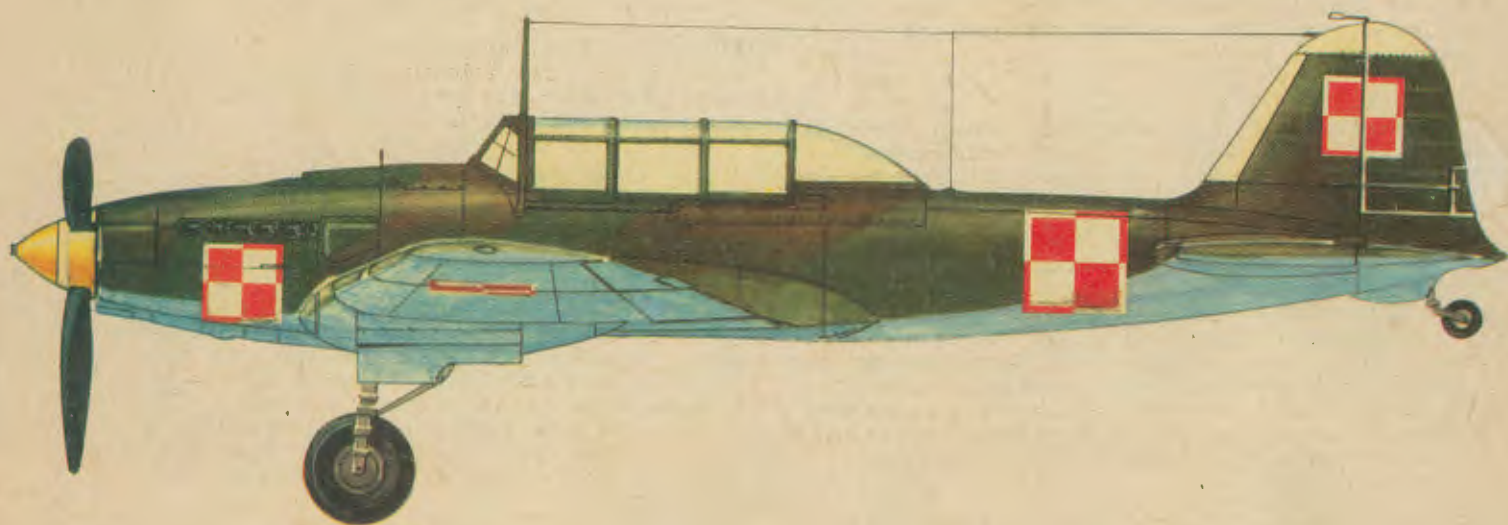
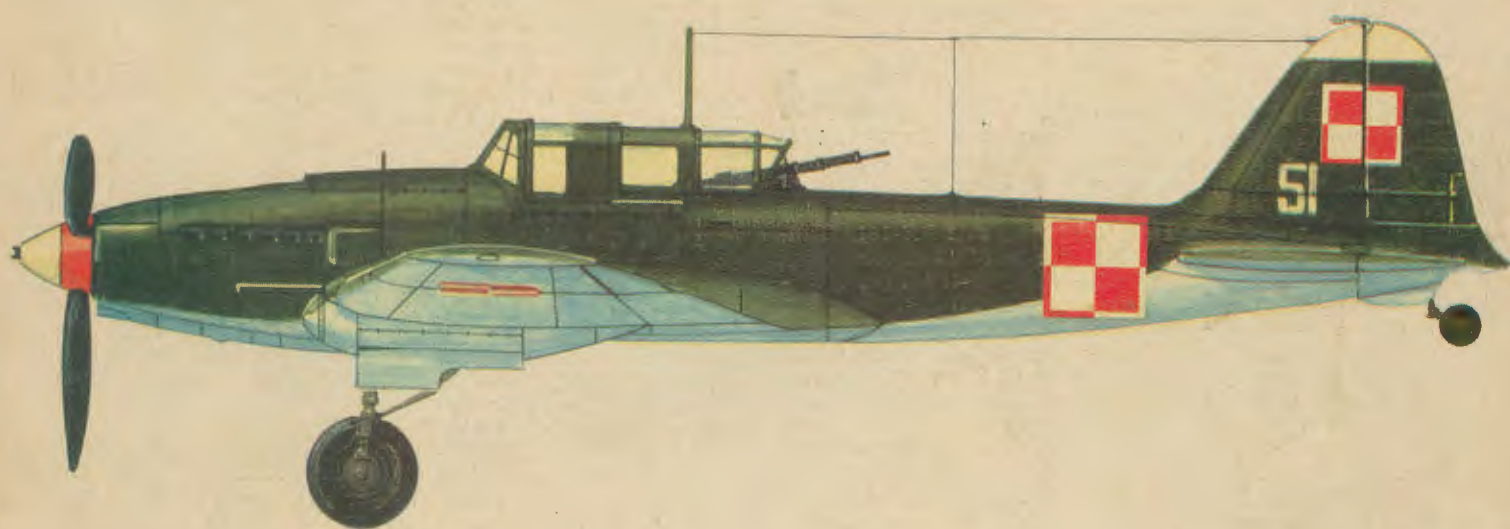


TECHNIKA

1'79

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● С 18 по 22 сентября прошлого года состоялся в Варшаве Семинар Экономической Комиссии ООН для Европы по теме технико-экономических направлений развития авиации для сельского хозяйства и других избранных отраслей народного хозяйства **Агро-Агро'78**. В Семинаре приняли участие правительственные делегации из 24 стран, делегации наблюдателей со стороны правительства — из 3 стран и представители 5 международных организаций. Число участников-делегатов составляло 160 человек, из чего 40 из Польши, а также 140 польских наблюдателей, итого 300 человек. 20 сентября состоялась для участников техническая экскурсия на завод ВСК-ПЗЛ Мелец, где была организована выставка и летные демонстрации самолетов Ан-2, Крук, Дроматер и М-15, вертолета Ми-2, многоцелевых самолетов Вильга и Колибер, а также учебно-тренировочного самолета Искра. Роже Мессе — директор промышленного департамента ЭКЕ-ООН — сказал что визит на заводе и летные демонстрации были хорошим доказательством слов которые были на заседаниях сказаны о возможностях польской авиапромышленности и развития сельскохозяйственной авиатехники в социалистической Польше.

● По поводу юбилея 50-летия польской авиационной промышленности ПЗЛ, во время семинара Агро-Агро'78 на Площади Победы в Варшаве состоялась выставка авиационной техники, двигателей и оборудования, выпускаемых заводами ПЗЛ в послевоенный период. На выставке демонстрировались самолеты ПЗЛ-101 Гаврон и ПЗЛ-106 Крук, Ан-2Р, ПЗЛ М-15 Вельфегор, ПЗЛ-М18 Дроматер, ЦСС-13, Як-12, ПЗЛ-102 Кос, ПЗЛ-104 Вильга 32, ПЗЛ-104 Вильга 35, ПЗЛ-110 Колибер, ТС-8 Бес, Ан-2П, ТС-11 Искра, ЛИМ-2 (МиГ-15 бис), ЛИМ-5 (МиГ-17) и ЛИМ-17, вертолеты СМ-1, СМ-2 и Ми-2, а также планеры СЗД-30 Пират, СЗД-48 Янтарь Стандарт, СЗД-50 Пукач и мотопланет СЗД-45 Огар. Более раннего выпуска планеры это: СЗД-4 Зефир, СЗД-8 Яскулка, СЗД-9 Боцян, СЗД-10 Чапля, СЗД-12 Муха-100, СЗД-22 Муха Стандарт, СЗД-24 Фока-4, СЗД-36 Кобра-15, СЗД-38 Янтарь-1, СЗД-40 Хальны. Двигатели: турбореактивный СО-3, газотурбинный вертолетный ГТД-350, поршневые: ПЗЛ-Франклин 2, 4 и 6, ПЗЛ-3С, Лит-3 и М-11Д.

● На выставке 50-летия заводов ПЗЛ экспонировались таблицы показывающие достижения польской авиапромышленности. В течение 1928÷1939 г. экспортировались 250 самолетов, в течение 1946÷1978 экспортировались 10 000 самолетов, 4500 вертолетов, 2000 планеров и 20 000 двигателей.

● В сентябре и октябре прошлого года состоялись праздники 50-летия польской авиапромышленности, 50-летия завода ПЗЛ-Варшава, 40-летия ПЗЛ-Мелец и ПЗЛ-Жешув.

● 19 октября состоялось торжественное заседание по поводу 50-летия Военного Института Авиационной Медицины. В 1928 г. был организован в Варшаве Центр Авиационно-Врачебных Исследований. В 1958 г. центр стал Военным Институтом Авиационной Медицины, который является научным институтом со значительными достижениями. В этом Институте велась подготовка польских кандидатов для космического полета. Командантом ВИАМ является полк. проф. доктор Станислав Бараньски.

● В Самолетном Рейдовом Чемпионате Австрии в сентябре пр. г. I место занял польский пилот Эдуард Поппек, на самолете ПЗЛ-104 Вильга 35.

● Радиальный поршневой двигатель ПЗЛ-3С применяющийся на сельскохозяйственном самолете ПЗЛ-106А-Крук, Аг-Кэт и Айрес-Траш достиг межремонтного ресурса 1000 часов.

● **Aero-Agro'78 Seminar in Warsaw:** A seminar of the U.N. Economic Commission for Europe on „Technical — Economic Development Trends of Aircraft and Other Selected Areas of National Economy” was held in Warsaw, between September 18–22, 1978. The Seminar was attended by government delegations from 24 countries, delegations of government observers from 3 countries, and representatives of 5 international organizations. There were 160 delegates, including 40 from Poland, and 140 Polish observers; 300 participants altogether.

● Participants of the Aero-Agro'78 Seminar on a technical tour to **WSK PZL — Mielec** factory: On September 20, all participants made a tour to Mielec where they visited an exhibition and watched demonstration flights of An-2 Kruk, Dromader and M-15 ag airplanes, Mi-2 ag helicopters, Wilga and Koliber multi-purpose airplanes, and the TS-11 Iskra basic trainer. They also visited production halls (mechanical, tool-room, assembly of M-15 and An-2 airplanes and components for the Il-86 airbus). Mr. Roger Messy, Director of the UN-ECE Department of Industry, stated that both the visit at Mielec and the demonstration flights were only a confirmation of what was said about the potential of agricultural aircraft industry and the development of agricultural aviation equipment in the Socialistic Poland.

● **Air Exhibition in Warsaw:** On the occasion of the 50 years' activities of the PZL aircraft industry an exhibition of aircraft, engines and equipment manufactured in the postwar years was organized at the Victory Square during the Aero-Agro'78 Seminar. The exhibits were items solely in big-lot production: ag airplanes — PZL-101 Gawron, PZL-106 Kruk, An-2R, PZL M-15 Belfegor, PZL M-18 Dromader; ag helicopter — Mi-2R; light airplanes — CSS-13, Yak-12, PZL-102 Kos, PZL-104 Wilga-32, PZL-104 Wilga 35, PZL-110 Koliber, TS-8 Bies, An-2P; basic training and combat aircraft — TS-11 Iskra, LiM-2 (MiG-15 bis), LiM-5 (MiG-17) and LiM-6; helicopters — SM-1, SM-2 and Mi-2; sailplanes — SZD-30 Pirat, SZD-48 Jantar-Std2, SZD-50 Puchacz and SZD-45 Ogar powered glider; gliders — SZD-31 Zefir, SZD-8 Jaskółka, SZD-9 Bocian, SZD-10 Czajka, SZD-12 Mucha-100, SZD-22 Mucha Standard, SZD-24 Foka-4, SZD-36 Cobra-15, SZD-38 Jantar-1, SZD-40 Halny; engines — SO-3, GTD-350, PZL-Franklin 2, 4 and 6, PZL-3S, LiT-3 M-11D, AI-14RA, ASz-62 IR, WN-3. Also, board instruments and aeronautical equipment were exhibited.

● Tables at the Air Exhibition reported that **PZL works** exported 250 aircraft between 1928—1939 while between 1946—1978: 10 000 airplanes, 4500 helicopters, 2000 gliders and 20 000 aero engines.

● In June 1978, the **PZL-Warszawa** Aircraft Factory celebrated its 50th anniversary, while the **PZL-Mielec** and **PZL-Rzeszów** Works their 40th anniversaries.

● A meeting was held on October 19 to commemorate the 50th Anniversary of the **Military Institute of Aviation Medicine**. In 1928, Aeromedical Research Center was founded in Warsaw. In 1958 it was renamed Military Institute of Aviation Medicine. At present, it has considerable scientific achievements, among others, preparation of Polish Astronauts for space flight. The Commandant of the Institute is Col. professor dr Stanisław Barański.

● The **PZL-3S** radial piston engine used to power PZL-106 Kruk, Ag-Cat and Ayres Trush ag planes obtained a 1000-hour TBO.

● Polish pilot Edward Popiotek, flying the **PZL-104 Wilga 35**, became a winner at the Austrian Aircraft Rally in September last year.



GLASS A.

#### **The World Production of Powered Gliders**

The development, use, production and export of powered gliders in the West Germany and throughout the world in the years 1969—1979 have been presented. Types of two-seaters in production and development trends of production are shown.

WASKOWSKI W.

#### **Turbomeca — Factory of Small Aero Turbine Engines**

This article discusses 40-year activity of French Turbomeca, the manufacturer of small aero turbine engines. Its development, achievements, importance in the international market and the steps taken by Turbomeca in order to control the effects of economic recession are surveyed.

KORDZIŃSKI W.

#### **Engines for Passenger Jets of the Eighties, Part One**

In the eighties a number of the currently operating types of passenger aircraft will have to be replaced with aircraft of new generation. This will require the use of new types of engines. In the first part of this paper, the author presents development trends of the present-day by-pass turbojets intended for powering short-, medium- and long-range subsonic passenger aircraft and stresses the advantages resulting from the high mass flow ratio, modular engine construction and diagnostic means permitting to evaluate the technical condition of the engine.

STASZEK J.

#### **Characteristic Aerodynamic Coefficients by Large Reynold's Numbers**

New wind tunnel and in-flight research have established, that by high Reynold's numbers, significant changes in aerodynamic coefficients occur. This is particularly true for transsonic speeds. As a consequence the generally accepted view that the Reynold's number has little influence above  $2 \cdot 10^6$  requires confrontation with the theoretical and experimental data presented in this article.

ZATYKA H.

#### **The Introduction of Electron Beam Welding into Aircraft Production**

The article discusses the procedure and the results of the introduction of a new welding technique which utilizes an electron beam. However, wider application of this technique in aircraft industry will require further technological research, which demands continuing cooperation between welders, designers and metallurgists in factories and industrial and academic research centers.

STUKONIS M.

#### **The Causes of Splined Connections Defects in Aero Engines during their Operation**

The operating conditions of splined connections transmitting torque in aircraft engines are presented. Defect causes in those connections occurring during operation are discussed. Examples of such defects and countermeasures are described.

ROGALSKI J.

#### **Yesterday, Today and Tomorrow of the Nice-Côte d'Azur Airport**

The history, the present day and perspectives of development of the airport of Nice.

GOWOREK T.

#### **Production of Ansaldo Planes at Plage And Łaskiewicz Works**

Based on archival materials, it is a presentation of the first serial production of Ansaldo A-1 Balilla and Ansaldo A-300 planes at the Plage And Łaskiewicz Works in Lublin between 1921 and 1924, that is till the gaining of independence.

## lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: U progu nowego roku lotniczego . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja i liczba pasażerskich samolotów i śmigłowców w użytkowaniu przewoźników lotniczych. Najważniejsze europejskie przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej (1977 r.) . . . . .	4
A. Glass: Produkcja motoszybowców na świecie (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	5
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	7
Przyszłość motoszybowców — A. Glass (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	8
W. Waśkowski: Turbomeca — wytwórnia małych lotniczych silników turbinowych . . . . .	9
W. Kordziński: Silniki do odrzutowych samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych (I) (CIEKAWE KONSTRUKCJE) . . . . .	13
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Charakterystyki ciężarowe śmigłowców (II) . . . . .	17
KARTOTEKA TLIA: RFB AWI-2 Fajrtrainer RFN . . . . .	19
Bell 222 USA . . . . .	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Lotniska . . . . .	23
POCZTA LOTNICZA . . . . .	24
J. Staszek: Charakterystyczne współczynniki aerodynamiczne przy dużych liczbach Reynoldsa . . . . .	25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	28
H. Zatyka: Wdrażanie spawania wiązką elektronów do produkcji lotniczej . . . . .	29
M. Stukonis: Przyczyny uszkodzenia połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych w czasie ich eksploatacji . . . . .	34
J. Rogalski: Wczoraj, dziś i jutro lotniska Nice-Côte d'Azur (II) (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) . . . . .	37
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	38
T. Goworek: Produkcja samolotów Ansaldo w Zakładach Plage i Łaskiewicz (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	39
PROJEKTY: Airbus A310 Program międzynarodowy . . . . .	III okł.
MBB/Kawasaki BK-117 . . . . .	III okł.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz 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, mgr inż. J. Staszek

**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. 1687/c/78. Nakład 4350 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. C-115.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909





MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV STYCZEŃ 1979

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

## U progu nowego roku lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Od tzw. kryzysu paliwowego z 1974 r. nadal wiele krajów na świecie przeżywa w różnych dziedzinach trudności gospodarcze i eksportowe — mimo prób ich zmniejszenia przez dewaluację kursu walut i zwiększanie ograniczeń importowych. Mimo nienajlepszej sytuacji ekonomicznej wielu krajów świata nadal rozwija się lotnictwo cywilne, zarówno komunikacyjne jak i sportowe, co jest wynikiem dużego zapotrzebowania na transport lotniczy. Równocześnie zadrażnienia polityczne w różnych stronach naszego globu sprzyjają zakupom sprzętu wojskowego. W szczególności zwracają uwagę zakupy dokonywane przez nagle wzbogacone na naftcie kraje Bliskiego Wschodu oraz zbrojenie ChRL przez Europę zachodnią i USA.

W lotnictwie wojskowym Europy zachodniej rozpoczęło się zastępowanie starych typów samolotów szkolno-treningowych nowymi Hawk i Alpha-Jet. Belgia, Holandia, Dania i Norwegia przystąpiły do montażu samolotów myśliwskich F-16 w kooprodukcji z USA, choć koszt współprodukowanego samolotu jest większy niż produkcji amerykańskiej. RFN, W. Brytania i Włochy rozpoczęły produkcję samolotu bojowego Tornado. Francja zaprezentowała w ub. roku prototyp samolotu Mirage 2000 a buduje następny Mirage 4000. Największe kraje zachodnioeuropejskie projektują prototypy śmigłowców przeciwpancernych i produkują uzbrojone śmigłowce wielozadaniowe. Równocześnie śmigłowce wojskowe zachodnioniemieckie Bo-105 i francuskie Super Frelon są sprzedawane do ChRL, gdzie przystąpiono do licencyjnej produkcji brytyjskich silników odrzutowych Spey przeznaczonych dla samolotów myśliwskich. Kraje arabskie i Izrael dokonują poważnych zakupów samolotów bojowych w USA. Ponieważ wysokie ceny samolotów myśliwskich (26 mln dol. — F-14, 21 mln dol. — F-15) czynią eksport sprzętu wojskowego bardzo atrakcyjny i liczący się w gospodarce kraju — USA wykorzystują swe wpływy polityczne i gospodarcze dla przejęcia zamówień w swe ręce. Miało to miejsce w Europie przy wyrugowaniu francuskiego Mirage'a F-1 przez F-16, a ostatnio USA zablokowały Szwecji możliwość sprzedaży samolotów myśliwskich Viggen do Indii, wykorzystując fakt zastosowania w samolocie amerykańskich silników i amerykańskiego wyposażenia.

W lotnictwie komunikacyjnym najbardziej napięta jest sytuacja nad Atlantykiem. Małe firmy czarterowe obniżają ceny biletów dając jak najskromniejszy zakres świadczeń pasażerom. Nie prowadząc elektronicznej rezerwacji miejsc, lecz zapisy na lot lub zasadę „przyjdź na lotnisko i leć”, przechwytyują pasażerów dużym przedsiębiorstwom o rozbudowanej administracji — doprowadzając do wzrostu kosztów ich działalności. Próby prawnego uporządkowania tej nerwowej sytuacji nie powiodły się organizacjom międzynarodowym. Trudności ekonomiczne przewoźników powietrznych przed paru laty spowodowały spadek zamówień na nowe samoloty i przyhamowanie prac prototypowych. Obecnie, wobec rozwoju linii średniodystansowych (np. w USA 80% komunikacji międzymiastowej odbywa się samolotami) skrytalizowały się wymagania stawiane nowym samolotom. Przemysł lotniczy widząc konieczność rozpoczęcia wymiany starych samolotów pasażerskich na nowe po-

czawszy od pierwszej połowy lat osiemdziesiątych — opracowuje projekty samolotów średniodystansowych. Szczególną uwagę zwracają 180-220-miejscowe samoloty Boeing 757, 767 i 777 mające wiele zespołów wspólnych oraz aerobus A-310. W. Brytania podjęła ostatnio decyzję budowy 70-miejscowego cichego samolotu pasażerskiego krótkiego startu (QSTOL) BAe-146, zaś Kanada poszukuje nabywców na swój 44-miejscowy samolot krótkiego startu Dash-7.

Linie lotnicze dążąc do oszczędności energetycznych, poszukują ekonomiczniejszych silników do swych samolotów. Równocześnie nowe przepisy wymagają, aby za 5 lat stosowane były znacznie mniej hałaśliwe silniki. Ponadto potrzebne są nowe silniki o ciągu 11—15 tys. kN dla nowo projektowanych samolotów. Dlatego największe wytwórnie silników, Rolls-Royce, General Electric i Pratt-Whitney, podejmują prace nad nowymi uiszczonymi i ekonomicznymi odmianami silników turbowentylatorowych o dużym ciągu, choć koszt prac prototypowych takiej modyfikacji wynosi 0,5 mld dol., czyli 33% kosztu nowej konstrukcji.

Lotnictwo służbowe (dyspozycyjne) rozwija się zarówno w kategorii samolotów tłokowych, jak i odrzutowych (tu najnowszym prototypem jest kanadyjski Challenger) oraz śmigłowców. W lotnictwie gospodarczym, głównie rolniczym, rozwój odbywa się stale. Jego tendencje rozwoju były rozważane na zorganizowanym przez Polskę ONZ-owskim seminarium Aero-Agro'78. Jedną z tendencji jest stosowanie samolotów o dużym udźwigu (co stwarza szansę dla polskiego samolotu PZL M-18 Dromader), drugą — sprowadzanie napędu turbośmigłowego.

O ile lotnictwo lekkie w USA nadal szybko się rozwija (produkcja roczna 16 tys. szt. przy 200 tys. samolotów w użyciu) służąc w podobny sposób jak samochody osobowe — to w Europie zachodniej konkurencja amerykańska spowodowała kryzys w przemyśle samolotów lekkich Francji (upadek firmy Fournier oraz zahamowanie działalności wytwórni Wassmer). Do ciekawszych prototypów samolotów szkolno-treningowych należy zachodnioniemiecki Fan-trainer, lecz jest to samolot do taniego szkolenia wojskowego, a nie dla aeroklubów, podobnie jak brytyjski Firecracker.

Na świecie zwraca uwagę szybka rozbudowa przemysłu lotniczego Brazylii (import zastąpiono produkcją własną wynoszącą już 500 samolotów rocznie) oraz budowa przemysłu lotniczego Turcji, Iranu i Egiptu.

Zgodnie z prawidłowościami produkcji lotniczej i rozwoju lotnictwa rok bieżący należy na Zachodzie do okresu rozwijającej się produkcji wojskowej, po którym to okresie, za kilka lat, przyjdzie fala dużej produkcji samolotów pasażerskich. Natomiast w krajach socjalistycznych zwraca uwagę rozwój produkcji samolotów rolniczych i szkolnych (Jak-52, PZL-110) oraz początek rozwoju poważnej produkcji samolotów pasażerskich, począwszy od samolotów komunikacji lokalnej An-28, poprzez średniodystansowy Jak-42 aż po aerobus Il-86.

Spśród zapowiedzianych wydarzeń lotniczych na 1979 r. — największym ma być Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny w Paryżu, który odbędzie się w dniach 8—17 czerwca.



## POLSKA

● W dniach 18÷22 września ub. roku odbyło się w Warszawie Seminarium Europejskie Komisji Gospodarczej ONZ na temat: „Techniczno-ekonomiczne kierunki rozwoju sprzętu lotniczego dla potrzeb rolnictwa oraz innych wybranych dziedzin gospodarki narodowej Aero-Agro'78”. W Seminarium wzięły udział: delegacje rządowe z 24 krajów, delegacje obserwatorów rządowych z 3 krajów oraz przedstawiciele 5 organizacji międzynarodowych. Liczba uczestników-delegatów wyniosła 160 osób, z czego 40 przedstawicieli Polski oraz 140 obserwatorów krajowych, razem 300 osób.

● 20 września ub. roku odbyła się dla uczestników Seminarium Aero-Agro'78 wycieczka techniczna do zakładów WSK PZL-Mielec, gdzie delegaci zwiedzili wystawę oraz obejrżeli pokazy w locie samolotów rolniczych An-2, Kruk, Dromader i M-15, śmigłowców rolniczych Mi-2, wielozadaniowych samolotów Wilga i Koliber oraz samolotu szkolno-treningowego TS-11 Iskra. Delegaci zwiedzili hale produkcyjne zakładów (mechaniczną, narzędziowni oraz montażu samolotów M-15, An-2 i elementów dla aerobusu Il-86). Roger Messy — dyrektor departamentu przemysłu EKG-ONZ stwierdził: *Pobyt w zakładach WSK PZL-Mielec oraz obejrzenie pokazów w locie były potwierdzeniem rzeczywistości słów, które padały z trybuny obrad na temat potencjału przemysłu i rozwoju sprzętu agrolotniczego w socjalistycznej Polsce...*

● Z okazji jubileuszu 50-lecia działalności przemysłu lotniczego PZL w okresie trwania Seminarium Aero-Agro'78 na plaży Zwycięstwa w Warszawie odbyła się wystawa sprzętu latającego, silników i wyposażenia produkowanego przez PZL w okresie powojennym. Prezentowano wyłącznie sprzęt produkowany seryjnie. Wystawiono samoloty rolnicze: PZL-101 Gawron i PZL-106 Kruk, An-2R, PZL M-15 Belphegor, PZL M-18 Dromader, śmigłowiec Mi-2R; samoloty lekkie: CSS-13, Jak-12, PZL-102 Kos, PZL-104 Wilga-32, PZL-104 Wilga 35, PZL-110 Koliber, TS-8 Bies, An-2P; samoloty szkolno-treningowe oraz bojowe: TS-11 Iskra, LIM-2 (MiG-15 bis), LIM-5 (MiG-17) i LIM-6; śmigłowce: SM-1, SM-2 i Mi-2; szybowce: SZD-30 Pirat, SZD-48 Jantar, Std2, SZD-50 Puchacz i motoszybowiec SZD-45 Ogar; szybowce: SZD-31 Zefir, SZD-8 Jaskółka, SZD-9 Bocian, SZD-10 Czapla, SZD-12 Mucha-100, SZD-22 Mucha Standard, SZD-24 Foka-4, SZD-36 Cobra-15, SZD-38 Jantar-1, SZD-40 Halny; silniki: SO-3, GTD-350, PZL-Franklin 2, 4 i 6, PZL-38, Lit-3, M-11D, AI-14RA, ASz-62 IR, WN-3. Ponadto zaprezentowano przyrządy pokładowe i osprzęt.

● Na wystawie 50-lecia PZL tablice informowały, że zakłady PZL wyeksportowały w latach 1928÷1938 250 samolotów, zaś w latach 1946÷1978: 10 000 samolotów, 4500 śmigłowców, 2000 szybowców i 20 000 silników lotniczych.

● 9 października ub. roku w Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich PZL-Warszawa odbyło się uroczyste dekorowanie przez wiceprezesa Rady Ministrów Jana Szydłaka sztandaru CNPSL Orderem Sztandaru Pracy II klasy nadanym w uznaniu zasług zakładu w dziedzi-



Samolot PZL-106A Kruk w barwach NRD (DM-TAD). Fot. A. Prystopski

nie produkcji lotniczej. Odznaczenie włączy się z 50-leciem PZL-Warszawa, najstarszego zakładu PZL. Równocześnie wręczono odznaczenie państwowe i odznaki regionalne zasłużonym pracownikom CNPSL i Instytutu Lotnictwa.

