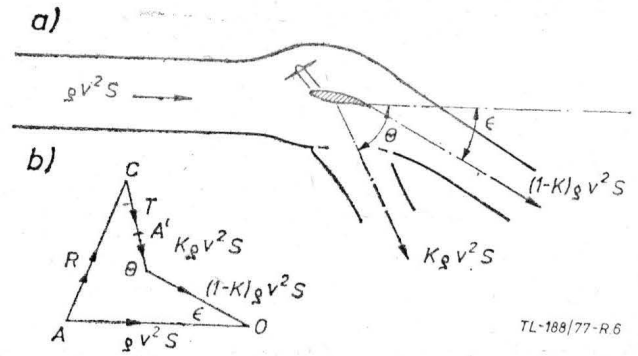
$$k \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

opuszcza dysk (tj. powierzchnię zataczaną) w kierunku wektora ciągu w wydzielonej rurze strugi i przy kącie odchylenia θ . Pozostałość $(1-k) \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$ — również w postaci odrębnej strugi (rurowej) odchyła się pod kątem θ . Schemat (rys. 6) pokazuje układ dwustrumieniowy i wektory:



TL-188/77-R.4

Rys. 4. Schemat struktury wiru sphywowego łopaty

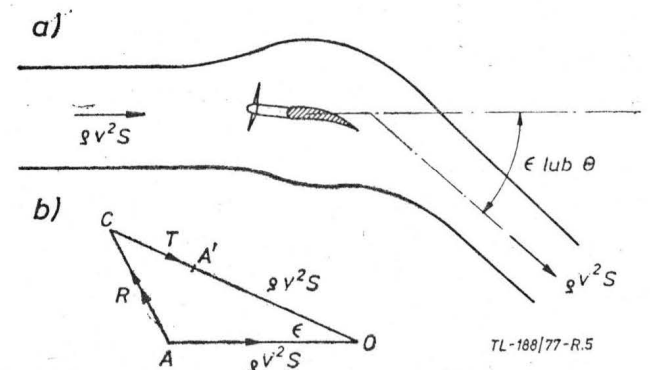


TL-188/77-R.6

Rys. 5. Siła nośna i ciąg zintegrowane przy jednakowym kącie odchylenia strumienia: a) układ strumienia; b) wektory składowe (T — ciąg, v — prędkość, ρ — gęstość powietrza, S — powierzchnia odniesienia, k — współczynnik podziału, ϵ — odchylenie strumienia za płatem, θ — kąt odchylenia strumienia zaśmigłowego)

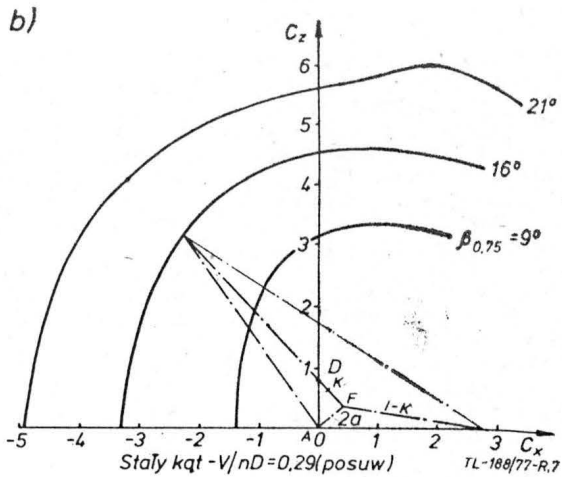
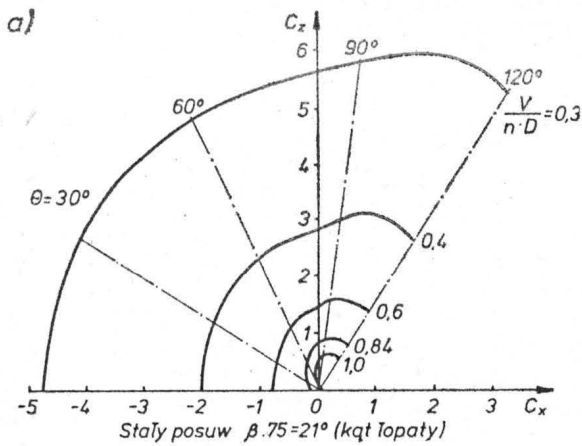
pędu napędowego i ciągu skierowanego wzdłuż osi śmigła. Porównanie wykresów wektorowych (rys. 5 i rys. 6) dla dwóch modeli przepływu wykazuje, że wypadkowa R jest pod znacznym wpływem oddzielnych strumieni napędowych. Należy podkreślić, że w tym zobrazowaniu śmigła nośnego — siła normalna i część ciągu są związane całkowicie z siłą nośną indukowaną przez wirowość zależną od ruchu (opływu), a nie od bezpośredniego działania ciągu. Ta współzależność nie może być zmierzona doświadczalnie, gdyż nie jest możliwy odrębny pomiar składowych przepływu: od napędu i od wirowości. Często wprowadza się tu współczynniki siły nośnej i oporu — w ten sposób, że są one wynikiem działania odpowiednich dwóch sił będących rzutami na kierunek równoległy i prostopadły do kierunku lotu. Można wówczas narysować biegunową (rys. 7). Poszczególne krzywe odpowiadają kolejnym kątom ustawienia łopat. Na rysunku można nanieść wielobok sił w postaci bezwymiarowej.

Ilościowa analiza występujących składowych sił sugeruje np., że śmigło, czy wirnik pochylone o 60° , przy małej prędkości postępowej daje ciąg z 40% powierzchni zaś pozostała część działa jak okrągła powierzchnia nośna. Śmigło nośne nie jest w istocie urządzeniem nośnym o dobrej sprawności — w locie poziomym moc niezbędna może być znacznie większa od mocy zawisu. Sytuację poprawia obecność płata, gdyż obciążenie nośne przenosi się na konfigurację o lepszej sprawności. Przy małym kącie napływu i małych posuwach strumień zaśmigłowy jest głównie napędowy i początkowo o przekroju kołowym, składowe prędkości — osiowa i obwodowa — stanowią główną część opływu. Kąty napływu do ok. 40° nie zmieniają podstawowej formy — kształt strugi jest zasadniczo cylindryczny i sphywające z łopat wiry utrzymują formę śrubową. Wyższe kąty napływu i większe posuwy dają deformację cylindrycznego śladu, powodując znaczniejsze zmiany w rozkładzie prędkości indukowanej — szczególnie po stronie podprądowej dysku. Wiry sphywowe w płaszczyznach poprzecznych, z prądem za śmigłem wpływają szczególnie z krawędzi dysku śmigła. W istocie są one wynikiem deformacji i zlewania się (rys. 8) śrubowych włókien wirowych schodzących z każdej łopaty. Przy napływie pod kątem bliskim 90° i dużych posuwach opływ za śmigłem wyjawia własności układu nośnego, w którym strumień wirowy sphywowy za środkiem i krawędziami dysku indukuje w otaczającym opływie składowe do dołu i na boki o znacznej wielkości. Rura tubowa strumie-



TL-188/77-R.5

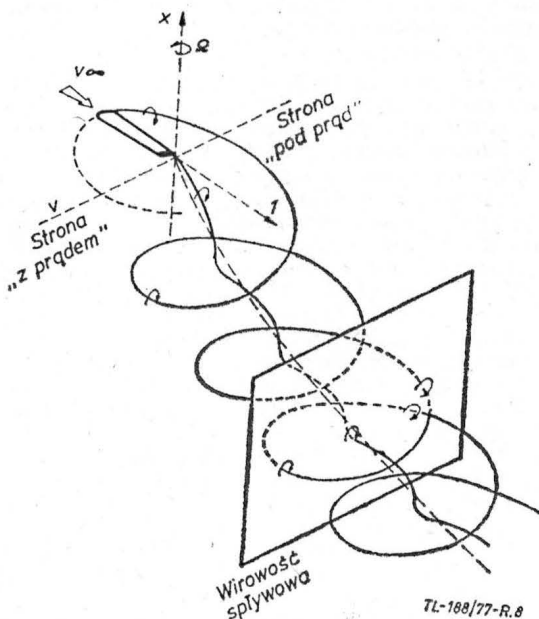
Rys. 6. Strumień napędowy i nośny wychylone pod różnymi kątami: a) układ dwustrumieniowy; b) wektory składowe



Rys. 7. Biegunowe pomiarowe dla śmigła: a) stałe posuwy dla poszczególnych krzywych, b) stałe kąty przy poszczególnych krzywych

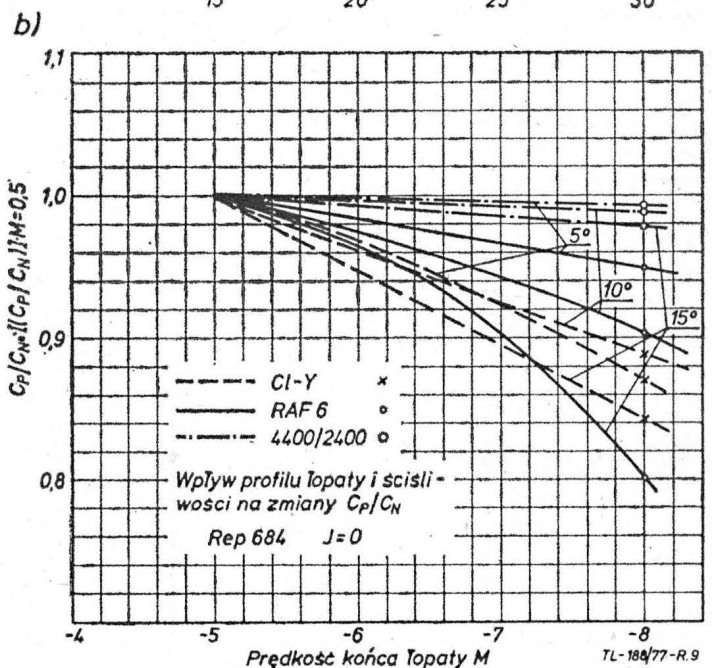
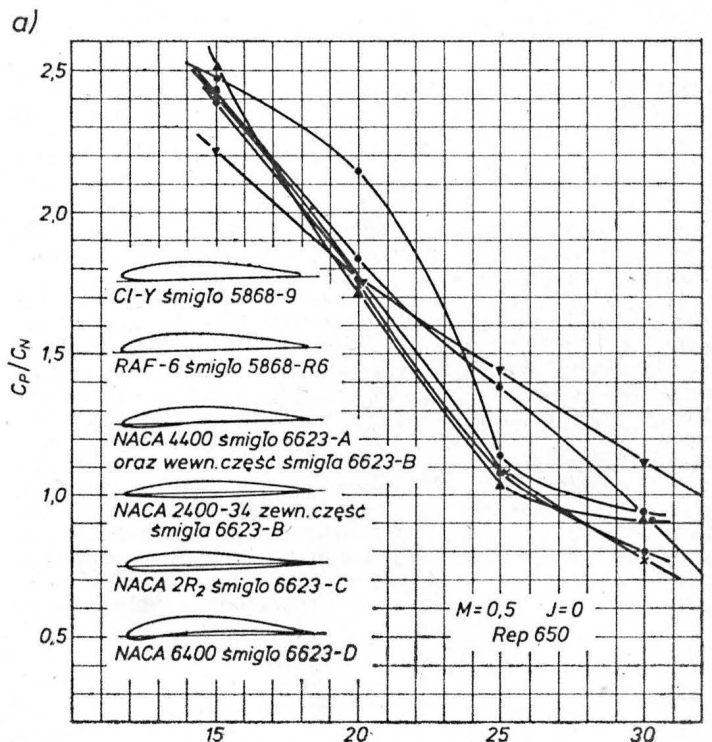
nia napędowego jest integralną częścią śladu wirowego, lecz jej wielkość maleje, gdy więcej siły nośnej powstaje na dysku. Ślad wirowy ma spłaszczonej formie i ostatecznie zawija się do góry z wirami sphywowymi. Obecność płata przy silnym napływie — wskutek działania śmigła przy małej prędkości lotu — powoduje powstanie silnych wirów sphywających z końca płata, które pochłaniają rurę strumienia napędowego.

Kończąc uwagi dotyczące śmigła, pracującego w obecności płata, trzeba zaznaczyć, że jego oddziaływanie opóźnia oderwanie na płacie, przy dużych kątach. Ważnym elementem ekonomicznej pracy śmigła jest zastosowanie na łopatach

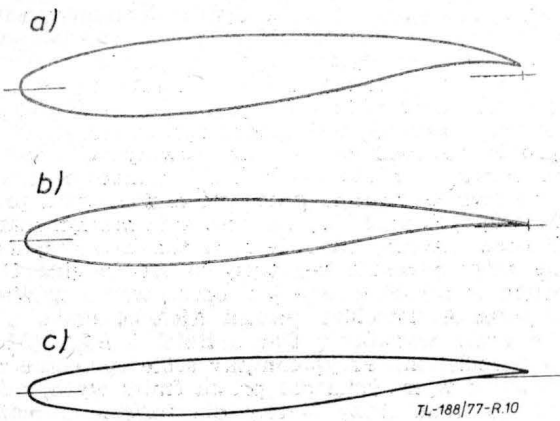


Rys. 8. Schemat wiru sphywowego z pojedynczej łopaty

profilu odpowiadającego specyficznym zmiennym warunkom opływu. W zasadzie nie było dotąd profili specjalnych dla śmigieł. Stosowanie zwykłych profili, przeznaczonych dla płatów nie było najszcześliwszym rozwiązaniem, bowiem na łopacie już przy liczbie $Ma = 0,5$ pojawiały się skutki ściśności powietrza i następował spadek sprawności [1]. W dziedzinie profili panował ogólnie konserwatyzm. Dopiero w ostatnich latach, w różnych ośrodkach naukowo-konstrukcyjnych na świecie, zaczęto pracować nad nowymi profilami [9]. Rozwój tych prac przy zastosowaniu maszyn matematycznych oraz nowych, odpowiednich tuneli aerodynamicznych, nie mógł pozostać bez wpływu na śmigła. Dużym osiągnięciem w tej dziedzinie jest opracowanie w Wielkiej Brytanii przez A. Bocciego profilu ARA-D. Badania były wykonane przez wytwórnię Dowty-Rotol i ARA (Aircraft Research Association). Przypomnijmy sobie sprzeczne ze sobą podstawowe wymagania dla profili śmigłowych, zależnie od warunków lotu. Przy starcie dla uzyskania możliwie dużego ciągu profil musi mieć duży współczynnik siły nośnej. W przelocie współczynnik siły nośnej może być mniejszy, lecz krytyczna liczba Ma dla końca łopaty musi być



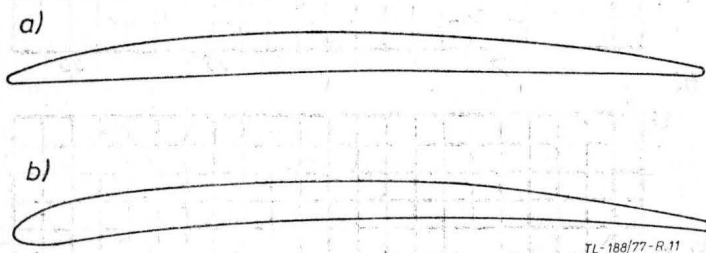
Rys. 9. Wpływ profilu na osiągi śmigła: a) stosunek współczynnika ciągu do współczynnika mocy dla różnych profili przy pracy w miejsu; b) stosunek współczynnika ciągu do współczynnika mocy przy różnych liczbach Ma



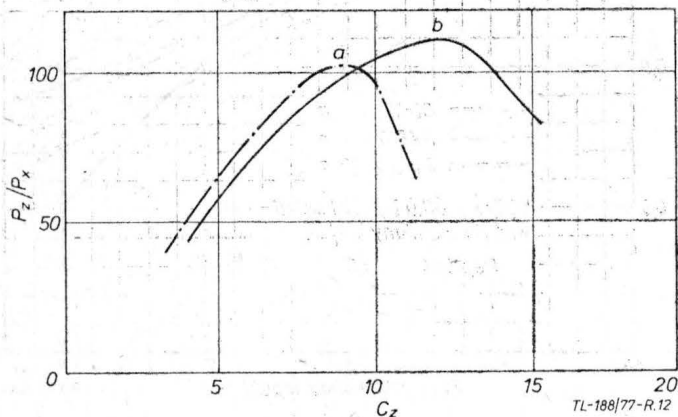
Rys. 10. Różne rodzaje profili nadkrytycznych: a) Bauer-Garbedian No. 2 — 15,1%; b) Garbedian-Korn No. 1 — 11,5%; c) ONERA LC100D — 10,5%

wysoka. Profil nośny o większym wygięciu nie jest dobry jako przydzwiękowy. Z kolei bliżej piasty — łopata wymaga grubszego profilu ze względów wytrzymałościowych. Biorąc pod uwagę, że prędkość obwodowa jest tu mniejsza — zarówno liczba Re jak i Ma są małe — tworzy to nowe komplikacje. Dla śmigła metalowego na końcu łopaty grubość może wynosić 3%, ale już na 70% promienia wynosi 6% i 20% przy piastie, czyli grubości narzucają też swoje warunki. Praktycznie dotąd projektant śmigła wybierał profile o znanych osiągnięciach i kształtach, które dla różnych grubości zmieniają się w prosty geometryczny sposób. Takimi profilami są CLARK-Y czy RAF-6.