● We wrześniu ub. roku odbyły się w WSK PZL-Mielec uroczystości jubileuszu 40-lecia zakładu, podczas których 200 najbardziej zasłużonych pracowników otrzymało odznaczenia państwowe oraz odznaki resortowe.

● W dniu 14 października ub. roku w WSK PZL-Rzeszów odbyła się uroczysta akademicka poświęcona 40-leciu wytwórni.

● W WSK-Swidnik z okazji 10-lecia Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego odbyły się uroczystości, podczas których najbardziej zasłużeni pracownicy otrzymali odznaczenia państwowe.

● W dniu 19 października ub. roku odbyła się uroczysta akademicka z okazji 50-lecia Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej. W 1928 r. powstało w Warszawie Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich (CBL) zwane potocznie Cebulą. Centrum prowadziło badania personelu, szkolenie lekarzy lotniczych i prace badawcze. Od 1931 r. miało Radę Naukową a od 1934 r. wydawało kwartalnik „Polski Przegląd Medycyny Lotniczej”. Po wojnie działalność wznowiło w marcu 1945 r. W 1978 r. otrzymało nazwę Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej. Obecnie jest placówką naukową o poważnym dorobku, m.in. WIML przygotowywał polskich kosmonautów do lotu kosmicznego. Komendantem WIML jest płk prof. dr Stanisław Barański.

● W październiku ub. roku odbyła się IV Ogólnopolska Wystawa Wynalazczości i Nowatorstwa. Duży udział miały w niej wojska lotnicze. W minionym pięcioleciu w Wojskach Obrony Powietrznej Kraju wprowadzono 5400 projektów wynalazczych i racjonalizatorskich. Przeważnie dotyczą one szkolenia, eksploatacji sprzętu i jego napraw.

● Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie zorganizowało w dniu 31.10.1978 r. lotniczą konferencję historyczną nt. Lotnicze rocznice Krakowa. Wygłoszono trzy referaty: M. Markowski — 60-lecie Polskiego Lotnictwa Wojskowego, J. Brynlariski — 50-lecie Aeroklubu Krakowskiego oraz J. Walczewski — 20 lat krakowskich eksperymentów raketowych. Była to już druga konferencja historyczna zorganizowana w 1978 r. przez Muzeum. Poprzednia była poświęcona 50-leciu Szkoły Podchorążych Lotnictwa dla Małoletnich.

● W Samolotowych Rajdowych Mistrzostwach Austrii we wrześniu ub. roku I miejsce zajął polski pilot Edward Popiołek na samolocie PZL-104 Wilga 35.

● Gwiazdowy silnik tłokowy PZL-3S stosowany w samolotach rolniczych PZL-106 Kruk, Ag-Cat i Ayres Thrush uzyskał okres międzyremontowy 1000 godzin.

● W województwie olsztyńskim powstała druga, obok stacji w Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie-Kortowie, stacja obserwacji sztucznych satelitów w miejscowości Lamkówko wyposażona w kamerę fotograficzną AFU-75.



## BRAZYLIA

● Pierwsze trzy samoloty brazylijskie lokalnego transportu Bandeirante 110P1 zostały już dostarczone na rynek USA, trzy dalsze USA otrzyma do końca br. Dostawy kolejnych dziesięciu Bandeirante nastąpią w 1979 r. Bandeirante zostały już dostarczone w liczbie ponad 200 szt. brazylijskim i zagranicznym klientom. Jest to samolot dla 15 pasażerów, napędzany przez 2 silniki turbino-śmigłowe PT6A-27 o mocy po 520 kW.



## FRANCJA

● Wzrasta tempo produkcji śmigłowców firmy Aerospatiale. Najnowszy śmigłowiec lekki AS350C Ecureuil/AStar ma być budowany w tempie po 15 sztuk miesięcznie w 1978 r., po 21 szt. w 1979 r. i po 23 szt. w następnym roku. Głównym nabywcą są Stany Zjednoczone, które już zamówiły 250 sztuk tych śmigłowców. Francuzi uważają ten stan rzeczy za bardzo pomyślny, gdyż USA kupują tylko odmiany cywilne Ecureuil, które są znacznie trudniejsze do marketingu niż wojskowe.

● Nadal w szybkim tempie rozwija się sprzedaż samolotów dyspozycyjnych Dassault-Breguet Falcon. Lekkie Falcon 10: 148 szt. zamówionych (78% dla USA), 125 dostarczonych, tempo produkcji — 2 samoloty miesięcznie; Falcon 20 — 431 zamówionych, 390 dostarczonych, tempo produkcji po 2 samoloty miesięcznie; Falcon 50 (samolot międzykontynentalny) — 76 zamówionych, w czerwcu 1978 r. odbył się oblot 3 prototypu. Łącznie Dassault-Breguet otrzymał zamówienia na 655 samolotów rodziny Falcon.



● Zamówienia na francuskie śmigłowce do chwili rozpoczęcia produkcji seryjnej poszczególnych typów (do 1.06.1978 r.) wynoszą: Alouette 2 — 1305 szt., Alouette 3 — 1383 szt., latający dźwig Lama — 252 szt., ciężki morski Super Frélon — 98 szt., wojskowy i cywilny transportowy Puma — 576 szt., lekkie Gazelle, Dauphin i Ecureuil, odpowiednio: 750, 71 i 317 sztuk. Łącznie Aérospatiale otrzymał zamówienia na 4752 śmigłowce turbiniowe, nie licząc 159 Djinów, pierwszych śmigłowców produkcji Aérospatiale. Należy przypuszczać, iż do końca br. liczba zamówień znacznie przekroczy 5000 sztuk.



## RFN

● Firma Dornier wymieniła w swym popularnym samolocie Skyserwant 2 silniki tłokowe na turbinowe Lycoming LTP-101-600 o mocy po 296 kW. Oblot prototypu odbył się w maju br. Oznaczenie samolotu: Turbo-Skysevant. Równocześnie Dornier zapowiedział przystąpienie do budowy nowego samolotu komunikacji lokalnej przeznaczonego dla 19 pasażerów. Jest to również samolot z napędem turbośmigłowym (2 silniki Garrett TPE-331-5 po 550 kW). Oznaczenie LTA (Light Transport Aircraft — lekki samolot transportowy). Samolot w stosunku do Skyserwanta ma zmieniony płat. Próby w locie nowego płata na Skyserwancie rozpoczną się w marcu przyszłego roku. LTA ma mieć prędkość przelotową wynoszącą 434 km/h i zasięg do 900 km.



## RUMUNIA

● W związku z zawarciem kontraktu przez Rumunię i British Aerospace na produkcję w tym kraju licencyjnych pasażerskich samolotów BAC-1-11 została utworzona nowa firma GAB (Grupul Aeronautic Bucharest), która będzie gestorem kontraktu. GAB przystąpił przy wydatnej pomocy British Aerospace do budowy w okolicy Bukaresztu nowych zakładów produkcyjnych. Oprócz budowy płatowców Rumunia będzie również produkowała na zasadzie zakupionej licencji połowę elementów dla silnika Spey, w które wyposażone są samoloty BAC-1-11 i prowadziła ostateczny montaż tych zespołów napędowych. Wartość kontraktu dla British Aerospace wynosi około 400 mln dol., a dla Rolls Royce — licencjodawcy silników Spey — ok. 200 mln dol.



## SZWECJA

● Do grupy trzech nowych samolotów szkolno-bojowych: Alpha Jet, Hawk i CASA-101 dołącza się czwarty szwedzki B-3LA. Szwedzki rząd asygnował 50 mln dol. na prace rozwojowe nad tym samolotem, z czego 43 mln dol. mają pochłonąć prace nad płatowcem, a 7 mln dol. studia nad awioniką. Zgodnie z zapowiedzią szwedzkiego rządu, następne dotacje firma SAAB, której zlecono pracę nad B-3LA, otrzyma po lipcu 1979 r. B-3LA ma spełniać podwójną rolę podobnie, jak i użytkowany przez lotnictwo szwedzkie Saab-105 i 105G to znaczy wykonywać zadania lekkiego myśliwca i samolotu wsparcia, oraz samolotu szkolno-bojowego. Szwedzkie lotnictwo wojskowe

zamierza zakupić 150 B-3LA, z których utworzy 7 eskadr jednomiejscowych samolotów bojowych i 2 eskadry dla celów szkolenia. Głównym zadaniem postawionym przed firmą SAAB jest opracowanie samolotu, który wykazywałby dużą żywotność i zdolność przetrwania oraz wymagał minimalnej ilości czasu (w stosunku do godzin lotu) poświęconego na przeglądy, remonty i konserwację.



## USA

● Boeing podał do wiadomości globalną liczbę zamówionych i dostarczonych samolotów pasażerskich. B-707/720 zamówiono 934 szt., dostarczono 922 szt., B-727: 1523 szt. zamówiono, dostarczono 1346 szt., B-737: zamówiono 569 szt., dostarczono 517 szt. i B-747 Jumbo Jet: zamówiono 392 szt., dostarczono 322 sztuki. Łącznie zamówienia potwierdzone opiewają na 3419 szt., z czego dostarczono 3017 szt.

● Koszt przeróbki 271 wojskowych samolotów dla transportu wojska i uzbrojenia w wersji logistycznej C-141 A Starlifter, polegający na wydłużeniu kadłuba o 7,1 m, ma wynieść 1,5 mld dol. Termin zakończenia prac — 1982 r. Tempo prac: od 1980 r. po 10 sztuk miesięcznie.

● Jednym z większych sukcesów produkcyjnych Lockheeda jest wojskowy samolot transportowy, napędzany 4 silnikami turbośmigłowymi C-130H Hercules. Do kwietnia br. Lockheed zbudował 1500 Herculesów (od 1952 r.), z czego wojsko USA zakupiło 998, 433 — sily zbrojne innych państw kapitałistycznych, a 69 sztuk Lockheed dostarczył odbiorcom cywilnym. Herculesy wylatały już 12 mln h; wartość dostaw wyniosła 5,2 mld dol. Producent spodziewa się, iż produkcja Herculesów przeciągnie się aż do XXI wieku, zwłaszcza, iż projektuje on wprowadzenie na rynek odmiany pasażerskiej tych samolotów, przeznaczonej dla 90÷120 pasażerów, o zasięgu 400÷1100 km.

● Lotnictwo Izraela zakupiło w USA 30 śmigłowców do zwalczania broni pancernej Hughes 500 M-D, Defender uzbrojonych w przewodowo kierowane pociski przeciwpancerne TOW. Wartość kontraktu wynosi 23 mln dol. (bez pocisków, które będą zakupione osobno). Przypominamy, iż w 1977 r. wiadomość o seryjnej produkcji tych lekkich wojskowych śmigłowców stanowiła sensację, gdyż Hughes dopiero po podpisaniu kontraktu na dostawę 100 Defenderów do Pół. Korei podał do wiadomości, iż opracował wojskową odmianę swych bardzo udanych turbinowych śmigłowców rodziny Hughes 500.

● W 1977 r. USA wyeksportowały 416 śmigłowców wartości 189 mln dol. w tym 95 śmigłowców wojskowych. Największym odbiorcom śmigłowców cywilnych były kraje rejonu Pacyfiku (86 szt.), Pół. Ameryki (80 szt.) i Europy — 63 sztuki.

● Firma Schweizer wyprodukowała w maju br. dwutysięczny szybowiec. Jest to szybowiec klasy klubowej. Założycielami przedsiębiorstwa w 1936 r. byli trzej bracia. Oni też zbudowali pierwszy w świecie metalowy szybowiec (1936 r.). W swych zakładach Schweizer produkuje również dla Grummana samoloty rolnicze Ag-Cat oraz działa jako poddostawca dla innych przedsiębiorstw lotniczych. Również Schweizer jako pierwszy w USA założył Stowarzyszenie Dealerów Schweizera, które obecnie nazywa się Soaring Center of America.

Oprócz sprzedaży i serwisu szybowców Schweizera SCA prowadzi kursy szybowcowe.

● 20 maja 1978 r. wystrzelono w kierunku planety Wenus sondę Pioneer opracowaną przez firmę amerykańską Hughes dla Ames Research Center. Na początku grudnia 1978 r. sonda weszła na orbitę Wenus, na której pozostanie przynajmniej przez jeden rok wenusjański (225 dni ziemskich), badając atmosferę, wiatry oraz pole grawitacyjne i magnetyczne. Na powierzchni planety wylądować w różnych miejscach pięć próbników, które będą badać zachmurzenie, parametry atmosfery i wiatry. Są one wyposażone łącznie w 30 przyrządów pomiarowych — przekazane przez nie dane będą opracowywane przez 115 naukowców. Ponieważ warunki pogodowe planety Wenus mają charakter globalny, oczekuje się, że uzyskane na ich temat informacje przyczynią się do lepszego poznania czynników kształtujących pogodę na Ziemi.

● Na początku lat 80 ma być wystrzelony za pomocą transportowca kosmicznego Space Shuttle, a następnie wprowadzony na orbitę stacjonarną pierwszy, z trzech budowanych przez firmę Hughes, satelita meteorologiczny GEOS. Satelita ma być wyposażony w nowe urządzenia umożliwiające pomiary kierunku i prędkości wiatrów na dowolnej wysokości ze znacznie większą niż dotychczas dokładnością. Urządzenie to poza tym w dzień i w nocy określać będzie obszary zachmurzenia Ziemi oraz trójwymiarowy obraz temperatury i wilgotności atmosfery ziemskiej. Satelity GEOS będą stanowić wkład USA w międzynarodowy program meteorologiczny, w którym uczestniczą prócz USA: Europa, Japonia i ZSRR. Za amerykański program odpowiedzialna jest NASA.

● Za kulisami dostaw samolotów przeważącej powietrznej F-15 dla Arabii Saudyjskiej można dopatrywać się szantażu: po odmowie rządu USA dostarczenia tych samolotów Saudyjscy, oświadczyli oni, iż sfinansują Francji prace rozwojowe nad samolotem tej klasy tj. Mirage 4000, po czym zakupią większą liczbę tych maszyn. W rezultacie USA natychmiast zdecydowały się sprzedać F-15 Arabii Saudyjskiej.



## W. BRYTANIA

● Nowy pasażerski samolot dla 70÷100 pasażerów zostanie opracowany przez brytyjski przemysł lotniczy. Brytyjski rząd wyraził zgodę na finansowanie prac rozwojowych (koszt ok. 400 mln dol.) i oprzyrządowania wytwórni (ok. 200 mln dol.). Dodatkowy koszt opracowania odmiany wojskowej tego samolotu wyniesie 100 mln dol. Samolot oznaczony BAe-146 będzie napędzany przez 4 silniki odrzutowe ALF — 502 H firmy Lycoming. Wstępne prace rozwojowe są już zaawansowane, gdyż jest to projekt podjęty już w 1973 r. przez firmę Hawker Siddeley, ale w następnych latach został on „zamrożony”. Rzecznik British Aerospace oświadczył, iż realizacja projektu stworzy 7000 nowych miejsc pracy w przemyśle lotniczym i 5000 stanowisk u kooperantów.

● British Aerospace zakończył produkcję pasażerskich samolotów Trident po dostarczeniu w czerwcu br. Chińskiej Republice Ludowej ostatniego z 33 Tridentów zakupionych przez ChRL. Łącznie zbudowano 117 tych samolotów, które były produkowane od 1962 r.

# STATYSTYKA LOTNICZA



## Produkcja i liczba pasażerskich samolotów i śmigłowców w użytkowaniu przewoźników lotniczych

Producent/oznaczenie płatowca	Zamówienia do 1.07.77 r. [szt.]	Wyprowadzono do 1.07.77 r. [szt.]	W eksploatacji w 1977 r. [szt.]
1	2	3	4
<b>A. SAMOLOTY</b>			
Aérospatiale			
Nord 262 Frégate	110		38
C-160 Transall		175	4
Caravelle	280	280	141
Airbus Industries			
A-300	52		43
Antonow			
An-12		850	261
An-24/An-26		1200	789
An-22		100	48
Boeing			
B-707/B-720	924	914	720
B-727	1483		1228
B-737	582	497	464
B-747	348		309
British Aircraft Corporation			
Super VC-10	X	22	15
BAC-111	222		164
Canadair			
CL-44	X	39	27
Convair			
PBY-5 Catalina	X	2816	17
CV-340	X	211	15
CV-440	X	181	57
CV-550	X	175	104
CV-600	X	68	36
CV-990 Coronado	X	37	12
Curtiss			
C-46 Commando	X	2822	85

1	2	3	4
Dassault Breguet Mercure	X	10	10
De Havilland Canada			
Dash-7	4		1
Douglas			
DC-3 Dakota	X	10 962	516
DC-4 Skymaster	X	1242	64
DC-6/GA/CB/GC	X	537	129
DC-7/7B/7C/7F	X	338	19
Fokker-VFW/Fairchild-Hiller			
F-27/EM-227	450		370
Fokker-VFW			
F-28	130		98
Hawker Siddeley			
Argosy	X	76	7
Comet	X	76	15
Trident	117		91
HS-748	317	300	127
Jakowlew			
Jak-40	X	925	781
Lockheed			
Electra	X	170	93
L-100/L382 Hercules	65		44
L-1011 Tristar	167	150	141
Martin			
404	X	103	22
McDonnell Douglas			
DC-8	X	556	440
DC-9	919	862	795
DC-10	281	239	236
NAMC			
YS-11		182	124
Short			
SD-3-30	12	11	11
Tupolew			
Tu-104	X	200	100
Tu-124	X	120	92
Tu-134/134A		410	359
Tu-144	30		5

1	2	3	4
<b>Iliuszya</b>			
Il-14	X	3500	30
Il-18	X	565	500
Il-62		100	90
VFW-614	15		5
Vickers			
Viscount 700	X	287	38
Viscount 800	X	151	71
Vanguard	X	44	19
<b>B. ŚMIGLOWCE</b>			
Hughes-500			
Bell-206			74
Bell-205			71
Bell-212			31
Bell-212			10
Sikorsky S-61			39
Sikorsky S-58-T			14
Aérospatiale Alouette			25
Aérospatiale Puma			20
Niewyspecyfikowane			31
Łączenie w eksploatacji przewoźników lotniczych (bez ZSRR i ChRL)			
	w eksploatacji [szt.]	nowe zamówienia [szt.]	
Samoloty odrzutowe	5137	412	
Samoloty turbośmigłowe	1856	62	
Śmigłowce	305		
Uwaga: X — oznacza zakończenie produkcji			

Źródło: Flight, 3.XII.1977, s. 1664 — 1670, Air et Cosmos, 22.X.1977, s. 20, Air et Cosmos, 28.I.1978, s. 13, ESSO Air World, III kw. 1977 r.

## Najważniejsze europejskie przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej (1977 r.)

Nazwa	Kraj	Liczba samolotów	Zatrudnienie [osób]	Przewozy pasażerów [tys. osób]	Praca oferowana pasażerska [mln pkm.]	Wykorzystanie miejsc [%]	Oferowane przewozy towarowe [mln tkm.]	Wykorzystanie możliwości przewozu towarów [%]
British Airways	Wielka Brytania	208	54 357	13 500	30,4	60,3	3,8	58,0
Iberia	Hiszpania	86	21 183	12 000	12,0	55,8	0,34	49,0
Deutsche Lufthansa	RFN	108	27 677	11 700	16,0	59,0	1,26	64,3
Air France	Francja	72	31 466	9 325	20,8	62,1	3,14	60,3
SAS	Szwecja, Norwegia, Dania	77	15 626	7 469		54,9	1,25	54,3
Alitalia	Włochy	63	16 694	6 733	11,6	60,2	1,60	60,5
Swissair	Szwajcaria	48	14 129	6 553	8,4	60,7	1,23	56,0
Air Inter	Francja	43	4 689	5 946		65,2		
Olympic Airways	Grecja	40	9 063	4 120	4,4	63,2	0,45	53,0
KLM	Holandia	48	17 041	3 953	12,5	59,8	1,95	57,7
Dan Air-Service	Dania	53	3 591	3 591	4,9	82,0		
THY	Turcja	21	6 399	3 195	3,0	67,0	0,30	51,0
JAT	Jugostawia	22	5 488	3 112	2,9	58,7	0,32	49,3
Britania Airways	Wielka Brytania	17	1 250	2 378	3,8	85,0		
Condor Fliegdiens	RFN	18	1 022	1 920	5,8			
Aviaco	Hiszpania	18	1 266	1 711				
Sabena	Belgia	39	9 063	1 954	4,4	52,9	0,45	53,0
Sterling Airways	Dania	22	1 400	1 940	4,5	60,7	1,2	56,0
AER-Lingus	Irlandia	16	5 949	1 898	2,3	69,0	0,3	66,0
Finnair	Finlandia	33	4 500	1 834	3,9	42,5	0,4	74,0
LOT	Polska	42	5 081	1 755	2,0	62,5	0,2	52,7
TAP	Portugalia	25	8 940					
CSA	Czechosłowacja	52	4 769	1 538	1,4	57,0	0,14	65,0

Źródło: Interavia nr 10/1978, s. 945-949



# Produkcja motoszybowców na świecie

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Przedstawiono rozwój liczby motoszybowców w użyciu, ich produkcji i eksportu w latach 1969÷1978 w RFN i na świecie. Wskazano jakie rodzaje motoszybowców dwumiejscowych znajdują się w produkcji oraz jakie są tendencje rozwojowe produkcji motoszybowców.

## Rzeczony liczby motoszybowców w użyciu

Motoszybowiec dopiero od kilkunastu lat jest udaną maszyną latającą, produkowaną seryjnie i kupowaną. Do pierwszych motoszybowców, które odniosły sukces, należały RF-4 (któremu nie ustępował nasz przedwojenny Bąk) oraz RF-5 i Scheibe Falke. Pierwszą falą motoszybowców były maszyny jednomiejscowe produkowane seryjnie od 1959 r. w latach 1963÷1970 wyprodukowano ich w RFN około 300, z czego ponad połowę eksportowano. W końcu lat sześćdziesiątych przekonano się jednak, że nie dorównują one osiągnięciom szybowcom i obecnie produkcja ich jest raczej jednostkowa w postaci odmian szybowców wychynowych z chowanym silnikiem (np. PIK-20E).

Gdy w latach 1965÷1966 pojawiły się motoszybowce dwumiejscowe Fournier RF-5 i Scheibe SF-25A Falke doceniono ich zalety jako maszyn do szkolenia. Porównanie kosztów eksploatacji i liczby osób obsługi w przypadku samolotu holującego dwumiejscowy szybowiec i w przypadku motoszybowca — wykazało wiele zalet motoszybowca. Wówczas rozpoczęto zastępować dwumiejscowymi motoszybowcami dwumiejscowe szybowce szkolno-treningowe. Podjęcie decyzji stosowania w RFN dwumiejscowych motoszybowców do szkolenia spowodowało gwałtowny wzrost ich produkcji do 100÷130 sztuk rocznie od 1969 r. W 1972 r. produkcja dwumiejscowych motoszybowców stała się większa od produkcji szybowców dwumiejscowych. Jak to zwykle bywa przy rozpoczynaniu produkcji nowego wyrobu, duży entuzjazm stał się przyczyną nadmiernie optymistycznych prognoz. W latach 1969÷1973 przybywało rocznie w RFN średnio 100÷130 motoszybowców i to niemal wyłącznie dwumiejscowych. Stan motoszybowców w RFN wzrastał następująco: w 1968 r. — 133 szt., w 1969 r. — 247 szt., w 1970 r. — 356 szt., w 1971 — 473 szt., w 1972 r. — 543 szt., w 1973 r. — 660 szt. Ogłoszona przez wytwórnię lotniczą MBB prognoza „Systemstudie FS 80” z paź-

dziernika 1973 r. przewidywała, że w 1975 r. liczba motoszybowców w RFN zbliży się do tysiąca, w 1980 r. przekroczy 2500, a w 1990 r. wyniesie 8500 sztuk i będzie o 1,5 tys. większa niż szybowców. Rzeczywistość wykazała, że w połowie lat siedemdziesiątych zachodnio-niemieckie aerokluby i ośrodki szybowcowe nasyciły się motoszybowcami i popyt na nie wyraźnie spadł. Zaczęto nawet pisać o kryzysie motoszybowców (O. Pflaumer w Aerokurierze 4/78). Rozwój liczby motoszybowców i prognozę pokazują tabele i wykresy.

## Rozwój ilościowy produkcji i eksportu

W 1969 r. produkcja roczna motoszybowców dwumiejscowych w RFN przekroczyła 100 sztuk. W latach 1963÷1970 w RFN zbudowano 600 motoszybowców, z czego 250 na eks-

TABLICA 3. Produkcja motoszybowców dwumiejscowych

Rok	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	Razem od rozpocz. prod. do 1978 r.
RFN:										
RF-5	30	20	26	14	5	—	—	—	—	125
RF-5B Sperber	—	—	—	30	25	15	5	5	3	83
SF-25A Falke	—	—	—	—	—	—	—	—	—	50
SF-25B Falke	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
— prod. Scheibe	80	80	65	30	—	5	—	—	—	250
— prod. Sportavia	—	30	50	—	—	—	—	—	—	80
SF-25C Motorfalke	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
— prod. Scheibe	—	—	10	40	40	25	35	50	50	250
— prod. Sportavia	—	—	—	—	45	—	5	—	—	50
SF-25E Super Falke	—	—	—	—	—	3	25	10	5	43
SF-28 Tandem Falke	—	—	1	29	30	24	—	—	—	84
ASK-16	—	—	1	3	9	10	7	8	7*	45
Razem RFN (1969—77)	110	130	153	145	154	82	77	73	65	1060/989
— na rynek RFN	90	95	120	80	135	70	55	55	40	740
— na eksport	20	35	33	45	39	12	22	18	25	249
— sprzedane w nast. roku				(20)						
W. Brytania:										
Slingsby T-61 Falke B	—	—	24	11	—	—	—	—	—	35
Austria:										
Brditschka HB-21	—	—	—	—	1	1	1	1	—	4
Polaka:										
SZD-45A Ogar	—	—	—	—	—	4	12	16	15	47
— na eksport	—	—	—	—	—	—	3	14	14	31
Rumunia:										
IS-28 M2	—	—	—	—	—	—	—	1	7	8
Łącznie (1969-1977)	110	130	177	156	155	87	90	90	87	1082
— w tym na eksport	20	35	45	45	39	12	25	32	39	292

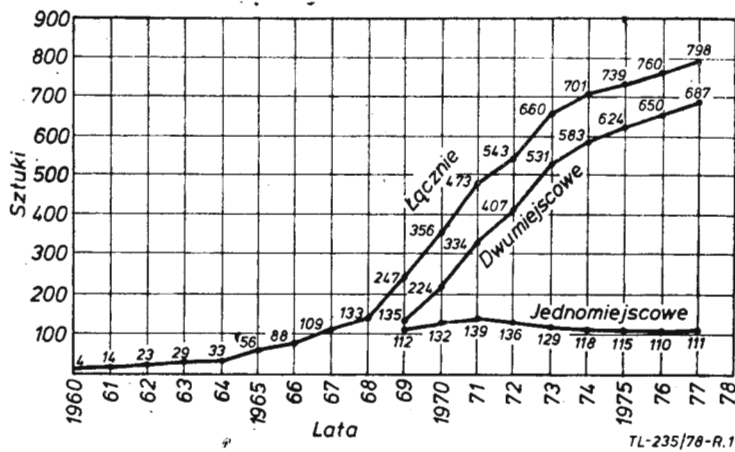
\*) — produkcja zakończona

TABLICA 1. Wzrost liczby motoszybowców w RFN (Stan na koniec roku)

Rok	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977
Jednomiejscowe: stan	112	132	139	136	129	118	115	110	111
przyrost	24	+20	+7	-3	-7	-11	-3	-5	+1
Dwumiejscowe: stan	135	224	334	407	531	583	624	650	687
przyrost	90	89	110	73	124	52	51	26	37
Łącznie: stan	247	356	473	543	660	701	739	760	798
przyrost	114	109	117	80	117	41	38	21	38
Nowo rejestrowane	115	129	137	88	145	83	57	64	55
Kasacje	1	20	20	8	28	42	19	43	17

TABLICA 2. Wzrost liczby szybowców dwumiejscowych poszczególnych typów w RFN (Stan na koniec roku)

Typ	Rok	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977
RF-5	29	53	63	63	61	62	61	56	59	
RF-5B Sperber	—	—	—	15	16	23	26	27	29	
SF-25A Falke	41	40	39	38	36	35	33	26	33	
SF-25B Falke	65	131	232	269	274	270	269	262	255	
SF-25C Motorfalke	—	—	—	22	101	127	154	190	215	
SF-25E Super Falke	—	—	—	—	—	—	9	16	20	
SF-28 Tandem Falke	—	—	—	—	33	44	46	44	42	
ASK-16	—	—	—	—	7	19	24	27	29	



Rys. 1. Rozwój liczby motoszybowców w RFN (stan na koniec roku)

port. Spośród 900 motoszybowców zbudowanych w RFN w latach siedemdziesiątych blisko 250 eksportowano. W latach 1969—1973 wystąpił okresowy szczyt w produkcji motoszybowców dwumiejscowych w związku z wymianą w RFN szybowców dwumiejscowych na motoszybowce. Produkcja roczna w tym okresie wynosiła 130÷150 sztuk. Eksport wzrósł do 40 sztuk rocznie. Nasyconie rynku i pogorszenie się sytuacji ekonomicznej w 1974 r. spowodowało spadek do połowy produkcji i eksportu. W 1975 r. rozpoczęła produkcję motoszybowców Polska, a w 1977 r. — Rumunia. Obecnie, światowa produkcja wynosi 90 motoszybowców rocznie, zaś eksport — 25—40 motoszybowców. Obecnie w RFN w produkcji seryjnej znajduje się tylko jeden typ motoszybowca SF-25C.