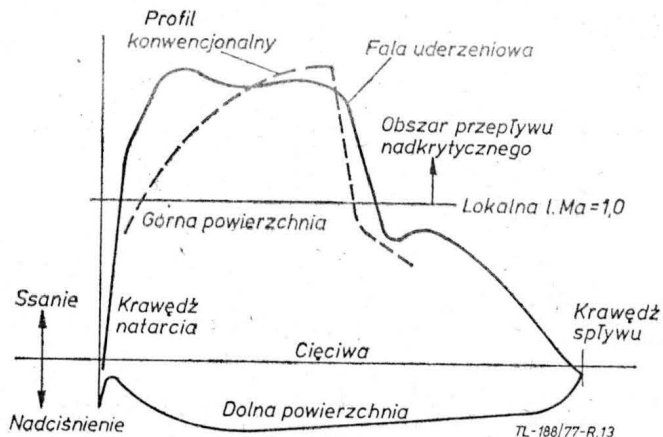
W latach 1940÷1950 zaczęto stosować na końcu łopat profile szybkościowe jak NACA 4400/2400 (rys. 9). Dobre okazały się profile z serii NACA-16, które do dziś dominują na śmigłach. Rodzina tych profili uwzględnia nie tylko modyfikację grubości, lecz również wygięcia, a więc umożliwia wybór doskonałości. Przewrót rozpoczął się od opracowania profilu nadkrytycznego, którego zastosowanie w śmigłach firmy Robertson dało wzrost sprawności śmigła o 4,5%, przy małym posuwie i aż 8% w przelocie (rys. 10). Ostatnio jednak względy obniżenia hałasu zmusiły projektantów i producentów do zmniejszenia prędkości końca łopaty; narzuciło to nowe wymagania dla profili śmigłowych. Przy projektowaniu nowych profili śmigłowych zastosowano nowoczesne metody i obliczenia na



Rys. 11. Profile: a) NACA-16; b) ARA-D



Rys. 12. Doskonałość w funkcji współczynnika siły nośnej dla profili: a) — NACA-16; b) — ARA-D



Rys. 13. Rozkład ciśnień na profilu konwencjonalnym (linia przerywana) i ulepszonym (linia ciągła)

maszynach matematycznych, uwzględniając narzucone warunki, podobnie jak przy profilach nadkrytycznych, czy GA W-1. W wyniku obliczeń i badań weryfikacyjnych otrzymano profil ARA-D 6%, dający dużą doskonałość przy dużej wartości C_z i liczbie $Ma = 0,5$. Profil ten daje duży ciąg przy starcie. Uzyskano $C_{z \text{ maks.}} = 1,6$, w porównaniu do 1,1 które daje równoważny profil NACA-16. Stwierdzono jednak straty C_z przy dużych liczbach Ma . Modyfikacja kształtu dolnej powierzchni profilu doprowadziła do kompromisu — dając $C_{z \text{ max}} = 1,5$ przy $Ma = 0,5$. Poszczególne profile serii otrzymuje się w prosty sposób dla określonej grubości za pomocą nieskomplikowanej formuły matematycznej. Najważniejsze cechy profili z nowej rodziny ujawniają się przy porównaniu ich charakterystyk z profilami NACA-16 o tej samej grubości i wygięciu. Geometrycznie (rys. 11) krawędź natarcia jest bardziej tępa, o parabolicznym profilu i maksymalnej strzałce wygięcia na 10% cięciwy, zarówno dla górnej i dolnej powierzchni. Poza tym obszarem, górna powierzchnia jest względnie płaska na większej części cięciwy i profil kończy się tępą krawędzią spływu. Okazuje się, że nowy profil ma lepsze własności od starych w szerokim zakresie C_z (przyjęto tu jako kryterium doskonałość aerodynamiczną przy $Ma = 0,5$ na 0,7 promienia) (rys. 12). Przy wysokich wartościach Ma , duży C_z jest mniej ważny, niż mały C_x . Zależy to znacznie od rozkładu ciśnień na profilu łopaty. Rozkład podciśnienia na grzbiecie i nadciśnienia na spodzie profilu śmigłowego i konwencjonalnego (przy $Ma = 0,7$) uwiadamia różnice. Fala uderzeniowa powstaje na grzbiecie przy lokalnym osiągnięciu prędkości dźwięku. Na profilu ARA-D jest ona mniej gwałtowna, poza tym na nosku profilu nie ma spadku ciśnienia, jak przy profilu konwencjonalnym (rys. 13). Silna fala uderzeniowa na profilu jest niepożądana. Powoduje ona nadmierny wzrost oporu i zakłócenia optywu. W nowym profilu, w obszarze 15% cięciwy następuje nieznaczny spadek podciśnienia, mimo to siła nośna jest duża. Dla profilu konwencjonalnego podciśnienie wzrasta stopniowo aż do 50% cięciwy, lecz tu następuje ostry spadek.

Kształt noska ma też duży wpływ dla rozkładu ciśnienia na spodzie profilu (rys. 14). Dla profilu konwencjonalnego, cienkiego, silnie wygiętego, wraz z falą uderzeniową — na spodzie w bliskości noska, powstaje znaczne podciśnienie (linia przerywana). Przez modyfikację kształtu noska można znacznie zmniejszyć to działanie. Są to przykłady niektórych modyfikacji, które doprowadziły do optymalnego profilu. Podstawowe profile ARA-D mają grubości 3%, 6%, 10% (rys. 15) oraz 20%. Jak podają dostępne publikacje [9], profile są przydatne dla wielu warunków pracy, lecz niekiedy niezbędna jest zmiana wygięcia. Gdy wymaga się np. wyjątkowo cienkiego profilu na końcu łopaty, przy dużej liczbie Ma , narzuca się konieczność zmniejszenia wybrzuszenia i zmodyfikowania krawędzi natarcia. Profil ARA-D jest technologiczny, brak na nim niedogodnych do obróbki wkleśłości: krawędzie natarcia i spływu są tępe. Badano wpływ nieuniknionych niekiedy nierówności powierzchni, jak przy nakładach ochronnych krawędzi natarcia, czy paskach przeciwbłędzeniowych, następnie uszkodzeń powierzchni wskutek korozji, zużycia czy zadrapań. Uzyskano charakterystyki możliwe do przyjęcia. Wracając do profili nadkrytycznych — dają one zasadniczo mniejsze C_z przy małym Ma i wyższe C_z przy dużym Ma , czyli nie są niekiedy dobre dla łopat śmigła. Zbadano dotąd pewną liczbę zastosowań nowego profilu: np. dla transportowego samolotu CASA 401 śmigło

z profilem ARA-D dało 20% wzrostu ciągu w miejscu, w porównaniu do śmigła z profilem NACA-16. Ulepszenie to umożliwiło zmniejszenie ciężkości łopaty i przez to redukcję ciężaru śmigła. Moment skręcający łopatę od sił masowych dąży do zmniejszenia kąta ustawienia łopaty. Zmienia się on zależnie od czwartej potęgi długości ciężkości łopaty. Związując więc nawet niewiele łopatę, uzyskuje się znaczne odciążenie mechanizmu zmiany skoku i przez to można zmniejszyć ciężar piasty.

Udanym przykładem zastosowania ulepszonego profilu śmigłowego jest śmigło otunelowane w samolocie lekkim Rheinflugeubau Fanliner.) Jest rzeczą zrozumiałą, że najbardziej interesujące byłoby porównanie pełnych charakterystyk śmigieł z różnymi profilami, w tym i z ARA-D — niestety dotąd brak publikacji na ten temat. Wpływ starszych profili na osiągi śmigła podano na zestawieniach graficznych (rys. 9). Dla pracy śmigła w miejscu — znaczne korzyści płyną z zastosowania profilu szybkościowego, co jeszcze wyraźniej widać przy wzroście liczby Ma. Historycznie rzecz biorąc, wprowadzenie silników odrzutowych-dwu-przepływowych na początku lat sześćdziesiątych wróżyło koniec zastosowań śmigieł dla dużych mocy. Pomimo sprawności śmigieł takich samolotów jak Vanguard, Britannia, Viscount i Electra, powoli zaprzestano rozwoju dużych śmigieł. Jedynie w Związku Radzieckim stosowano je nadal dla dużych samolotów, przy dużych mocach, czego przykładami są Il-18 czy An-22. Sprawność śmigieł była dość wysoka, wynosiła 88÷90%. Mimo, że współczynnik oporu stosowanych profili zmalał znacznie, sprawność wzrosła jedynie o 1÷2%. Ostatnio, jak podano wyżej, wznowiono stosowanie śmigieł nie tylko dla małych mocy, gdzie stale są potrzebne, lecz nawet dla dużych samolotów i to o prędkościach przydźwiękowych.

Wśród wielu nowych konstrukcji śmigieł trzeba zanotować osiągnięcia wytwórni Hamilton Standard, która opracowała ciekawą konstrukcję, w pewnej mierze zaprzeczając zalety śmigła obudowanego. Nowe śmigło ma osiem zakrzywionych łopat. Śmigło nie jest obudowane i ma stosunkowo małą średnicę (rys. 16), zastosowano przy nim nowe ulepszone profile. Części łopat bliższe piasty tworzą kaskadę, prawie zachodzą na siebie, jak w sprężarce osiowej. Końce łopat zakrzywione są sierpowo, aż do 27° na końcu. W tej części łopata pracuje już jako śmigło wolne. Stanowi ono konkurencję dla silników dwuprzepływowych, jego średnica jest równa połowie średnicy śmigła konwencjonalnego, zaś dwa razy większa od średnicy silnika turbowentylatorowego. Zaletą ma być 20% redukcja zużycia paliwa w stosunku do dobrego silnika odrzutowego turbowentylatorowego. Sprawność tego układu o nazwie *prop-fan* na stanowisku badawczym wynosi 80%, zaś dla zespołu turbowentylatorowego tylko 68%. Przy zastosowaniu nowego śmigła przewiduje się dla przelotów poniżej 1000 km oszczędność paliwa do 30%; ten rodzaj lotu wymaga częstych wznoszeń i schodzenia, zaś w tych warunkach góruje ekonomicznie napęd śmigłowy.

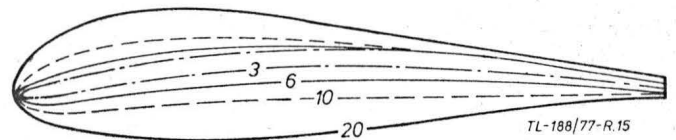
Przewiduje się zastosowanie śmigła *prop-fan* dla samolotu DC-9 i B-727. Zaletą śmigła jest obniżony hałas przy podejściu do lądowania. Pilot może bowiem zmniejszyć prę-

kość obrotową w tej fazie lotu, co znacznie wpływa na ucieszenie. Przewiduje się też lepsze osiągi startu i lądowania niż dla napędu turbowentylatorowego — start ma być o 17% krótszy i wznoszenie lepsze o 40%.

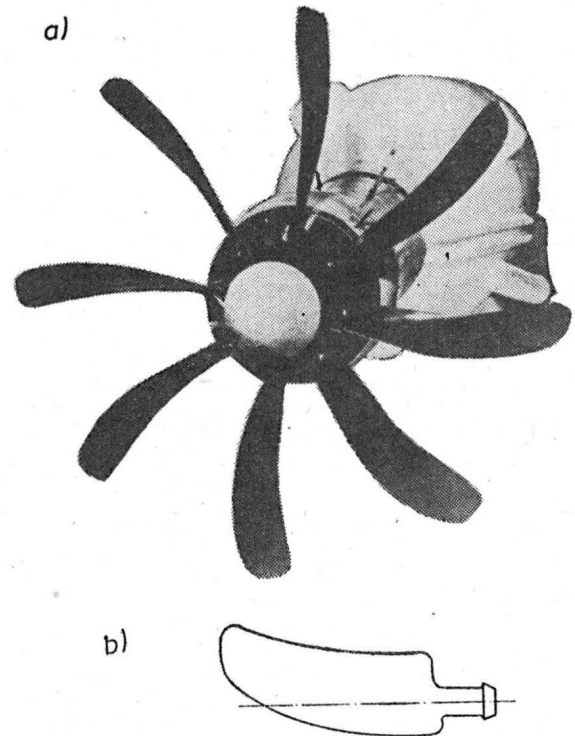
W wielu czasopismach zagranicznych ukazały się publikacje dotyczące nowego śmigła *prop-fan*. Podano, że po roku 1980 do współpracy z tymi śmigłami przewiduje się budowę specjalnych silników turbinowych.

Reasumując powyższy przegląd, można stwierdzić duży rozwój zagadnień aerodynamiki śmigła wraz z jednoczesnymi ulepszeniami technologicznymi i konstrukcyjnymi. Nie sposób odpowiedzieć jednak na nasuwające się pytanie: który rodzaj śmigieł napędowych jest lepszy — obudowane w pierścieniu, czy też śmigło swobodne?

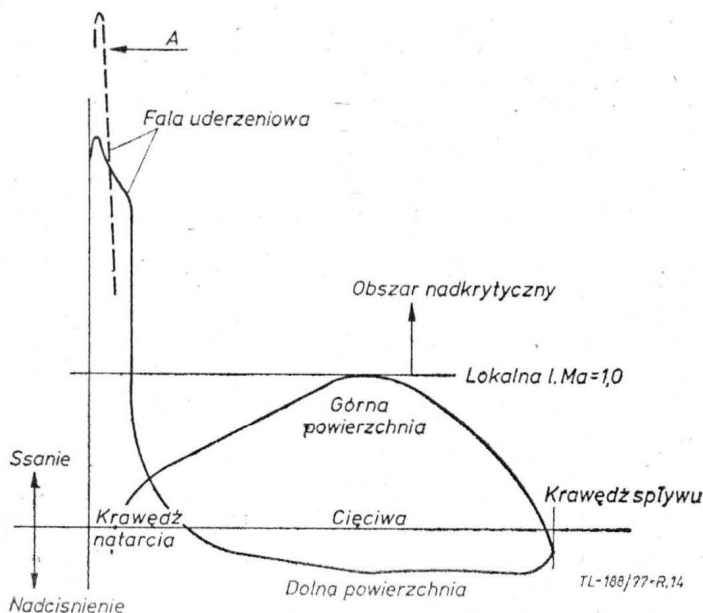
Wydaje się, że obydwa rodzaje mają rację bytu, zależnie od szczegółowych wymagań i zakresu pracy danego statku powietrznego. Śmigło w pierścieniowym owiewku daje większy ciąg startowy i mniejszy hałas, zaś swobodne lepsze zastosowanie przy dużej prędkości.



Rys. 15. Rodzina profili ARA-D



Rys. 16. Śmigło *prop-fan* o zakrzywionych łopatach: a) widok ogólny; b) łopata w rozwinięciu



Rys. 14. Rozkład ciśnienia na cienkim profilu i wpływ modyfikacji noska

LITERATURA

1. Z. BRODZKI: Wpływ parametrów geometrycznych na osiągi śmigła przy małych posuwach. Prace Instytutu Lotnictwa 54 1973, s. 27÷42.
2. Z. BRODZKI: Śmigło obudowane jako środek do uzyskania większego ciągu. T.L. 7/1961.
3. Z. BRODZKI: Śmigło obecnie i w przyszłości. TLiA. 2/1974, s. 18,27÷29 i 40.
4. R. H. WICKENS: The aerodynamic characteristic and trailing vortex wake of propeller V/STOL configurations. CA and S. Journ. 3/75, s. 81÷97.
5. R. HIRSCH: Aerodynamique des rotors de convertibles rapides. L'Aeron. et L'Astr. 1/1975 s. 17÷26.
6. H.A. DWYER, W.J. MC CROSKY: Crossflow and Unsteady Boundary Layer Effects on Rotating Blades. AIAA Journ. 8/71, s. 1498.
7. G.N. ADAMS: Some observations of vortex structure. CA and S. Journ. 3/75, s. 81÷97.
8. JAMEEL: Study of rotating airfoil. Journ. of Aircraft 4/72, 314÷316.
9. A. BOCCI: ARA proposes new propeller aerofoils. Flight 27. Nov. 1976, s. 1556÷1558.
10. H. ILIMMELSKAMPF: Profiluntersuchungen an einem umlaufenden Propeller No. 2 Mitt. der M.-Planck Inst. 1950.
11. HARNIS i inni: Rotor High Speed Performance-Theory Versus Test. J. AHS 3/70, s. 34÷44.

Przyspieszona ocena własności zmęczeniowych powierzchni walcowych

Doc. dr inż. JERZY LUNARSKI
Politechnika Rzeszowska

Mgr inż. EDWARD SMAGAŁA
OBR NL WSK PZL-Rzeszów

Przedstawiono nowy kształt próbki do badań zmęczeniowych przy częstotliwościach rezonansowych i wibratorach elektrodynamicznych. Podano wzory i metodę obliczeń wymiarów próbek do uzyskania żądanej częstotliwości drgań własnych, wykresy pomocnicze do przeprowadzenia obliczeń oraz wskazówki dotyczące sposobu prowadzenia badań. Umożliwiła to znaczne przyspieszenie badań zmęczeniowych do wyboru lepszego wariantu obróbki powierzchni elementów pracujących przy obciążeniach zmiennych.

Wytrzymałość zmęczeniowa wielu ważnych elementów konstrukcji lotniczych zależy w znacznej mierze od jakości warstwy wierzchniej (WW), w której powstaje początek pęknięcia zmęczeniowego. Wiele prac naukowych wskazuje, że na wytrzymałość zmęczeniową wpływa cały kompleks parametrów charakteryzujących stan WW, z których do najważniejszych należy chropowatość powierzchni, naprężenia własne konstytuowane w WW w procesie obróbki wykańczającej oraz utwardzenie (zgniot) tej warstwy [5].

Przykładem znacznego wpływu jakości WW na wytrzymałość zmęczeniową są badania [2], w których zastosowano kompleks zabiegów umacniających stop WT3-1 (rys. 1). Zastosowanie obróbki cieplnej (wyżarzanie przy 600°C przez 2 h) zwiększa wytrzymałość zmęczeniową Z_{go} z 230 do 260 MPa. Polerowanie powierzchni po obróbce cieplnej podwyższa Z_{go} do 390 MPa. Kulkowanie strumieniowe swobodne w oleju (ros. nazwa *gidrogatovka*) bez obróbki cieplnej podwyższa Z_{go} do 490 MPa, zaś z obróbką cieplną do 540 MPa. Dodatkowe wykonanie polerowania po obróbce cieplnej przed kulkowaniem zwiększa Z_{go} do 585 MPa. Łączny efekt wzrostu Z_{go} wyniósł ponad 150%, zaś trwałość łopatek obrabianych w analogiczny sposób wzrosła 10÷15 razy. Podobne zabiegi wykonane na próbkach ze stopu WT8 podwyższyły wytrzymałość zmęczeniową z 250 do 260 MPa.

Powyższy przykład wskazuje na konieczność eksperymentalnego doboru najodpowiedniejszych sposobów i optymalizacji ich parametrów ze względu na wytrzymałość zmęczeniową. Podejście takie jest przy zapewnieniu właściwej obróbki próbek oraz stosowanie przyspieszonych metod badań zmęczeniowych.

Badania zmęczeniowe przeważnie przeprowadza się na różnorodnych maszynach, w których częstotliwości obciążeń mieszczą się w zakresie 25÷100 Hz, co powoduje znaczną czasochłonność badań.

W celu skrócenia czasu trwania badań zmęczeniowych, przeprowadza się je często przy częstotliwościach rezonansowych 500÷10 000 Hz na specjalnych wibratorach elektrodynamicznych lub magnetostrykcyjnych [3, 5]. Stosowane przy tym kształty próbek i ich orientacyjne wymiary przedstawiono na rys. 2. Najprostszą do wykonania jest próbka przedstawiona na rys. 2a, jednakże małe wymiary części roboczej ($\phi 5 \times L$) oraz powierzchnia przejściowa R10 utrudniają zastosowanie wielu sposobów obróbki wykańczającej powierzchni walcowych w celu badania wpływu ukonstytuowanej WW na wytrzymałość zmęczeniową.

Podobnie niezbyt korzystne dla tych badań są próbki w kształcie jak na rys. 2b. Małe wymiary i powierzchnia przejściowa R10 utrudniają obróbkę miejsca, w którym pojawia się pęknięcie zmęczeniowe. Bardziej racjonalną próbką, umożliwiającą ukonstytuowanie jednorodnej WW na powierzchni płaskiej jest próbka przedstawiona na rys. 2c.

Częstotliwość własną pierwszej harmonicznej drgań próbki o stałym przekroju poprzecznym zamocowanej wspornikowo wylicza się ze wzoru [1]:

$$f = \frac{0,56}{L^2} \sqrt{\frac{E \cdot J}{F \cdot \rho}} \quad (1)$$

gdzie: f — częstotliwość drgań własnych próbki [Hz], L — długość części roboczej próbki [m], E — moduł Younga materiału próbki [Pa], J — moment bezwładności przekroju poprzecznego próbki względem osi obojętnej na zginanie [m⁴], ρ — gęstość materiału próbki [kg/m³], F — pole powierzchni przekroju poprzecznego próbki [m²].

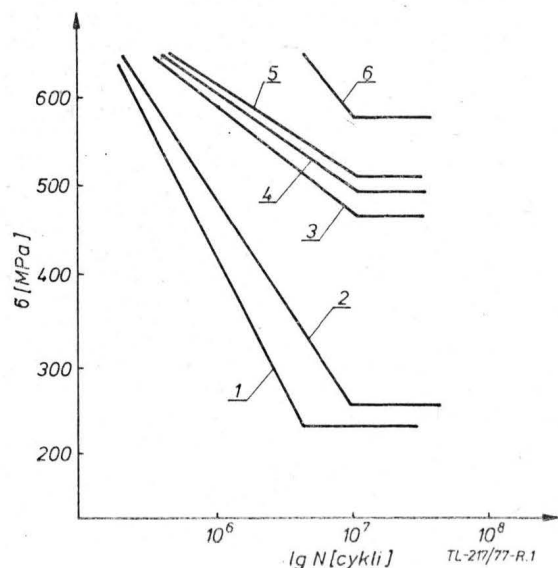
Naprężenia na powierzchni roboczej można określać przez pomiar amplitudy drgań końca próbki A , np. dla próbki rys. 2a ze wzoru [5]:

$$\sigma = 1,7578 \frac{E \cdot d}{L^2} A$$

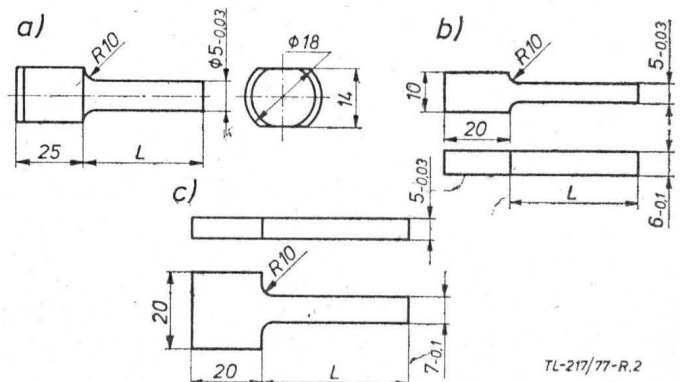
który przy $f < 1000$ Hz i $L/d > 10$ zapewnia dokładność do 7%.

Kształt i wymiary próbki

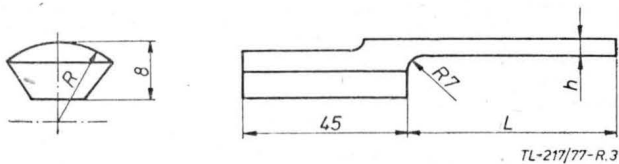
Celem niniejszej pracy było opracowanie konstrukcji próbki do badań zmęczeniowych na wibratorach elektrodynamicznych przy częstotliwościach rezonansowych z powierzchnią walcową o większych wymiarach umożliwiającej zastosowanie różnych sposobów obróbki wykańczającej [4]. Próbka ma kształt belki wspornikowej składającej się z części roboczej o przekroju poprzecznym będącym wycinkiem koła i części chwytowej dostosowanej do zamocowania jej na stole wibratora. Kształt i wymiary próbki przedstawiono na rys. 3, przy czym długość jej części roboczej L i wysokość przekroju poprzecznego h mogą być określane



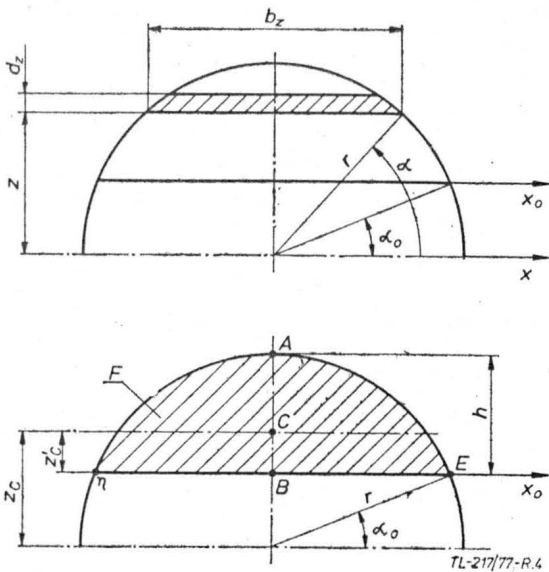
Rys. 1. Wytrzymałość zmęczeniowa płaskich próbek ze stopu WT3-1 po różnych sposobach obróbki: 1 — stan początkowy (sp), 2 — sp + wyżarzanie, 3 — sp + wyżarzanie + polerowanie, 4 — sp + kulkowanie strumieniowe swobodne, 5 — sp + wyżarzanie + kulkowanie strumieniowe, 6 — sp + wyżarzanie + polerowanie + kulkowanie strumieniowe swobodne [2]



Rys. 2. Kształty i wymiary próbek stosowanych przy badaniach zmęczeniowych na wibratorach elektrodynamicznych: a) walcowa, b) płaska ze zwiększoną grubością części chwytowej, c) płaska ze zwiększoną szerokością części chwytowej



Rys. 3. Kształt próbki do badań zmęczeniowych pozwalającej na ocenę efektywności zabiegów technologicznych obróbki powierzchni walcowych



Rys. 4. Schematy do przeprowadzenia obliczeń próbki

każdorazowo w zależności od średnicy pręta materiału wyjściowego i żądanej częstotliwości własnej próbki. Przygotowanie jej może przebiegać w dwojaki sposób:

— obróbka powierzchni walcowej a następnie wycinanie kształtu próbki (bez dalszej obróbki powierzchni walcowej części roboczej);

— wstępna obróbka powierzchni walcowej, wycinanie kształtu próbki, obróbka ostateczna powierzchni walcowej części roboczej przy zamocowaniu próbek w specjalnych oprawkach lub uchwytach.

Wybór wariantu wykonania zależy od gatunku materiału i jego twardości po zastosowanej obróbce cieplnej.

Wielkość F i J występujące we wzorze (1) określa się z następujących zależności (rys. 4):

$$F = F_{x_0} = \int_F dF = \int_{a_0}^{\frac{\pi}{2}} 2r^2 \cos^2 a da = r^2 \left(\frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2} \right) \quad (2)$$

$$J = J_{x_0} = J_x - F_{x_0} \cdot z_c^2 \text{ przy czym } z_c = \frac{S_x}{F_{x_0}}$$

gdzie: J_x — moment bezwładności pola powierzchni F_{x_0} względem osi x (średnicy koła), S_x — moment statyczny pola powierzchni F_{x_0} względem osi x z_c — odległość środka ciężkości pola powierzchni F_{x_0} od osi x .

$$J_x = \int_F z^2 dF = \int_{a_0}^{\frac{\pi}{2}} 2r^4 \sin^2 a \cos^2 a da = r^4 \left(\frac{\pi}{8} + \frac{\sin 4a_0}{16} - \frac{a_0}{4} \right)$$

$$S_x = \int_F z dF = \int_{a_0}^{\frac{\pi}{2}} 2r^3 \sin a \cos^2 a da = \frac{2}{3} \cdot r^3 \cos^3 a_0$$

$$z_c = \frac{S_x}{F_{x_0}} = \frac{2}{3} \frac{r \cos^3 a_0}{\frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2}}$$

$$J = J_x - F_{x_0} \cdot z_c^2 = r^4 \times \left(\frac{\pi}{8} + \frac{\sin 4a_0}{16} - \frac{a_0}{4} - \frac{4}{9} \frac{\cos^6 a_0}{\frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2}} \right) \quad (3)$$

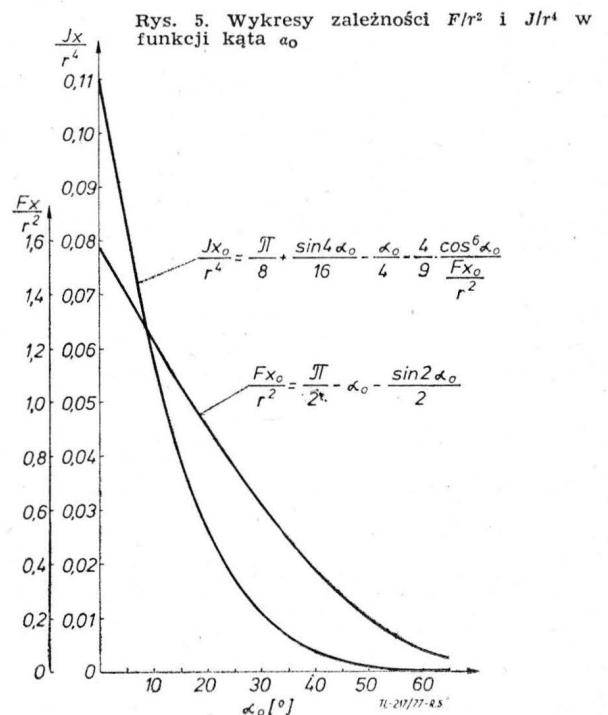
Dla ułatwienia wykonywania obliczeń sporządzono wykresy

sy J/r^4 i F/r^2 w funkcji kąta α_0 przedstawione na rys. 5. Są one szczególnie przydatne przy obliczaniu próbek wykonanych z prętów o różnych średnicach.

Przy ustalaniu wymiarów części roboczej próbki należy dążyć do tego, aby wysokość jej przekroju poprzecznego h była możliwie mała, gdyż z jej zmniejszeniem rośnie stosunek naprężeń gnących występujących w punkcie A do naprężeń występujących w punkcie B (rys. 4). Zwiększa to szanse wystąpienia pęknięcia zmęczeniowego na badanej powierzchni walcowej. Stosunek tych naprężeń można obliczyć z następującego wzoru:

$$K_{\sigma AB} = \frac{1 - \frac{z_c}{r}}{\frac{z_c}{r} - \sin a_0}$$

Obliczenia przeprowadzone według tego wzoru wykazały, że naprężenia w punkcie A są o 35÷45% większe od naprężeń występujących w punkcie B przy rezonansowych drganiach giętych części roboczej względem części chwytowej. W razie konieczności można ten stosunek poprawić przez wykonanie od strony płaskiej części roboczej próbki wybrania promieniowego, lokalizując w ten sposób miejsce pęknięcia na części walcowej.



Rys. 5. Wykresy zależności F/r^2 i J/r^4 w funkcji kąta α_0

Obliczanie wymiarów próbki

Obliczanie wymiarów próbki przeznaczonej do badań zmęczeniowych należy przeprowadzić w niżej podanej kolejności:

- założyć żadaną częstotliwość własną drgań f [Hz]
- założyć wysokość przekroju poprzecznego części roboczej próbki h [cm]
- wyliczyć dla znanego promienia r [cm] pręta wyjściowego na próbkę kąt α_0 ze wzoru:

$$\alpha_0 = \arcsin \frac{r-h}{r}$$

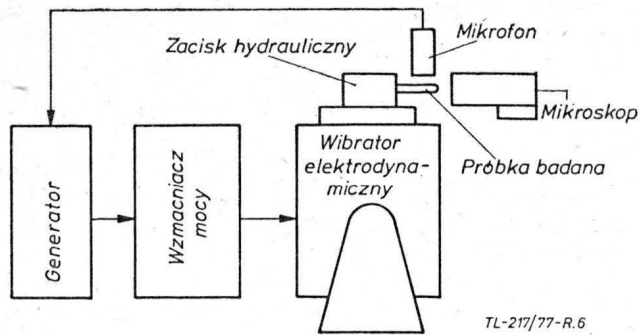
— wyliczyć według wzoru (2) lub odczytać z rys. 5 pole powierzchni przekroju poprzecznego próbki F [m²]

— wyliczyć według wzoru (3) lub odczytać z rys. 5 moment bezwładności J [m⁴]

— podstawić do wzoru (1) obliczone wielkości i pozostałe dane i wyliczyć długość części roboczej próbki L .

Stanowisko badawcze

Schemat stanowiska do prób zmęczeniowych przedstawiono na rys. 6. Składa się ono z wibratora elektrodynamicznego, wzmacniacza mocy i generatora. Dodatkowo wyposażone jest ono w mikroskop do pomiaru amplitudy drgań końca próbki i układ sprzężenia zwrotnego w skład które-



Rys. 6. Schemat stanowiska do badań zmęczeniowych

go wchodzi mikrofon pomiarowy podłączony do generatora [1, 5]. Stół wibratora z zamocowaną na nim próbką pobudzany jest do drgań sterowanych przez wzmacniacz mocy z generatora, w wyniku czego próbka poddawana jest zmiennym obciążeniom gnącym. Z chwilą zrównania częstotliwości drgań próbki następuje rezonansowy charakter drgań próbki, przy czym wielkość jej obciążenia sterowana jest napięciem wyjściowym z generatora. Żądane obciążenie próbki ustala się na podstawie uprzednio zdjętej charakterystyki odkształcenia w funkcji amplitudy drgań próbki (pomiar amplitudy za pomocą mikroskopu, zaś odkształceń za pomocą tensometru elektryczno-oporowego). Stała amplituda drgań próbki utrzymywana jest w ten sposób, że z chwilą wzrostu (spadku) jej wielkości sygnał z mikrofonu pomiarowego powoduje obniżenie (wzrost) napięcia podawanego z generatora na wzmacniacz mocy, co w konsekwencji prowadzi do ustalenia obciążenia próbki na poziomie

wyjściowym. Próbę zmęczeniową prowadzi się do chwili zniszczenia próbki lub osiągnięcia przez nią określonej ilości cykli obciążenia.

Wnioski

- Przedstawiony kształt próbki do badań zmęczeniowych na wibratorach elektrodynamicznych przy częstotliwościach rezonansowych umożliwia ścisłą lokalizację pęknięcia zmęczeniowego na powierzchni walcowej o średnicy 10÷60 mm i więcej.
- W miejscu powstawania pęknięcia zmęczeniowego nie występuje powierzchnia przejściowa, co umożliwia konstytuowanie WW różnymi metodami obróbki wykańczającej z różnymi parametrami technologicznymi.
- Niewielka całkowita grubość części roboczej próbki powoduje, że stosunek grubości WW δ (w której występują naprężenia własne i utwardzenie) do całkowitej grubości próbki h może być stosunkowo duży, w wyniku czego wpływ WW na wytrzymałość zmęczeniową uwidacznia się znacznie wyraźniej niż w próbkach gdzie δ/h jest mniejsze.