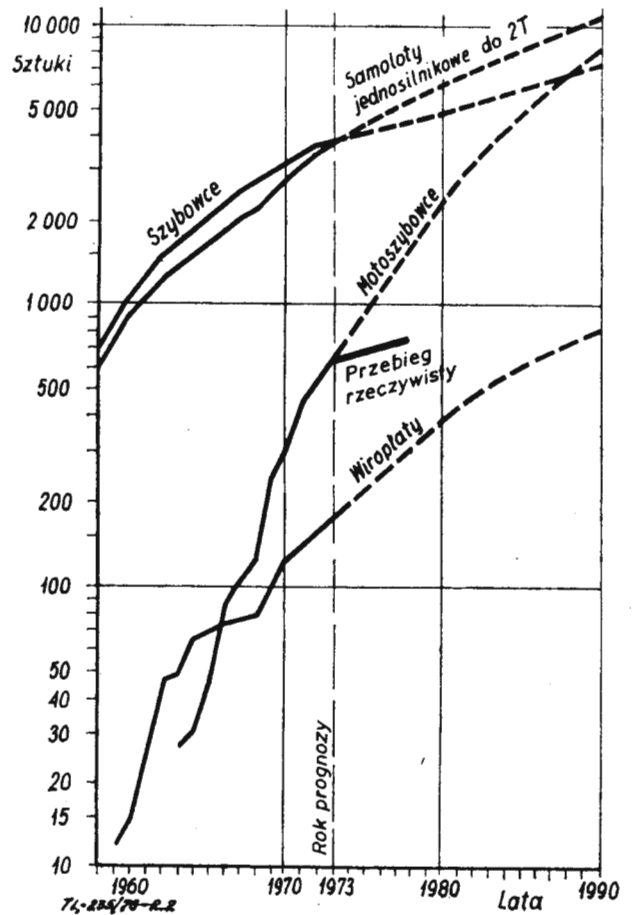
Przebieg produkcji i eksportu pokazują tabl. 3 oraz rys. 3 i 4.

#### Rodzaje motoszybowców w produkcji

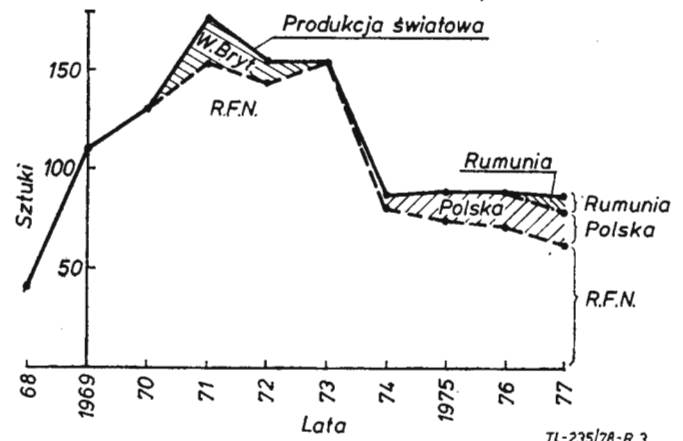
Motoszybowce dwumiejscowe produkowane seryjnie mają na ogół konstrukcję mieszaną. Znajdujące się jeszcze w produkcji dwa typy motoszybowców drewnianych — budowane są zaledwie w kilku sztukach rocznie. Do produkcji wchodzi obecnie dwa motoszybowce metalowe — rumuński i amerykański. W najbliższej przyszłości należy się spodziewać największego zainteresowania motoszybowcami o konstrukcji takiej samej jak samoloty i szybowce, czyli, w pierwszym rzędzie, metalowymi i laminatowymi, względnie konstrukcji duralowo-laminatowej.

Zasadniczym układem stosowanym w dwumiejscowych motoszybowcach jest układ dolnopłata ze śmigłem ciągnącym. Coraz częściej stosowane jest podwozie dwukołowe w miejsce jednokołowego z podpórkami. Przeważa układ miejsc załogi obok siebie. Choć układ tandem pozwala na uzyskanie doskonałości wyższej o kilka jednostek, jednak zastosowany został tylko na 12% motoszybowców. Wydaje się, że jest to jednak nadmierna przewaga rozwiązań samolotowych nad szybowcowymi.

Wszystkie produkowane obecnie motoszybowce napędzane są czterocyndrowymi silnikami płaskimi o mocy 48÷50 kW (65÷68 KM). Masa własna większości motoszybowców nie przekracza 500 kg, zaś masa całkowita — 700 kg. Doskonałość tańszych motoszybowców jest rzędu 21÷22, droższych rzędu 25÷26. Istnieją prototypy motoszybowców szkolnych o doskonałości 28. Minimalne opadanie najczęściej wynosi 1 m/s, a w konstrukcjach najlepszych



Rys. 2. Prognoza rozwoju liczby motoszybowców, szybowców i samolotów lekkich z 1973 r.



Rys. 3. Produkcja motoszybowców na świecie

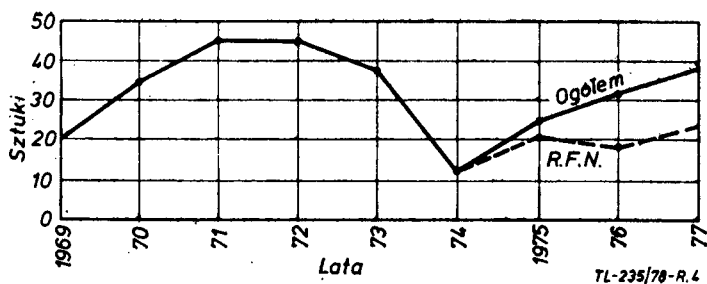
około 0,85 m/s. Związek produkcji z doskonałością pokazuje rys. 5.

Cena motoszybowca o niższych osiągnięciach jest rzędu 20 tys. dol. (45 tys. DM), zaś o wyższych osiągnięciach około 25 tys. dol. (56÷58 tys. DM). Są to ceny nie niższe, a raczej wyższe od cen dwumiejscowych samolotów lekkich (patrz tabl. 4,

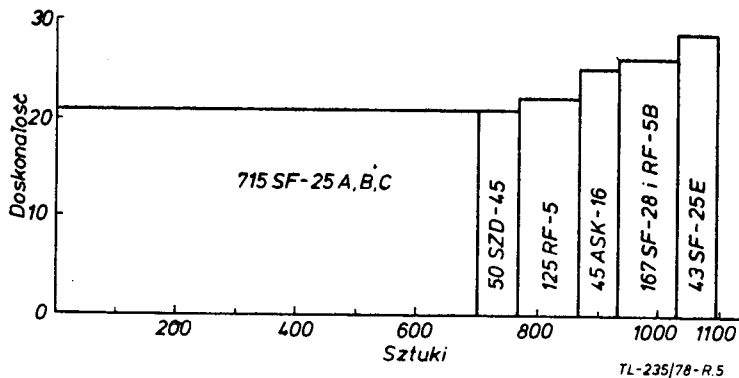
TABLICA 4. Motoszybowce dwumiejscowe

Nazwa	Konstrukcja	Moc [kW (KM)]	Rozp. [m]	Pow. [m <sup>2</sup> ]	Q <sub>w</sub> [kg]	Q <sub>e</sub> [kg]	d	w [m/s]	Cena [dol.] (DM)
SF-25C Motorfalke	miesz.	48 (65)	15,3	18,2	375	610	21	1	17 000 (39 000)
SF-25E Super Falke	miesz.	48 (65)	18	18,2	440	650	28,5	0,85	20 000 (45 500)
SF-28 Tandem Falke	miesz.	48 (65)	16,3	18,5	400	610	26	0,9	17 000 (44 500)
ASK-16	miesz.	54 (74)	16	19,0	460	700	25	1	21 000 (44 500)
RF-5B Sperber	drew.	50 (68)	17	19,0	475	680	26	0,88	24 000 (56 000)
SZD-45A Ogar	miesz.	50 (68)	17,5	19,1	470	700	21	1,1	25 000
HB-21	drew.	48 (65)	16,2	19,0	480	700	24	1	
IS-28 M2 Lark	metal.	50 (68)	17,0	18,2	530	745	29	0,87	18 000
RF-9	drew.	50 (68)	17,0	18,0	500	700	28,5	0,80	25 000
Ryson ST-100 Cloudster	metal.	73 (100)	17,6	19,8	550	750	28	0,89	
Kostolnik WK-1 „MS”			18,8				35		

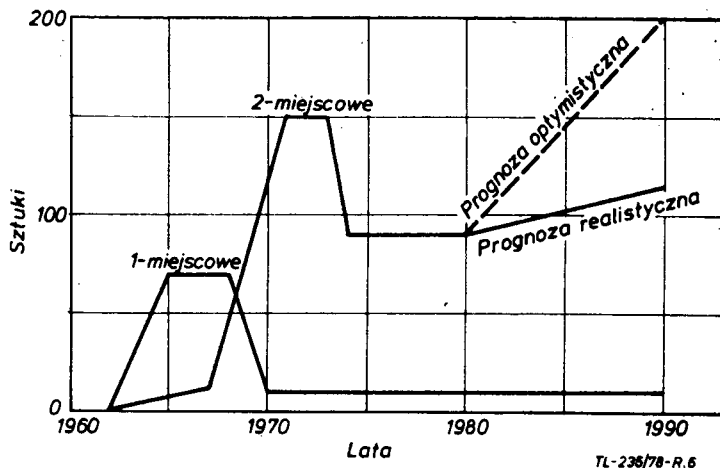




Rys. 4. Eksport motoszybowców



Rys. 5. Produkcja a doskonałość



Rys. 6. Prognoza produkcji

5, 6). Ceny silników do motoszybowców niewiele różnią się od cen silników do samolotów lekkich — z powodu niezbyt dużej produkcji silników do motoszybowców, a masowej do samolotów.

### Perspektywy produkcji

Motoszybowiec dwumiejscowy w Europie stosowany jest przede wszystkim do szkolenia szybowców. Używany do tego celu, może być w eksploatacji ekonomiczniejszy od stosowania holu za samolotem. Dlatego w większych aeroklubach, używających kilka samolotów holujących, zakup motoszybowca jest uzasadniony. W mniejszych klubach, stosujących tylko jeden samolot do holowania, zakup motoszybowca jest zbyt dużym wydatkiem. Natomiast motoszybowiec umożliwia tworzenie aeroklubów w mniejszych miastach. Można więc spodziewać się zastąpienia dwumiejscowych szybowców motoszybowcami w większych

i zamożniejszych aeroklubach, czyli powinno to dotyczyć w zależności od kraju 20÷60% liczby dwumiejscowych szybowców w użyciu.

Ze względu na cenę motoszybowca, nie należy przewidywać, że motoszybowiec będzie wykorzystywany jako pierwszy etap szkolenia samolotowego. Szkolenie bezpośrednio na samolotach jest tańsze, sprawniejsze i nie wymaga przejścia pilota na samolot.

TABLICA 5. Ceny samolotów lekkich

Nazwa	Standardowy	Z wyposażeniem
Cesna 150	14 000 dol.	21 000 dol.
Piper Cherokee	17 000 dol.	24 000 dol.
Piper Tomahawk	16 000 dol.	23 000 dol.
Rallye 100	24 000 dol.	31 000 dol.

TABLICA 6. Ceny silników

Nazwa	Moc [kW (KM)]	Cena
Lycoming 0-235	84 (115)	6000 dol.
Continental 0-200	73 (100)	7000 dol.
Limbach SL-1700	50 (68)	3000 dol.

Wzrost zainteresowania motoszybowcami w USA pozwala sądzić o możliwościach rozwoju tego rynku. Przypuszczalnie, prócz motoszybowców do szkolenia, znajdą tam zbytnie motoszybowce do rodzinnego latania motoszybowcowego, odpowiadające 2,5-miejscowym szybowcom Schweizer SGS 2-32. Trudno dziś określić czy będzie to rynek na kilkaset motoszybowców w najbliższym dziesięcioleciu, czy na znacznie więcej. Będzie to w dużym stopniu zależało od przeprowadzonej masowo akcji reklamowej. Bowiern w kraju, w którym lata około 200 tysięcy samolotów lekkich, cena motoszybowca nie będzie odstraszała od jego kupna.

Jeśli nie nastąpią większe zmiany na rynku amerykańskim, to dotychczasowe czynniki będą kształtowały zbytnie na poziomie ok. 20—100 szt. w 1980 r. z tendencją wzrostu rzędu 5% rocznie. Będzie to stopniowe zastępowanie szybowców dwumiejscowych i zużytych motoszybowców nowymi. Przy poważnym wzroście zainteresowania motoszybowcami w USA — zbytnie może wynieść w drugiej połowie lat osiemdziesiątych kilkaset metalowych lub metalowo-laminatowych motoszybowców rocznie.

Prognozę realistyczną i optymistyczną przedstawia rys. 6.

### LITERATURA

1. A. GLASS: Rozwój motoszybowców i samolotów słabosilnikowych, Techn. Lotn. i Astr. 1970, nr 4, s. 3÷8 i 12.
2. A. GLASS: Tendencje rozwoju produkcji szybowców, Techn. Lotn. i Astr. 1972, nr 12, s. 4÷7 i 34.
3. W. WĄSKOWSKI: Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców, Techn. Lotn. i Astr. 1974, nr 10, s. 6÷11 i 34.
4. Zulassungstand der Motorsegler in der Bundesrepublik Deutschland, Aerokurier, 1976, nr 5, s. 415.
5. Motorsegler Zulassungen in der Bundesrepublik Deutschland, Aerokurier, 1977, nr 5, s. 422.
6. Wowa. 25 Jahre robuste Segelflugzeuge, Teil II. Aerokurier 1977, nr 4, s. 314÷315.
7. O. PFLAUMER: Motorsegler in Krise, Aerokurier 1978, nr 4, s. 378.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● W zeszytle 8/77 BUP, w klasie HO4M, pod numerem P.183433 ukazało się zgłoszenie patentowe WSK PZL Warszawa-Okęcie (autorzy: T. Jurkiewicz i C. Ceglarek): Rozmównica pokładowa. Rozmównica pozwala abonentom wyjść na zewnętrzną sieć radiową przez radiostację pokładową. W roz-

mównicy, jako wzmacniacz małej częstotliwości zastosowano modulator radiostacji lotniczej, na wejściu którego podłączone są mikrofony. Wtórne uzwojenie transformatora wyjściowego połączone jest równolegle z uzwojeniem drugiego transformatora, którego wtórne uzwojenie połączone jest z po-

tencjometrem. Do obwodu słuchawek przyłączony jest przekładnik, którego cewkę włączono między masę i zasilanie, przez styk, gdzie również przyłączono anodę diody.

# Przyszłość motoszybowców

W Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa PZL-Bielsko w dniu 27.11.1978 r. odbyła się ogólnopolska narada na temat przyszłości motoszybowców. Nawświetlono sytuację na rynku światowym i rozwój produkcji (referat wygłoszony na ten temat drukujemy osobno), przedstawiono zakres przydatności motoszybowców do szkolenia i turystyki, omówiono wady i zalety współczesnego motoszybowca oraz zasygnalizowano problemy dalszego jego rozwoju.

Dla lepszego sprecyzowania tematu warto przytoczyć aktualną definicję motoszybowca wg FAI. Motoszybowiec przy wyłączonym silniku musi mieć charakterystykę szybowca i musi być dopuszczony do lądowania w przygodnym terenie. Jako zasadniczy parametr charakteryzujący motoszybowiec wystarcza ograniczenie obciążenia kwadratu rozpiętości, czyli  $Q/b^2=2-3$ . Jednak aktualnie obowiązuje następująca lista wymagań: liczba miejsc maks. 2, doskonałość powyżej 20, masa całkowita maks. 750 kg (dopuszczalny wzrost do 850 kg), długość startu na wysokość 15 m maks. 600 m, czas wznoszenia na 300 m — maks. 4 min., prędkość minimalna przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania 75 km/h, a w pozostałych konfiguracjach 85 km/h (dr inż. J. Sandauer).

Jednomiejscowy motoszybowiec o własnościach szybowca wyczynowego, czyli z silnikiem chowanym w kadłubie, jest interesujący dla treningu kadry narodowej, gdyż pozwoli wydłużyć sezon lotny, umożliwiając na wiosnę bezpieczne latanie bez obawy rozbicia szybowca podczas przymusowego lądowania na rozmokłych polach. Jednak zapotrzebowanie ilościowe na takie motoszybowce jest skromne (trener J. Dankowski).

W produkcji seryjnej znajdują się jedynie motoszybowce dwumiejscowe i ich rozwój jest głównym tematem zainteresowań (mgr inż. A. Glass). Motoszybowce dwumiejscowe służą obecnie do dwóch celów: do szkolenia — w krajach socjalistycznych i RFN oraz do lotów rekreacyjnych w USA i wielu krajach zachodnich (mgr inż. A. Kmiołek). Motoszybowiec to ekonomiczny sprzęt do szkolenia i treningu. Do szkolenia jest używany w Polsce, NRD i RFN. Obecny program szkolenia szybowcowego APRL pozwala na szkolenie na szybowcach lub motoszybowcach. Już po 15 lotach na Ogarze pilot może wykonać samodzielny lot. Na motoszybowcu start jest inny i sprawia pewną trudność. Należy dążyć do upodobnienia własności pilotażowych motoszybowca do szybowca, aby bardziej nadawał się do nauki krążenia. Motoszybowiec jest bardzo dobry do szkolenia w ślepych pilotażu. W treningu nawigacyjnym na szczególną orientację doskonale służy do szkolenia samolotowego, gdyż jest nadzwyczaj ekonomiczny, bowiem zużywa 8÷10 litrów paliwa na godzinę zamiast 30÷50. Motoszybowiec może służyć do przedłużania licencji pilotów szybowcowych (dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. M. Litwińczyk, inż. J. Śmielkiewicz, A. Bachman, dr J. Sandauer). Motoszybowce mogą pozwolić na utworzenie filii aeroklubów w nowych województwach lub większych miastach wojewódzkich (trener J. Dankowski, A. Bachman).

Głównym zastosowaniem motoszybowców w USA są loty przyjemnościowe czyli turystyczne. Motoszybowiec używany do tego celu traktowany jest jako ekonomiczny samolot, lub jako atrakcja nie będąca wyrobem tak masowym jak Cessna czy Piper. W USA 93% czasu lotu na motoszybowcach to lot z pracującym silnikiem. Przeciwnie niż na ostatnich zawodach motoszybowcowych w RFN, gdzie silnik wykorzystywano tylko przez 7% czasu wszystkich lotów. Samolot turystyczny powinien być bez kłap, mieć stałe podwozie i nie mieć hamulców aerodynamicznych, tzn. im mniej komplikacji, tym lepiej. Dotychczas nie ma w USA przepisów certyfikacji motoszybowców, lecz już są w opracowaniu. Użytkownicy indywidualni kupują motoszybowce bez certyfikatu, rejestrując je w klasie experimental. Jednak do celów zarobkowych, czyli szkolenia i wypożyczania do treningu może służyć tylko sprzęt certyfikowany. Dla uzyskania certyfikatu ważne jest zastosowanie na motoszybowcu silnika, który ma amerykański certyfikat. Ogary w USA napędzane silnikiem Revmaster spisują się dobrze. Wykonały m.in. przeloty z Kalifornii na

Alaskę oraz z Kalifornii do Bostonu. Poważną konkurencją dla Ogara stanowi IS-28M2, gdyż Rumuni stosują bardzo niskie ceny (Ch. Genes).

Dziś moc 48 kW (65KM) stanowi minimum dla motoszybowca ze względu na bezpieczeństwo. Należy jednak sądzić, że zarówno do szkolenia jak i do lotów przyjemnościowych w niedalekiej przyszłości na motoszybowcu dwumiejscowym znajdzie zastosowanie silnik o mocy 73 kW (100 KM). Już z takim silnikiem lata amerykański motoszybowiec Ryson SF-100 Cloudster. Możliwe, że korzystna byłaby 100-konna odmiana 4-cylindrowego silnika Franklin. Obniżając moc, można nieco obniżyć ciężar silnika, zaś jego okres międzyremontowy wzrosłby poważnie (inż. J. Śmielkiewicz).

Obecnie interesują nas trzy silniki motoszybowcowe o podobnej mocy. Są to: polski dwucylindrowy PZL-Franklin 2A, zachodniemiecki Limbach SL-1700 oraz amerykański Revmaster 2100. Franklin 2A obecnie zamontowany na Ogarze otrzymał bardzo miękką amortyzację i mimo, że jest dwucylindrowy, opanowanie drgania nie przedstawia problemu. Wytwórnia PZL-Rzeszów pracuje nad zmniejszeniem hałasu silnika oraz nad długim okresem międzyremontowym. Dla zmniejszenia oporów zostanie zmodyfikowany układ zasilania (mgr inż. M. Stój). W USA silniki Limbach nie zdały egzaminu podczas eksploatacji w temperaturze 35°C, ze względu na zbyt duży spadek mocy, powodując nadmierne wydłużenie startu i małe wznoszenie (Ch. Genes). U nas import nie ułatwia stosowania tych silników, a dodatkową niedogodnością jest konieczność importu oleju i paliwa (mgr inż. A. Kmiołek, mgr inż. M. Stój). W USA na Ogarach dobrze spisuje się silnik Revmaster, zapewniając Ogarom dobre osiągi w podwyższonych temperaturach i na większej wysokości. Silnik ten będzie w niedługim czasie certyfikowany w RFN oraz w USA. Ma on 53 kW (72 KM) przy 3000 obr/min., a jego okres międzyremontowy wynosi 1000 h, zaś cena ze śmigłem trójpołożeniowym — 7,5 tys. dol. (Ch. Genes).

Dobre osiągi motoszybowcowi może zapewnić tylko śmigło przestawialne, np. trójpołożeniowe (start, przelot, w chorągiewkę). Bez ustawiania śmigła w chorągiewkę trudno uzyskać dużą doskonałość motoszybowca (mgr inż. M. Stój, mgr inż. W. Klepacki, A. Bachman).

Problemy obsługi technicznej motoszybowców nie przedstawiają trudności. Według doświadczeń NRD do przeglądów do 100 godzin pracy motoszybowiec mogą obsługiwać mechanicy szybowcowi; do przeglądu 100-godzinnego ze względu na silnik potrzebni są mechanicy samolotowi (E. Wolke).

Potrzebny jest dalszy rozwój Ogara, w celu lepszego spełnienia postawionych przed nim zadań. Unifikacja elementów konstrukcyjnych z szybowcami znajdującymi się w produkcji pozwoli zmniejszyć pracochłonność. Istnieją możliwości podniesienia osiągnięć i polepszenia własności (mgr inż. E. Margański, mgr inż. T. Łabuć).

Motoszybowce dwumiejscowe i konkretnie Ogar mają szanse eksportowe w szczególności w krajach socjalistycznych oraz w USA. Niezbędna jest dobra obsługa posprzedażna, w szczególności szybkie dostawy części zamiennych (inż. J. Śmielkiewicz, E. Wolke, Ch. Genes).

Jednym z elementów zwiększenia zainteresowania motoszybowcami są zawody motoszybowców, które równocześnie są ostrym egzaminem dla sprzętu, pomagając w wykrywaniu jego wad (mgr inż. A. Kmiołek).

Opracował A. Glass

# Turbomeca - wytwórnia małych lotniczych silników turbinowych

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI  
Instytut Lotnictwa

W pracy omówiono 40-letnią działalność firmy francuskiej Turbomeca — producenta małych lotniczych silników turbinowych. Pokazano rozwój tej wytwórni, jej dorobek, znaczenie na rynku międzynarodowym oraz środki przedsięwzięte przez Turbomeca, mające na celu zwalczenie skutków recesji gospodarczej.

W bieżącym roku francuska wytwórnia lotniczych silników turbinowych — Turbomeca — obchodzi 40 rocznicę działalności. Jej założyciel i właściciel — Józef Szydłowski wychowanek Politechniki Warszawskiej — dotychczas, pomimo sędziwego wieku, decyduje zarówno o sprawach technicznych, jak i o rozwoju bazy badawczej, konstrukcyjnej i produkcyjnej. Jego francuskie patenty z lat 1945÷1972 wyrażają się liczbą blisko 100. W latach trzydziestych Szydłowski opatentował rozwiązania sprężarek promieniowych o dużej sprawności, co umożliwiło mu zajęcie się w 1938 r. (rok założenia firmy) wraz ze współnikiem Planiolem konstrukcją turbodoładowarek.

Po wojnie, którą Szydłowski spędził częściowo w Szwajcarii, od 1947 r. opracowuje on lotnicze silniki turbinowe małej mocy. W 1948 r. odbywają się próby pierwszej turbiny oznaczonej 782 o mocy 81 kW, której rozwinięcie stanowią silniki Oredon I, Aspin (dwuprzepływowy) i Piméné (jednoprzepływowy). W latach 1949÷1964 Szydłowski wraz ze swoimi współpracownikami opracował 59 typów silników, z których do produkcji weszło piętnaście. Produkcja i sprzedaż zaczęły się praktycznie rozwijać w końcu lat pięćdziesiątych (rys. 1).

Turbomeca od początku do dnia dzisiejszego nie zmieniała głównego układu konstrukcyjnego wytwórni gazu swoich wszystkich silników, niezależnie od ich typów i wersji. Udana koncepcja wytwórni gazu, konsekwentne trzymanie się jej i udoskonalanie, dało firmie olbrzymie doświadczenie. Zasada zasilania paliwem — opatentowana — jest praktycznie niemożliwa do obejścia. Dlatego też, już w latach pięćdziesiątych firmy zachodnie, m.in. brytyjskie, amerykańskie oraz inne kupiły licencję firmy Turbomeca, która była światowym monopolistą małych turbinowych silników lotniczych. Opanowała ona też w tym zakresie wszelkie rodzaje napędów: odrzutowy (jedno- i dwuprzepływowy), śmigłowy i śmigłowo-cy, wytwornice powietrza (śmigłowiec Djin) oraz pomocniczy (klimatyzacja, genera-

tor elektryczny) dla dużych samolotów oraz zespołów lotniskowych. Ostatnio Turbomeca oferuje gazowe lotnicze turbiny jako napęd przemysłowy.

## Rozwój firmy

Na przełomie lat 1977/1978 Turbomeca zatrudniała 4560 osób w swoich zakładach w:

— Tarbes na pogórzu pirenejskim, gdzie mieści się centrala firmy, biura konstrukcyjne, wydział produkcyjny i prototypownia,

— Tarnos, zbudowanych w drugiej połowie lat sześćdziesiątych (w pobliżu Bayonne); znajduje się tam wydział produkcji elementów silników i główny wydział remontów,

— Mezieres-sur-Seine (pod Paryżem), gdzie produkuje się osprzęt silnikowy.

Szydłowski jest równocześnie głównym udziałowcem (51%) zbudowanej wspólnie z rządem Izraela wytwórni silników w Bet-Szemesz koło Jerozolimy. Produkuje się tam od 1969 r. części silników. Zakłady w Bet-Szemesz w związku z agresywną polityką Izraela są stale rozbudowywane.

Zakłady Turbomeca od chwili rozpoczęcia produkcji do 1.1.1977 r. opuściło łącznie 15 600 silników turbinowych, a wraz z silnikami zbudowanymi w tym okresie przez zagranicznych licencjohioborców ok. 13 000, z czego większość w USA (na rynku w 94 krajach znalazły się 33 typy silników Turbomeca zbudowane w ilości ok. 29 000 sztuk).