LITERATURA

1. E. T. BROCH.: Mechanical vibration and shock measurement. Bruel-Kjaer 1973.
2. J. G., GRINCENKO, J. A. ISAJEVA.: Povyšenie vynoslivosti łopatok kompressora iz titanowych splavov, i stalej kombinirovannym poverchnostnym uproščenijem. Sb. „Povyšenie pročnosti i dolgoviečnosti detaliej mašin poverchnostnym plastičeskim deformirovanijem”. NIINFORMTIAZMAS, Moskva 1970.
3. A. A. KUZNECOV: Vibrationnyje ispytanija elementov i ustrojstv avtomatiki. Enegijs, Moskva 1976.
4. J. LUNARSKI, E. SMAGAŁA: Sposób oceny efektywności zabiegów technologicznych podwyższających wytrzymałość zmęczeniową elementów walcowych oraz próbka stosowana przy tej ocenie. Zgł. Pat. PRL nr P-198708 z dnia 6.06.1977 r.
5. A. M. SULIMA, M. J. JEVSTIGNEJEV: Kačestvo poverchnostnogo sloja i ustalostnaja pročnost detaliej iz ožaropročnych i titanowych splavov. Mašinostrojenije, Moskva 1974.

POCZTA LOTNICZA

Francuskie czasopisma lotnicze

Ogólnolotniczy tygodnik *Air et Cosmos* ukazuje się od 15 lat. Drukowane w nim informacje — to głównie nowości z dziedziny lotnictwa i techniki. Rubryka „Tydzień w powietrzu i w kosmosie” zawiera notatki na temat najnowszych wydarzeń i osiągnięć w przemyśle lotniczym, lotnictwie cywilnym i wojskowym oraz w dziedzinie badań przestrzeni kosmicznej. Poza tym pismo zamieszcza wiadomości z życia związków i towarzystw lotniczych. W *Air et Cosmos* można znaleźć monografie pojedynczych samolotów i całych rodzin samolotów, a także artykuły poświęcone problemom lotnisk, wyposażeniu samolotów, przemysłowi lotniczemu i wynikom ekonomicznym jego działalności. Czasopismo zajmuje się też przyszłością lotnictwa i badań kosmicznych. Jest bogato ilustrowane, ale zdjęcia barwne ma tylko na okładce i w reklamach.

Aviation Magazine International jest jednym z najlepszych czasopism lotniczych na świecie. Ten ogólnolotniczy dwutygodnik ukazuje się od 1950 r. Zajmuje się on niemal wszystkimi problemami związanymi z lotnictwem i astronautyką, a zamieszczone w nim krótkie informacje i dłuższe opracowania są bardzo dobre pod względem merytorycznym. A w *Aviation Magazine* poruszane są problemy techniki lotniczej, transportu lotniczego, lotnisk, lotnictwa wojskowego i sportowego, szybownictwa i spadochroniarstwa. Czasopismo zawiera dużą ilość nowości z zakresu światowego przemysłu lotniczego; zamieszcza wyczerpujące monografie samolotów zaopatrzone w barwne plany i zdjęcia. Zajmuje się także silnikami lotniczymi. Dużo miejsca poświęca lotnictwu sportowemu i szybownictwu, zamieszcza aktualności z działalności aeroklubów. Zamieszczone w *Aviation Magazine International* artykuły dotyczą zarówno przyszłości techniki lotniczej, opisując nowe projekty, jak i nie stronią od historii lotnictwa np. cykle o samolotach poszczególnych wytwórni francuskich. Dwutygodnik jest ilustrowany barwnymi rysunkami, wykresami, planami i fotografiami.

Le Fanatique de l'Aviation jest miesięcznikiem adresowanym głównie do hobbystów i wielbicieli wszystkiego, co z lotnictwem związane. Czasopismo zawiera aktualności (według krajów), monografie samolotów (głównie wojskowych) z rysunkami, opisy samolotów z okresu I i II wojny światowej, wspomnienia pilotów, a także wskazówki, jak modyfikować plastikowe modele samolotów, recenzje z książek i filmów o tematyce lotniczej. Miesięcznik jest bogato ilustrowany, a na jego ostatniej stronie zamieszczone są kolorowe plany samolotów.

Aviasport jest organem francuskiej federacji sportu lotniczego. Porusza problemy techniczne sprzętu dla aeroklubów (samolotów sportowych i szybowców), problemy pilotażu i wszelkie inne związane z uprawianiem sportu lotniczego. Zamieszcza sprawozdania z zawodów i tabele rekordów. Szczególnie dużo miejsca poświęca szybownictwu.

Czasopismo *l'Aeronautique et l'Astronautique* jest dwumiesięcznikiem o charakterze naukowym. Zajmuje się problemami transportu lotniczego, aerodynamiką, wynikami obserwacji kosmosu, problemami badania przestrzeni kosmicznej i lotami kosmicznymi. Poleca też książki naukowe i techniczne z tych dziedzin oraz drukuje słowniczek lotniczy.

Dwumiesięcznik *La Recherche Aérospatiale* to biuletyn francuskiego instytutu naukowego ONERA. Zawiera obszernie artykuły naukowe i sprawozdania z badań z zakresu fizyki, akustyki i mechaniki, zaopatrzone w odpowiednie rysunki, tabele, schematy, zdjęcia oraz bibliografię. Na początku każdego artykułu znajduje się jego streszczenie w języku francuskim i angielskim. W biuletynie zamieszczone są także spisy publikacji naukowych ONERA w tychże językach z krótkim opisem ich zawartości.

Praca olejowych uszczelnień silników pierścieniowych lotniczych w warunkach kawitacji (I)

Dr inż. MIROSŁAW OSTAPKOWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W olejowych uszczelnieniach pierścieniowych, podobnie jak w wielu maszynach przepływowych, poważne niebezpieczeństwo stanowi kawitacja. W artykule opisano mechanizm, przyczyny i skutki tego zjawiska oraz omówiono sposoby zabezpieczenia przed nim uszczelnień pierścieniowych lotniczych silników turbinowych.

Układ olejowy lotniczego silnika turbinowego ma za zadanie utrzymywać ściśle określone warunki smarowania i chłodzenia łożysk wałów głównych i wałków napędów. Łożyska te, a przede wszystkim łożyska podpierające wały główne, pracują w warunkach znacznie trudniejszych niż w innych maszynach i urządzeniach przemysłowych czy trakcyjnych. Wpływają na to przede wszystkim duże prędkości obrotowe zespołu wirnikowego silnika, działające w czasie lotu obciążenia oraz stosunkowo wysokie temperatury ich pracy (szczególnie w podporze wirnika turbiny). Konieczne jest zabezpieczenie silnika zarówno przed przeciekami czynnika roboczego do układu olejenia, jak i przed przeciekami oleju do kanału przepływowego silnika. Służą do tego celu różnego typu uszczelnienia olejowe podpar wałów głównych, m.in. olejowe uszczelnienia pierścieniowe.

Charakterystyka olejowych uszczelnień pierścieniowych

Największą zaletą tych uszczelnień (rys. 1) jest duża szczelność i mała wrażliwość na względne przemieszczenia liniowe tulei prowadzącej pierścieni uszczelniających w kierunku osiowym, wynikające z obciążeń dynamicznych i termicznych. Ich zadaniem w lotniczych silnikach turbinowych jest skuteczne odizolowanie przestrzeni olejowych od kanału przepływowego silnika, zarówno w czasie jego pracy jak i po wyłączeniu. Zadanie to narzuca warunków szczelnego przylegania:

— całym obwodem zewnętrznej powierzchni cylindrycznej do gładzi tulei zewnętrznej,

— jedną z płaszczyzn bocznych do jednej ze ścianek rowka tulei prowadzącej.

Do rowka tulei prowadzącej pierścienia jest dociskany różnicą ciśnień Δp :

$$\Delta p = p_p - p_o$$

gdzie: p_p — ciśnienie czynnika uszczelniającego (powietrza) w przestrzeni powietrznej; p_o — ciśnienie czynnika

uszczelnianego (oleju smarującego łożyska) w przestrzeni olejowej.

Do gładzi tulei zewnętrznej jest on dociskany różnicą ciśnień Δp , działającą na pierścien w kierunku promieniowym, oraz siłą sprężystości własnej pierścienia P :

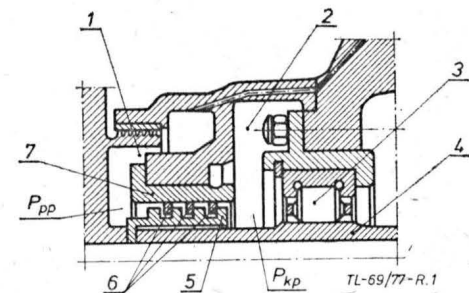
$$P = p \cdot b \cdot R$$

gdzie: p — nacisk jednostkowy pierścienia, b — grubość pierścienia, R — promień zewnętrzny.

Siła sprężystości własnej pierścienia i różnica ciśnień w uszczelnieniu powinny być tak dobrane, aby moment tarcia pierścienia o gładź tulei zewnętrznej był większy od momentu tarcia pierścienia o ściankę rowka tulei prowadzącej.

Podczas pracy silnika pierścienie uszczelniające powinny więc być nieruchome względem tulei zewnętrznej, a przemieszczać się względem rowków prowadzących, tworząc z nimi układy trybologiczne par trących typu pierścien — rowek. Na powierzchni roboczej tych par zachodzą kinetyczne tarcie kinetyczne, ślizgowe. Jego następstwem powinno być zużycie ścierne powierzchni roboczych pierścieni uszczelniających i rowków tulei prowadzących.

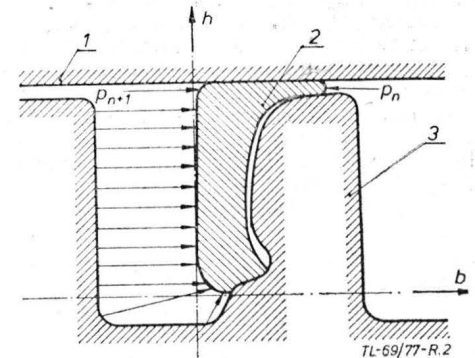
Z analizy warunków pracy poszczególnych par trących w uszczelnieniu wynika, że różnica ciśnień Δp , jest zmienna w poszczególnych labiryntach. Największą jej wartość występuje w pierwszej parze trącej od przestrzeni powietrznej, a najmniejszą — w pierwszej parze trącej od przestrzeni olejowej (również najlepsze warunki smarowania).



Rys. 1. Olejowe uszczelnienie pierścieniowe: 1 — przestrzeń powietrzna; 2 — przestrzeń olejowa; 3 — łożysko; 4 — wał; 5 — tuleja prowadząca z rowkami; 6 — pierścienie uszczelniające; 7 — tuleja zewnętrzna

Analiza zużycia elementów uszczelnienia

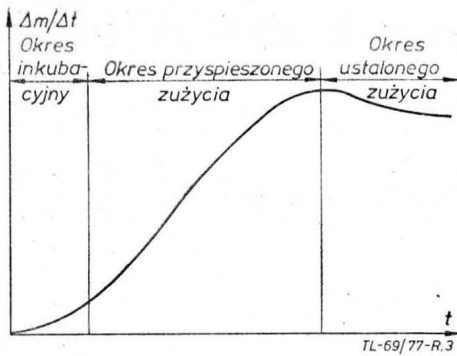
W oparciu o analizę warunków pracy poszczególnych par trących w uszczelnieniu można wnioskować, że największy liniowy ubytek materiału (miara zużycia stosowana podczas weryfikacji stanu technicznego elementów uszczelnień podczas remontu silnika w zakładzie) będzie występować w pierwszej parze trącej od przestrzeni powietrznej. Podczas badania tego problemu stwierdzono jednak, że największy liniowy ubytek materiału występuje w pierwszej parze trącej od przestrzeni olejowej, mimo że w niej właśnie występują najlepsze warunki smarowania i najmniejsza wartość siły docisku pierścienia do ścianki rowka tulei prowadzącej.



Rys. 2. Przekrój poprzeczny zużytej pary trącej olejowego uszczelnienia pierścieniowego łożyska walczkowego tylnej podpory lotniczego silnika turbinowego: 1 — tuleja zewnętrzna; 2 — pierścien uszczelniający; 3 — tuleja prowadząca; p_{n+1} — ciśnienie czynnika w rowku badanej pary trącej; p_n — ciśnienie czynnika w rowku poprzedniej pary trącej; n — kolejność pary trącej licząc od strony przestrzeni olejowej; h — wysokość pierścienia; b — szerokość (grubość) pierścienia

Stwierdzenie tego faktu pozwoliło autorowi [1] poddać w wątpliwość pogląd, że zużycie ścierne par trących jest jedynym rodzajem ich niszczenia. Wątpliwości te, zostały potwierdzone w badaniach mikrometrycznych profili zużycia elementów par trących, przeprowadzonych na mikroskopie metalograficznym typu Reichert. Przekrój poprzeczny jednej z badanych par trących przedstawiono na rys. 2.

Z analizy profili zużycia par trących w różnych punktach na obwodzie pierścieni wynika, że:



Rys. 3. Przebieg zużycia kawitacyjnego w funkcji czasu

— największy liniowy ubytek materiału w pierścieniu uszczelniającym występuje na wysokości jego dolnej krawędzi lub nieco powyżej, bezpośrednio nad karbem, jaki tworzy się na całym obwodzie pierścienia w strefie jego dolnej krawędzi; w miarę przechodzenia od dolnej krawędzi pierścienia w stronę krawędzi górnej wielkość liniowego ubytku materiału maleje; w strefie górnej krawędzi pierścienia proces zużycia powierzchni roboczej nie zachodzi i w tym miejscu, na całym obwodzie pierścienia, powstaje tzw. kołnierz, na którym zostaje zachowana nawet warstwa chromu porowatego wraz z powłoką kanalikową;

— największy liniowy ubytek materiału w rowku tulei prowadzącej występuje na wysokości promienia zewnętrznego, a więc odwrotnie, niż miało to miejsce w przypadku pierścienia uszczelniającego; w miarę przechodzenia od górnej krawędzi rowka w kierunku jego dna wielkość tego ubytku maleje; jest on najmniejszy w miejscu współpracy rowka prowadzącego z dolną krawędzią pierścienia;

— pole rzeczywistego styku powierzchni roboczych par trących maleje w procesie zużywania się elementów uszczelnienia;

— profil zużycia pierścienia uszczelniającego jest zupełnie inny od profilu zużycia współpracującego z nim rowka prowadzącego.

Taki rozkład liniowego ubytku materiału par trących w tej samej strefie oddziaływania zjawiska wskazuje na złożony proces ich zużywania się. Według autora [1] obok zużycia ściernego elementów uszczelnienia występuje również ich niszczenie kawitacyjne (erozja kawitacyjna). Miara tego niszczenia jest obok liniowego ubytku materiału również:

— średnia głębokość wżerów kawitacyjnych;

— procentowy udział powierzchni zniszczonej do powierzchni objętej kawitacją.

Mechanizm powstawania i przebiegu zjawiska kawitacji

W olejowych uszczelnieniach pierścieniowych istnieją sprzyjające warunki do powstania zjawiska kawitacji ponieważ przepływ oleju przez labirynty odbywać się może w warunkach:

— małego ciśnienia bezwzględnego, szczególnie podczas lotu na dużych wysokościach (w pierwszym labiryncie od strony przestrzeni olejowej — również małej wartości różnicy ciśnień Δp);

— dużych prędkości poślizgu pierścienia względem rowka prowadzącego;

— dużych wartości względnych przemieszczeń osiowych tulei prowadzącej i pierścieni uszczelniających pod wpływem obciążeń dynamicznych i termicznych;

— dużych zanieczyszczeń mechanicznych i chemicznych oleju, stanowiących „jądra kawitacji”;

— na powierzchniach bocznych pierścieni wzbudników występuje kawitacja w postaci „studzienek olejowych” i porowatej warstwy chromu, zastosowanych celowo dla stworzenia lepszych warunków smarowania powierzchni trących.

Z tych względów wartość ciśnienia krytycznego p_{kr} , przy którym pojawia się kawitacja, nie jest stała i różni się od ciśnienia parowania oleju w danej temperaturze p_v .

Najogólniej przyjmuje się, że kawitacja pojawia się wówczas, gdy ciśnienie cieczy p spadnie poniżej jej ciśnienia krytycznego w danej temperaturze p_{kr} .

Wielkością charakteryzującą w przybliżeniu niebezpieczeństwo powstania zjawiska kawitacji jest krytyczna wartość współczynnika kawitacji σ_{kr} :

$$\sigma_{kr} = \frac{p - p_{kr}}{0,5 \rho v^2}$$

gdzie: ρ — gęstość cieczy, v — prędkość przepływu cieczy.

W fachowej literaturze technicznej przyczynę powstania kawitacji przypisuje się:

— niejednorodnemu stanowi przepływu strumienia cieczy;

— podciśnieniu cieczy, wywołanemu drganiami elementów omywanych.

Z praktycznego punktu widzenia, niebezpieczeństwo powstania kawitacji w maszynach przepływowych stwarza wyłącznie kawitacja drganiowa [2]. W olejowych uszczelnieniach pierścieniowych istnieją sprzyjające warunki do powstania zjawiska kawitacji, ponieważ przepływ oleju przez ich labirynty może się odbywać przy rytmicznych drganiach pierścienia uszczelniającego.

O występującym ruchu drgającym pierścienia w czasie pracy uszczelnienia można zorientować się na podstawie różnej wielkości liniowego ubytku materiału na zewnętrznej powierzchni cylindrycznej. Największa wartość te-

go ubytku występuje w strefie krawędzi i maleje w kierunku środka grubości pierścienia.