Od początku swej produkcji do 1.1.1978 r. Turbomeca dostarczyła klientom 5487 turbinowych silników śmigłowo-cy, z zamówionych 6847. Wartość produkcji turbinowych silników śmigłowo-cy wynosi 50—55% całkowitej wartości produkcji firmy. Szczególnie dochodowa dla zakładów Turbomeca jest dostawa części zamiennych, których udział w całkowitej wartości sprzedaży wynosi ok. 35%. Z tego wyliczenia wynika, iż udział pozostałych grup sprzętu w całkowitej wartości tej sprzedaży nie przekracza 15%.

W 1976 r. Turbomeca wyprodukowała 702 turbinowe silniki śmigłowe, 275 turbinowych silników odrzutowych dla samolotów i pocisków, 29 turbinowych silników śmigłowych i 45 turbinowych silników kolejowych. Wartość dostaw w tym roku wyniosła 939 mln Fr., tj. ok. 190 mln dol. Ponieważ w następnym roku wartość produkcji zakładów Turbomeca pozostała dokładnie na tym samym poziomie co w 1976 r. można wywnioskować, iż z uwagi na stopę inflacji wynoszącą ok. 12% — produkcja firmy wykazała spadek. Wartość eksportu w latach 1976 i 1977 wynosi ok. 75% całkowitej sprzedaży wyrobów firmy. Zatem przyszłość firmy zależy przede wszystkim od rozwoju eksportu francuskiego sprzętu lotniczego zwłaszcza śmigłowo-cy, a więc i silników do nich, które, jak było wyżej powiedziane, stanowią przecież ok. 80% wartości produkcji zakładów Turbomeca. Zwraca uwagę stosunkowo mała wartość portfela zamówień firmy Turbomeca, mająca w dodatku tendencję spadkową: 362 mln Fr. w 1976 r. i 340 mln Fr. w 1977 r., co przy spadku wartości franka oznacza zmniejszenie wartości zamówień nie o 22 mln, lecz o minimum 60÷65 mln Fr.

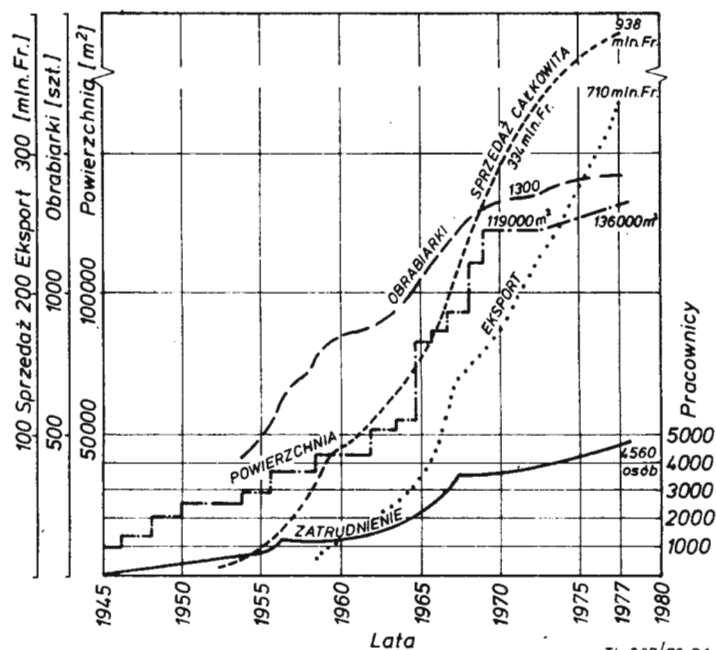
Zgodnie z wypowiedzią dyrektora zarządzającego firmą Turbomeca G. Pertica jeszcze przynajmniej przez kolejne dwa lata sytuacja będzie ciężka, zwłaszcza w branży śmigłowo-cy, co jest spowodowane trwającą recesją gospodarczą w zachodniej Europie (o środkach mających na celu zlikwidowanie skutków dekonunktury stosowanych przez Turbomeca piszemy niżej).

## Profil produkcji Turbomeca

Profil produkcji Turbomeca obejmował w 1978 r.:

● Turbinowe silniki śmigłowe

W produkcji znajdują się silniki śmigłowe Turmo III i IV, Astazou III, Astazou XIV, Artouste oraz wchodzące do produkcji Arriel 1 (przeznaczenie i dane patrz tablica). Ponadto trwają intensywne prace nad przygotowaniem produkcji śmigłowo-cy silników Makila, prze-



Rys. 1. Rozwój wytwórni Turbomeca

TABLICA. Profil bieżącej produkcji lotniczych silników Turbomeca

Silnik	Rozpoczęcie produkcji	N/R moc maks. (ciąg maks.) [kW/daN]	CN jedn. zużycie paliwa [kg/kWh] [kg/daNh]	Prędkość obrotowa [obr./min.]	Sprężarka Liczba stopni osiowych	Spręż	Masa suchego silnika [kg]	Wyprodukowano do 1977 r. [szt.]	Miesięczne tempo prod. w 1976 r. [szt.]	Przeznaczenie silnika (samolot S, śmigłowiec Sm, pociski P, latający oel C)
A. Turbinowe silniki odrzutowe Marboré II Marboré IV	I-55	(392)	(1,17)	21 500	—	3,84	140	4284	4	CT-20, CM-170 (S) CT-20, CM-190 Fouga Magister (S) M-20 (C) Jaguar, HS-1182 Hawk, Mitsubishi T-2 Alpha Jet (S) Fouga 90 (S) Pociski, m. in. Otomat (P)
	IV-66	(471)	(1,11)	21 500	—	3,84	140	1026	3	
	Adour MK 804a)	V-70	(2360) <sup>d</sup>	(0,78)		2+5	11,1	763	1500	
Lorzac 04c) e) Astafan II G Arbizon III	XII-77	(1323)	(0,73)	22 750/17 550	2+4	10,6	290	36	2	Alpha Jet (S) Fouga 90 (S) Pociski, m. in. Otomat (P)
	II-72	(677)	(0,372)	43 000	1+2	7,0	210		5	
		(392)	(1,09)	33 000	1	5,5	115			
B. Turbinowe silniki śmigłowe Artouste III D Astazou III N-A-B-C Astazou XIV B-F-M Astazou XVIII I-75 Turmo III 06-E6-C7 Turmo III C4-IV-IVC Arriel	IV-61	420	0,469	33 500	1	5,2	178	2191c)	8	Alouette III, Lama (Sm)
	V-71	441	0,396		1	6,0	115	844c)	8	Gazelle (Sm)
	VII-63	405	0,384	43 000	2	7,5	160	480c)	12	Alouette III (Sm)
	I-75	860	0,332	43 000	2	8,15	155	27c)	1	Dauphin 1 (Sm)
	XI-63	1156	0,365	33 500	1	5,9	297	549c)	3	Super Frelon (Sm)
	VI-68	1032	0,394	33 500	1	5,8	225	1367c)	25	Puma (Sm)
	III-77	544	0,354		1		109	4c)	4	Dauphin 2, Ecureuil (Sm)
	X-79 (plan)	1324	0,294	35 500	3		210	36b)		Super Puma (Sm)
	V-64	595	0,358	35 500	1	5,8	322	558		Nord 262, Fregate, Quarani (S)
	VIII-70	780	0,323	42 000	2	6,8	370	558	3	
C. Turbinowe silniki śmigłowe Bastan VII Bastan VII Astazou XVI G, D	X-69	800	0,323	43 000	2	8,15	228	114	2	Pucara, Jetstream (S)

a) w kooperacji z SNECMA i Rolls-Royce, b) zamówienia, c) do 1.1.1978, d) bez dopalania, e) w kooperacji z SNECMA i HTU.

znaczonych dla transportowych śmigłowców Super Puma (SA-331 i 332).

● Turbinowe silniki śmigłowe

Produkcja silnika Bastan VII zbliża się do końca, podobnie jak silnika XVI GiD, budowanego dla argentyńskiego samolotu Pucara.

● Turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe

Produkcja silników Marboré praktycznie została zakończona; była największym sukcesem firmy (5310 szt. we Francji i 5000 w USA). Do produkcji wchodzi dwuprzepływowy Astafan II G, do samolotu Fouga 90. Silnik Arbizon produkowany jest do pocisków kierowanych oraz dwa silniki odrzutowe dwuprzepływowe Lorzac i Adour napędzające samoloty szkolno-bojowe Alpha Jet (Lorzac 04), Hawk (Adour bez dopalania), szkolno-szturmowe Jaguar oraz japońskie szkolno-bojowe Mitsubishi T-2 (Adour z dopalaniem).

Wobec wyraźnego spadku wartości zamówień, zresztą spodziewanego przez firmę Turbomeca, musiała ona przystąpić do opracowania konkurencyjnych (w stosunku do Stanów Zjednoczonych) nowych silników, zerwać z zasadą izolacji, którą przez długi czas praktykowała i rozpocząć kooperację w dziedzinie prac rozwojowych oraz produkcji tak z krajowym producentem silników turbinowych (SNECMA), jak i z kontrahentami zagranicznymi.

Najnowsze silniki śmigłowe

● Silnik Arriel

Nowym zadaniem, które postawiła przed sobą Turbomeca było podniesienie mocy silników śmigłowych przy jednoczesnym zmniejszeniu jednostkowego zużycia paliwa. Przede wszystkim chodziło o opracowanie silnika dla projektowanego nowego śmigłowca. Tak powstał silnik Arriel o mocy 480 kW, który napędza śmigłowce Dauphin oraz Astar (Ecureuil). Certyfikat dla Arriela został uzyskany w czerwcu 1977 r. We wrześniu 1977 r. produkowano 10 silników miesięcznie, a od stycznia 1978 r. do 15 szt. miesięcznie. Moc silnika na wale ma wzrosnąć w przeciągu najbliższych dwu lat do 600 kW. Zwraca uwagę długi okres międzyremontowy silnika: wynosił on w pierwszej serii silników 2000 h a ma osiągnąć 3500 h dla wytwornicy gazu

(sprężarka wysokiego ciśnienia promieniowa, komora spalania i turbiny) i 5000 h dla wolnej turbiny, reduktora i przekładni. W tym czasie, dzięki modułowej konstrukcji silnika, przeglądy będą się odbywały według stanu. Montaż i demontaż Arriela wymaga tylko 1,5 roboczegodziny przy użyciu zwykłych narzędzi. Do marca 1978 r. Arriel odbył 13 000 h prób, z czego 3299 h w locie. Dostawa silników seryjnych rozpoczęła się w lipcu 1977 r. Do 1.1.1978 r. łączna liczba zamówionych silników wynosiła 363 sztuki.

● Silnik Makila

Makila jest następcą silników rodziny Turmo, których zbudowano do czerwca 1978 r. ponad 2000 sztuk. Próby hamownicze rozpoczęły się jesienią 1976 r., do II kwartału 1978 r. silniki Makila już przeszły 996 h prób hamowniczych, z czego 327 h w locie. Jednostkowe zużycie paliwa (0,294 kg/kWh) zmniejszono o 30% w stosunku do porównywalnych silników, które dziś znajdują się w produkcji. Jego moc startowa wynosi 1324 kW. Silnik jest wyposażony w elektroniczny system sterowania (pozostałe silniki Turbomeca z hydromechanicznym systemem sterowania). Temperatura na wlocie do turbiny wynosi 1100°C, tak, iż możliwe jest podniesienie mocy chwilowej o 100 kW.

● Silnik Astazou XX

Kolejnym nowym turbinowym silnikiem śmigłowym opracowanym przez Turbomeca jest Astazou XX — rozwijający moc awaryjną 990 kW przy bardzo niewielkim zużyciu paliwa, wynoszącym 0,320 kg/kWh, podczas gdy pierwsze Astazou używały min. 0,420 kg/kWh. Według zapowiedzi Turbomeca 20 seryjnych silników Astazou XX miało być dostarczone do końca 1976 r.

Początkowy okres międzyremontowy wynoszący 1500 h ma wzrosnąć do 3000 h dla wytwornicy gazu i do 5000 h dla sprężarki osiowej, systemu sterowania i przekładni.

Wraz z Astazou XX opracowuje się jego wersję rozwojową, oznaczoną Astazou XXB, której moc seryjna ma wzrosnąć do 1060 kW, moc startowa do 935 kW, a moc trwała ma wynosić 750 kW. Astazou XXB ma uzyskać certyfikat do końca 1979 r. Silnikiem tym jest szczególnie zainteresowany indyjski przemysł lotniczy, który zamierza w 1980 r. przystąpić do opracowania własnej konstrukcji śmigłowca dla zwalczania broni pancernej. Turbomeca



z uwagi na fakt, iż opracowanie i zbudowanie silnika trwa co najmniej o 2 lata dłużej niż płatowca (według Interavii odpowiednio 7 i 5 lat) właśnie z tego powodu tak wcześnie rozpoczął prace nad silnikiem. Rozmowy z Indiami są już daleko posunięte, indyjski licencjodawca francuskich śmigłowców (Hindustan Aeronautics Ltd. budująca latające dźwigi Aerospatiale Lama) już otrzymał makietę silnika Astazou XXB.

#### ● Silniki odrzutowe

Turbomeca produkuje dwa typy dwuprzepływowych silników odrzutowych: Adour i Larzac 04 oraz przygotowuje się do produkcji kilku dwuprzepływowych odrzutowych silników rodziny Astafan.

#### ● Silnik Adour

Adour jest wspólnym dziełem konstruktorów firm Rolls Royce oraz Turbomeca. Kooperanci wykonują po 50% (wartościowo) elementów tego silnika. W celu uniknięcia dublowania, każdy z kooperantów produkuje odrębne grupy elementów. Montaż odbywa się we Francji i W. Brytanii równolegle. Do końca 1977 r. kooperanci dostarczyli na rynek ponad 1100 silników Adour. Użytkownikami tych silników jest lotnictwo wojskowe wielu krajów, wyposażone w samoloty Jaguar oraz japońscy licencjodawcy.

Istnieją obecnie 3 odmiany silników Adour: odmiana podstawowa MK-102, w którą są wyposażone standardowe odmiany samolotu Jaguar (silniki z dopalaniem), odmiana bez dopalania napędzająca francuski morski samolot szturmowy Super Standard oraz angielski samolot szkolno-bojowy HS 1182 Hawk (Mk-151) oraz tzw. Adour International (Mk-804) przeznaczony dla eksportowych odmian Jaguarów m.in. na życzenie lotnictwa wojskowego Ekwadoru i Omanu (początek produkcji w 1976 r.).

Ciąg rozwijany przez istniejące silniki Adour:

a) bez dopalania Mk-102 i 804A (odmiana japońska) po 2275 daN Mk-151 i Mk-851 (silnik do Hawka) — 2312 daN i Mk-804 2340 daN,

b) z dopalaniem Mk-102 i 804 po 3250 daN i Mk 804 — 3560 daN.

W związku z coraz wolniejszym tempem produkcji Jaguarów wynikającym ze zmniejszenia się liczby zamówień, kooperujące firmy prowadzą obecnie prace rozwojowe nad nowymi silnikami Adour wykazującymi się znacznie większym ciągiem i mniejszym zużyciem paliwa oraz stopniem zmniejszenia zredukowanym z 0,80 do 0,75. Jest to silnik oznaczony Dash 58, będący rozwojową odmianą eksportowego Adour 804. Ciąg z dopalaniem nowej odmiany ma wynosić 3800 daN. Francuzi i Anglicy zamierzają wyposażać Jaguary od 1980 r. w silniki Dash 58, które w tym czasie powinny zejść z linii montażowych.

#### ● Silnik Larzac 04

Ten dwuprzepływowy silnik napędza samolot Alpha Jet. Jest on produkowany w kooperacji przez firmy francuskie (Turbomeca i SNECMA) oraz zachodniemieckie (Klockner-Humboldt-Deutz i Motoren und Turbinen Union). Ponieważ strona francuska pokryła w 90% koszty prac rozwojowych, udział Francji w całkowitej wartości produkcji Larzaców wynosi 56,5%, a strony zachodniemieckiej 43,5%. Podział pracy przedstawia się następująco: SNECMA i MTU produkują przydzielone sobie elementy zespołów gorących, a Turbomeca (prowadzący konstruktor) i KHD — elementy zespołów zimnych. Montaż Larzaców odbywa się równolegle w RFN, Francji oraz Belgii. Całkowity program produkcji Larzaców przewiduje dostawę 1200 kompletnych silników i 600 dalszych silników w postaci elementów.

Próby Larzaca, do chwili wyprodukowania seryjnego silnika nr 1001, wynosiły 17000 h, z czego 5000 w locie. Silnik ma 8 modułów, które są wymieniane według stanu. Dzięki automatycznie sterowanej temperaturze na wejściu do turbiny, start jest możliwy natychmiast po uruchomieniu silnika.

Kooperujące firmy, rozpoczęły w październiku ubiegłego roku prace nad udoskonaleniem silnika, które mają być zakończone w końcu 1979 r. Celem tych prac jest zwiększenie temperatury na wlocie do turbiny, sprężu i rozszerzenie warunków użytkowania.

Przewidywane tempo produkcji silników Larzac: w połowie 1978 r. po 20 szt. miesięcznie, po 22 szt. od stycznia 1979 r., po 28 szt. od grudnia przyszłego roku oraz po 30 szt. miesięcznie od 1980 r.

#### ● Rodzina silników Astafan

Turbomeca była pierwszą firmą w świecie, która zbudowała odrzutowy silnik dwuprzepływowy w 1951 r. (Aspin). W 1961 r. kolejnym silnikiem tego typu wyprodukowanym przez zakład był Aubisque o ciągu 565 daN, któ-

ry w swoim czasie napędzał szwedzkie szkolne samoloty Saab 105 (unowocześniony Saab 105 jest wyposażony w silnik JT85 firmy General Electric o ciągu 2220 daN). Trzecim silnikiem tej klasy jest dwuprzepływowy Astafan, którego wytworkona gazu wzięta jest od turbinowego silnika śmigłowcowego Astazou. Astafan wyposażony jest w wentylator o zmiennym skoku. Oznacza się on stosunkowo dużym ciągiem jak na tę klasę samolotów, małą masą i niewielkim zużyciem paliwa. Natomiast jego zasadniczą wadą jest bardzo wysoki stopień zmięszania, który wynosi 7 (dla porównania Adour ma stopień zmięszania 0,8 a Larzac — 1,13), co stawia pod znakiem zapytania jego przydatność jako zespołu napędowego samolotów szkolno-bojowych.

Astafan został oblatany w 1969 r. (z wytworkoną gazu od Astazou XVIII), ma chłodzoną turbinę. Próby w locie rozpoczęły się w 1971 r. na samolocie Hawk Commander.

Astafan IV (z wytworkoną gazu od Astazou XX) od 1976 r. jest zainstalowany na samolocie Aero Commander, na którym już wylatał setki godzin i w tym samym roku uzyskał certyfikat. W odróżnieniu do Astafana III najnowszy silnik tej rodziny ma trzystopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia. Łącznie opracowano 7 odmian silników Astafan, z których trzy odmiany są obecnie dopracowywane: Astafan III o ciągu startowym 775 daN, Astafan IV — 1128 daN oraz najnowszy Astafan IIG przeznaczony dla francuskiego lekkiego samolotu szkolno-bojowego Fouga 90 o ciągu 710 daN.

Silniki rodziny Astafan wykazują znacznie niższy poziom hałasu niż wynosi limit przewidziany przez przepisy FAR-36, co z uwagi na coraz ostrzejsze normy dotyczące ochrony środowiska stanowi powód do dumy dla Turbomeca poważny argument reklamowy.

Jak dotychczas Turbomeca jeszcze nie przystąpiła nawet do przedseryjnej produkcji silników rodziny Astafan.

#### ● Nowe projekty silników Turbomeca

W celu zlikwidowania skutków recesji i przewidywanego spadku wartości sprzedaży, spowodowanego m.in. kończącymi się dostawami Adourów (wpływy ze sprzedaży Larzaców wyniosą tylko ok. jednej czwartej sum uzyskanych z produkcji Adourów) Turbomeca zamierza znacznie rozszerzyć profil swej produkcji, zróżnicować go, uzdrowić serwis posprzedażny oraz rozszerzyć kooperację z zagranicą.

Oto najważniejsze projekty opracowywane przez Turbomeca we własnym zakresie jak też w kooperacji międzynarodowej:

— **RTM 321** opracowywany wraz z Rolls-Royce projekt silnika śmigłowcowego w klasie mocy 1400—1500 kW, w który ma być wyposażony następca śmigłowca Sikorsky Sea King.

— **HAC/PAH-2**, silnik śmigłowcowy dla przyszłego zachodniemiecko-francuskiego śmigłowca do zwalczania broni pancernej, jest opracowywany łącznie przez Turbomeca i MTU. Silnik ten ma osiągać moc ok. 750 kW (śmigłowiec przeciwczołgowy ma być wspólnym dziełem francuskiej Aérospatiale i zachodniemieckiej MBB).

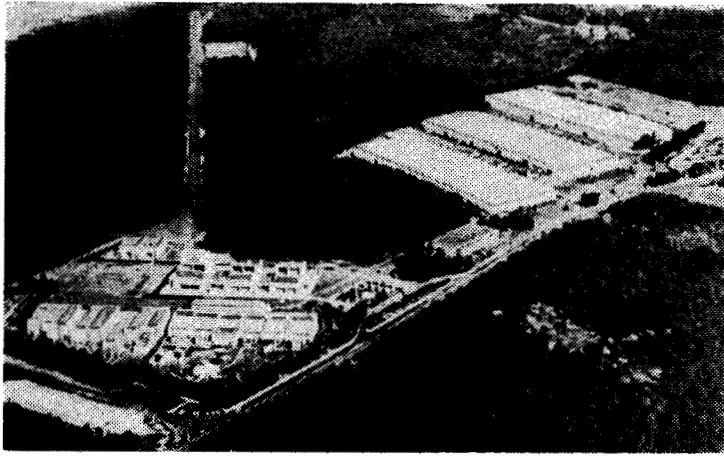
— **TM-307 (309)** to sprężarka projektowana w kooperacji z Hyperbar-Diesel przeznaczona dla trakcyjnych silników wysokoprężnych. Sprężarka ta zawiera niektóre rozwiązania stosowane w silnikach lotniczych, np. dopalanie. Dzięki nowej konstrukcji zastosowanie TM-307 podnosi moc w silniku V8 Poyaud-520 z 182 kW do 912 kW.

— **AST-600 Turbodyn** jest pomocniczym zespołem napędowym (APU) zbudowanym na bazie Astazou III w kooperacji z firmą ABG przeznaczonym dla średnich samolotów do użytkowania tak na ziemi, jak w locie. Ma on dostarczać energię elektryczną, hydrauliczną i sprężać powietrze dla klimatyzacji kabiny. Turbomeca znacznie rozszerza również zakres produkcji lekkich silników, pociągów i latających celów a w najbliższym czasie zamierza powiększyć udział stacjonarnych silników turbinowych w całkowitej produkcji z 8 do 15%.

— **Turmo XII** — kolejny silnik trakcyjny o mocy 1200 kW jest następcą Turmo III F. użytkowanego przez koleje Stanów Zjednoczonych, Francji oraz Iranu. 4 prototypowe Turmo XII z dobrym wynikiem przeszły próby podczas mroźnej zimy w 1977 r. w Stanach Zjednoczonych.

#### Sprawa serwisu posprzedażnego

Dobrze zorganizowany serwis posprzedażny stanowi jeden z tych czynników, który w dużym stopniu decyduje o rynkowym sukcesie przedsiębiorstwa. Jego brak zniechęca odbiorców do zakupu danego towaru. Towar przestaje być atrakcyjny, a sprzedaż może zmniejszyć się tak bardzo, iż producent wypada z rynku. W krańcowym



Rys. 2. Zakłady Turbomeca w Tarnos

przypadku przedsiębiorstwo staje u progu bankructwa, jeżeli jest firmą o monokulturze wytwórczości. To stwierdzenie potwierdza przykład znanej firmy silnikowej Franklin. Brak należytego serwisu posprzedażnego spowodował, iż Franklin musiał zrezygnować z produkcji silników lotniczych, mając bowiem przez długi czas zapewnione bardzo poważne dostawy silników lotniczych dla wojska USA, zaniedbał dziedzinę serwisu i obsługi posprzedażnej. Z chwilą kiedy władze wojskowe USA przestały kupować u Franklina, firma nie potrafiła utrzymać się na światowych rynkach zbytu, zwłaszcza, iż napotkała na groźną konkurencję firm Continental i Lycoming. Ta ostatnia dysponuje obecnie na obu półkulach ok. 800 placówkami serwisowymi i składami konsygnacyjnymi, co jej ułatwiło uzyskanie hegemonii w branży tłokowych silników lotniczych.

W swoim czasie, jak podają czasopisma fachowe, a m.in. Aviation Magazine, brak należytego serwisu ze strony Turbomeca spowodował wiele ostrych słów krytyki, których nie oszczędzono firmie z Bordes. Obecnie sytuacja w tej dziedzinie zmieniła się w sposób zasadniczy i Turbomeca zaczęła traktować ten wycinek działalności techniczno-ekonomicznej jako żywotną sprawę.

W 1978 r. w dziele serwisu posprzedażnego w firmie Turbomeca zatrudnionych jest ponad 100 osób, z czego piętnaście stanowisk znajduje się poza granicami Francji. W kraju zaś 25 specjalistów opracowuje dokumentację techniczną każdego z typów silników, a 20 techników, z chwilą wejścia na rynek nowego silnika, ma już przygotowane instrukcje obsługi oraz podręczniki dotyczące ważniejszych sposobów ich remontu we własnym zakresie.

Jak podaje wymienione czasopismo dążenie Turbomeca do poprawy niedostatecznego serwisu posprzedażnego zaczęło owocować i jako przykład przytacza opinię amerykańskiego przewoźnika lotniczego Presidential Airways, że doskonała obsługa silników Bastan VI, w które wyposażone są nabyte we Francji samoloty Nord 262, przyczyniła się do nabrania zaufania do serwisu posprzedażnego świadczonego przez Turbomeca i do zakupienia śmigłowców Gazelle i Dauphin, napędzanych przez silniki tej firmy.

Należy zatem sądzić, iż po pewnym okresie marazmu, który wykazywał francuski producent lekkich silników

turbinowych, nastąpiła w tej dziedzinie poprawa, i że nowo zorganizowany serwis posprzedażny będzie jeszcze jednym czynnikiem, który w okresie recesji może przyczynić się do uzyskania przynajmniej tej samej wartości sprzedaży, jaką Turbomeca wykazywała w czasie dobrej koniunktury.

### Międzynarodowa kooperacja produkcyjna

Bardzo poważnym czynnikiem, który powinien pomóc firmie Turbomeca w likwidowaniu skutków recesji, uzyskaniu prowadzenia sprzedażnego na zagranicznych rynkach i, w niektórych wypadkach, w zwalczaniu na tych rynkach konkurencji jest zakładanie filii za granicą, rozwój kooperacji międzynarodowej i sprzedaży licencji.

Jak już było wyżej powiedziane — na zasadzie zakupionych licencji zagraniczne przedsiębiorstwa zbudowały ok. 14 000 silników Turbomeca, a mianowicie: w Indiach — Artouste III, w Rumunii — Turmo IV, w Hiszpanii i USA — Marboré, w Japonii — Adour. Ostatnio Turbomeca zwróciła specjalną uwagę na kraje Dalekiego Wschodu (Filipiny) i Południową Amerykę, gdzie założyła nową filię Turbomeca de Brasil, mającą produkować silniki do śmigłowców Dauphin i Lama. Równocześnie mówi się o powołaniu do życia kolejnej filii w Argentynie, gdyż w tym kraju istnieje duże zapotrzebowanie na turbinowe silniki śmigłowe dla przeciwpartyzanckich samolotów Pucara. Mówi się również o nawiązaniu współpracy przez Turbomeca z innymi krajami, m.in. z państwami naszego bloku.

Tak pokrótce przedstawiają się środki przedsięwzięte przez Turbomeca, mające na celu zwalczanie skutków recesji gospodarczej. Czy będą one efektywne? Teoretycznie tak, ale istnieje jeszcze wiele czynników, które mogą je zniweczyć. Do takich byłibyśmy skłonni zaliczyć wzrastającą konkurencyjność firm amerykańskich, które po zakończeniu wojny w Wietnamie dysponują wolnymi mocami produkcyjnymi. Co więcej, niektóre z nich wprowadziły na rynek lub dopiero wprowadzają nowe silniki o bardzo wysokich osiągnięciach i doskonałych parametrach (np. Lycoming 101 LTS i LTP), przy czym są to silniki tańsze od produkowanych przez firmę francuską. Następnie można wymienić konkurenta silnika Makila. Jest nim amerykański T-700, którego pierwsza seria ma wynieść ok. 4000 szt., wskutek czego koszt prac rozwojowych będzie stosunkowo mało obciążał pojedynczy silnik (ze względu na ich dużą liczbę). Natomiast seria Makilli będzie znacznie krótsza (może do 500 sztuk). W silnikach odrzutowych Turbomeca napotka lepsze — Garrett 731 a w klasie silników dla samolotów szkolno-bojowych i bojowych — General Electric JT85-21. Podobne przykłady można mnożyć bez trudu.

Wydaje się, iż jeszcze jeden czynnik może wpłynąć na osłabienie pozycji Turbomeca. Mamy na względzie fakt, iż założyciel i właściciel firmy p. J. Szydłowski, który dotychczas jest spiritus movens całego przedsiębiorstwa, wspaniałym technikiem-konstrukтором, organizatorem i menadżerem, opuści swoje przedsiębiorstwo z powodu sędziwego wieku. Czy znajdzie się godny jego następcę, który by łączył w sobie wszystkie cechy wielkiego przedsiębiorcy i konstruktora jakim jest p. Szydłowski?

Ze wszystkich wymienionych powodów trudno jest przewidzieć, jak w najbliższych czasach będzie się przedstawiała sytuacja Turbomeca. Wydaje się, iż będzie można uważać za duży sukces, jeżeli potrafi ona zachować tę pozycję, którą dziś zajmuje w świecie.

## Realizacja programów kosmicznych krajów zachodniej Europy

Na zebraniu rady ESA (Europe Space Association) w kwietniu 1978 r. podjęto decyzję wznowienia prac nad wieloma europejskimi programami kosmicznymi, które czasowo były zawieszane. Postanowiono mianowicie przydzielić fundusze na seryjną budowę pięciu rakiet nośnych Ariane i kontynuować rozwój doświadczalnego satelity telewizyjnego H-Sat. Ma być również opracowany satelita do obserwacji Ziemi SPOT. RFN zamierza budować własnego satelitę telewizyjnego i zleciła już w związku z tym firmie ERNO Raumfahrttechnik (subsidiowanej przez VFW-Fokker) opracowanie do niego założeń. Mimo to RFN ma pokryć 31% kosztów rozwoju europejskiego satelity łącznościowego ECS.

Satelita łącznościowy ECS będzie budowany pod kierownictwem Space Division firmy BAC, podobnie jak sate-

lita rezerwowy. Satelita ECS ma być wystrzelony za pomocą rakiety Ariane w 1981 r. W latach 80 będą potrzebne jeszcze dalsze dwa albo trzy satelity tego typu. Oprócz tego BAC ma zbudować dwa satelity Marots B, z których pierwszy będzie umieszczony na orbicie w 1980 r.

Poza tym podpisane zostało porozumienie między ESA a indyjską organizacją badań kosmicznych, zmierzające do udoskonalenia współpracy między obu organizacjami. Współpraca ta dotyczy satelitów, rakiet sondujących i balonów do badań kosmicznych. Na początku 1980 r. europejska rakietka nośna Ariane ma być użyta do wystrzelenia indyjskiego doświadczalnego satelity łącznościowego APPLE.

W.K.

# Silniki do odrzutowych samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych (I)

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

W latach osiemdziesiątych wiele spośród eksploatowanych obecnie typów samolotów pasażerskich trzeba będzie zastąpić samolotami nowej generacji. Wymagać to będzie zastosowania do nich napędu nowych typów silników. W pierwszej części artykułu przedstawiono tendencje rozwoju współczesnych silników dwuprzepływowych przeznaczonych do poddźwiękowych samolotów pasażerskich na krótkie, średnie i długie trasy, podkreślając korzyści wynikające ze stosowania dużego stosunku natężeń przepływu, modułowej budowy silnika i środków diagnostycznych pozwalających na ocenę stanu technicznego silnika.

Współcześnie eksploatowane odrzutowe samoloty pasażerskie to prawie wyłącznie samoloty poddźwiękowe na krótkie, średnie i długie trasy zabierające na pokład od ok. 80 do prawie 500 pasażerów. Samoloty na linie lokalne w ogromnej większości mają napęd śmigłowy i można przewidywać, że w najbliższej przyszłości samoloty odrzutowe nie znajdują ze względów ekonomicznych szerszego zastosowania na tych liniach — sprzedaż samolotów VWF-614 i Corvette nie robi postępów, jedynie w ZSRR w dosyć dużych ilościach użytkowane są samoloty Jak-40. Warto tu zauważyć, że istnieje nawet koncepcja wprowadzenia na długie trasy samolotów śmigłowych — ze specjalnymi śmigłami z rodzaju „Prop-fan”, zapewniającymi dużą sprawność napędu przy prędkościach lotu 400—1000 km/h. Również odrzutowe samoloty STOL na krótkie trasy w latach osiemdziesiątych prawdopodobnie nie wejdą jeszcze do eksploatacji. Obecnie użytkowane są tylko dwa typy nadźwiękowych samolotów pasażerskich, Concorde i Tu-144, przy czym Concorde lata już na kilku trasach. Samolotów nadźwiękowych nowej generacji, o większej prędkości i większej liczbie miejsc, nie należy oczekiwać wcześniej niż w latach dziewięćdziesiątych.

W latach osiemdziesiątych wiele z eksploatowanych obecnie samolotów, takich jak Boeing 707, McDonnell Douglas DC-8, wcześniejsze wersje Boeing 727, McDonnell Douglas DC-9, HS Trident i BAC 1-11 ma być zastąpionych samolotami nowej generacji. Same tylko Stany Zjednoczone będą potrzebować ok. 2000 nowych samolotów. Samoloty następnej generacji projektowane są przez firmy Boeing, McDonnell Douglas, Lockheed, BAe, Aerospatiale, Dassault-Breugot, Airbus Industrie, ECAS (European Civil Aircraft Study) i in.

W związku z powyższymi uwagami w artykule omówiono jedynie silniki do konwencjonalnych samolotów pasażerskich na krótkie, średnie i długie trasy przewidywanych do eksploatacji w latach osiemdziesiątych.

## Tendencje w budowie silników do samolotów pasażerskich

Jak wiadomo, do nowych odrzutowych, poddźwiękowych samolotów pasażerskich budowane są obecnie wyłącznie silniki dwuprzepływowe. Obok niezawodności i odpowiedniej trwałości międzynaprawczej stawia się przed nimi następujące podstawowe wymagania:

- małe jednostkowe zużycie paliwa przy możliwie małej masie jednostkowej silnika,
- prostota obsługi, łatwość zespołów silnika,
- niski poziom wytwarzanego przez silnik hałasu i mała zawartość szkodliwych związków w gazach wylotowych. Spełnienie tych warunków ułatwia stosowanie:
  - dużych stosunków natężeń przepływu,
  - układu trójwałowego,
  - modułowej budowy silnika z dużą liczbą wzierników i urządzeniami diagnostycznymi,
  - doskonalszych rozwiązań zespołów silnika.

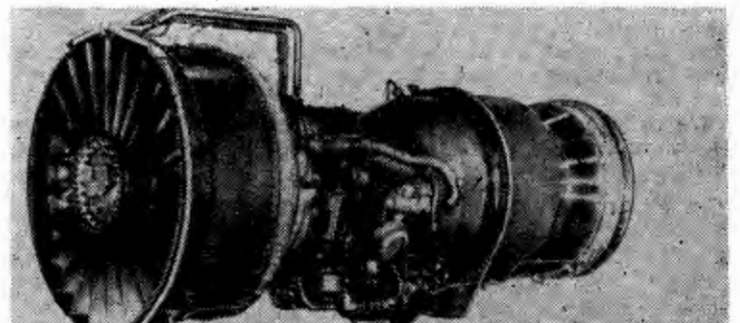
Wprowadzone w końcu lat pięćdziesiątych do napędu samolotów pasażerskich pierwsze silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce Conway RCo. 10 i 12 miały bardzo mały stosunek natężeń przepływu — 0,3:1 (należy jednak pamiętać, że były one przeznaczone przede wszystkim do napędu bombowców Handley Page Victor i musiały się mieścić

w ich skrzydłach), a nowsze wersje tych silników, RCo-42 i RCo-43 — 0,6:1. Zastosowane nieco później amerykańskie silniki General Electric CJ805-23 oraz Pratt Whitney JT3D i JT4D miały już większe stosunki natężeń przepływu — 1,3:1 do 1,5:1. W eksploatowanych od połowy lat sześćdziesiątych silnikach Rolls-Royce Spey i Pratt Whitney JT8 oraz Solowiew D-30 i Kuzniecowa NK-8 za optymalną wartość stosunku natężeń przepływu uznano 1:1, natomiast stosunki natężeń przepływu niektórych silników budowanych od początku lat siedemdziesiątych — General Electric CF6-6 — przekraczają wartość 6:1.

W przypadku silników do samolotów pasażerskich duże stosunki natężeń przepływu są korzystne zarówno ze względu na jednostkowe zużycie paliwa, jak i na poziom wytwarzanego przez silnik hałasu oraz ilości szkodliwych związków chemicznych w gazach wylotowych. Istnieją jednak pewne czynniki, które ograniczają możliwości zwiększania stosunku natężeń przepływu. Chodzi o to, że wzrostowi stosunku natężeń przepływu powinien towarzyszyć wzrost sprężu i temperatury przed turbiną, gdyż w ten sposób uzyskuje się przy stałym ciągu jednostkowym (ciągu przypadającym na jednostkę natężenia przepływu powietrza) zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. Upraszczając można powiedzieć, że podwyższanie temperatury przed turbiną pozwala na utrzymanie stałego ciągu jednostkowego — mimo zwiększania stosunku natężeń przepływu — natomiast zwiększanie sprężu powoduje spadek jednostkowego zużycia paliwa; w wyniku tego dla większego stosunku natężeń przepływu można uzyskać mniejsze jednostkowe zużycie paliwa, ponieważ w miarę zwiększania stosunku natężeń przepływu wzrost jednostkowego zużycia paliwa wskutek podwyższania temperatury przed turbiną staje się coraz mniejszy i łatwiej go skompensować przez zwiększenie sprężu. Odpowiedni dobór dla danego stosunku natężeń przepływu temperatury przed turbiną i sprężu pozwala na uzyskanie wymaganego kompromisu między ciągiem jednostkowym a jednostkowym zużyciem paliwa. Należy tu przypomnieć, że ciąg jednostkowy ma również poważny wpływ na ekonomię eksploatacji samolotów pasażerskich ze względu na masę silnika i wy-

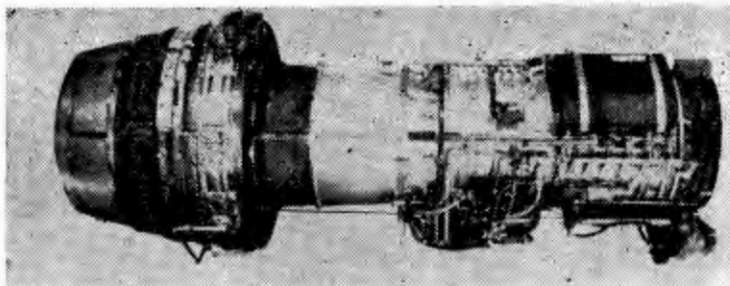


Rys. 1. Pierwszy wprowadzony do eksploatacji silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce Conway RCo.10 o ciągu 7550 daN i stosunku natężeń przepływu 0,3:1

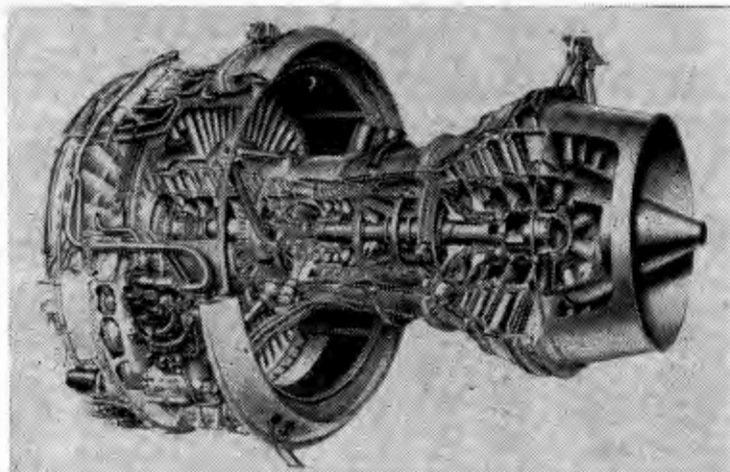


Rys. 2. Jeden z pierwszych amerykańskich silników dwuprzepływowych Pratt Whitney JT3D-1 o ciągu 7550 daN i stosunku natężeń przepływu 1,4:1





Rys. 3. Silnik dwuprzepływowy pierwszej generacji General Electric CJ805-23 o ciągu 6670 daN i stosunku natężeń przepływu 1,5:1. Jedyny w tej klasie ciągu z wentylatorem zabudowanym z tyłu



Rys. 4. Współczesny silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce RB211-22D o ciągu 18 300 daN i stosunku natężeń przepływu 5:1, pierwszy silnik o układzie trójwałowym

miary gondol silnikowych — a tym samym ich opory aerodynamiczne — oraz szkodliwe wzajemne oddziaływanie dużych ilości powietrza zasysanego przez silniki i elementy samolotu.

Małe stosunki natężeń przepływu pierwszych silników dwuprzepływowych były wynikiem ówczesnego poziomu techniki budowy silników turbinowych, który nie pozwalał na stosowanie dużych sprężów i wysokich temperatur przed turbiną (sprężę nie przekraczały wówczas 15:1, a temperatury przed turbiną — ok. 1000°C). Oczywiście, nie bez znaczenia były też takie czynniki, jak problemy związane z dużymi prędkościami obwodowymi wentylatora, konieczność rozbudowy turbiny napędzającej wentylator oraz względy czysto konstrukcyjne. Z tych też powodów również silniki o stosunkach natężeń przepływu przekraczających 1:1 (CJ805-23, JT3D, JT4D) nie mogły wówczas stanowić optymalnego napędu samolotów pasażerskich. Postęp jaki dokonał się w drugiej połowie lat sześćdziesiątych w budowie silników turbinowych, a szczególnie w zakresie wysokoobciążonych stopni sprężarkowych i turbinowych oraz chłodzenia łopatek turbin umożliwił stosowanie bardzo dużych sprężów przy umiarkowanej ilości stopni sprężarkowych oraz wysokich temperatur przed turbiną, a także dużych prędkości obwodowych końców łopatek wentylatora i stosunkowo małej ilości stopni turbiny niskiego ciśnienia. Dzięki temu wprowadzone do eksploatacji na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych duże silniki o ciągu 18 000—20 000 daN mają stosunki natężeń przepływu ponad 5:1 (silnik do General Electric TF39 napędu wojskowego samolotu transportowego — nawet 8:1) przy sprężach znacznie przekraczających 20:1 i temperaturach przed turbiną dochodzących do 1300°C. Obecnie sprężę tego typu silników osiągają wartość 30:1, a temperatury przed turbiną — 1400°C. Jednostkowe zużycie paliwa tych silników jest o ok. 25% mniejsze od zużycia paliwa silników poprzedniej generacji (Spey, JT8D).

Duże stosunki natężeń przepływu ułatwiają spełnienie przepisów FAR Part 36 i ICAO Annex 16, dotyczących natężenia hałasu wytwarzanego przez silniki samolotów cywilnych. Im większy stosunek natężeń przepływu, tym mniejsza prędkość gazów na wylocie z dyszy kanału wewnętrznego i mniejsze natężenie przepływu czynnika przez kanał wewnętrzny, a tym samym niższy poziom hałasu powstającego w tej części silnika. Większe jest również

tłumiące oddziaływanie strumienia zewnętrznego otaczającego strumień wewnętrzny. Zwiększa się natomiast ze wzrostem stosunku natężeń przepływu intensywność hałasu wytwarzanego przez wentylator, który jednak jest łatwiejszy do wytłumienia — stosuje się w tym celu wentylatory jednostopniowe bez kierownicy wlotowej oraz dźwiękochłonne wykładziny w kanale wlotowym i wylotowym wentylatora. Duże stosunki natężeń przepływu korzystne są również ze względu na mniejsze zanieczyszczenie przez silnik środowiska produktami spalania — dzięki zmniejszonemu zużyciu paliwa.

Na początku lat siedemdziesiątych firma Rolls-Royce rozpoczęła produkcję pierwszego silnika trójwałowego RB.211 o ciągu ok. 18 000 daN. Układ trójwałowy silników dwuprzepływowych ma wiele cennych zalet: ułatwia rozwiązanie problemu zapasu statecznej pracy sprężarki; zapewnia większą sprawność sprężarki w zakresie mniejszych prędkości obrotowych, zmniejszając w ten sposób zużycie paliwa, i pozwala na zmniejszenie prędkości obrotowej wentylatora w czasie podchodzenia do lądowania — stosuje się w tym celu dyszę wylotową kanału wewnętrznego o zmiennym przekroju — a tym samym na obniżenie poziomu hałasu wytwarzanego przez wentylator. Z drugiej jednak strony układ taki oznacza poważne zwiększenie złożoności konstrukcji silnika wskutek większej liczby węzłów łożyskowych, utrudniając zapewnienie odpowiedniej niezawodności i trwałości silnika. Dlatego układ trójwałowy opłaca się stosować tylko do silników o dużym ciągu, dla których wynikające z niego zyski mogą być znaczące, a także wówczas, gdy w układzie dwuwałowym nie można rozwiązać problemu zapasu statecznej pracy bez nadmiernej ilości stopni sprężarkowych i daleko posuniętej mechanizacji sprężarki. Warto przy tym zauważyć, że takie produkujące wytwórnie silnikowe jak Pratt Whitney i General Electric nie zastosowały dotychczas w swych silnikach układu trójwałowego.

Wszystkie nowoczesne silniki do napędu samolotów pasażerskich mają budowę modułową. Jak wiadomo, polega ona na podziale silnika na grupy konstrukcyjne — odpowiadające na ogół głównym zespołom silnika, jak wentylator, sprężarka, komora spalania, turbiny i skrzynka napędów — z których każda może być w razie uszkodzenia zastąpiona nową bez potrzeby demontowania innych grup. Wymiana modułów odbywa się na samolocie — bez wybudowywania silnika — przy czym dzięki dużej dokładności ich wykonania nie jest konieczne „zestrajanie” nowego modułu z pozostałymi. Tak więc modułowa budowa czyni zbędnym oddawanie uszkodzonego silnika do zakładu naprawczego, skracając w ten sposób do minimum okres wyłączenia go z eksploatacji.

Obecnie coraz większe znaczenie przywiązuje się do możliwości określenia stanu technicznego silnika za pomocą różnego rodzaju środków diagnostycznych, gdyż można wówczas uniknąć konieczności określenia trwałości między naprawczej — silnik oddaje się do remontu wówczas, gdy wymaga tego jego stan techniczny. Do diagnostyki nowoczesnych silników służą poza takimi już powszechnie stosowanymi urządzeniami jak monitory drgań i czujniki opłiżków w oleju, urządzenia do kontroli ultradźwiękowej, radioizotopowej i prądami wirowymi oraz wzierniki, umożliwiające wgląd do kanału przepływowego za pomocą światłowodów, np. silniki Pratt Whitney JT9D mają 21 wzierników, które pozwalają na kontrolę łopatek wszystkich stopni sprężarkowych i turbinowych oraz komory spalania. Oddzielną grupę urządzeń stanowią systemy do ciągłego pomiaru i rejestracji głównych parametrów obiegu cieplnego silnika (spręż wentylatora i sprężarki, temperatura za sprężarką, temperatura przed turbiną i między turbinami), temperatury łożysk itp., co pozwala na analizę stanu technicznego silnika i lokalizację jego ewentualnych uszkodzeń. Analiza dokonywana jest na podstawie odchyłek parametrów od ich wartości wyjściowych lub na podstawie określanych, w przypadku bardziej nowoczesnych systemów szybkości czy nawet przyspieszeń zmian wartości parametrów w funkcji czasu eksploatacji. Analiza przeprowadzana jest okresowo w bazie lub na bieżąco przez komputer pokładowy.

W budowie poszczególnych zespołów silnika obserwować można ciągły postęp, w szczególności w zakresie ich aerodynamiki i gazodynamiki. W dziedzinie wentylatorów i sprężarek dąży się do zwiększenia ich sprawności i zapasu statecznej pracy przy możliwie małej ilości stopni (w przypadku wentylatorów — tylko jeden stopień), w związku z czym konieczne jest stosowanie stopni przydźwiękowych o dużych liczbach Macha i sprężu dochodzącym do 1,7:1. Służą temu coraz doskonalsze metody projektowania i badania sprężarek, a także nowe metody technologiczne (do-



kładność wykonania) oraz osiągnięcia w zakresie wytrzymałości, pozwalające na zwiększenie prędkości obrotowych. Doskonali się również środki mechanizacji sprężarek — poza przestawialnymi łopatkami kierowniczymi i zwykłymi zaworami upustowymi zaczyna stosować się między sprężarką niskiego i wysokiego ciśnienia samoczynne zawory otwierające się przy mniejszych prędkościach obrotowych pod wpływem różnicy ciśnień w kanale zewnętrznym i wewnętrznym silnika.

W dziedzinie turbin najwięcej uwagi poświęca się efektywności metod chłodzenia łopatek wirnikowych; chodzi tu o uzyskiwanie wysokiego stopnia chłodzenia przy możliwie małym zapotrzebowaniu powietrza chłodzącego. Należy bowiem pamiętać, że w związku ze stosowaniem bardzo wysokich temperatur przed turbiną zachodzi często konieczność chłodzenia łopatek wirnikowych dwóch stopni turbinowych, co znacznie zwiększa pobór powietrza ze sprężarki, obniżając osiągi silnika. Stosowane obecnie udoskonalone metody chłodzenia łopatek filmem powietrznym pozwalają na obniżenie temperatury łopatek o ok. 300°C w porównaniu z ok. 150°C w przypadku konwencjonalnego chłodzenia konwekcyjnego. W przyszłości jednak konieczne będzie dalsze zwiększenie efektywności chłodzenia, co wymagać będzie wprowadzenia chłodzenia transpiracyjnego. Nie mniej ważne są tu prace nad nowymi materiałami na łopatki turbin (np. monokryształy). Badania w zakresie gazodynamiki stopni turbinowych zmierzają do zwiększenia pracy ze stopnia bez zmniejszenia jego sprawności. Stopnie naddźwiękowe i metody profilowania łopatek według zasady zmiennej cyrkulacji pozwalają na ograniczenie ilości stopni turbinowych, co jest szczególnie ważne w przypadku turbiny niskiego ciśnienia — napędzającej wentylator — gdyż ułatwia stosowanie dużych stosunków natężeń przepływu.

Prowadzone w ostatnich latach prace w dziedzinie komór spalania mają na celu przede wszystkim zmniejszenie w gazach wylotowych ilości szkodliwych związków chemicznych i nie spalonych węglowodorów, aby było możliwe spełnienie amerykańskich wymagań EPA (Environmental Protection Agency). Poprawiono znacznie warunki

wymieszania paliwa z powietrzem przez udoskonalenie aerodynamiki wlotowej części komory żarowej i warunki rozpylenia paliwa oraz zubożono mieszanek w strefie spalania; doskonali się komory spalania ze wstępnym wymieszaniem i odparowaniem paliwa. Dąży się poza tym do zmniejszenia strat ciśnienia w komorze i poprawienia rozkładu temperatury na jej wylocie (wpływającego na trwałość „gorących” zespołów silnika).

Wymagania stawiane silnikom do samolotów pasażerskich pod względem niezawodności i trwałości oraz wysokie obciążenia zespołów silnika (związane z dużym sprężem, wysoką temperaturą przed turbiną i dużymi prędkościami obrotowymi zespołów wirujących) sprawiają, że układy zasilania i sterowania tych silników muszą być wysoce precyzyjnymi i złożonymi systemami zapewniającymi bardzo dużą dokładność sterowania silnikiem zgodnie z założonym programem i ustalonymi ograniczeniami. Jest rzeczą charakterystyczną, że mimo poważnego postępu jaki zaznaczył się w ostatnich latach w niezawodności lotniczych urządzeń elektronicznych, w silnikach samolotów pasażerskich — również w przygotowywanych dopiero do eksploatacji — w dalszym ciągu stosuje się układy typu hydromechanicznego, zaopatrzone jedynie w pewne elementy elektroniczne, jak ograniczniki temperatury i prędkości obrotowych zespołów wirujących (elektroniczne są również systemy do ciągłej kontroli pracy silnika). Warto jeszcze zwrócić uwagę na dwie cechy współczesnych silników:

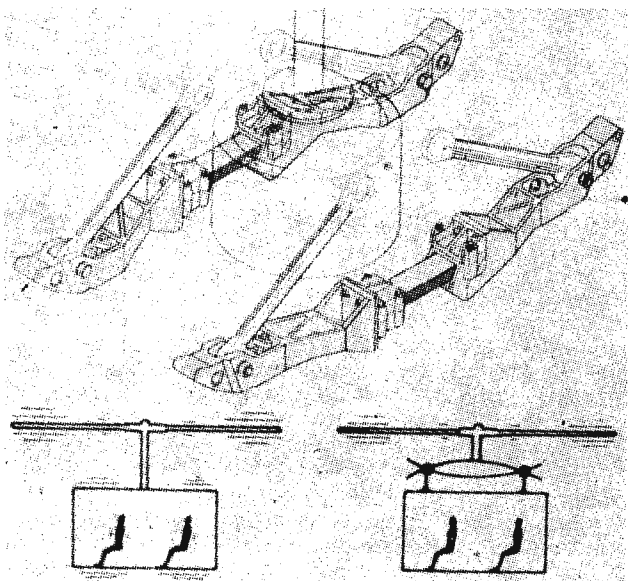
— możliwości utrzymywania stałej mocy startowej w zakresie temperatury otoczenia do ok. +30°C, a nawet — jak w przypadku silnika Pratt Whitney JT9D-7R — do ponad +40°C (uzyskuje się to przez automatyczne zwiększanie prędkości obrotowej w miarę wzrostu temperatury otoczenia);

— stosowanie rezerwy mocy startowej (tzw. APR — Auxiliary Power Reserve), wynoszącej do 10% mocy startowej i włączanej automatycznie w sytuacjach awaryjnych (np. uszkodzenie czy spadek ciągu jednego z silników).

Obie te właściwości silnika znacznie zwiększają bezpieczeństwo eksploatacji samolotu.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Nowy sposób zamocowania wirnika śmigłowca



Jak wiadomo, pulsacja siły nośnej na łopatkach wirnika śmigłowca w locie poziomym (wywołana zmianą względnej prędkości łopat w funkcji kąta obrotu wirnika), obciążenie wirnika masą śmigłowca, podmuchy i turbulencja powietrza wzbudzają drgania wirnika, które przenoszą się na

kadłub śmigłowca. Drgania te są szczególnie intensywne w przypadku wirnika dwułopatowego. Wśród licznych sposobów zapobiegania przenoszeniu się drgań na kadłub na uwagę zasługuje rozwiązanie zastosowane przez firmę Bell w nowych śmigłowcach z rodziny JetRanger — LongRanger I i LongRanger II — i nazwane Nodamatic. Zasada urządzenia polega na połączeniu wirnika z kadłubem za pośrednictwem sprężystego zawieszenia, którego drgania są przesunięte w fazie o 180° w stosunku do drgań wirnika, co uzyskuje się przez zamocowanie uchwytów kadłuba w węzłach drgań zawieszenia (rys.). Urządzenie Nodamatic znacznie zwiększa komfort lotu, co szczególnie daje się odczuć na dłuższych trasach.

W.K.

### Ostatni satelita z serii Intelsat IV A

31 marca 1978 r. został umieszczony na stacjonarnej orbicie szósty i ostatni satelita łącznościowy z serii Intelsat IV A. Pierwszy satelita następnej generacji satelitów łącznościowych — Intelsat V — jest budowany przez firmę Ford Aerospace and Communications i ma być wystrzelony w 1979÷1980 r.

W.K.