Te rytmiczne drgania pierścienia w czasie pracy uszczelnienia są związane z jego osiową deformacją (zwichrowaniem). Powodów zwichrowania pierścienia może być wiele, m.in.:

— niewłaściwy sposób zabudowywania pierścienia w rowek;

— wzrost naprężeń termicznych w pierścieniu przy skasowanym luzie w zamku;

— nierównomierne obciążenie pierścienia wzdłuż jego wysokości;

— przekraczająca dopuszczalne wartości nieprostokątność i nierównoległość płaszczyzn bocznych pierścieni uszczelniających i rowków prowadzących.

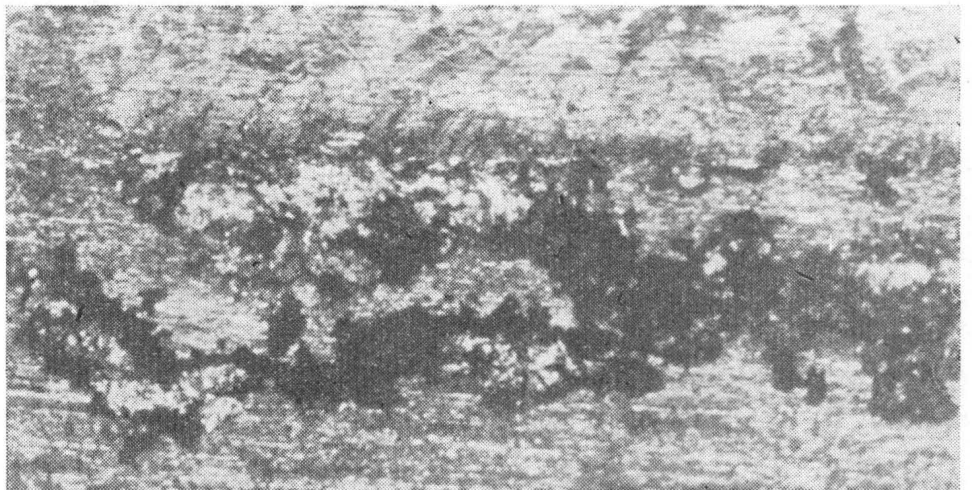
Ruch drgający pierścienia wywołać będzie w czasie pracy uszczelnienia nie tylko nierównomierny jego docisk do powierzchni z nim współpracujących, ale również nierównomierny nacisk na olej, który przepływa przez szczelinę utworzoną między powierzchniami roboczymi pary trącej. Przepływ oleju przez szczelinę pary trącej będzie więc zachodził przy zmiennej wartości jego ciśnienia (wystąpi pulsacja poprzeczna strumienia), w wyniku czego będzie on podlegał zjawisku rozrzedzenia i zgęszczenia uderzeniowego.

Podczas trwania zjawiska rozrzedzenia oleju, wskutek swej bezwładności, może nie nadążać za szybko przemieszczającym się pierścieniem i przestrzeń między pierścieniem a olejem może w wyniku chwilowego spadku ciśnienia, wypełnić się najpierw jego parą, a później olejem. Ciągłość cieczy zostaje więc w tej strefie przejściowo zakłócona przez pęcherzyki parowo-gazowe.

Podczas trwania zjawiska zgęszczenia uderzeniowego olej będzie ścisłany i jego ciśnienie będzie wzrastać. Wzrośnie również ciśnienie w okolicy pęcherzyków parowo-gazowych, równowaga dynamiczna zostanie zakłócona i nastąpi implozja pęcherzyków.

Mechanizm i skutki niszczenia kawitacyjnego

Mimo wielu już badań, nie opracowano dotychczas teorii wyjaśniającej jednoznacznie proces niszczenia kawitacyjnego materiału. Różne hipotezy



Rys. 4. Widok ogólny wżerów kawitacyjnych na zużytej powierzchni pierścienia uszczelniającego

dotyczące zjawiska niszczenia kawitacyjnego (erozji kawitacyjnej) usprawiedliwiają obserwowane podczas kavitacji przejawy różnych form energii, która może oddziaływać na materiał. Wśród najczęściej podawanych teorii można wymienić:

— teorię pierwotnych oddziaływań mechanicznych implodujących pęcherzyków parowo-gazowych;

— teorię chemicznego oddziaływania agresywnych czynników aktywizujących się w strumieniu kawitacyjnym;

— teorię oddziaływania drgań ultradźwiękowych o ściśle określonej częstotliwości i amplitudzie, powstających w cieczy wskutek tworzenia się, łączenia oraz implozji pęcherzyków parowo-gazowych;

— teorię erozji materiału w wyniku wyładowań elektrycznych przy pękaniu pęcherzyków kawitacyjnych;

— teorię niszczenia materiału wskutek jonizacji gazów w strefie implodujących pęcherzyków.

Z przytoczonych teorii wynika, że są one do siebie podobne i trudno je wyraźnie rozgraniczyć. Zdaniem wielu autorów, [2], [3], [4], należy wyróżnić teorię pierwotnych oddziaływań mechanicznych na materiał implodujących pęcherzyków parowo-gazowych. Podczas tej implozji powstają bardzo wysokie lokalne ciśnienia uderzeniowe, które wg [3] mogą osiągać wartości od kilku tysięcy do kilkuset tysięcy kPa (od kilkudziesięciu do kilku tysięcy atmosfer).

Z dostępnej autorowi literatury wynika, że implozje pęcherzyków nie są groźne, gdy pęcherzyki implodują w znacznej odległości od ścianki ograniczającej przepływ. Gdy zaś pęcherzyki te będą implodować w pobliżu (na powierzchni lub w głębi materiału na powierzchniach roboczych pary trącej) to siła uderzenia lokalnych ciśnień może być wystarczająco duża do wywołania w krótkim czasie zniszczenia kawitacyjnych elementów uszczelnienia.

Działanie niszczące lokalnych ciśnień uderzeniowych polega na tym, że występując w licznych punktach powierzchni, wywołują będą niezmiernie krótkotrwałe naprężenia normalne i styczne na bardzo małych obszarach. Obszary te są mniejsze od poszczególnych ziarn składników strukturalnych materiału. Sposób obciążenia materiału jest więc szczególny i nie ma swego odpowiednika w zwykłe spotykanych obciążeniach makroskopowych.

Jeśli średnia statystyczna przyłożonych obciążeń normalnych i stycznych jest mniejsza od granicy plastyczności materiału, lokalne ciśnienia uderzenio-

we będą przejmowane przez materiał sprężyste, bez zauważalnego uszkodzenia powierzchni. Jeśli zaś wartość tych naprężeń przekroczy granicę plastyczności materiału, wystąpi najpierw jego odkształcenia plastyczne, a następnie mikropęknięcia materiału na granicach ziarn lub w samych ziarnach.

Granice ziarn są miejscami szczególnie narażonymi na mikropęknięcia. Każda granica stanowi bowiem nieciągłość w regularnym rozmieszczeniu atomów i miejsce pewnej nadwyżki energetycznej. Pod wpływem lokalnych ciśnień uderzeniowych w miejscach tych wystąpić może bardzo szybki rozwój mikropęknięć, w wyniku którego nastąpi oddzielenie się cząsteczek materiału, prowadzące do wżerów kawitacyjnych i ubytku materiału z powierzchni objętych działaniem kavitacji.

Z danych literaturowych wynika, że w procesie czystej erozji kawitacyjnej można wyróżnić trzy zasadnicze okresy (rys. 3): inkubacyjny, zużycia intensywnego i zużycia ustalonego. Przebieg ubytku materiału w funkcji czasu jest więc w tym przypadku zupełnie inny, niż podczas zużycia ściernego.

Niszczenie materiału w procesie erozji kawitacyjnej jest zapoczątkowane w okresie inkubacyjnym. Już wówczas tworzą się mikroszczeliny, z których część może się ujawnić dopiero w następnym okresie. Ubytek materiału z powierzchni objętych kavitacją następuje praktycznie dopiero w okresie zużycia przyspieszonego, w którym powstaje duża liczba nowych mikropęknięć i szybki rozwój tych, które zostały zapoczątkowane w okresie inkubacyjnym. Po pewnym czasie następuje ustalenie się szybkości ubywania masy w czasie i rozpoczyna się okres zużycia ustalonego.

Zużycie kawitacyjne pozostawia po sobie wżery kawitacyjne, których średnia głębokość jest uzależniona od:

— natężenia lokalnych ciśnień uderzeniowych;

— odporności materiału na mechaniczne skutki kavitacji.

W zależności od wzajemnego stosunku tych wielkości działanie implodujących pęcherzyków może wywołać różną głębokość wżerów. Przy dużym natężeniu lokalnych ciśnień uderzeniowych i małej odporności materiału na mechaniczne skutki kavitacji wżery kawitacyjne mogą rozrosnąć się do takich rozmiarów, że na powierzchniach objętych kavitacją pojawiają się głębokie kraterki i duże ubytki materiału, widoczne „okiem nieuzbrojonym”.

Zaobserwowane wżery kawitacyjne w olejowych uszczelnieniach pierścieniowych są widoczne jedynie pod mi-

kroskopem i mają łagodne zarysy (rys. 4). Taki obraz wżerów kawitacyjnych mimo dużych wartości liniowego ubytku materiału z powierzchni roboczych par trących można wytłumaczyć tym, że:

— natężenie lokalnych ciśnień uderzeniowych w oleju I , wyrażone wzorem:

$$I = E_0 \cdot V_k$$

gdzie: E_0 — energia odkształcenia niszczącego, V_k — prędkość wnikania kavitacji w materiał nie jest tak duże, jak np. w wodzie, gdyż duża skłonność oleju do rozpuszczania powietrza i gazów amortyzuje w pewnym stopniu działanie lokalnych ciśnień uderzeniowych;

— materiały z których wykonane są elementy uszczelnienia (dotyczy to warstwy chromowej i azotowej) mają dużą odporność kawitacyjną;

— efekty zużycia kawitacyjnego są zacierane przez lokalne tarcie oraz przez oddziaływanie na te powierzchnie oleju zmieszanego z produktami zużycia;

— proces niszczenia przebiega w sposób ciągły, w czasie którego następuje łączenie się wżerów kawitacyjnych i to przede wszystkim w kierunku nowych pęknięć i istniejących wad materiałowych.

Wybite w procesie erozji kawitacyjnej cząsteczki materiału z elementów uszczelnień stanowią bardzo duże zagrożenie dla lotniczego silnika turbiny, ponieważ przedostając się wraz z olejem do łożysk wałów głównych będą powodować ich uszkodzenie.

Prawdopodobieństwo tego rodzaju uszkodzenia można sprowadzić do osiągalnego minimum, przede wszystkim przez:

— zabezpieczenie uszczelnień przed powstawaniem w nich zjawiska kavitacji;

— właściwy dobór materiałów na elementy uszczelnienia, również ze względu na ich własności „antykawitacyjne”.

LITERATURA

1. M. OSTAPKOWICZ: Badanie procesu zużycia się olejowych uszczelnień pierścieniowych lotniczych silników turbiny. Seminarium naukowe ITWL XII/1976.
2. O. LUTZ: Kavitation in Gleitlagern. Antriebstechnik 12/9/1973.
3. W. HAMPTON: Das Problem der Kavitationserosion in Flugzeughydrauliksystemen. Luftfahrttechnik — Raumfahrttechnik 13/1967.
4. W.H. WHEELER: Mechanism of Cavitation Erosion. Cavitation in Hydrodynamics. London 1956.

PRENUMERATA CZASOPISM WCT NOT

Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW Prasa—Książka—Ruch oraz Urzędy Pocztowe 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.

Tadeusz Chyliński (1911-1978)



Tadeusz Chyliński urodzony 19.10.1911 r. w Warszawie, wstąpił na Wydział Mechaniczny Politechniki Warszawskiej w 1931 r. W czasie studiów przeszedł przeszkolenie w pilotażu szybowcowym w Sokolej Górze koło Krzemieńca. W 1937 r. rozpoczął pracę w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych (RWD) na Okęciu jako konstruktor. Krótko pracował przy dokumentacji serijnej RWD-14, następnie projektował płat samolotu RWD-19, kadłub RWD-18, łożo silnika do RWD-23 i dźwigar płata RWD-25.

Wniósł duży wkład osobisty w opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej tych samolotów.

W czasie kampanii wrześniowej w 1939 r. brał udział jako artylerzysta (podchorążówkę artylerii we Włodzimierzu Wołyńskim ukończył w czasie studiów), broniąc między innymi twierdzy Modlińskiej.

Podczas okupacji pracował jako kolejarz w Elektrycznych Kolejach Dojazdowych (EKD) w Warszawie. Po wojnie włączył się z wielką energią i zapałem do odbudowy i rozwoju polskiego lotnictwa. Zdobył pierwszą nagrodę na pierwszym powojennym konkursie na motoszybowiec, zorganizowanym przez Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. W latach 1947-1948, pracując w Referacie Lotniczym GKH ZHP, wykonał przy współudziale B. Żurakowskiego projekt motoszybowca Pegaz. Po wykonaniu w Centralnej Harcerskiej Modelarni Lotniczej i Okręgowych Warsztatach Lotniczych w Warszawie, Pegaz został oblatany w 1949 r. W roku 1948 Tadeusz Chyliński rozpoczął pracę w Instytucie Technicznym Lotnictwa, w dziale Konstrukcyjno-Wytrzymałościowym. Był współkonstruktorem pierwszego polskiego śmigłowca GIL (wraz z inż. B. Żurakowskim i dr Z. Brzoską), oblatanego w 1951 r.

W 1956 r. T. Chyliński uzyskał wyróżnienie w konkursie na szybowiec szkolny — za projekt Kawki. W latach 1957-1958 wykonał wraz z mgr inż. J. Sandauerem i inż. J. Harażnym projekt wstępny odrzutowego samolotu szkolno-treningowego As, jako projekt porównawczy do Iskry. Na początku lat pięćdziesiątych opracował projekty celów lata-

jących TC-1 z napędem pulsacyjnym i TC-2, które nie zostały zrealizowane oraz wziął udział w projektowaniu holowanych celów latających Spec-1 i Spec-2, zrealizowanych w 1955 r.

W 1964 r. opracował projekt wstępny dwusilnikowego 12-miejscowego górnopłata wielozadaniowego krótkiego startu — Borsuk, napędzanego dwoma silnikami turbośmigłowymi po 295 kW (400 KM), proponowanego jako następcę samolotu An-2.

W 1969 r. opracował projekt wstępny modyfikacji samolotu An-2 o powiększonej powierzchni nośnej, w celu zwiększenia ładunku użytecznego, a następnie odmiany An-2 z napędem turbośmigłowym.

Jednakże nie projektowanie było głównym polem działalności lotniczej Tadeusza Chylińskiego. Zasadniczym tematem jego pracy, a zarazem głównym dziełem jego życia było stworzenie systemu badań wytrzymałościowych sprzętu lotniczego. Kierując od 1951 r. Zakładem Wytrzymałości Instytutu Lotnictwa, stworzył ten dział i rozbudował jego laboratoria. Prawie wszystkie konstrukcje samolotowe, śmigłowcowe i szybowcowe naszego przemysłu, zbudowane w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych, były sprawdzane i badane pod jego kierunkiem. Próby te były szybko uruchamiane oraz sprawnie i dokładnie przeprowadzane. Pod jego kierunkiem kształtowali się główni specjaliści Zakładu w zakresie wytrzymałości konstrukcji płatowców. Obecna działalność Instytutu Lotnictwa jest na tym polu kontynuacją jego dorobku.

Tadeusz Chyliński w 1961 r. uzyskał dyplom magistra inżyniera, a w 1964 r. został samodzielny pracownikiem naukowo-badawczym, a następnie docentem. Wiosną 1976 r. przeszedł na emeryturę. Zmarł w wieku 67 lat 15 lutego 1978 r. Doc. mgr inż. Tadeusz Chyliński, zasłużony pracownik Instytutu Lotnictwa, był przez wiele lat członkiem Rady Naukowej Instytutu Lotnictwa. Za pracę dla lotnictwa został odznaczony Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski i innymi odznaczeniami.

Odszedł od nas Człowiek i Kolega, któremu Instytut Lotnictwa i polski przemysł lotniczy wiele zawdzięczają i który pozostanie w naszej pamięci jako wybitny specjalista i człowiek godny szacunku, dla którego praca w umiłowanym zawodzie — lotnictwie — była celem życia.

Jerzy Lamparski
Bronisław Żurakowski

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● W z.9/77 BUP w klasie B21J, pod numerem P.182414 wydrukowano zgłoszenie patentowe Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu (Autorzy: A. Łagosz i E. Leo): **Sposób zagławiania nitów rurkowych na powierzchniach walcowych oraz urządzenie do stosowania tego sposobu.** Rozwiązanie charakteryzuje się tym, że walcowa część powierzchni, na której formowana jest główka nitu, dzięki wychylnemu wspornikowi, w którym osadzone jest kowadełko (umieszczone naprzeciwko stempla, podtrzymujące nit rurkowy) wykonuje w końcowej fazie zagławiania specyficzny ruch wahadłowy.

● W z.9/77 BUP, w klasie GOLS, pod numerem P.184189 zostało opublikowane zgłoszenie patentowe Wojskowej Akademii Technicznej im. J. Dąbrowskiego (wynalazca J. Krepki): **Wysokościomierz laserowy do pomiaru małych wysokości lotu.** Wysokościomierz ten ma nadajnik (w postaci lasera) i odbiornik, zamocowane na końcach skrzydła samolotu. Odbiornik zawiera sondę wirującą składającą się z fotodetek-

tora i źródła sygnału odniesienia. Sonda wytwarza sygnał pomiarowy w momencie, gdy fotodetektor jest oświetlony przez szczelinę w obudowie sondy, odbitym od ziemi impulsem lasera i sygnał odniesienia w momencie przejścia szczeliny przez kąt odpowiadający zerowej wysokości. Sygnał odpowiadający opóźnieniu sygnału pomiarowego względem sygnału odniesienia podawany jest na miernik wysokości oraz na akustyczny i optyczny wskaźnik ostrzegawczy. Wynalazek chroni jedno zastrzeżenie patentowe.