### Badanie przez NASA zagadnień korkociągu

Ponieważ ześlizg na skrzydło i korkociąg w dalszym ciągu stanowią jedną z poważniejszych przyczyn wypadków lotniczych, NASA w poszukiwaniu sposobów zwiększenia bezpieczeństwa eksploatacji samolotów lekkich zapoczątkowała rozległy program badań tego zagadnienia. Dotychczas uzyskane wyniki wykazały, że w zakresie małych prędkości lotu szczególnie korzystne własności korkociągowe ma

układ kaczki. W związku z tym NASA postanowiła przeprowadzić próby ze skonstruowanym przez Burtę Rutana samolotem amatorskim VARI-EZE. Po oblotach tego samolotu przez trzech pilotów doświadczalnych zdecydowano się na budowę dwóch samolotów VARI-EZE: jednego do prób w locie i drugiego do badań tunelowych. Poza tym ma być zbudowany model do prób korkociągowych w tunelu pionowym.

Należy przypomnieć, że samolot VARI-EZE jest dwumiejscową kaczką z pchającym śmigłem, skośnym płatem i prostokątnym usterzeniem wysokości; podwójne usterzenie kierunku jest umieszczone na końcach płata. Silnik Continental 0-200A o mocy 73 kW pozwala na rozwijanie maksymalnej prędkości 315 km/h. Przy prędkości 220 km/h zużycie paliwa wynosi 11,9 l/h, a zasięg 1600 km.

W.K.

## Zmiany w samolocie American Jet Hustler

Wyniki prób prototypu samolotu służbowego o mieszanym napędzie Hustler 400 — opisanego w *TLiA* 1978 nr 1 — skłoniły firmę American Jet Industries do opracowania nowej wersji tego samolotu oznaczonej jako Hustler 500. Nowa wersja różni się od poprzedniej zastąpieniem zabudowanego w ogonowej części kadłuba pomocniczego silnika odrzutowego Williams Research WR19 o ciągu 320 daN silnikiem Pratt Whitney of Canada JT15D-1 o ciągu 980 daN oraz zastosowaniem lotek zamiast spoilerów, zbiorników na końcach płata i usterzenia o układzie klasycznym z wlotem powietrza do silnika u nasady statecznika kierunku. Certyfikat dla Hustlera 500 ma być wydany w pierwszej połowie 1979 r. Cena samolotów z pierwszej serii 70 będzie wynosić 765 000 dol. Niezależnie od wersji 500 również wersja 400 ma być doprowadzona do etapu produkcji seryjnej.

W.K.

## Kanadyjskie satelity łącznościowe

Kanadyjska organizacja Telesat Canada zamówiła w firmie Hughes Aircraft Co. trzy satelity łącznościowe serii Anik C. Będą one wyposażone w urządzenia do łączności na 16 kanałach o centymetrowym zakresie fal, co pozwoli na korzystanie z niedużych stacji zbudowanych na terenie miast i nie będzie powodować zakłóceń interferencyjnych w łączności radiowej na mniejszych częstotliwościach. Pierwszy satelita ma być wystrzelony na początku 1981 r. za pomocą statku nośnego wielokrotnego użytku Space Shuttle.

W.K.

## Wojskowe wersje silnika TFE731

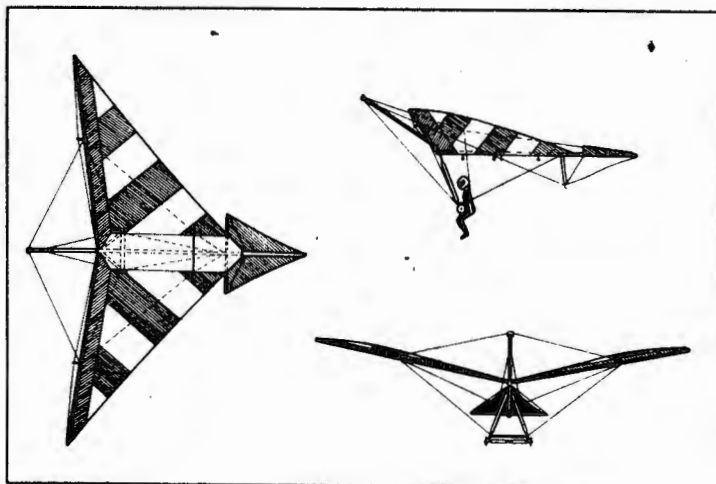
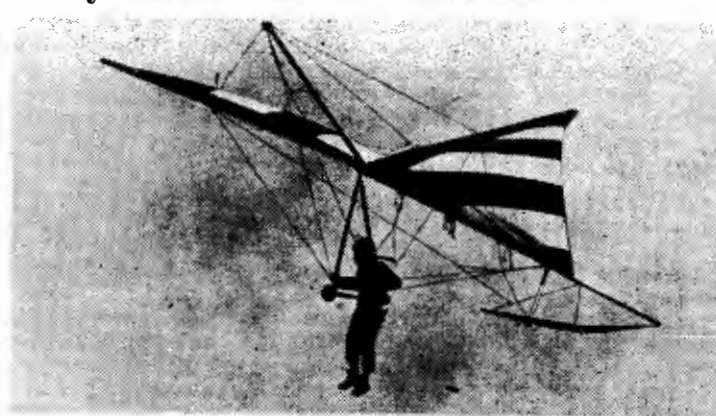
Zawarte zostało porozumienie między firmami Garrett i Volvo Flygmotor w sprawie wspólnego rozwoju wojskowych wersji dwuprzepływowego silnika Garrett TFE731, przeznaczonych dla nowej generacji samolotów treningowych.

Modernizacja silnika podstawowego ma polegać przede wszystkim na zastąpieniu jednostopniowego wentylatora wentylatorem dwustopniowym, o większym sprężu. Większy spręż wentylatora pozwoli na zwiększenie natężenia przepływu powietrza przez wytwornicę silnika, co oznacza zmniejszenie stosunku natężeń przepływu, a tym samym zwiększenie ciągu jednostkowego silnika. Ponieważ ciąg tak przerobionego silnika będzie wynosił tylko 1614 daN, można przypuszczać, że równocześnie zamierza się zmniejszyć średnicę wentylatora, tj. całkowite natężenie przepływu powietrza przez silnik. Wersja o większym ciągu, 1912 daN, ma powstać przez wprowadzenie zmian do wytwornicy silnika, prawdopodobnie chodzi tu o zastosowanie „zerowego” stopnia w sprężarce niskiego ciśnienia (wytwornica silnika TFE731 jest dwuwalowa), co umożliwi dalsze zwiększenie natężenia przepływu powietrza przez wytwornicę. Można poza tym przewidywać, że zostanie podwyższona temperatura przed turbiną. Trzecia wersja, to silnik z dopalaczem o ciągu 2956 daN.

Firma Garrett ma być odpowiedzialna za zespoły wspólne dla wersji cywilnej i wersji wojskowych, natomiast firma Volvo ma zająć się zespołami dla wersji wojskowych i dopalaczem. Mówi się, że próby pierwszego prototypu rozpoczną się po 10 miesiącach od chwili podjęcia decyzji, a pierwszy silnik zostanie przekazany do eksploatacji po upływie dwóch lat.

W.K.

## Nowy układ lotni W-17 Dracula



Arnold Wagner, twórca samolotu akrobacyjnego Acrostar, opracował ostatnio lotnię W-17 Dracula o nietypowym układzie — jest to delta z lekkim skosem do przodu i z umieszczonym z tyłu trójkątnym statecznikiem poziomym.

Przyczyną wielu wypadków lotni typu Rogallo są zjawiska powstające w czasie stromej opadania i spowodowane czy to błędem konstrukcyjnym czy błędem pilotażowym lub też silną turbulencją powietrza. Chodzi tu o to, że przy zerowych lub ujemnych kątach natarcia powłoka płata obwisa, wskutek czego moment ustateczniający jest b. mały i powstających zaburzeń nie można opanować sterowaniem za pomocą środka ciężkości. Nowsze płaty, o większym wydłużeniu i sztywniejszej konstrukcji, są pod tym względem korzystniejsze, jednak i one wykazują małą stateczność spiralną i małą stateczność holendrowania, co powodowane jest przez skos płata. W związku z tym Wagner zastosował w swej lotni oddzielną powierzchnię ustateczniającą ustawioną pod innym kątem niż płat główny, dzięki czemu zawsze przynajmniej jedna z powierzchni nośnych pracuje w sposób prawidłowy. Poza tym duży wznios płata zapewnia większą stateczność poprzeczną i kierunkową.

Podobnie, jak pod względem stateczności, lotnia W-17 różni się od lotni Rogallo także techniką sterowania. Zakręty na tej lotni wykonuje się przez przesuwanie ciała w kierunku zewnętrznym, a nie w kierunku wewnętrznym jak w przypadku płata Rogallo, przy czym pałak sterujący wypycha się w kierunku zakrętu. Osobliwość ta jest wywołana tym, że wskutek dużego wzniosu płata na skrzydle opadającym powstaje większa siła nośna, powodując przechył w pożądanym kierunku. Odmienne sterowanie jest niedogodne z tego powodu, że wymaga dodatkowego przeszkolenia osób latających poprzednio na innych lotniach.

Nowy układ lotni został przebadany na wielu modelach, a następnie na siedmiu prototypach, na których wylatano 250 h. Obecnie W-17 Dracula jest budowana przez firmy Wolf Hirth i Vogel and Meier. Cena wynosi 4250 DM.

Dane techniczne: rozpiętość 9,84 m; długość 6,86 m; wysokość (położenie 3-punktowe) 3,04 m; powierzchnia płata 17,65 m<sup>2</sup>; wydłużenie 5,5; masa 27 kg; masa podwieszona 65 kg minimalna i 95 kg maksymalna; wymiary po złożeniu 5,0×1,2×0,4 m.

W.K.

# Charakterystyki ciężarowe śmigłowców (II)



## Skrzydło

Do oceny masy skrzydła stosuje się wzory z budowy samolotów  $m_{sk} = c_{sk} (9,8 \cdot S_{sk} + 0,08 m)$ , gdzie:  $c_{sk} = 0,8 - 1,15$ . Mniejsze wartości odnoszą się do skrzydeł bez wykrojów, o dużej procentowości i małym wydłużeniu. Lepszą zgodność ze statystyką dają wzory typu  $m_{sk} = c_{1sk} mgl + c_{2sk} S$ ;  $m_{sk} = q_{sk} S$ ,

gdzie:  $q_{sk} = c_{1sk} \frac{mgl}{S} + c_{2sk}$  (wg rys. 9). Główna część masy

skrzydła zależy od momentu gnącego, pozostała część — od jego powierzchni. Wzór półempiryczny

$$m_{sk} = c_{1sk} P_{zsk} \cdot l \cdot \lambda^{1/2} + c_{2sk} S$$

gdzie:  $P_{zsk} = 1/2 \rho V^2 SC_z$ ,  $c_{1sk}$ ,  $c_{2sk}$  — współcz. ze statystyki. Dla skrzydeł o grubości 15÷18% i wydłużeniu  $\lambda = 6-12$ ,  $c_{1sk} = 0,000059$ ;  $c_{2sk} = 12$ . Zastosowanie tytanu zamiast duralu i stali obniża masę o 10÷20%.

Gdy wirniki umieszczone są na końcach skrzydeł, to masa skrzydła zmieniać się będzie zależnie od masy gondoli, masa których z kolei istotnie wpływa na częstości własne drgań śmigłowca. Całkowita masa gondoli rośnie ze wzrostem masy śmigłowca i w dużej części zależy od rozmiarów wirnika. Jeśli założyć, że względna masa gondoli jest proporcjonalna do średnicy wirnika, to masa części skrzydła uwarunkowanej wymaganiami sztywności będzie zmieniać się zależnie od wielkości  $mgl$ .

Przy ustalonym wydłużeniu  $\lambda$  mamy:  $m_{sk} = c_{1sk} mgl + c_{2sk} S$  gdzie:  $c_{1sk} = 0,000285$ ;  $c_{2sk} = 12$ . Zastosowanie zastrzałów może zmniejszyć masę skrzydeł o 25%. Dodatkowo należy zaznaczyć, że dla dla skrzydła śmigłowca mającego niewielkie prędkości lotu, przejście do cieńszych profili ( $g < 15\%$ ) i do dużych wydłużeń ( $\lambda > 6-12$ ) chociaż zapewni pewien zysk na aerodynamicie, to prowadzi do zauważalnego wzrostu masy skrzydła.

## Podwozie

Najprostszy wzór na ocenę masy ma postać:  $m_p = c_p m$ , gdzie:  $c_p = 0,0284$  dla jednowirnikowych śmigłowców i 0,031 dla dwuwirnikowych w tandem i z czterołożowym podwoziem. Zastosowanie uproszczonych schematów konstrukcji podwozia i nowoczesnych materiałów pozwala obniżyć masę podwozia i doprowadzić  $c_p$  do ok. 0,025. Masa podwozia płożowego może wynieść nie więcej niż 2,5%. Wg statystyki wynosi  $c_p$   $poz = 0,013 - 0,025$ .

Przy założeniu ustalonej prędkości lądowania masa podwozia zależy od wielkości mas przyłożonych do kół śmigłowca, określających, przy danym jego typie, wielkości obliczeniowych sił, działających na golenie podwozia, stosownie do typu śmigłowca można otrzymać dokładniejsze wartości  $c_p$ . Masa podwozia zależy również od wielu warunków wpływających z wymagań stawianych śmigłowcowi (współczynnik przeciążeń, prędkość początku hamowania, warunki kotwiczenia itp.). Uściślone wzory oparte są na rozłącznym określeniu mas kół i goleni, np. masę koła z pneumatykiem  $m_{\Sigma k}$  określa się jako funkcję średnicy koła (rys. 10, 11, 12).

Ogólna masa kompletnego koła:  $m_{\Sigma k} = 1,43 (m_{pn} + m_H)$  — w przypadku koła hamowanego  $m_{\Sigma k} = 1,6 \cdot m_{pn}$  — w przypadku koła niehamowanego gdzie:  $m_{pn}$  — masa pneumatyka,  $m_H$  — masa hamulców.

Wzór na ocenę masy goleni ma postać:

$$m_g = 0,04 \cdot l_{podw} P_p^{0,78}$$

gdzie:  $l_{podw}$  — wysokość podwozia,  $P_p$  — obciążenie podwozia.

Całkowitą masę podwozia określa się wzorem:

$$m_p = 1,02 (m_g + m_{\Sigma k})$$

Masa owiewek kół uwarunkowana jest ich rozmiarami i można określić ją z rys. 10 w funkcji średnicy koła.

Masa narty do podwozia wynosi  $m_n = q_n S_n$ , gdzie:  $q_n$  — masa 1 m<sup>2</sup> narty,  $S_n$  — powierzchnia narty. Mechanizm

chowania podwozia prowadzi do wzrostu jego masy o 10÷20%. Ogólnie biorąc, masa podwozia śmigłowcowego jest o 25% mniejsza od masy niechowanego podwozia samolotu.

Do wstępnych obliczeń można przyjąć:  $D_k = \text{const} (m/n_k)^{1/2}$ , gdzie:  $n_k$  — liczba kół. Przyjmując zgodnie z rys. 10 masę koła proporcjonalną do  $D_k^{2,5}$ , dla masy głównych kół otrzymamy

$$m_{\Sigma k} = c_{\Sigma k} \frac{m^{1,5}}{n^{0,25}}$$

gdzie:  $c_{\Sigma k}$  średnio ok. 0,00116.

Masa kół przednich (tylnych) określana jest jw., z uwzględnieniem różnicy w masie kół. Określając masę hamulców, zgodnie z warunkiem pochłonięcia energii kinetycznej, mamy:

$$m_H = K_H m V^{2/2}$$

gdzie:  $K_H$   $sr = 0,504 \cdot 10^{-5}$ ;  $v_H$  — prędkość hamowania (m/s).

Określenie masy goleni i innych elementów podwozia przeprowadza się z uwzględnieniem ich obciążeń i pracy pochłanianej przez amortyzację. Masa płozy ogonowej zazwyczaj nie przekracza 0,1% masy śmigłowca.

## Owiewki silnika

Najwygodniej jest masę owiewek (pokryw) wliczyć w masę kadłuba jako człon  $c_{Sk}$ , tj. przyjmując ich powierzchnię za proporcjonalną do powierzchni kadłuba. Gdy powierzchnia ich nie jest znana, masę można określić, jeśli założyć, że ich powierzchnia jest proporcjonalna do powierzchni silników. Dla silników o zbliżonej względnej masie liniowy wymiar średnio określa się jako  $l = c_1 \cdot N_s^{1/3}$  i odpowiednio powierzchnię jako  $S_{pow} = c_2 S_{pow} \cdot l^2 = c \cdot N_s^{2/3}$

W ten sposób masa owiewek może być oceniona wzorem:

$$m_{ow} = z_w \cdot k_{ow} \cdot (\sum N_s / z_w)^{2/3}$$

gdzie:  $z_w$  — liczba wirników,  $k_{ow}$  — współczynnik, dla szkieletowych owiewek (pokryw)  $k_{ow} = 1,2 - 2,0$ .

Przy znanej powierzchni owiewek ich masa może być określona nieco dokładniej na podstawie statystycznej zależności

$$q_{ow} = c_{1ow} = c_{2ow} S_{ow}$$

Np. dla szkieletowych pokryw średnio

$$q_{ow} = 4,5 S_{ow}^{0,25} \quad \text{lub} \quad q_{ow} = 5 + 0,15 S_{ow}$$

## Silnik i instalacje

Za najbardziej rozpowszechniony wzór do oceny masy silników uważany jest wzór:

$$m_s = C_s m_s = C_s \cdot \gamma \cdot N_s$$

gdzie:  $N_s$  — moc startowa zespołu silnikowego [kW]. W ten wzór wchodzi masa zespołu silnikowego, instalacji paliwowej i olejowej, instalacji chłodzenia i p. pożarowej. Jednak wzór tego typu nie może być stosowany, gdy silniki znacznie różnią się od siebie masą względną.

Dla ustalonej masy względnej silników, masę ich można obliczyć ze wzoru

$$m_s = C_s \cdot N_s$$

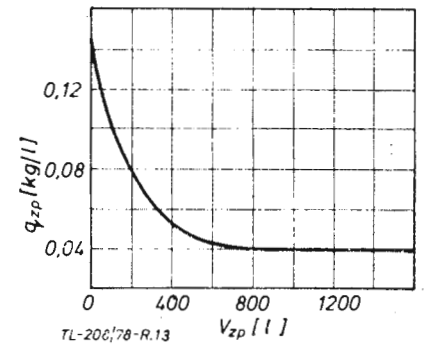
Masa instalacji paliwowej jest proporcjonalna do maks. ilości paliwa a masa pozostałych instalacji silnikowych związana jest z mocą silników i gdy wyodrębnić masę silników, to można otrzymać dokładniejszy wzór:

$$m_s = c_{1s} \gamma N_s + c_{2s} N_s + c_{3s} \cdot m_{paliwa}$$

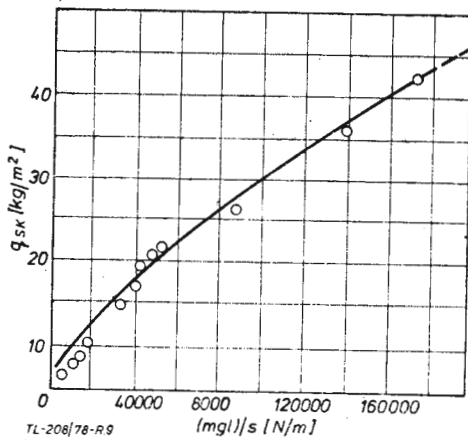
Z danych statystycznych dla śmigłowców z silnikami turbinowymi otrzymano:  $c_{1s} = 1,03$ ,  $c_{2s} = 0,069$ ,  $c_{3s} = 0,062$ .

TABLICA 3. Silniki z instalacjami

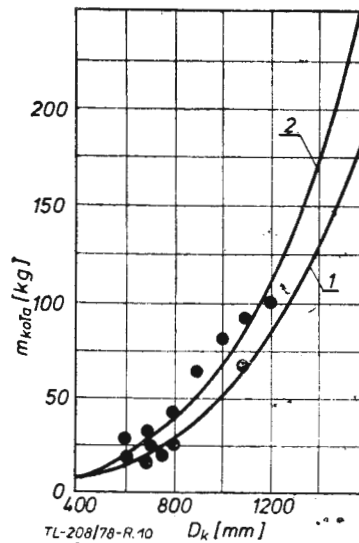
Nazwa	$m_{st}$ g · [kg]	$m_g$ g · [kg]	$m_{ip}$ g · [kg]	$N_s$ [kW]	$m_{pl}$ g · [kg]	$m$ g · [kg]	$\frac{m_{ip}}{m_{pl}}$	$\frac{m_{ip}}{m_{pl}}$	$\frac{s}{g \cdot [kg/]} / [kW]$
<b>Śmigłowce z silnikami tłokowymi</b>									
47J-2	276	197	28	224	120	1 111	0,248		0,88
12E-4	282	197		224	130	1 250	0,226		0,88
S-55	534	390	55	515	483	3 400	0,157	0,114	0,76
S-58	946	646	149	1120	770	5 900	0,16	0,193	0,577
S-56	2 665	2 × 1045	153	2 × 1540	1 200	14 060	0,19	0,128	0,68
S-60	2 640	2 × 1050	97	2 × 1540	1 200	14 060	0,19	0,08	0,68
HUP-2	490	335	27	386	270	2 767	0,177	0,1	0,87
H-21C	887	605	69	1050	900	6 520	0,136	0,077	0,575
<b>Śmigłowce z silnikami turbinowymi</b>									
OH-6A	106	62		233	180	1 090	0,097		0,266
SE-3130	141	112		298	450	1 500	0,094		0,376
S-59	159	106	28	313	400	1 900	0,084	0,07	0,34
204B	329	213	40	808	490	3 856	0,085	0,08	0,264
S-62	222	143	28	920	535	3 400	0,065	0,05	0,155
S-61L	423	2 × 154	81	2 × 1100	1 180	8 620	0,049	0,069	0,14
S-64	1 046	2 × 395	137	2 × 2980	2 640	17 237	0,061	0,05	0,133
CH-53A	1 097	2 × 328	155	2 × 2100	1 700	15 875	0,069	0,09	0,156
CH-47A	850	2 × 263		2 × 1950	1 900	12 950	0,066		0,135
CH-47C	1 120	2 × 304		2 × 2760	3 450	20 865	0,054		0,11



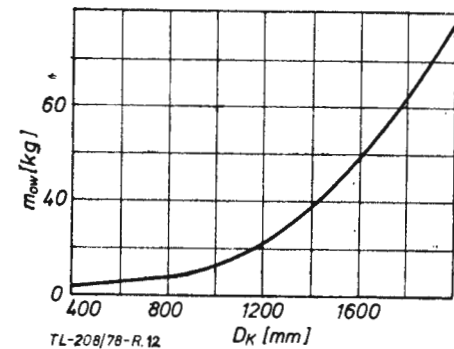
Rys. 13. Zmiana jednostkowej masy zbiorników paliwa ze wzrostem ich objętości



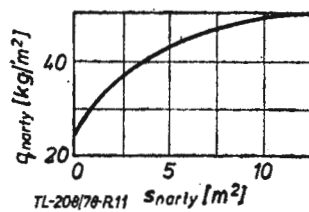
Rys. 9. Zmiana względnej masy skrzydła w zależności od parametru  $mg/l/s$



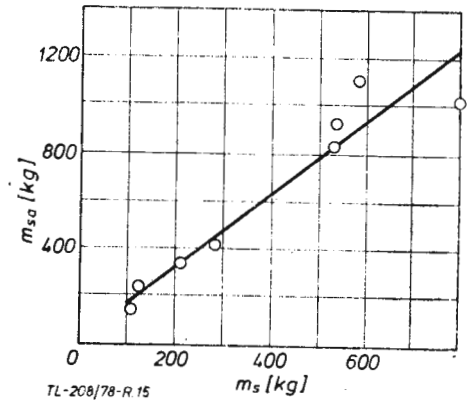
Rys. 10. Zmiana masy koła kompletnego ze wzrostem średnic koła



Rys. 12. Zmiana masy owiewek podwozia w zależności od średnicy koła



Rys. 11. Zmiana jednostkowej masy narty w zależności od jej powierzchni  $S_n$



Rys. 15. Zmiana masy silnika z instalacjami w funkcji wzrostu masy silnika (dla śmigłowców)

Zakładając, że masę części instalacji silnikowej określa się rozmiarami silników, ww. wzór może być uściślony wprowadzeniem czynnika charakteryzującego zmianę masy w zależności od  $N_s^{2/3}$ .

Masę zespołu silnikowego można określić, korzystając z rys. 13, 14, 15.

Dokładniej masa instalacji paliwowej może być określona z pojemności i liczby zbiorników paliwa

$$m_{pl} = q_p V_{zb\ pal} + p_1 n_{zb}$$

gdzie:  $q_p$  — względna masa zbiorników paliwa (rys. 13),

lub z danych pierwowzoru,  $V_{zb\ pal}$  — objętość zbiorników,  $n_{zb}$  — ogólna liczba zbiorników, wliczając w to przedziały wchodzące w konstrukcję skrzydła czy kadłuba,  $p_1$  — średnia masa instalacji paliwowej przypadająca na 1 zbiornik,  $p_1 = 2,8 \div 3,5$  dla jednowirnikowych,  $p_1 = 6 \div 8$  dla dwuwirnikowych z rozstawionymi silnikami.

ciąg dalszy w następnym numerze

Na podstawie „Wiesowyje charakterystyki wiertolota i tch przedwaritelnyj rasczet” G. K. Zurstrina, W. W. Kronsztadtowa, Moskwa 1978, Maszynostrojenije opracował Michał Skrzynecki

WCT/34/K/79

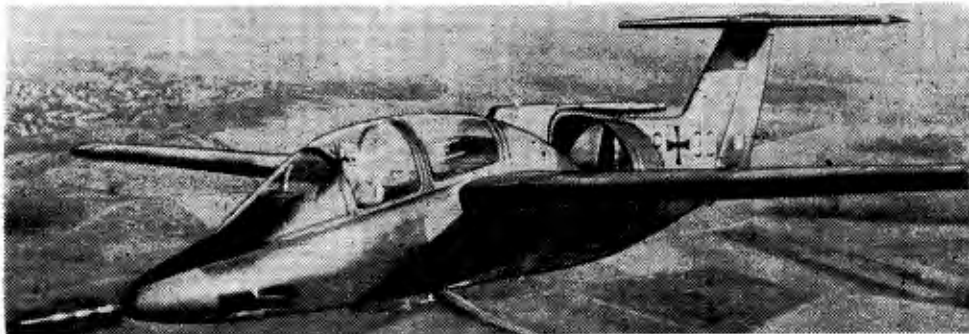


## Samolot szkolno-treningowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, wentylatorowy dwumiejscowy średniopłat o konstrukcji mieszanej z chowanym trójkątowym podwoziem.

**Skrzydło.** Obrys trapezowy, skos ku przodowi 8° w 25% cięciwy. Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, skorupowa z laminatu. Środkowa część zabudowana na stałe do kadłuba. Dźwigary główny i tylny — dwuteowe z przesycanego rowingu. Pokrycia przekładkowe. W noskach zewnętrznych części skrzydła znajdują się integralne zbiorniki paliwowe (po dwa w każdym skrzydle). Pokrycia podparte dzieląciami żebrami. W kesonie, między dźwigarami poprowadzone są sterowania lotek i klap. Lotki i klapy konstrukcji skorupowej, laminatowe. Lotki wyważone masowo, zawieszane w trzech punktach. Klapy typu Folwera, na dwóch podporach. Końcówka skrzydła o kształcie klasycznym, mieści wlew paliwa i zawór odpowietrzenia zbiorników paliwowych oraz światła pozycyjne i nawigacyjne. Zewnętrzne części skrzydeł mocowane są do części środkowej za pomocą czterech sworzni każda (po dwa sworznie przy każdym dźwigarze). Część środkowa dwudźwigarowa — przedni dźwigar prosty, prostopady do osi symetrii samolotu, dźwigar tylny dwuczęściowy, skośny, łączony elementem słowym w płaszczyźnie symetrii samolotu (przez ten element słowy przechodzi wał napędu wentylatora). Nosek i keson w strefie kadłuba wycięte — między dźwigarami mieści się zespół silnikowy. W nosku środkowej części płata znajdują się chłodnice cieczy chłodzącej zespół silnikowy oraz reflektory, w kesonie — wnęki podwozia głównego, w spływie — słowniki hamulców aerodynamicznych, silniczki napędu klap oraz okucia do mocowania tylnej części kadłuba.

**Kadłub.** Trzyczęściowy, o konstrukcji mieszanej. Część przednia o kształcie zbliżonym do kropłowego i przekroju owalnym — ma strukturę skorupową z laminatu, wzmocnioną konstrukcją z rur metalowych. W nosku przedniej części kadłuba mieszczą się: wnęka podwozia przedniego (zamykana dwiema pokrywami uruchamianymi mechanicznie przez samo podwozie), przedział wyposażenia elektronicznego, dostępny przez obszerne wycięcie na grzbiecie noska zamykane oprofilowaną pokrywą oraz słowniki i węzeł zawieszania podwozia przedniego, umieszczony na wrędze siłowej. Za tą wręgą znajduje się kabina pilotów, zajmująca całą resztę przedniej części kadłuba. Fotele pilotów umieszczone są jeden na drugim, przed każdym z nich tablica wyposażona w komplet niezbędnych przyrządów. Fotele i pedały mają regulowane położenie. Istnieje możliwość użycia spadochronów plecowych lub siedzeniowych. Osłony kabiny trzyczęściowe (wiatrochron i dwie osłony otwierane na bok). Kabina przewietrzana i klimatyzowana. Dla ułatwienia wsiadania do kabiny, z lewej strony kadłuba znajdują się chowane stopnie (po jednym dla każdego miejsca). Przednia część kadłuba jest zbliżona kształtem do odrzutowych samolotów treningowych. Zakończenie przedniej części kadłuba stanowi załamana nad przednim dźwigarem wręga siłowa, do której mocowany jest płat, podwozie główne z słownikami, zespół napędowy oraz element nośny (dolny) mocujący tylną część kadłuba. Całość osłonięta jest laminatowymi pokrywami, z których górna zaopatrzona jest we wlot powietrza zasilałający zespół napędowy. Na środkowej części kadłuba (na jej grzbiecie i z dołu) znajdują się światła antykolizyjne. Do środkowej części kadłuba jest również mocowany tunel wentylatora napędowego. Tylna część kadłuba o przekroju krzyżowym jest konstrukcją półskorupową metalową. Mocowana jest do



spływu płata i do dolnego elementu siłowego wyprowadzonego z przedniej części kadłuba. Tylna część kadłuba stanowi jedną całość ze statecznikiem pionowym. Tunel wentylatora napędowego jest konstrukcją skorupową przekładkową. Wyposażony on jest w pierścieniowy deflektor na krawędzi natarcia. Z obu stron tunelu przylegają do jego powłoki płytowe hamulce aerodynamiczne, otwierane do przodu hydraulicznie.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T, obrysy trapezowe. Usterzenie pionowe z silnym skosem. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, półskorupowy, metalowy, wyprowadzony ze struktury tylnej części kadłuba. Ster kierunku konstrukcji metalowej (rura jednoobwodowa), zawieszony w trzech punktach i zaopatrzonej w automatyczną klapkę wyważającą w dolnej części krawędzi spływu. Statecznik poziomy konstrukcji dwudźwigarowej, metalowy. W stateczniku poziomym mieszczą się silniczki napędu kłapek wyważających sterów wysokości. Ster wysokości dwudzielny, konstrukcji metalowej, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie. Każda połowka steru zawieszona w trzech punktach i wyposażona w kłapkę wyważającą.

**Sterowanie.** Sterownice zdwojone (dźwigi i pedały), sterowanie lotkami — popychaczowe, sterem kierunku — linkowe, sterem wysokości — popychaczowe w przedniej części kadłuba, dalej linkowe; napęd kłapek — elektryczny, napęd kłapek wyważających steru wysokości — elektryczny, napęd hamulców aerodynamicznych — hydrauliczny, sterowanie silnikiem — popychacz gładki.

**Podwozie.** Trójkątowe z kołem przednim, chowane i wypuszczane hydraulicznie z możliwością awaryjnego wypuszczenia ręcznego. Podwozie przednie z laminatową golenią sprężystą i samonastawnym kołem na widelcu chowane do noska kadłuba. Podwozie główne z laminatowymi goleniami sprężystymi o kształcie łukowym, chowane do skrzydła i środkowej części kadłuba, laminatowe osłony podwozia mocowane do goleni. Koła podwozia głównego zaopatrzone w tarczowe hamulce hydrauliczne.

**Zespół napędowy.** W prototypie dwie zblokowane dwukomorowe jednostki silnikowe z krzącymi tłokami Audi NSU/RFB Wankel EA 871-L, chłodzone cieczą, umieszczone jedna nad drugą, pracujące w wspólnej przekładnie z reduktorem i sprzęgłem. Moc zespołu napędowego — 224 kW (300 KM). Napęd przekazywany jest za pośrednictwem dość długiego wału na płaszczyźnie śledziopłatowego wentylatora otunelowanego. Skok łopaty wentylatora zmieniany jest hydraulicznie (mechanizm zmiany skoku znajduje się za wentylatorem, przy tylnym łożysku wału wentylatora). Łopaty wentylatora wykonane z laminatu węglowo-epoksydowego. Zespół napędowy zawieszony jest na płacie wewnątrz środkowej części kadłuba, między jego dźwigarami za pośrednictwem amortyzatorów Silentbloc. Wał napędowy wyprowadzony jest przez

wycięcie w elemencie łączącym połówki tylnego dźwigara skrzydła. Tylny łożyskowy wał mocowany jest na tylnej części kadłuba. Każda jednostka silnikowa wyposażona jest we własny rozrusznik i prądnice. Wyloty spalin wyprowadzone są nad otunelowanie wentylatora i zaopatrzone w tłumiki hałasu. Wlot powietrza do zespołu napędowego umieszczony jest na grzbiecie środkowej części kadłuba. Chłodnice cieczy chłodzącej silnik znajdują się w nosku płata. Opracowana została turbina wersja zespołu napędowego z silnikiem Allison C 250-C20 o mocy 294,5 kW (400 KM) i przeniesieniem napędu na wentylator za pośrednictwem reduktora ze sprzęgłem pośrednim. W wersji tej usunięte są chłodnice — na ich miejscu znajdują się kanały wlotowe powietrza do silnika. Wyloty spalin wyprowadzone są na boki środkowej części kadłuba nad skrzydło. Wersja z napędem turbiniowym przewidziana jest do produkcji seryjnej.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Firma RFB (Rhein-Flugzeugbau) istniejąca od 1956 r. początkowo była kooperantem Sportavia-Pützer, następnie wytwórcą podzespołów i struktur płatowców laminatowych (skrzydła i kadłuby). Po koniec lat sześćdziesiątych w RFB wykonano prototyp ekranopłata X-113 prof. Lippischa. W tym też okresie RFB rozpoczęła opracowywanie pierwszych własnych konstrukcji. Zdecydowano się na realizację koncepcji lekkiego samolotu napędzanego wentylatorem otunelowanym. Projekt wstępny był gotowy w 1970 r., w tym samym roku model samolotu wystawiono w Hanowerze na wystawie sprzętu lotniczego. W roku 1972 zbudowano prototyp tego samolotu i po wprowadzeniu pewnych udoskonaleń, rozpoczęto jego produkcję wspólnie z Grumman American pod nazwą Fanliner. Prace nad AWI-2 rozpoczęto w 1974 r. Sukces Fanlinera ułatwił uzyskanie w roku 1975 dotacji rządowej w wysokości 7,5 mln DM na opracowanie i budowę prototypu. W opracowaniu wentylatora i jego otunelowania brała udział brytyjska firma Dowty Rotol (od 1976 r.). Pierwszy lot prototypu AWI-2 Fantrainer odbył się 27 października 1977 r. Drugi prototyp z silnikiem turbiniowym był gotowy w połowie 1978 r. Opracowano również dokumentację kilku wersji o różnych przeznaczeniach: ATI-2 (wersja bojowa do osłony śmigłowców), ATI-2-K1 (trening wstępny) oraz AWI-4/ATI-4 (trening nawigacyjny, misje łącznikowe). Wersje te różnią się od siebie przede wszystkim zastosowaniem dwóch różnych odmian skrzydła (o różnych wydłużeniach) o prawie identycznej konstrukcji. Program prowadzonych jeszcze prób prototypu przewiduje uzyskanie dopuszczenia do akrobacji (wg FAR 23) oraz badania flatterowe w zakresie prędkości do 540 km/h. W chwili obecnej trwają przygotowania do podjęcia produkcji pierwszej serii, liczącej 28 maszyn, termin rozpoczęcia uzależniony jest od wyników prób. Fantrainer, tak jak oczekiwano, charakteryzuje się niskim poziomem hałasu oraz podobieństwem dyna-

## DANE TECHNICZNE (prototyp)

Rozpiętość	9,60 m
Długość	8,02 m
Długość z sondą pomiarową	8,94 m
Wysokość	2,90 m
Powierzchnia skrzydła	13,90 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	6,65
Masa własna	915 kg
Masa startowa maks.	1350 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	97,12 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	6,03 kg/kW (4,5 kg/KM)
Prędkość maks. (H=0)	354 km/h

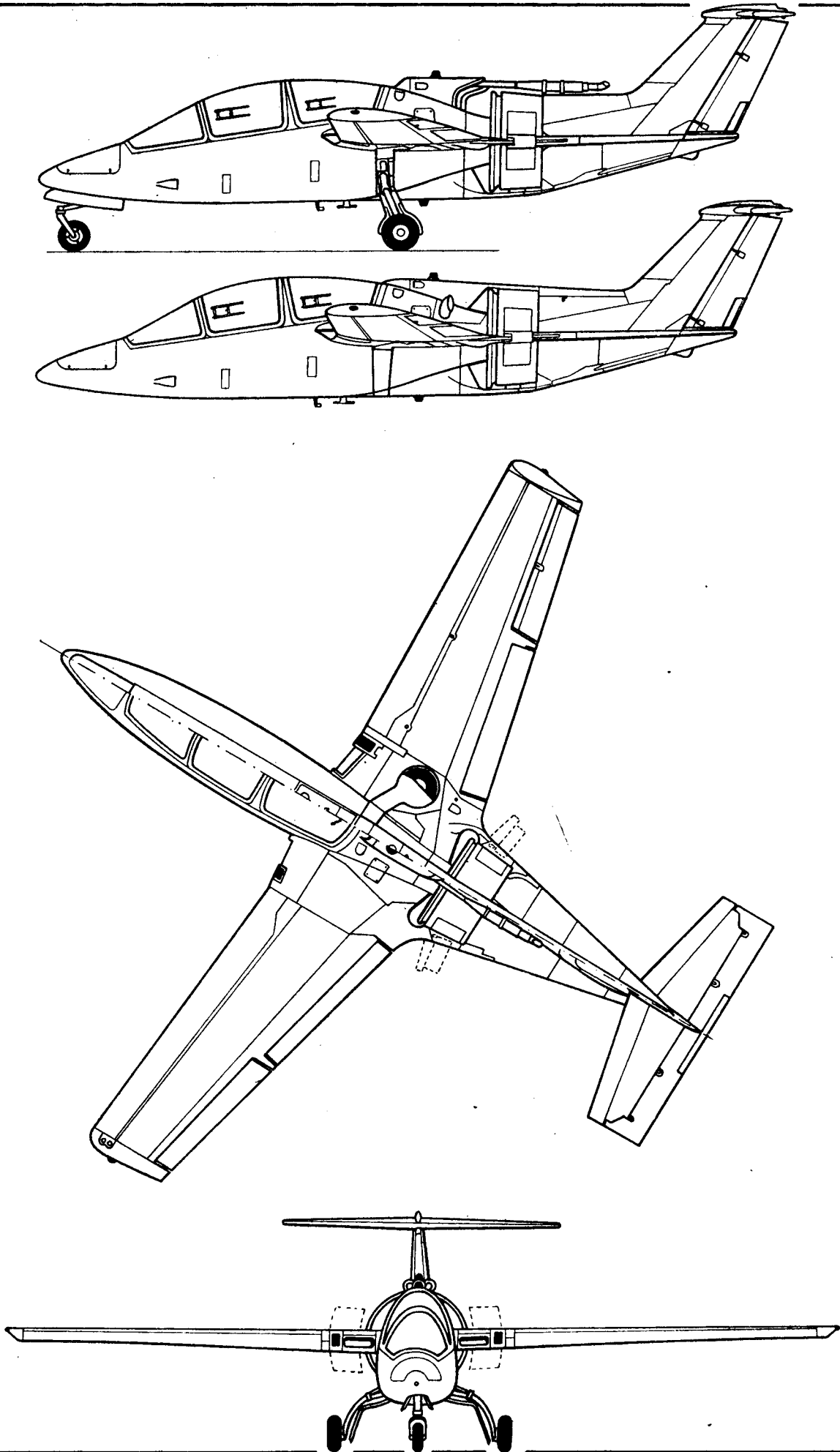
Prędkość maks. (H=6100)	315 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H=0)	320 km/h
Prędkość wznoszenia	7,0 m/s
Zasięg (H=0)	1300 km
Zasięg maks. (H=6100)	1850 km
Pułap	6100 m
Długość startu na 15 m (masa 1100 kg)	305 m
Długość lądowania z 15 m (masa 1100 kg)	410 m
Długość lotu (prędkość przelot. maks., bez rezerwy):	
na H=0	3 h 45 m
na H=6100	5 h
Współczynniki obciążenia	n = +6 - -3

micznym do samolotu odrzutowego, co jest szczególnie cenną cechą przy jego przeznaczeniu do szkolenia pilotów wojskowych. Został on zresztą skonstruowany pod kątem potrzeb lotnictwa wojskowego jako swego rodzaju uzupełnienie samolotu Alpha

Jet (zachowano nawet podobieństwo kabiny). Przewiduje się, że zastąpi on w RFN używane obecnie samoloty Piaggio P-149B. Można przypuszczać, że system napędu zastosowany w Fantrainerze będzie stopniowo wypierać konwencjonalny napęd śmi-

głowy w samolotach lekkich, szczególnie ze względu na możliwość znacznego obniżenia poziomu hałasu. Powstały już pierwsze modyfikacje używanych dotychczas samolotów (np. Islander).

T.M.

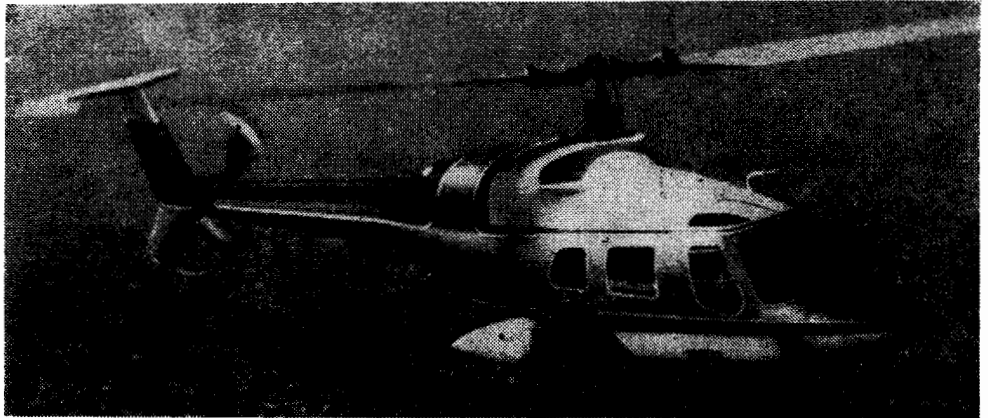


**Wielozadaniowy śmigłowiec  
średniego udźwigu**

**KONSTRUKCJA.** 8–10-miejscowy, dwusilnikowy, jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym, z chowanym trójkątowym podwoziem.

Wirnik i przeniesienie napędu. 2-łopatowy wirnik nośny, łopaty o stałej cięciwie, trapezowo ścięte przy nasadzie. Profil łopaty Wortman FX 71-H-080 o grubości względnej 8%. Część przednią łopaty (do 25% cięciwy) tworzy keson złożony z cewowego dźwigara i krawędzi natarcia wykonanych ze stali nierdzewnej, połączonych nakładkami z laminatu szklano-epoksydowego. Krawędź natarcia stanowi równocześnie wyważenie łopaty. Keson wypełniony jest duraluminowym wypełniaczem ulowym. Część spływową łopaty wykonana jest z planki typu Nomex pokrytej laminatowymi płytami. Łopaty zawieszono na wale wirnika przez stożkowe łożyska elastomerowe. Śmigło ogonowe o stałej cięciwie, wykonane ze stali nierdzewnej. Profil Bell o grubości względnej 10,9%. Obydwa wirniki napędzane są przez skrzynkę przekładniową złożoną z dwustopniowego reduktora i przekładni planetarnej. Przełożenie wirnik główny — silnik 1:27,4; przełożenie śmigła ogonowego — silnik 1:5,08. Prędkość obrotowa na wejściu do skrzynki przekładniowej wynosi 9265 obr/min. Skrzynka przekładniowa ma również dwa wyjścia wałków napędzających pompy hydrauliczne. Korpus skrzynki przekładniowej zawieszony jest w kadłubie przez strukturę typu Nodamatic złożoną z odpowiednio rozłożonych mas na laminatowych wahaczach. Eliminuje ona niemal całkowicie przenoszenie na kadłub drgań pochodzących od wirników i przekładni. Napęd ze skrzynki przekładniowej na śmigło ogonowe przekazywany jest przez biegnący wzdłuż belki ogonowej ciąg czterech identycznych odcinków wału połączonych przegubami Cardana.

Kadłub i usterzenie. Konstrukcja półskorupowa ze stopu lekkiego z zastosowaniem płyt i wypełniacza ulowego. Powierzchnie kadłuba z reguły rozwijalne. W krytycznych obszarach kadłuba konstrukcja fail-safe. Przód kadłuba mieści przedział wyposażenia radiowo-nawigacyjnego i elektronicznego i przedział podwozia przedniego. Kabina mieści w wersji standardowej pilota i siedmiu pasażerów w układzie miejsc 2-3-3, lub dwóch pilotów i sześciu pasażerów w wersji ze zwojonym układem sterowania. Istnieje możliwość pomieszczenia, w wersji o dużym zagęszczeniu kabiny, 10 osób w układzie miejsc 2-2-3-3. Usuwając siedzenia, otrzymuje się ładownię o użytkowej długości 3,80 m. Kabina ma dwoje drzwi do pomieszczenia pasażerskiego i, w zależności od wersji, jedno lub dwoje drzwi do pomieszczenia załogi. Kabina ma wentylację standardową. Dodatkowo może być zainstalowana klimatyzacja i ogrzewanie kabiny.



W środkowej części kadłuba znajduje się szcztakowe skrzydło o niewielkiej rozpiętości mieszczące zbiorniki paliwa i przedziały podwozia głównego oraz reflektory do lądowania. Profil NACA 0035. Wznios 3°12'. Kąt zaklinowania 5°. W tylnej części belki ogonowej znajduje się skośny statecznik pionowy złożony z dwóch części zamocowanych po górnej i dolnej stronie belki ogonowej. Do dolnej części statecznika pionowego przymocowana jest płoza ogonowa i łukowate zabezpieczenie chroniące śmigło ogonowe w przypadku lądowania z opuszczonym ogonem. Przed wirnikiem ogonowym znajduje się stały statecznik poziomy zakończony płytami brzegowymi.

**Podwozie.** Trójkątowe, hydraulicznie chowane podwozie z kołem przednim. Wszystkie zespoły podwozia chowane do przodu. Koła zawieszono na wahaczach. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Kółko przednie ma możliwość obracania się o 360° wokół osi pionowej. Koła główne 6,00–6; ciśnienie 5,18 bara. Kółko przednie 5,00–5; ciśnienie 4,19 bara. Hydrauliczne hamulce tarciowe.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbinowe Lycoming LTS 101-650C-2 o mocy 459 kW (615 KM) zabudowane nad kabiną za wałem wirnika głównego. Łączna pojemność czterech zbiorników paliwa (dwa w kadłubie i dwa w szcztakowych skrzydłach) wynosi 625 l, z czego 617 l jest zużywalne. Pojemność instalacji olejowej 3,2 l na każdy silnik.

**Układ zasilania.** Podwójny układ hydrauliczny z pompami napędzanymi ze skrzynki przekładniowej. Ciśnienie robocze 103,5

bara. Układ elektryczny składający się z dwóch prądnic prądu stałego, dwóch alternatorów i niklowo-kadmowego akumulatora o pojemności 17 Ah.

**Wyposażenie.** Standardowe wyposażenie radiowe VHF. Wyposażenie do lotów bez widoczności. Hak do podwieszania ładunków o masie do 1815 kg.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Prace konstrukcyjne nad śmigłowcem rozpoczęto 1 września 1974 r. Do końca 1976 r. wykonano pięć prototypów, z których pierwszy wykonał swój oblot 13 sierpnia 1976 r. Pierwsze trzy prototypy miały usterzenie typu T z elektrycznie nastawianym statecznikiem poziomym na szczycie usterzenia pionowego zsynchronizowanym ze sterowaniem wirnika głównego. W trakcie badań w locie okazało się, że układ ten wywołuje znaczne momenty pochylające i odchylające przy dużych prędkościach lotu. Na czwartym i piątym prototypie zastosowano stały statecznik poziomy z płytami brzegowymi umieszczony na belce ogonowej przed śmigłem ogonowym. Do końca 1977 r. pięć prototypów wylatało w sumie 700 h. Cztery śmigłowce służyły do prób certyfikacyjnych (FAR, Part 29), a płyty do prób silników. Produkcję seryjną rozpoczęto w zakładach Bella w Fort Worth w styczniu 1978 r. Początek dostaw do klientów planowany jest po uzyskaniu certyfikatu w styczniu 1979 r. Do 1982 r. planuje się wyprodukowanie 1200 maszyn. Przewiduje się również produkcję tego śmigłowca w wersji wojskowej i w wersji przystosowanej do potrzeb ratownictwa morskiego.

**DANE TECHNICZNE****Wymiary zewnętrzne**

Srednica wirnika głównego	11,89 m
Srednica śmigła ogonowego	1,38 m
Cięciwa łopaty wirnika głównego	0,66 m
Cięciwa łopaty śmigła ogonowego	0,254 m
Cięciwa skrzydła szcztakowego przy podstawie	1,55 m
Cięciwa skrzydła szcztakowego przy owiewce	1,49 m
Długość kadłuba	10,98 m
Długość całkowita przy wirującym wirniku	19,32 m
Szerokość całkowita	3,18 m
Wysokość całkowita	3,51 m

Rozstaw kół	2,77 m
Rozstaw osi	3,70 m
Drzwi pasażerskie (każde)	
Wysokość	1,30 m
Szerokość	0,99 m
Wysokość progu	0,46 m
Wymiary wewnętrzne kabiny pasażerskiej	
Długość	2,01 m
Maksymalna szerokość	1,41 m
Maksymalna wysokość	1,30 m
Objętość (łącznie z pomieszczeniem załogi)	5,52 m <sup>3</sup>
Bagażnik	1,05 m <sup>3</sup>

**Powierzchnie**

Łopata wirnika głównego  
 Łopata śmigła ogonowego  
 Tarcze wirnika głównego  
 Tarcze śmigła ogonowego  
 Statecznik pionowy  
 Statecznik poziomy

3,11 m<sup>2</sup>  
 0,21 m<sup>2</sup>  
 110,98 m<sup>2</sup>  
 2,15 m<sup>2</sup>  
 1,72 m<sup>2</sup>  
 0,82 m<sup>2</sup>

**Masy obciążenia**

Masa własna śmigłowca wyposażonego  
 Masa maksymalna startowa i do lądowania  
 Maksymalne obciążenie tarczy wirnika głównego

1928 kg  
 3266 kg  
 27,4 kg/m<sup>2</sup>

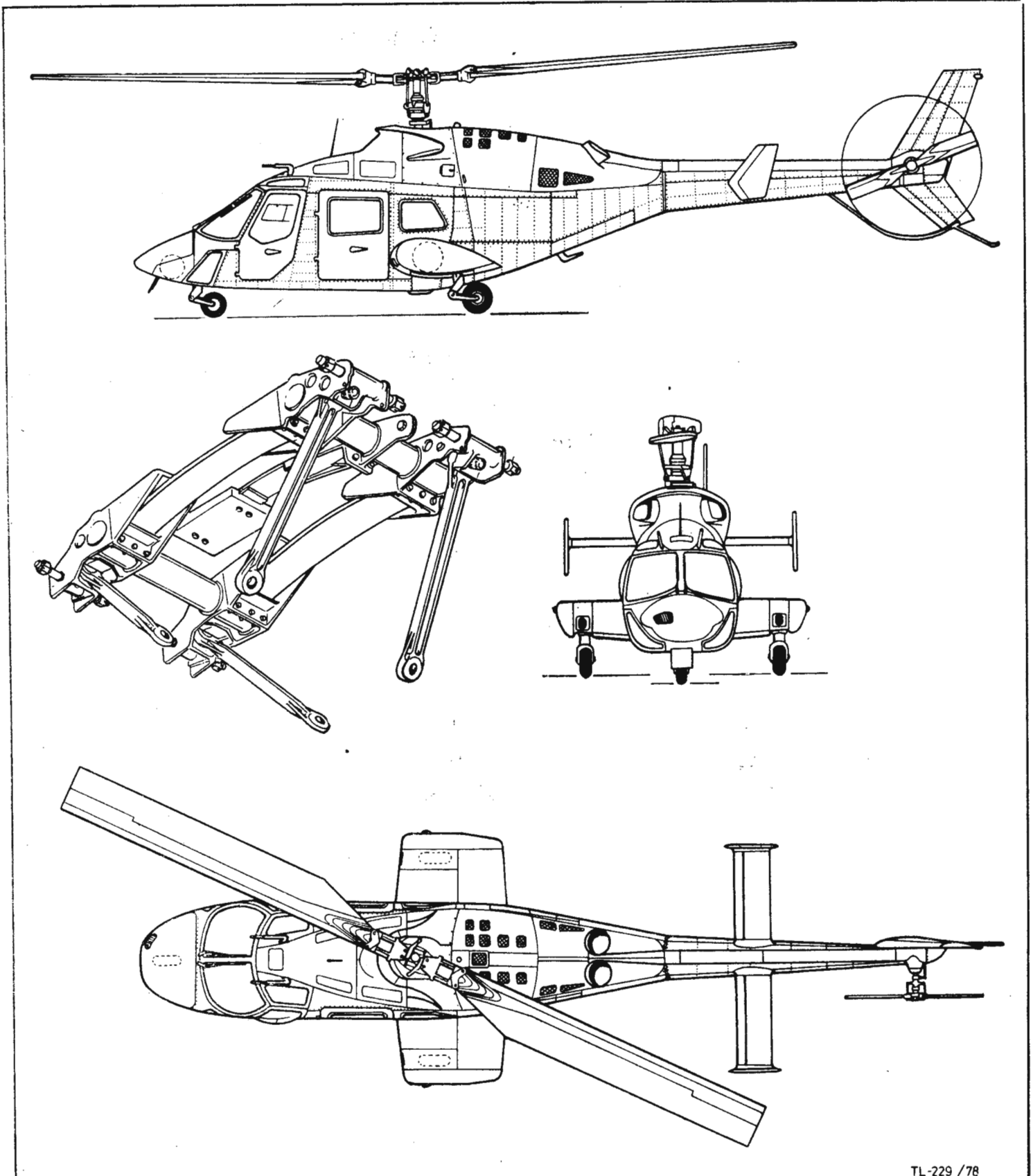
**Osiągi (przy masie 3266 kg)**

Maksymalna prędkość dopuszczalna  
 Maksymalna pozioma prędkość przelotowa  
 na poziomie morza  
 Ekonomiczna prędkość przelotowa na 2440 m  
 Maksymalne wznoszenie na poziomie morza  
 Pułap praktyczny  
 Pułap praktyczny na jednym silniku  
 Pułap w zawisie, bez wpływu ziemi  
 Zasięg (przy 20 min. rezerwy)

323 km/h  
 278 km/h  
 241 km/h  
 2,13 m/s  
 6100 m  
 2245 m  
 2500 m  
 844 km

Mgr inż. Roman Rogalski

Na rysunku pokazano m.in. sprężyste zawieszenie typu Nodamatic przekładni głównej wirnika nośnego



TL-229 / 78



LOTNISKA

- 1 — lotnisko
- 2 — lądowisko
- 3 — l. dla śmigłowców
- 4 — lotnisko trawiaste, l. gruntowe
- 5 — l. z drogą startową
- 6 — l. cywilne
- 7 — l. zapasowe
- 8 — l. wojskowe
- 9 — l. bazowe
- 10 — l. stałe
- 11 — l. polowe
- 12 — l. operacyjne
- 13 — l. wysunięte
- 14 — l. pozorowane
- 15 — urządzenia lotniskowe
- 16 — granica lotniska
- 17 — wysokość lotniska
- 18 — minimum pogody
- 19 — port lotniczy, lotnisko
- 20 — p. (l.) międzynarodowy
- 21 — dworzec lotniczy, budynek dworcowy
- 22 — wieża (kontroll ruchu lotniczego)
- 23 — płyta dworcowa
- 24 — lotniskowa stacja meteo
- 25 — stacja (tankowania) paliw
- 26 — hydrantowy system tankowania
- 27 — (podziemny) zbiornik paliwowy
- 28 — lotniskowa straż pożarna
- 29 — służba ratownicza
- 30 — pole wzlotów
- 31 — pas startowy
- 32 — droga startowa
- 33 — główna d. s.
- 34 — droga (startowa) instrumentalna, d. przyrządowa
- 35 — d.s. przyrządowa z podejściem precyzyjnym
- 36 — próg drogi startowej
- 37 — oś d.s., oś pasa startowego
- 38 — punkt przyziemienia
- 39 — pochylenie niwelety
- 40 — spadek poprzeczny, pochylenie poprzeczne
- 41 — zabezpieczenie przerwanego startu (ZPS), obszar zatrzymania
- 42 — zabezpieczenie wydłużonego startu (ZWS), obszar uprzątnięty
- 43 — droga kołowania
- 44 — nawierzchnia lotniskowa
- 45 — (sztuczna) nawierzchnia drogi startowej
- 46 — nawierzchnia betonowa
- 47 — n. asfaltowo-betonowa
- 48 — n. metalowa, n. z płyt metalowych
- 49 — n. darniowa, n. trawiasta
- 50 — wizualne pomoce do lądowania
- 51 — wskaźnik wiatru, rękaw
- 52 — tarce sygnałowe, płótna sygnałowe
- 53 — wskaźnik kierunku lądowania, znak T
- 54 — znaki osi drogi startowej
- 55 — z. prog u d.s.
- 56 — z. obszaru przyziemienia
- 57 — z. drogi kołowania
- 58 — znak graniczne (poła wzlotów)
- 59 — znak rozpoznawczy lotniska
- 60 — oświetlenie l.
- 61 — światła przeszkodowe
- 62 — ś. zbliżania, ś. podejścia
- 63 — układ (światel podejścia wg) Calverta
- 64 — światła drogi startowej, ogień d.s.
- 65 — ś. prog u (d.s.), ogień prog u
- 66 — ś. obszaru przyziemienia, ogień o.p.
- 67 — ś. dróg kołowania
- 68 — oświetlenie przedpola dworca, o. płyty dworcowej
- 69 — światła graniczne, ogień g.
- 70 — latarnia przeszkodowa
- 71 — oświetlenie awaryjne

K.D.