Patenty przyrządów pokładowych

Instytut Lotnictwa zgłosił również do opatentowania dwa wynalazki opublikowane w Biuletynie nr 7/1977.

● Twórca A. Pęski opracował czujnik membranowy z kompensacją temperaturową. Czujnik ma płaską membranę napiętą za pomocą stożka rozprężnego. Kompensacja według wynalazku polega na doborze długości oraz współczynnika rozszerzalności li-

niowej stożka. Zamiast stożka rozprężnego może być zastosowany pierścień ostrzowy. Czujnik przeznaczony do pomiarów ciśnienia lub siły zaliczono do klasy G011 (G01L) i ma nr P. 183 543.

● Twórca A. Grabowiecki opracował automatyczny radiokompas lotniczy. Urządzenie to ma dwie prostopadłe anteny ramowe, antenę prostą oraz kanały pomiarowy i identyfikacji. Pierwszy z nich składa się z szeregowo połączonych: goniometru, wzmacniacza w.cz. z przesuwnikiem fazowym, modulatora zrównoważonego kluczującego fazę przebiegu z częstotliwością serwooscylatora wewnętrzznego, sumatora współpracującego ze wzmacniaczem anteny prostej, mieszacza, wzmacniacza p.cz. sterującego sumator, detektora automatycznego radiokompasu i członka wykonawczego. Do mieszacza kanału identyfikacji są doprowadzane sygnały z anten ramowych. Ogranicznik przemodulowania zawiera detektory wartości szczytowej w.cz. i wartości średniej przebiegu zdemodulowanego. Wynalazek (z jednym zastrzeżeniem) zaliczono do klasy G01s (G01S) pod nr P. 178 991 T.

Polskie wersje samolotu Piper Cub

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Przedstawiono modyfikacje samolotu Piper L-4 Cub wykonane w Polsce po II wojnie światowej. Mniejsze przeróbki polegały na zastosowaniu innego typu silnika oraz dodatkowych zbiorników paliwa. W wyniku większych przeróbek powstały wersje: rolnicza, sanitarna i wodna na pływakach.

Pod koniec 1946 r. Ministerstwo Komunikacji zakupiło dla naszych aeroklubów w zachodniej strefie okupacyjnej Niemiec z demobilu amerykańskiego 130 samolotów łącznikowych Piper Cub w wersjach L-4A, L-4B, L-4H i L-4J po 300 dol. za sztukę. Były to dwumiejscowe, lekkie górnopłaty, będące odmianą przedwojennego samolotu szkolno-sportowego. Pierwszy Piper przyprrowadzony do Polski drogą powietrzną L-4H (nr fabr. 43-3044), został u nas zarejestrowany 15.11.1946 r., otrzymując znaki SP-AFX. W końcu stycznia 1947 r. zakupione samoloty przyjechały transportem kolejowym do Polski i zostały składowane w hali stowcowej w Słupsku. Samoloty wymagały remontu. Pierwsze, wyremontowane w Okręgowych Warsztatach Lotniczych w Bydgoszczy i Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi Pipery oblatano w kwietniu 1947 r. W Instytucie Szybownictwa w Bielsku w 1948 r. wyremontowano 13 szt. Następnie samoloty były głównie remontowane w Okręgowych Warsztatach Lotniczych nr 4 w Gdańsku. Śmigła do nich produkowały LWD w Łodzi. Po remoncie przekazano aeroklubom ok. 100 Piperów.

W trakcie użytkowania w Polsce część samolotów uległa przeróbkom. W 1948 r. kierownik techniczny Aeroklubu Warszawskiego M. Kuligowski zamontował na tylnym fotelu dwa karnistry o łącznej pojemności 45 l i połączył je ze zbiornikiem paliwa, stosując ręczną pompę paliwową, zamocowaną u nasady lewego skrzydła. Podwojenie zapasu paliwa pozwoliło na zwiększenie czasu lotu do 5 h, a zasięgu do 550 km.

Jeden z egzemplarzy, zakupiony za granicą przez Władysława Zielniewicza za diety na wyjazd — L-4J nr fabr. 44-80132 SP-AGM — miał silnik dostosowany przez właściciela do pracy na benzynie samochodowej a nie lotniczej, zaś w jego skrzydłach były zamontowane dodatkowe zbiorniki, zwiększające zasięg do 5 h lotu. Był on używany w Łodzi, a w 1952 r. przejęły go PLL LOT, przerabiając na rolniczy.

W aeroklubach Pipery były m.in. stosowane do szkolenia w pilotażu bez widoczności ziemi przez zakładanie w drugiej kabine firanek.

Jedyny egzemplarz wojskowy, noszący szachownice, a użytkowany przez kpt. inż. Eugeniusza Stankiewicza (konstruktora samolotu PZL S-1, a później Kani), wyposażony był w ręczną pompę paliwową. Pozwalała ona na przepompowywanie paliwa do zbiornika z karnistrą zabieranego do kabiny. Pozwalało to na zwiększenie zasięgu samolotu. Egzemplarz ten stacjonował od 20.11.1950 r. do 22.12.1950 r. w Głównym Instytucie Lotnictwa. Po wykonaniu przez pilota 22.12.1950 r. lotu do Częstochowy, zakończonego omyłkowym lądowaniem w Czechosłowacji i powrocie samolotu, zaprzestano wykonywania na nim lotów.

W 1949 r. na Piperze L-4A nr fabr. 43-36706 SP-AGD została zmodyfikowana instalacja silnikowa wg pomysłu mechaników z Aeroklubu Warszawskiego. Został zlikwidowany wspólny dla wszystkich cylindrów kolektor spalin, umieszczony pod osłoną silnika, a biegnący blisko szklanego zbiorniczka filtru benzynowego (co stwarzało niebezpieczeństwo pożaru). Wykonano osobne kolektory dla każdego z dwóch cylindrów, zaopatrzone w nagrzewnice ciepłego powietrza do ogrzewania kabiny (uprzednio nagrzewnica była na wspólnym kolektorze). Zmniejszenie oporów wydechu dało w wyniku wzrost obrotów i mocy silnika. Samolot przeszedł próby w Głównym Instytucie Lotnictwa, gdzie oblot jego wykonał 15.07.1949 r. pil. W. Pełka.

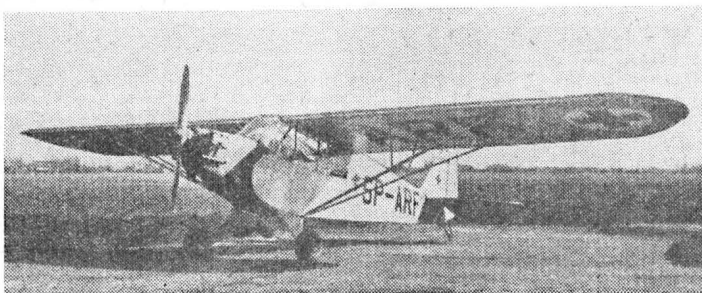
W 1949 r. na samolocie Piper L-4J nr fabr. 44-80589 SP-ALA zamontowano silnik rzędowy Walter Mikron III o mocy 44 kW. Samolot został oblatany przez kpt. pil. J. Szymankiewicza 10.06.1949 r. w Głównym Instytucie Lotnictwa. Samolot był użytkowany od 11.11.1949 r. do 29.12.1951 r. w Aeroklubie Warszawskim.

Wobec braku silników Continental, starano się znaleźć możliwość wyposażenia samolotów w inne silniki. W 1948 r. w Centralnym Studium Samolotów w Warszawie został opracowany przez mgr inż. Wiktora Narkiewicza silnik polski PZL A-65 (oznaczony później WN-1) o mocy 48 kW. Silnik przeszedł próby na hamowni w roku 1949, a następnie w CSS został zabudowany na samolocie Piper L-4H nr fabr. 43-30215 SP-AOA. Oblotu samolotu dokonał 12.07.1950 r. kpt. pil. W. Gedymin w Głównym Instytucie Lotnictwa. Silnik był udany, lecz nie został skierowany do produkcji. W grudniu 1950 r. został zdjęty z samolotu, który otrzymał z powrotem silnik Continental.

W 1950 r. Ministerstwo Komunikacji zakupiło kilkadziesiąt czechosłowackich silników płaskich Praga D o mocy 59 kW. Silnik ten został wypróbowany w 1948 r. na samolocie Piper w Czechosłowackim Instytucie Lotnictwa LVU w Pradze. W 1950 r. Wydziałowa Grupa Konstrukcyjna Centralnego Studium Samolotów we Wrocławiu opracowała pod kierunkiem prof. inż. Jerzego Teisseyre'a dokumentację łoża dla silnika Praga D do samolotu Piper. Łoże wykonano w CSS w Warszawie. W końcu 1950 r. silnik zabudowano na samolot L-4H nr fabr. 43-30215 SP-AOA w warsztatach Głównego Instytutu Lotnictwa. 11.01.1951 r. kpt. pil. W. Pełka dokonał na Okęciu oblotu samolotu. Samolot przeszedł próby. Jednakże próby silnika wykazały zbyt dużą zawodność silnika z winy dzielonych bieżni łożysk tocznych wału korbowego. Na pewnej liczbie samolotów zamonto-



Rys. 1. Piper Cub L-4J SP-ALA wyposażony w 1949 r. w silnik rzędowy Walter Mikron III

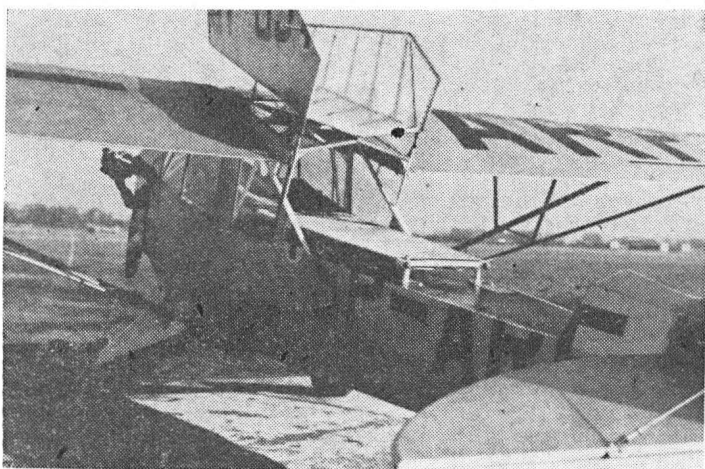


Rys. 2. L-4A SP-ARF, prototyp wersji sanitarnej wykonany zimą 1950/1951 r.

wano te silniki, lecz częste ich uszkodzenia zmusiły później do wycofania ich z użycia.

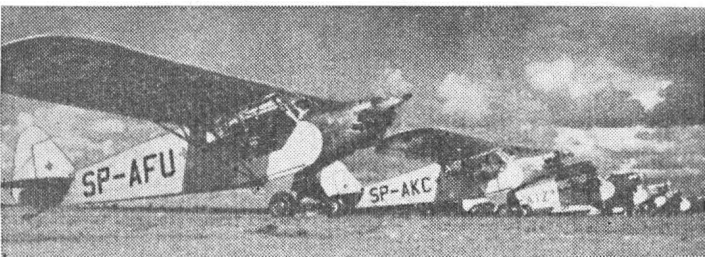
W 1950 r. inż. Tadeusz Chyliński opracował w Instytucie Lotnictwa dokumentację przeróbki samolotu Piper Cub na sanitarny. Jako prototyp tej wersji w Warsztacie Instytutu Lotnictwa na przełomie lat 1950/1951 przerobiono egzemplarz L-4A nr fabr. 42-36714 SP-ARF z silnikiem Praga D. Samolot zabierał jednego chorego na noszach wkładanych od tyłu przez otwieraną górę kadłuba. W dniu 11.12.1951 r. inż. A. Ablamowicz oblatywał go na Okęciu. Następnie Okręgowe Warsztaty Lotnicze nr 4 w Gdańsku wykonały w lecie 1951 r. przeróbkę 14 sztuk Piperów na sanitarne, na potrzeby Lotniczego Pogotowia Sanitarnego, wyposażając je jednocześnie w silniki Praga D. Nosiły one m.in. znaki rejestracyjne SP-AFU, -AKC, -AIZ i -ADH. Egzemplarz SP-ADH z tej serii wypróbował w Instytucie Lotnictwa inż. A. Ablamowicz, wykonując na nim pierwszy lot 15.12.1951 r. W połowie listopada 1951 r. nastąpiło przekazanie lotnictwu sanitarnemu pierwszych sześciu egzemplarzy. Sanitarne Pipery używane były w 13 miastach wojewódzkich do 1955 r. Skasowano je 30.5.1955 r.

W 1952 r., gdy zaistniała potrzeba rozwinięcia akcji zwalczania stonki ziemniaczanej na wybrzeżu szczecińskim, Pol-



Rys. 3. Otwierana pokrywa tyłu kadłuba wersji sanitarnej, umożliwiającą wkładanie noszy

skie Linie Lotnicze LOT, zajmujące się zwalczaniem szkodników leśnych, przejęły od aeroklubów 14 samolotów Piper Cub (z silnikami Continental), w celu przerobienia ich na rolnicze. Projekt przeróbki wykonano pod kierunkiem inż. Zygmunta Toczka. W miejsce fotela pasażera zabudowano zbiornik na 120 kg proszku. W górze kadłuba umieszczono blaszaną zasuwę otworu wysypowego, a pod kadłubem dyszę rozpylającą. W dnie zbiornika znajdowała się zasawa w postaci segmentu walca, uruchamiana dźwignią ręczną. Pierwszy egzemplarz przerobiono w czerwcu 1952 r. w warsztatach LOT-u. Na samoloty rolnicze przerobiono 14 samolotów, w tym trzy L-4A o znakach SP-AGC, -AIH i -AMB, trzy L-4B o znakach SP-AIE, -ANZ i -AOF; trzy L-4H o znakach SP-AGZ, -AHN i -ANY oraz pięć L-4J o znakach SP-AGM, -AHB, -AHI, -AIT i -AKR. Egzemplarz SP-AGC (nr fabr. 42-36560) przeszedł próby fabryczne w Instytucie Lotnictwa w okresie od 15.11 do 16.12.1952 r., pilotowany przez inż. A. Ablamowicza. Rolnicze Pipery były używane w latach 1952÷1953. Ponieważ miały zbyt mały ładunek środków chemicznych i były dość delikatne, w koń-



Rys. 4. Pierwsze z 14 seryjnych samolotów sanitarnych Piper Cub wykonane w 1951 r.

Fot. B. Koszewski

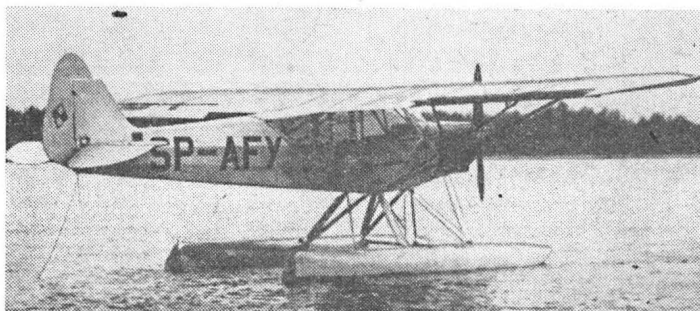


Rys. 5. L-4A SP-AGC — pierwszy z 14 rolniczych Piperów wykonanych w 1951 r.

cu 1953 r. zaprzestano je eksploatować. Dziesięć z nich skasowano w latach 1952÷1953, zaś pozostałe cztery przekazano aeroklubom.

W 1953 r. na zamówienie Aeroklubu Rzeczypospolitej Polski (Wydziału Lotniczego Ligi Przyjaciół Żołnierza) prof. inż. Jerzy Teisseyre i mgr inż. Stanisław Mosica zaprojektowali we Wrocławiu do Pipera pływakowe podłódzie z drewnianymi pływakami. Postawienie samolotu L-4H SP-AFY nr fabr. 44-79889 z silnikiem Praga D odbyło się w Instytucie Lotnictwa. W dniu 10.10.1954 r. samolot został oblatany na Wiśle w Warszawie przez inż. A. Ablamowicza, a następnego dnia pilot ten wykonał na samolocie przelot do Mrągowa, gdzie prowadził na nim próby do 23.10.1954 r., w którym to dniu uszkodzono zastrzał przy wyciąganiu samolotu na brzeg. Łącznie na wersji wodnej Pipera A. Ablamowicz wykonał 66 wzlotów z wody. Uszkodzony samolot zdemontowano i więcej lotów na pływakach nie wykonywano. Został on skasowany 30.5.1955 r.

Większość Piperów skasowano w Polsce w latach 1953÷1955. Nieliczne egzemplarze były używane dość długo, np. SP-AKR do końca 1967 r., a SP-AHB do końca 1968 r. Dwa egzemplarze wyremontowane przez nestora naszego lotnictwa instr. pil. Pawła Zolotowa, stanowiące przez pewien czas jego własność, latają do dziś. Pierwszy z nich, L-4A nr fabr. 43-29416 SP-AMB (eks-rolniczy samolot w PLL LOT) wyremontowany w Świdniku w 1961 r., a w 1964 r. odsprzedany Żukowskiemu z Warszawy jest użytkowany z lotniska Aeroklubu Warszawskiego. Drugi, L-4H nr fabr. 44-79889 SP-AMH (eks-wodosamolot SP-AFY, lecz wyposażony w silnik Continental) wyremontowany w Świdniku w 1963 r., został w 1970 r. odkupiony przez Robotniczy Klub Spor-



Rys. 6. L-4H SP-RFY przerobiony na wodnosamolot w 1954 r., podczas prób na Wiśle

towy Motor w Lublinie i lata z lotniska Aeroklubu Lubelskiego. Te dwa samoloty, zbudowane w latach 1943 i 1944, latają już ok. 35 lat, z czego w Polsce 30 lat, bijąc rekord długowieczności egzemplarza samolotu w naszym lotnictwie.

Konstrukcja

Piper L-4 Cub był dwumiejscowym, zastrzałowym górnopłatem ze stałym podwoziem. Kadłub spawany z rur stalowych. Płat o dwóch dźwigarach drewnianych z deski, z żebrami z profilów z blachy duralowej. Usterzenie spawane z rurek stalowych. Samolot kryty płótnem.

Silnik: czterocylindrowy płaski Continental A-65-8 o mocy 48 kW (65 KM) przy 2300 obr/min. lub PZL A-65 (WN-1) o mocy 48 kW (65 KM) przy 2300 obr/min., lub

Praga D o mocy 59 kW (75 KM) przy 2610 obr/min., albo rządowy Walter Mikron III o mocy 44 kW (60 KM) przy 2600 obr/min.

Zbiornik paliwa o pojemności 45 l między tablicą przyrządów, a ścianą ogniową.

Dane techniczne

Moc silnika	[kW]	48	59
Rozpiętość	[m]	10,7	
Długość	[m]	6,8	
Wysokość	[m]	2,6	
Powierzchnia nośna	[m ²]	16,55	
Masa własna	[kg]	325	310
Masa użyteczna	[kg]	230	235
Ładunek chemikaliów	[kg]	120	—

Masa całkowita	[kg]	555	545
Prędkość maksymalna	[km/h]	123	130
Prędkość przelotowa	[km/h]	110	120
Prędkość minimalna	[km/h]	65	65
Wznoszenie	[m/s]	2,3	2,9
Pułap	[m]	3600	4000
Zasięg	[km]	280	300
Zasięg z dodatk. zbior.	[km]	550	580
Rozbieg	[m]	110	110

P.S. Powyższe opracowanie powstało głównie w oparciu o materiały archiwalne IKCSP, Instytutu Lotnictwa i PLL LOT oraz relacje inż. A. Ablamowicza, mgr inż. T. Chylińskiego, inż. Z. Kossakiewicza, inż. L. Piechowskiego oraz inż. T. Toczka. Wszystkim, którzy życzliwie służyli mi informacjami i materiałami składam serdeczne podziękowanie.

PROTOTYPY

NDN-1 Firecracker

• W. Brytania •

Wojskowy łokowy samolot szkolno-treningowy

26 maja 1977 r. odbył się w Goodwood pierwszy lot prototypu łokowego samolotu szkolno-treningowego NDN-1 Firecracker firmy NDN Aircraft. Zaprojektowany przez Desmonda Normana Firecracker jest przeznaczony przede wszystkim dla lotnictwa wojskowego. Z tego powodu ma on silnik o stosunkowo dużej mocy (194 kW) oraz jest przystosowany do pełnej akrobacji i bojowego treningu; konstrukcja płatowca jest obliczona na obciążenia od +9 g do -6 g, a pod skrzydłami mogą być zamontowane cztery uchwyty do podwieszania uzbrojenia. Światowy rynek samolotów tego rodzaju oceniany jest na przeszło 1000 sztuk.

Samolot NDN-1 ma dwuosobową kabinę z miejscami w układzie tandem. Tylnie siedzenie jest umieszczone wyżej od przedniego. Zajmujący to miejsce pilot ma do dyspozycji podstawowe wyposażenie pilotażowe; przednie stanowisko ma zespół urządzeń radiowych. Osłona kabiny jest otwierana na bok. Pod kadłubem znajduje się uruchamiany hydraulicznie hamulec aerodynamiczny. Trójkołowe podwozie jest chowane. Konstrukcja samolotu jest wykonana ze stopów lekkich.

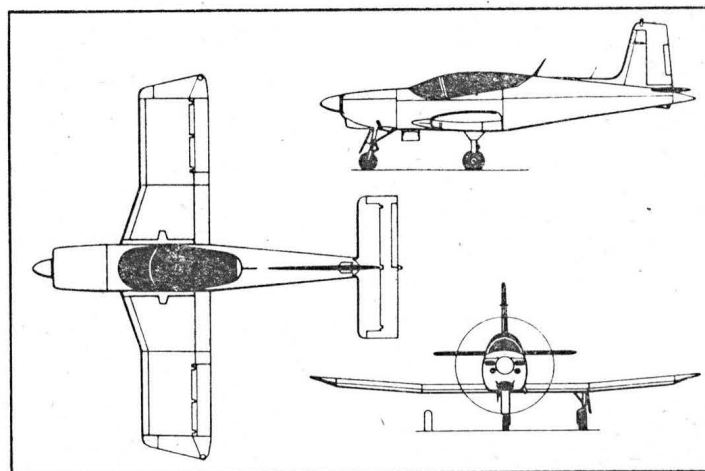
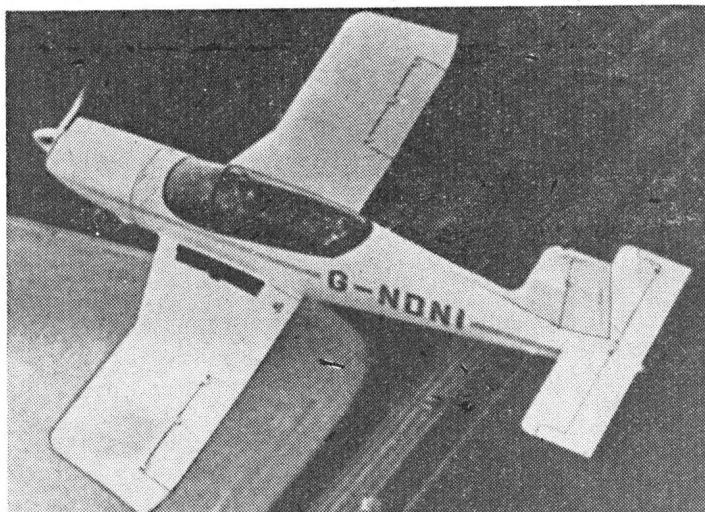
Przy projektowaniu samolotu uwzględniono program „transferu techniki” mający umożliwić krajom rozwijającym się stworzenie własnego przemysłu lotniczego. Program ten przyjmuje za podstawę produkcję serii 100 samolotów, która może być rozplanowana na okres 5,5 lat, przy czym wytwórca ma prawo przerwać produkcję na 25 lub 60 samolotów, a także po zbudowaniu 1000 samolotów prowadzić ją dalej. Firma NDN Aircraft opracowała szczegółowe plany szkolenia w kierowaniu produkcją, dostaw dokumentacji i materiałów oraz pomocy w marketingu. Mają być zorganizowane magazyny silników i wyposażenia samolotów. Przewiduje się, że kraj zaangażowany w program „transferu techniki” początkowo wytworzy tylko niektóre części płatowca, lecz stopniowo przejmie budowę wszystkich części i zespołów, osiągając zdolność samodzielnej produkcji od 61 płatowca. We wcześniejszych fazach produkcji części i zespoły ma dostarczać firma NDN Aircraft łącznie z oprzyrządowaniem produkcyjnym, wykonywanym dla NDN przez CF Taylor Ltd. Ta ostatnia firma będzie dostarczać również urządzenia treningowe.

NDN Aircraft spodziewa się sprzedać program produkcji samolotów Firecracker trzem lub czterem krajom w Afryce, na Dalekim Wschodzie i w Ameryce Południowej, przy czym każdy z tych krajów mógłby otrzymać prawo sprzedaży samolotów w określonym obszarze geograficznym.

Jeszcze w czasie trwania negocjacji w sprawie sprzedaży programu firma NDN zbuduje płatowiec do prób statycznych i prawdopodobnie dwa samoloty przedprodukcyjne. Mówi się również o budowie prototypu z turbinowym silnikiem śmigłowym Avco Lycoming LTP101 o mocy 440 kW.

Napęd: 4-cylindrowy bokser Lycoming AEIO-B4D5 o mocy 194 kW z trójłopatowym śmigłem Hoffman o stałej prędkości obrotowej i średnicy 1,93 m. Zapas paliwa 382 l w czterech zbiornikach skrzydłowych.

Dane techniczne: rozpiętość 7,92 m; długość 7,69 m; wysokość 2,99 m; rozstaw kół 3,05 m; powierzchnia płata 11,70 m²; masa samolotu pustego z wyposażeniem 831 kg; masa startowa samolotu



przystosowanego do akrobacji (6 g) 1203 kg; masa startowa samolotu przystosowanego do akrobacji zawodniczej (9 g) 976 kg; prędkość maksymalna 339 km/h; prędkość przelotowa na 75% mocy na wysokości 2286 m 323 km/h; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami 105 km/h; maksymalna prędkość wznoszenia 9,1 m/s; pułap teoretyczny 6100 m; długość startu na 15 m 296 m; długość lądowania z 15 m 350 m; zasięg bez rezerwy paliwa 2549 km.

Saab B3LA

• Szwecja •

Zaprojektowany w pierwszym rzędzie do zadań szturmowych, przystosowany jednak również do zaawansowanego treningu jednosilnikowy dwumiejscowy Saab B3LA ma w porównaniu do osiemdziesiątych zastąpić samoloty Saab 105, a także w niektórych zadaniach bezpośredniego wsparcia samoloty Saab AJ37 Viggen. Jak na swą kategorię jest to samolot stosunkowo złożony, przede wszystkim ze względu na napęd — mówi się o zastosowaniu trójwałowego dwuprzepływowego silnika Turbo-Union RB.199, bez dopalacza, o ciągu ok. 3000 daN.

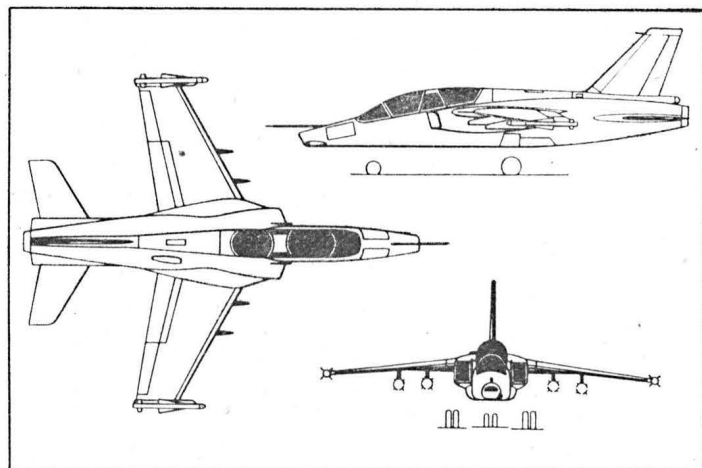
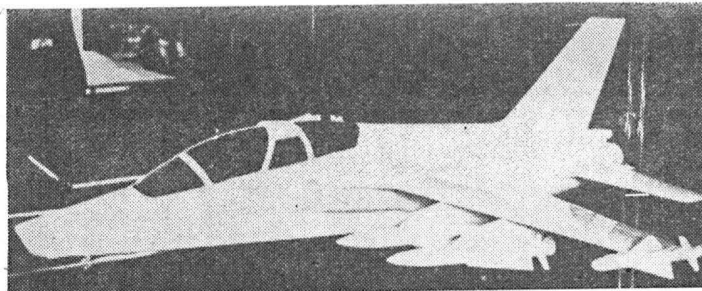
Samolot ma być zaopatrzone w skrzydła o nadkrytycznym profilu, a jego konstrukcja ma być wykonana w ok. 25% ze zbrojonych włókien szklanych tworzyw sztucznych. Zwrócono szczególną uwagę na czynniki wpływające na możliwości przetrwania samolotu, jak konstrukcja *fall-sate*, zdwojone układy itp., zdolności operowania samolotu z rozproszonych baz o półutwardzonych pasach startowych i z minimalnym wyposażeniem naziemnym oraz zmniejszone promieniowanie podczerwone (możliwe do osiągnięcia dzięki temu, że B3LA byłby nieznacznie tylko większy od Saaba 105).

Wyposażenie samolotu ma obejmować bezwładnościowy układ nawigacyjny i celownik na podczerwień, umożliwiający przeprowadzanie zadań w nocy i w złych warunkach meteorologicznych. Duża część awioniki ma być typu modułowego i zawierać standardowe procesory o wspólnym wysoko rozwiniętym „języku”. Każde skrzydło będzie zaopatrzone w dwa uchwyty do podwieszania pocisków i rakiet powietrze-ziemia, bomb, zasobników z działkiem itp. Jako środki obronne przewidziane są pociski powietrze-powietrze — zamocowane na końcu skrzydeł — i działko Oerlikon o kalibrze 30 mm.

Mimo zaprojektowania samolotu na duże prędkości poddźwiękowe, będzie on miał dobre własności również przy małych prędkościach lotu, takie same lub nawet lepsze jak Saab 105. Przejście z wersji treningowej na wersję bojową ma zabierać niewiele roboczogodzin.

W przypadku pozytywnej decyzji szwedzkiego parlamentu, co do rozpoczęcia budowy samolotu B3LA, próby prototypu rozpoczęłyby się w połowie 1979 r., a dostawy pierwszych samolotów seryjnych w 1982 lub 1983 r.

Można mieć jednak pewne wątpliwości co do przyszłości projektu. Wydaje się, że popełniono błąd, decydując się na jednosilnikowy napęd samolotu, ponieważ poza silnikiem RB. 199 brak jest innych nowoczesnych silników o wymaganym ciągu (silnik Adour ma za mały ciąg, a wojskowa wersja silnika RB.401 — który nie wyszedł zresztą poza stadium prototypu — jest dopiero na etapie wczesnego rozwoju i nie wiadomo czy będzie dalej realizowana). Natomiast silnik RB.199 jest silnikiem b. złożonym i kosztownym, i nie został jeszcze wypróbowany w eksploatacji, w szczególności w trud-



nych warunkach, w jakich działają samoloty treningowe i lekkie samoloty bezpośredniego wsparcia. Zapewne trafniejszy byłby tu wybór dwóch silników General Electric J85-J1, będących wersją rozwojową, znanych szwedzkim konstruktorom ze stosowania na samolotach Saab 105, silników J85.

KSIĄŻKI LOTNICZE

WSPOMNIENIA SENIORÓW LOTNICTWA ZIEMI BYDGOSKIEJ — 50 lat polskiego lotnictwa wojskowego. Informator SIMP OW w Bydgoszczy nr 2/4, 1970. Wyd. 2, Bydgoszcz 1977, s. 157

Oddział Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich w Bydgoszczy zorganizował przed 10 laty Sympozjum Historyczne w celu uczczenia 50 rocznicy powstania Polskiego Lotnictwa Wojskowego i zadokumentowania tradycji lotniczej w Ludowym Wojsku Polskim. Wygłoszone na sympozjum wspomnienia seniorów lotnictwa przedstawiające walkę i czyny polskich lotników — dzięki redakcyjnemu opracowaniu przez przewodniczącego Oddziału Bydgoskiego Sekcji Lotniczej SIMP, kol. mgr inż. Ignacego Łobockiego, i opublikowaniu staraniem Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Bydgoszczy — zostały uchronione przed zapomnieniem. Publikacja ta w I wydaniu z 1970 r. powielona jako Informator SIMP nr 2/4, 1970 Wspomnienia seniorów ziemi Bydgoskiej — stanowi cenny wkład Sekcji do historii polskiego lotnictwa.

W styczniu 1978 r. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy obchodził jubileusz

swjej działalności. Z tej okazji Zarząd Oddziału postanowił dać społeczeństwu trwałą pamiątkę w postaci wznowienia wyczerpanego nakładu Informatora SIMP z 1970 r. Ukazało się więc Wydanie II Wspomnień uzupełnione i poprawione, datowane Bydgoszcz 1977 r. Lecz pod skromnym określeniem *Wydanie uzupełnione* kryje się teraz 157-stronicowy tomik złożony czcionką drukopodobną, zawierający liczne rysunki (np. sylwetki samolotów), tabele (stan uzbrojenia WP 1936—1939, historyczny rozwój samolotów wojskowych, organizacja wojenna WP w dniu 1.9.1939, wykaz samolotów wojskowych koalicji i państw „osi”, organizacja WP w kwietniu 1945 r., zestawienie samolotów, na których walczyli Polacy w okresie 1939—1945) i mapki działań wojennych (Bitwa o Wielką Brytanię, działania lotnictwa polskiego w czasie wojny, działania WP 1944—1945, operacja berlińska, operacje wojsk sprzymierzonych w Europie Zachodniej 1944/1945 i w Rzeszy Niemieckiej w 1945 r., polskie lotnictwo wojskowe 1939—1945, WP we Francji 1939—1940).

Informator SIMP zawiera wspomnienia 12 lotników wojskowych, które można zgrupować jak niżej.

• Przyczynki do historii lat 1918—1945: — mgr M. Rudziński — Zarys historii pol-

skiego lotnictwa wojskowego, — mgr inż. T. Kostia — Wojskowe szkolnictwo przedwojenne i uwagi do polskiej myśli konstrukcyjnej,

— płk pil. J. Kiezuń — Zarys organizacji polskiego lotnictwa wojskowego (do 1939 r.);

• Przyczynki do historii lat 1939—1945:

— H. Boliński — 4 pułk lotniczy — Toruń i dywizjony 305, 309 i 303,

— por. pil. L. Mikołajczak — Wspomnienia z działalności 5 Pułku Lotniczego w Lidzie i Dywizjonu 308 w Anglii,

— pil. A. Szarek — Od 6 Pułku Lotniczego do Dywizjonu 300,

— chor. J. Kopacz — Szkic działalności 301 Polskiego Dywizjonu Bombowego,

— mjr B. Kaczmarek — Zdobywcy rakiety V-2 przez polski ruch podziemny,

— mgr K. Michalski — Udział ludowego lotnictwa polskiego w walkach o wyzwolenie Pomorza,

— inż. J. Kulesza — Działania bojowe 3 Pułku Lotnictwa Szturmowego,

— płk L. Szurka — Działalność 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa”,

— E. Sitek — Konspiracyjna Szkoła Małoletnictwa w Bydgoszczy.

W.Z.

WAŚKOWSKI W.

Leichte STOL-Flugzeuge für den Nahluftverkehr

In dem Aufsatz wird die Entwicklung der Anwendung von zweimotorigen, leichten STOL-Flugzeugen mit Kolbenmotor- und Turbinenantrieb im Nahluftverkehr auf der Welt behandelt. Es werden einzelne Typen von leichten Personen- sowie Güter- STOL- Flugzeugen hinsichtlich ihrer Anwendungseigenschaften, Preise und Einzel-Transportarbeit in Abhängigkeit von ihrer Bestimmung, erörtert.

STASZEK J.

Das Problem der Flügelendwirbel (II)

Es wurde das Entstehen, die Entwicklung und der Zerfall von Flügelendwirbeln dargestellt sowie ihrer Einfluss auf den Flugplatzverkehr und auf die in den Wirbelraum einfliegenden Flugzeuge erläutert. Die Aufführung umfasst einige Untersuchungs-methoden sowie Möglichkeiten zum Beheben der negativen Einwirkungen. Aus dem vorgestellten Material ergeben sich Hinweise sowohl für die Konstruktion, wie auch für den Einsatz der Flugzeuge, sowie die Notwendigkeit zur Weiterführung theoretischer und praktischer Untersuchungen.

BRODZKI Z.

Gegenwärtiger Entwicklungsstand der Luftschrauben- Aerodynamik

In dem Aufsatz werden die neusten Forschungsergebnisse über die dreidimensionale Uströmung der Luftschraube, den Wirbelkern und die Wirbelspur hinter dem Blatt behandelt, was eine geneuere Schubbe-rechnung ermöglicht. Es werden neue Profile sowie eine mehrflügelige Luftschraube mit säbelförmigen Blättern dargestellt.

LUNARSKI J., SMAGAŁA E.

Beschleunigte Beurteilung der Ermüdungseigenschaften von Zylinderflächen

Die neue Probeform ermöglicht die Durchführung von Ermüdungs-untersuchungen bei Eigenschwingungsfrequenz auf elektrodynamischen Schwingtischen. Anhand der angeführten Berechnungs-methode, Formeln, Hilfsdiagramme und Hinweise können die Abmasse der Proben für die gewünschte Eigenschwingungsfrequenz ermittelt und die Untersuchungen durchgeführt werden. Dadurch ist eine bedeutende Beschleunigung der Ermüdungsuntersuchungen und die Wahl der Oberflächenbearbeitungsart der den wechselnden Belastungen ausgesetzten Teile möglich.

OSTAPKOWICZ M.

Verhalten von ringförmigen Öldichtungen in Turbinenmotoren unter dem Einfluss der Kavitation

Für die ringförmigen Öldichtungen, ebenso wie in vielen Durchflussmaschinen, stellt die Kavitation eine grosse Gefahr dar. Im Aufsatz werden der Mechanismus, die Ursachen und Folgen sowie Schutzmassnahmen der Öldichtungsringe vor dieser Einwirkung, behandelt.

GLASS A.

Polnische Versionen der Piper Cub-Flugzeuges

Es werden Abarten des Piper L-4 Cub-Flugzeuges dargestellt, die nach dem zweiten Weltkrieg in Polen entstanden. Kleinere Konstruktionsänderungen beruhten auf der Anwendung eines anderen Motoren-typs sowie zusätzlicher Kraftstoffbehälter. Grössere Konstruktionsänderungen führten zum Entstehen von landwirtschaftlichen, Sanitäts- und mit Schwimmern ausgerüsteten Wasserversionen dieses Flugzeuges.

WAŚKOWSKI W.

Легкие транспортные самолеты короткого взлета и посадки (STOL)

В статье обсуждается мировое развитие применения двухдвигательных поршневых и турбинных легких самолетов короткого взлета и посадки (STOL) местного сообщения. Приведена характеристика отдельных типов легких транспортно-пассажирских самолетов STOL с точки зрения их пригодности цены и удельной перевозочной работы в зависимости от предназначения.

STASZEK J.

Проблем вихрей за крылом

В статье указана механика образования вихрей за крылом и их развитие. Описано влияние этих вихрей на движение на аэродроме и на самолеты влетающие в завихренное пространство. Указаны также методы исследования и возможности противодействия отрицательным последствиям. Материал указывает на необходимость ведения дальнейших экспериментальных и теоретических работ, дает указания по конфигурации и эксплуатации самолетов.

BRODZKI Z.

Современное развитие аэродинамики винта

В статье представлены выводы из новейших исследований по трехмерному обтеканию воздушного винта и винтовой струи за лопастью, обуславливающих более точный расчет тяги винта. Представлены новые профили винтов и новый многолопастный винт с саблевидными лопастями.

ŁUNARSKI J., SMAGAŁA E.

Ускоренная оценка усталостных свойств цилиндрических поверхностей

Представлена новая форма образца, предназначенного для усталостных испытаний при резонансных частотах на электродинамических вибраторах. Приведены формулы и методика расчета габаритов образцов для получения требуемой частоты собственных колебаний, вспомогательные графики для выполнения вычислений и методические указания по проведению испытаний. Это позволяет сократить период усталостных испытаний для выбора лучшего варианта обработки работающих деталей при переменных нагрузках.

OSTARROWICZ M.

Работа масляных кольцевых уплотнений турбинных двигателей в условиях кавитации (I)

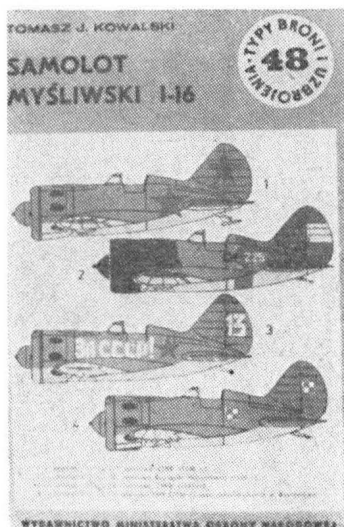
В масляных кольцевых уплотнениях также как и во многих других турбомашинах кавитация представляет серьезную опасность. В статье описаны механизм действия, причины и последствия кавитации и обсуждены пути защиты от неё кольцевых уплотнений авиационных турбинных двигателей.

GLASS A.

Польские версии самолета Piper Cub

Представлены модификации самолета Piper L-4 Cub, выполненные в Польше после II-ой мировой войны. Небольшие переработки заключались в применении другого типа двигателя и дополнительных резервуаров топлива. Вследствие больших переработок появились следующие версии самолета: сельскохозяйственная, санитарная и поплавковый гидросамолет.

T. KOWALSKI: Samolot myśliwski I-16. Seria: Typy broni i uzbrojenia, nr 48. Wyd. MON Warszawa 1977. S. 16 + IV, cena zł 10



Druga w serii TBU pozycja T. Kowalskiego opisuje historię, konstrukcję i zastosowanie jednego z najświeższych samolotów okresu międzywojennego i pierwszych lat drugiej wojny światowej. Uzupełnienie tekstu o I-16 stanowią zdjęcia samolotu, zdjęcie konstruktora wraz z krótkim życiorysem, rysunek pokazujący wersje samolotu, rysunek wnętrza samolotu oraz pięć plansz kolorowych.

Opracowanie (choć jest prawidłowe) wymaga kilku uzupełnień i sprostowań. Niepotrzebnie opisano samolot I-17, który nie był wersją I-16, lecz zupełnie innym samolotem. Także I-180 nie był rozwinięciem konstrukcji, lecz koncepcji I-16. Wbrew temu, co pisze autor, był to samolot bardzo udany, a wszystkie wypadki nastąpiły w wyniku awarii silnika. Samolot I-185 został zbudowany w roku 1941 i nie mógł być zaprojektowany w latach 1939-43.

Rysunki I-17 i I-180 na str. 14 poważnie odbiegają od rzeczywistego wyglądu tych samolotów. W opisie wersji samolotu I-16 należy sprostować następujące fakty.

Dwukrotnie wymieniany jest drugi prototyp CKB-12 z dwoma różnymi silnikami, a chodzi tu o dwa różne samoloty. Czałkow osiągnął prędkość 455 km/h na egzemplarzu przedprodukcyjnym. Nie używano oznaczenia I-16 typ 1, lecz I-16M22. Wersja UTI-4 była budowana w oparciu o typ 5, a nie typ 4. I-16 typ 10 był budowany w oparciu o typ 5, a nie CKB-12bis. Istniała wersja szturmowa typu 5 zbudowana w dwóch egzemplarzach. Wersja ze sprężarkami nazywała się I-16 z TK, a nie I-16TK, sprężarki były dwie, a nie jedna. Prędkość 525 km/h dla typu 24 była obliczona dla silnika M-63, a nie M-25E.

Nie została wymieniona wersja I-16 typ 29, produkowana jeszcze w 1941 r., z dwoma działkami SzWAK i ośmioma pociskami RS-82. Istniały też wersje: I-16ss, I-16sp oraz I-16 z M25E. Próby z RS-82 w roku 1937 prowadzono tylko na I-15, decyzję o próbach na I-16 podjęto dopiero w grudniu tegoż roku.

Zakres użycia Zwien był większy niż podaje autor; przed wojną formowano brygadę samolotów o tym przeznaczeniu, a w czasie lata 1941 r. wykonano na Z-6SPB około 30 lotów bojowych. Opisując Zwiena autor pisze błędnie *pikujuszczuj*, a powinno być *pikrujuszczuj*. W wersji Z-7 nie przeprowadzono pełnego programu prób, a tylko start w powietrzu.

Sprostowania wymaga informacja o zwrotności I-16. I-16 miał opinię szybkiego, lecz mało zwrotnego, gdyż w ciasnym zakręcie w walce kołowej łatwo wpadał w korkociąg. Liczba samolotów wysłanych do Hiszpanii została podana za niska; do 3.10.1938 r. wysłano 277 I-16 (oznaczenie CM + numer), później dostawy ustały i próbowano budować I-16 w Hiszpanii, ale udało się ukończyć tylko 10 sztuk (CH). Dalsze 30 sztuk zbudowano dla lotnictwa nacjonalistycznego. Po zakończeniu wojny domowej ocalało nie 50, a 22 samoloty I-16.

W walkach nad Chalchin-Gol Japończycy stracili 162, a nie 646 samolotów.

Pojedynczych zdobytych samolotów I-16 używało także lotnictwo Rumunii i Japonii. Konstrukcję kadłuba tworzyło 11 wręg, a nie 12 żeber, a lotki nie były dzielone. W opisie technicznym i tabelce pominięto powierzchnię nośną wynoszącą 14,54 m².

W ilustracjach sprostowania wymagają następujące informacje: na str. 6 górne zdjęcie przedstawia typ 5, a nie 6, natomiast dolne CKB-19 a nie CKB-15; środkowe zdjęcie na str. 10 przedstawia samolot zdobyty przez nacjonalistów hiszpańskich w 1938 r., a umieszczona nieprawidłowo gwiazda jest dorysowana (na oryginalnym zdjęciu z tyłu stoi Do-17 Legionu Condor). Na I-16 nie stosowano koloru szarego, lecz szaro-zielony. W rysunku na str. 14 poza błędnymi sylwetkami I-17 i I-180 zgubiono wyloty spalin w dwóch pierwszych sylwetkach.

Sylwetka typu 4 ze str. 14 nie pokrywa się z drugim rysunkiem ze str. II, który pokazuje typ 6. W rysunkach barwnych niewłaściwie są datowane niektóre sylwetki, gwiazdę na usterzeniu zaczęto wprowadzać w lecie 1941 r., czyli tak oznakowane samoloty nie mogą być datowane przed tym okresem. Jednocześnie w roku 1942 gwiazda taka musiała być na usterzeniu. Czerwone końcówki płata stosowano nie dla ułatwienia obsługi, a dla możliwości odszukania samolotu po przymusowym lądowaniu w warunkach zimowych. Rysunek na str. 8, 9 czy dolne zdjęcie na str. 11 w innych publikacjach mają daty wcześniejsze — lato 1941 r.

Uzupełnienia wymagają również informacje o zastosowaniu tego samolotu w Ludowym Lotnictwie Polskim. Przedstawiony na okładce I-16 z szachownicami nigdy ich nie nosił. W rzeczywistości jeden I-16 nr 521 560 znajdował się od marca do czerwca 1941 r. w IPLM Warszawa. Wszystkie pozostałe maszyny to UTI-4.

Jeden UTI-4 znajdował się od listopada 1944 r. w 15 Samodzielnym Zapasowym Pułku Lotniczym, drugi od stycznia 1945 r. w 4MDL. Jeden z nich od września 1945 r. do lutego 1946 r. znajdował się w 1 Szkolno-Treningowym Mieszanym PL, drugi w Technicznej Szkole Lotniczej w Zamościu, a później w Boernerowie.

K.C.

Najwcześniejszym wydarzeniem lotniczym na Węgrzech był skok mnicha Cypriana z Trzech Koron (Czerwony Klasztor należał wówczas do Węgier). Do pierwszych węg-



gierskich konstrukcji lotniczych zalicza się aluminiowy sterowiec Dawida Schwarza, zbudowany w 1897 r. Gdy samoloty Bleriot i Farman dotarły na Węgry, wkrótce powstały pierwsze węgierskie samoloty. Lata 1914-1918 to okres rozwoju lotnictwa wojskowego Austro-Węgier, które posługiwało się w dużym stopniu samolotami austriackimi i niemieckimi, noszącymi krzyże niemieckie. W 1919 r. powstaje lotnictwo trwającej pół roku Węgierskiej Republiki Rad, którego samoloty miały namalowane czerwone gwiazdy. W okresie międzywojennym lotnictwo węgierskie używało zarówno samolotów własnej konstrukcji, jak i importowanych, głównie z Włoch i Niemiec. W szybownictwie były stosowane szybowce niemieckie, radzieckie, własnej konstrukcji i kilka polskich. Podczas II wojny światowej lotnictwo węgierskie, należące do 1944 r. do państw osi, otrzymało sprzęt niemiecki. W okresie powojennym przemysł węgierski do 1956 r. produkował samoloty i szybowce; obecnie prowadzi tylko budowę szybowców w skromnym zakresie. Dziś na Węgrzech używane są samoloty produkcji radzieckiej, czechosłowackiej i polskiej.

W książce opisane są dzieje lotnictwa wojskowego, komunikacyjnego i sportowego. Przedstawiono ich organizację i osiągnięcia. Na rysunkach przedstawiono schematy organizacyjne, trasy przelotów, odznaki lotnicze, odznaki eskadrowe itp. Książka jest bardzo bogato ilustrowana zdjęciami samolotów i szybowców używanych na Węgrzech oraz rysunkami węgierskich konstrukcji lotniczych. W tabelach zestawiono dane techniczne używanych samolotów i szybowców oraz wykazy węgierskich oznaczeń samolotów produkcji zagranicznej i znaki rejestracyjne samolotów. Podano również tabele węgierskich rekordów szybowcowych.

Do ciekawostek technicznych należy zbudowanie w 1942 r. na Węgrzech lotniczego silnika turbinowego Jendrassik CS 1 o mocy 736 kW, którego zdjęcie i rysunek pokazano w książce.

Naszego Czytelnika zainteresują zapewne polonica: szybowce Wrona i Salamandra używane przed wojną, samoloty RWD-8 i P-11a, które przybyły we wrześniu 1939 r. na Węgry oraz używane współcześnie Gawrony, Wilgi, Foki, Bociany, Muchy i Cobry, 15.

Książka jest wydana w formie albumowym na kredowym papierze. Można zażądać, że nie mamy podobnego wydawnictwa, które ujmowałoby całokształt dziejów i dorobku polskiego lotnictwa.

A. G.

N. CSANÁDI, S. NAGYVÁRADI, L. WINKLER: A magyar repülés története, wyd. 2. Wyd. Műszaki, Budapest 1977, s. 388, cena 81 Ft (85,50 zł)

Historia lotnictwa węgierskiego jest książką o bardzo interesującym układzie. Jest równocześnie historią samolotów węgierskich i używanych na Węgrzech oraz historią węgierskiego lotnictwa wojskowego, komunikacyjnego, sportowego i szybownictwa.

M-18 dromader



Specjalistyczny samolot rolniczy PZL M-18 DROMADER z wysokowydajną aparaturą do usług agrolotniczych – to wysokiej jakości sprzęt lotniczy.

Jego walory techniczno-eksploatacyjne oraz precyzję wykonania zapewnia producent WSK PZL-MIELEC.

 **PEZETEL**
POLAND

Eksporter:
Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego
Przemysłu Lotniczego „PEZETEL”
ul. Przemysłowa 26, skrytka pocztowa 371
Telefon: 28-50-71; Telex: 813 430, 813 314

WCT/476/K/78