AIRDROMES

- 1 — airdrome, aerodrome, airfield
- 2 — airstrip, landing field, l. ground, l. area
- 3 — helipad, heliport
- 4 — sod airfield
- 5 — runway a.
- 6 — civil airdrome
- 7 — diversion airfield, emergency a.
- 8 — military a., service a.
- 9 — home a., base a.
- 10 — permanent a., static a.
- 11 — field airdrome
- 12 — operational airfield
- 13 — advanced airdrome
- 14 — dummy a.
- 15 — airdrome facilities
- 16 — a. boundary
- 17 — a. elevation
- 18 — a. weather minimum
- 19 — airport, airdrome
- 20 — international a.
- 21 — air terminal (building)
- 22 — (control) tower
- 23 — apron
- 24 — (airdrome) weather (forecasting) station
- 25 — fuelling station
- 26 — hydrant fuelling dispenser (system)
- 27 — under-ground tank
- 28 — fire-fighting service
- 29 — crash rescue s.
- 30 — movement area, manoeuvring a.
- 31 — strip
- 32 — runway
- 33 — main r.
- 34 — instrument r.
- 35 — precision approach r.
- 36 — r. threshold
- 37 — r. centreline
- 38 — touch-down point
- 39 — runway longitudinal slope
- 40 — r. transverse s.
- 41 — stopway
- 42 — clearway
- 43 — taxiway
- 44 — airfield surface, a. pavement
- 45 — runway pavement
- 46 — concrete p.
- 47 — asphalt-concrete p.
- 48 — mat runway, metal r.
- 49 — sod (ded) surface, grass s.
- 50 — visual ground aids
- 51 — wind direction indicator, windcone, windleeve
- 52 — ground signal panels
- 53 — landing direction indicator, landing T
- 54 — runway centreline markings
- 55 — r. threshold m.
- 56 — touch-down zone m.
- 57 — taxiway m.
- 58 — boundary markers
- 59 — aerodrome identification sign
- 60 — airdrome lighting (system)
- 61 — obstruction lighting, o. lights
- 62 — approach lighting (system)
- 63 — Calvert centreline and crossbar approach lighting system
- 64 — runway l.s., runway lights, range l.
- 65 — runway threshold lights
- 66 — touch-down zone lights
- 67 — taxiway lighting system, t. lights
- 68 — apron lighting
- 69 — boundary lights
- 70 — hazard beacon
- 71 — emergency lighting

K.D.

DIE FLUGPLATZE

- 1 — der Flugplatz, der Flughafen
- 2 — das Fluggelände, die Landefläche, das Landefeld
- 3 — das Hubschraubergelände, der Hubschrauber-Landepplatz
- 4 — der Rasenflugplatz
- 5 — der Pistenplatz
- 6 — (der) ziviler Flugplatz
- 7 — der Ausweichflugplatz, der Ausweichflughafen
- 8 — (der) militärischer Flugplatz
- 9 — der Basenflugplatz
- 10 — (der) ständiger Flugplatz
- 11 — der Feldflugplatz, der Feld-Flugplatz
- 12 — der Einsatzflugplatz
- 13 — (der) vorgeschobener Flugplatz
- 14 — der Schein-Flugplatz, der Scheinflughafen
- 15 — die Flugplatzanlage, die Flugplatzrüstung
- 16 — die Flugplatzgrenze, die Flughafengrenze
- 17 — die Flughafenhöhe
- 18 — die Flughafenwettermindestbedingungen
- 19 — der Flughafen
- 20 — (der) internationaler F.
- 21 — das Abfertigungsgebäude, das Flughafengebäude, der Flughafen
- 22 — der Kontrollturm, der Dispatcherturm
- 23 — das (Abfertigungs) Vorfeld
- 24 — die Flughafenwetterwarte
- 25 — die Flughafenzapfanlage
- 26 — Die Unterflurbetankungsanlage, die Unterflurzapfsystem
- 27 — der Unterflurtank
- 28 — die Flughafenfeuerwehr
- 29 — der Rettungsdienst
- 30 — das Flugfeld, das Rollfeld
- 31 — der Start- und Landestreifen
- 32 — die Start- und Landebahn, die SLB, die Piste, die Flugpiste
- 33 — die Haupt-SLB
- 34 — die Instrumenten-Landebahn, die Instrumentenpiste
- 35 — die Präzisionsanflug-Landebahn
- 36 — der Pistenanfang, der Startbahnkopf
- 37 — die SLB-Mittellinie
- 38 — der Aufsetzpunkt
- 39 — die Längsneigung
- 40 — die Querneigung
- 41 — die Stoppfläche
- 42 — (die) hindernisfreie Fläche
- 43 — die Rollbahn, die Rollstrasse, der Rollweg
- 44 — die Flugplatzdecke, die Flughafendecke
- 45 — die Pistendecke, die Startbahndecke
- 46 — die Betondecke
- 47 — die Asphaltbetondecke
- 48 — die Stahlplattenstartbahn
- 49 — der Rasenbelag, die Rasendecke, die Grasnarbe
- 50 — (die) visuelle Landehilfe
- 51 — der Wind (richtungs)anzeiger, der Windkegel
- 52 — die Signaltürme
- 53 — das Landezeichen, das Landekreuz, das Aufsetztuch, die Wind-T
- 54 — die Pistenachsenmarkierung
- 55 — die Pistenanfangsmarkierung
- 56 — die Aufsetzpunktmarkierung
- 57 — die Rollwegmarkierung
- 58 — die (Flugplatz-) Umräumungsmarkierung
- 59 — das Flughafenerkennungszeichen, das Flughafenkennzeichen

cd. na s. 24

АЭРОДРОМЫ

- 1 — Аэродром, взлётно-посадочная площадка, летное поле
- 2 — Посадочная площадка, летное поле
- 3 — Посадочная площадка для вертолетов, вертолётная станция
- 4 — Аэродром с грунтовым покрытием, грунтовой аэродром
- 5 — А. с ВПП
- 6 — Гражданский а.
- 7 — Запасный а.
- 8 — Военный а.
- 9 — А. базирования
- 10 — Постоянный а.
- 11 — Полевой а., временный а.
- 12 — Оперативный а.
- 13 — Передовой а.
- 14 — Ложный а.
- 15 — Аэродромное сооружение, аэродромное оборудование
- 16 — Граница аэродрома
- 17 — Высота а. (над уровнем моря)
- 18 — Минимум погоды аэродрома
- 19 — Аэропорт, аэродром
- 20 — Международный а.
- 21 — Аэровокзал, здание аэропорта
- 22 — Командно-диспетчерский пункт (КДП), вышка КДП
- 23 — Перрон (аэропорта)
- 24 — Аэродромная метеостанция
- 25 — А. заправочная станция
- 26 — Централизованная (гидрантная) система заправки топливом
- 27 — Подземный резервуар (для топлива)
- 28 — Противопожарная охрана аэродрома
- 29 — Аварийно-спасательная служба
- 30 — Летное поле
- 31 — Взлётно-посадочная полоса (ВПП)
- 32 — Взлётно-посадочная дорожка (ВПД), взлётно-посадочная полоса (ВПП)
- 33 — Главная ВПД
- 34 — ВПП для посадки по приборам
- 35 — ВПП для захода на посадку с помощью РЛС
- 36 — Входная кромка ВПП
- 37 — Ось ВПП
- 38 — Точка посадки, точка приземления
- 39 — Продольный уклон
- 40 — Поперечный уклон
- 41 — Концевая полоса безопасности
- 42 — Зона свободная от препятствий
- 43 — Рулежная дорожка
- 44 — Аэродромное покрытие
- 45 — Покрытие ВПД
- 46 — Бетонное покрытие
- 47 — Асфальтобетонное покрытие
- 48 — ВПП с покрытием из стальных перфорированных плит
- 49 — Дерновый покров
- 50 — Визуальные наземные средства (обеспечения посадки)
- 51 — Ветроуказатель, ветровой конус
- 52 — Аэродромные сигнальные полотнища
- 53 — Указатель направления посадки, посадочный знак Т, посадочное «Т»
- 54 — Маркировка оси ВПП
- 55 — М. входной кромки ВПП
- 56 — М. участка приземления
- 57 — М. рулежной дорожки
- 58 — Пограничные маркировочные знаки, граница летного поля
- 59 — Оповестительный знак аэродрома

cd. na s. 24

**Zachodniemieckie i holenderskie czasopisma lotnicze**

**Der Flieger** ukazuje się od 1921 r. i jest jednym z najstarszych obecnie niemieckich czasopism lotniczych. W miesięczniku zamieszczane są artykuły dotyczące spraw technicznych i ekonomicznych lotnictwa oraz opisy sprzętu lotniczego. Znaleźć w nim można także opisy dziejów rozwoju niemieckich konstrukcji lotniczych. Omawiane są również ważniejsze lotnicze imprezy sportowe. Wiele miejsca zajmują aktualności lotnicze (na początku i w końcowej części czasopisma) — z dziedziny budowy samolotów, przemysłu lotniczego, techniki lotniczo-kosmicznej, rekordów itd. — ilustrowane zdjęciami. W dziale *Pilot prywatny* omawiane są problemy techniczne i prawne latania indywidualnego. *Der Flieger* zamieszcza także przegląd książek nadesłanych i znaczków o tematyce lotniczej.

**Flug Revue** jest bogato ilustrowanym miesięcznikiem o sporej objętości (przeciętnie 82 s.). Znajdują się w nim obszernie artykuły na temat lotnictwa wojskowego i konstrukcji samolotów wojskowych, techniki lotniczo-kosmicznej, polityki lotniczej. We *Flug Revue* publikowane są monografie najsłynniejszych samolotów świata z rysunkami i zdjęciami. W osobnym dziale zamieszczane są informacje dotyczące sportu lotniczego: wyniki rekordów w tabelach, opisy nowych szybowców, samolotów sportowych i konstrukcji amatorskich. Na publikację w dziale szybowcowym częstokroć składają się: obszerny opis szybowca i opinia pilota o nim. Zainteresowani trafią w miesięczniku na cykl na temat jak zbudować samolot sportowy. Sprawa aktualności lotniczych rozwiązana jest we *Flug Revue* nieco inaczej niż w innych czasopismach lotniczych. Są one przedstawiane w formie krótkich artykułków ilustrowanych zdjęciami. Ponadto *Flug Revue* na początku każdego numeru zamieszcza angielskie streszczenie publikowanych artykułów, a w środku często można znaleźć rozkładówkę ze zdjęciem samolotu.

**Aerokurier** jest oficjalnym organem Aeroklubu Niemiec. Znajdują się w nim opisy rozwiązań konstrukcyjnych, samolotów sportowych i szybowców wraz z opiniami pilotów. Wiele miejsca zajmują artykuły poświęcone bezpieczeństwu latania, lataniu bez widoczności i ogólnie ruchowi lotniczemu. W miesięczniku tym zamieszczane są sprawozdania z zawodów lotniczych, głównie szybowcowych oraz opisy lotów rekordowych, a także komunikaty z dziedziny lotniarstwa, sportu balonowego i spadochronowego oraz modelarstwa. Dość dużo miejsca *Aerokurier* poświęca historii lotnictwa niemieckiego i sylwetkom ludzi lotnictwa.

Zagadnieniom sportu lotniczego poświęcony jest także miesięcznik **Der Adler**. Zawiera on materiały związane z przepisami obowiązującymi przy wykonywaniu lotów i użytkowaniu lotniczego sprzętu sportowego. Znacznie mniej miejsca zajmują w tym czasopiśmie opisy nowego sprzętu.

**Modell-Fan** jest miesięcznikiem dla zainteresowanych mo-

delami z tworzyw sztucznych. W czasopiśmie można znaleźć informacje o nowych zestawach modeli samolotów, okrętów, czołgów i in. Miesięcznik zawiera także rysunki i zdjęcia samolotów dawnych i najnowszych. Jest bogato ilustrowany.

Holenderski dwumiesięcznik **Vliegtuig Parade** przeznaczony jest dla hobbystów. Zajmuje się lotnictwem wojskowym i pasażerskim. Publikowane są w nim nowinki konstrukcyjne, a także opisy dawnych samolotów holenderskich. Pismo jest bogato ilustrowane. (mm)

**Typy szybowców i samolotów używanych w Polsce po wojnie**

Interesuje mnie historia lotnictwa, a szczególnie konstrukcje lotnicze Polski Ludowej. Jestem zbieraczem sylwetek i danych technicznych szybowców i samolotów.

W związku z tym zwracam się z uprzejmą prośbą o podanie mi wykazu typów szybowców i samolotów używanych w lotnictwie cywilnym, sportowym, pasażerskim, sanitarnym, dyspozycyjnym itp. w Polsce Ludowej. Szczególnie interesuje mnie sprzęt przedwojenny, poniemiecki, z demobilu, licencyjny oraz pojedyncze egzemplarze produkcji innych państw a użytkowane w kraju. Ponadto proszę o podanie także konstrukcji amatorskich zarejestrowanych.

W przypadku niemożności podania ww. wykazu, proszę o podanie źródła, gdzie można znaleźć powyższe dane.

Stanisław Paluch — Bielsko-Biała

Wykazy typów samolotów i szybowców polskiej produkcji (tzn. rodzimej konstrukcji i licencyjnych) można znaleźć w *TLiA* nr 5/76, 5/77 i 5/78. W miesięczniku *Młody Technik* 8/78 znajduje się zestawienie samolotów sanitarnych, w nr 8/77 samolotów rolniczych (które należy uzupełnić o samoloty Z-37 Čmelak i Thrush), w nr 8/73 samolotów sportowych (wymagający uzupełnienia o Z-50 Akrobat, Z-26, Z-326, Z-526, Jak-18, Jak-12, Rallye i Grumman Tr-2), a w nr 8/69 samolotów pasażerskich, które trochę dokładniej zostały przedstawione w cyklu opisów zamieszczonych w tygodniku *Skrzydłata Polska* od nr 7/69 do nr 9/70. Typy samolotów służbowych pokrywają się ze sportowymi i sanitarnymi, a ponadto jest używany Jak-40. Samoloty poniemieckie użyte przez lotnictwo sportowe są wymienione w książce A. Morgały: *Polskie samoloty wojskowe 1939—1945*. Oprócz śmigłowców naszej produkcji w użyciu znajdują się Mi-6A, Mi-8 i Hughes 300. Z polskich samolotów przedwojennych był używany u nas po wojnie w lotnictwie sportowym: RWD-13, RWD-21 i PWS-26.

Wojnę przetrwały cztery nasze szybowce: Salamandra, Orlik, Wrona i Żaba. Następujące typy szybowców poniemieckich były u nas w użyciu: SG-38, Wundergleiter, SG-40, Grunau Baby IIB i IIA, Olympia-Meise, Weihe, Kranich, Liege-Kranich, Minimoa, Goevier, Rhönbussard, Mü-13 Atalante, Rheinland, Rhönadler, Grunau 8, Rhönsperber i motoszybowiec Motor-Baby. Ponadto były używane czechosłowackie Šohaj, Luňak i Blanik, radzieckie A-9 i Primorec, francuski Fauvel 36 oraz z NRD Libelle Standard.

**DIE FLUGPLATZE — cd.**

- |  |  |
|--|--|
| 60 — die Flugplatzbefeuerungsanlage, die Flugplatzbeleuchtungsanlage       | 66 — die Aufsetzpunktleuchten  |
| 61 — die Hindernisbefeuerung, die Hindernisbeleuchtung, die Hindernisfeuer | 67 — die Rollbahnbefeuerung  |
| 62 — die Anflugbefeuerung  | 68 — die Vorfeldbefeuerung   |
| 63 — das Calvertsystem, das Annäherungssystem, das Anflugbefeuerungssystem | 69 — die Flugplatzbegrenzungsleuchten, die Flugplatzumrandungsfeuer, die Flughafengrenzlichter |
| 64 — die Start (und Lande) bahnbefeuerungsanlage                           | 70 — das Flughafengefahrenfeuer  |
| 65 — die Pistenanfang-Befeuerung   | 71 — die Notbeleuchtung, die Notbeleuchtungsanlage   |
- K.D.

**АЭРОДРОМЫ — cd.**

- |  |  |
|--|--|
| 60 — Освещение аэродрома, световое оборудование а., аэродромная светотехническая установка | 65 — Огни входной кромки ВПП                               |
| 61 — Заградительные огни, з. световые сигналы  | 66 — О. участка приземления                                |
| 62 — Огни приближения, о. подхода  | 67 — Рулежные о., о. рулежной дорожки                      |
| 63 — Система огней приближения, о. приближения   | 68 — Освещение перона                                      |
| 64 — Система посадочных огней, пограничные огни ВПП  | 69 — Пограничные (аэродромные) огни, ограничительные а. о. |
|  | 70 — Оградительный светомаяк                               |
|  | 71 — Аварийное освещение                                   |
- K.D.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom *TLiA*

wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1979 roku

życzy Zespół Redakcyjny

# Charakterystyczne współczynniki aerodynamiczne przy dużych liczbach Reynoldsa

Mgr inż. JAN STASZEK  
Instytut Lotnictwa

-W świetle najnowszych badań tunelowych oraz badań w locie stwierdzono poważne zmiany charakterystycznych współczynników aerodynamicznych przy dużych liczbach Reynoldsa, szczególnie w zakresie przydźwiękowym. W związku z utartymi poglądami, że wpływ liczby Reynoldsa powyżej wartości  $2 \cdot 10^6$  jest raczej niewielki wymagają one konfrontacji z przedstawionymi w artykule wynikami badań zarówno teoretycznych jak i doświadczalnych.

Zmiana współczynników aerodynamicznych przy wzroście liczby Reynoldsa jest związana z budową i rozwojem warstwy przyściennej. Zmiany te są raczej korzystne, ponieważ grubość warstwy przyściennej rośnie wolniej niż liczba Reynoldsa i w wyniku otrzymano zwiększenie  $C_{z \max}$  przy jednoczesnym zmniejszeniu  $C_{x \min}$ , szczególnie przy profilach laminarnych.

W latach pięćdziesiątych utarło się jednak przekonanie, że niewiele można oczekiwać w zakresie poprawy współczynników aerodynamicznych, jeśli liczba Reynoldsa badań tunelowych przekracza wartość  $2 \cdot 10^6$  i że zgodność tych badań z wynikami badań w locie jest, praktycznie biorąc, dostatecznie dobra. Badania amerykańskie podniosły tę granicę do  $6 \cdot 10^6$  ale wg ówczesnych danych różnice nie mogły już być duże.

Jednak badania radzieckie jednoznacznie wykazywały, że zmiany w przebiegu charakterystycznych współczynników aerodynamicznych zachodzą dalej w miarę wzrostu liczby Reynoldsa. Profil 1 W 1012 badany aż do  $Re=5,54 \cdot 10^6$  wykazywał dalszy wzrost współczynnika maksymalnej siły nośnej  $C_z$  oraz zmiany współczynnika  $C_m$  (rys. 1), co sugerowało konieczność prowadzenia badań tunelowych przy coraz większych liczbach Reynoldsa. Późniejsze badania wykazały, że wzrost ten zachodzi dalej i przy  $Re=8 \cdot 10^6$  wynosi jeszcze około 7,5% (w stosunku do  $C_z$  przy  $Re=5,54 \cdot 10^6$ ) z dalszą tendencją wzrostową.

Przy okazji zbadano również wpływ skali modelu na otrzymywane współczynniki przy wzrastającej liczbie Reynoldsa. Okazało się, że w miarę wzrostu  $Re$ , wpływ skali zanika coraz bardziej i przy  $Re=4,5 \cdot 10^6$  jest już pomijalny i mieści się w granicach błędu pomiarowego. Zresztą i przy mniejszych liczbach  $Re$  różnice zachodzą raczej przy dużych kątach natarcia tzn. w zakresach, w których wpływ

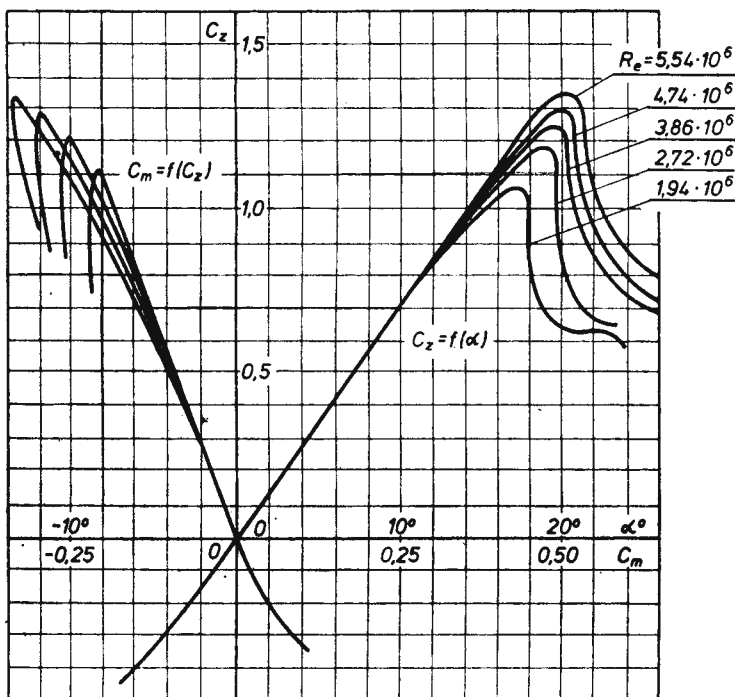
jest z natury rzeczy bardziej wrażliwy i gdy nawet drobne odchylenia wykonawcze powodują duże zmiany (rys. 2)

Niezależnie od tego dalszy postęp techniczny w budowie coraz to większych i szybszych samolotów zaczął ujawniać nowe zjawiska i niezgodności z utartymi poglądami. Sprawa komplikowała się o tyle, że do problemów związanych z energią kinetyczną i lepkością powietrza dołączyły się zagadnienia jego ściśliwości. Do zagadnień różnic w ocenie lub błędów pomiarowych trzeba było podchodzić bardziej ostrożnie i wymagać większej dokładności co miało znaczenie podstawowe szczególnie przy większym wymaganiu dotyczącym konstrukcji, w celu uzyskania możliwie najlepszych wskaźników ekonomicznych i jakościowych w eksploatacji sprzętu, nie mówiąc już o osiągnięciach.

Jako przykład takiej sytuacji można przytoczyć samolot C-5A, w którym przy badaniach w tunelu otrzymano krytyczną liczbę Macha mniejszą o 0,02 niż w badaniach w locie (rys. 3). Ponieważ samolot miał być budowany w większych seriach, okazało się celowe przekonstruowanie skrzydła przez danie grubszego o 2% profilu, co umożliwiło zmniejszenie ciężaru płata o 3%. Poprawiono przy tym własności zmęczeniowe i zwiększono margines bezpieczeństwa, zachowując wszystkie pozostałe osiągi bez zmian z wyjątkiem powiększenia udźwigu użytecznego. Cała ta operacja kosztowała w rezultacie ponad 900 mln dolarów oraz wymagała odpowiedniego nakładu czasu potrzebnego do wprowadzenia wszystkich niezbędnych zmian w uruchomieniu produkcji.

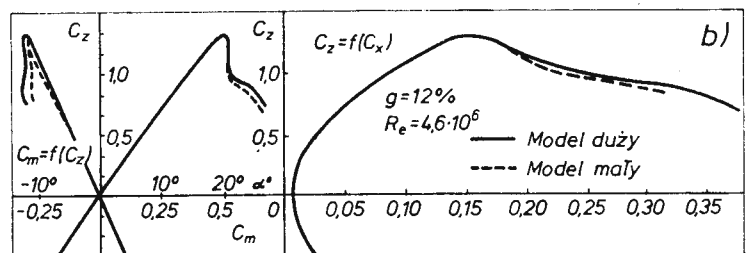
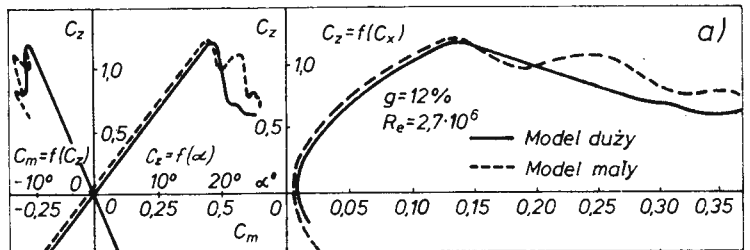
Innym przykładem błędów w ocenie ekstrapolacji pomiarów, chociaż tym razem nie związanym z kłopotami, była niemożność prawidłowego określenia oporu w tylnej części omaskowania silnika odrzutowego. Pomiary wykonane w tunelu aż do  $Re=18 \cdot 10^6$  i  $Ma=0,9$  sugerowały dalszy wzrost współczynnika oporu, podczas gdy badania w locie wykazały jego wyraźny spadek. Wobec stosunkowo dużego przekroju badanej części splywowej omaskowania oraz braku oceny inżektorowego działania strugi gazów, wzrost ciśnienia w tylnej części osłony silnika spowodowany interferencją ścian tunelu wywoływał oderwania opływu zupełnie zniekształcające wyniki pomiarów. Badania w locie wykazały brak oderwań i pozwoliły na skorygowanie współczynnika oporu, który systematycznie zmniejszał się w miarę wzrostu liczby Reynoldsa (rys. 4).

Przyczyną kłopotów jest, ogólnie biorąc, brak oceny wpływu grubości i charakteru warstwy przyściennej na kształtowanie się współczynników aerodynamicznych. Warstwa ta jest oczywiście stosunkowo cieńsza przy większych liczbach Reynoldsa, ale wielkość zmian nie zawsze da się przewidzieć szczególnie, gdy zmiany te zachodzą w obszarze



TL-74/78-R.1

Rys. 1. Zmiany  $C_z$  i  $C_m$  w zależności od liczby  $Re$ . Profil CAGI IW10



TL-74/78-R.2

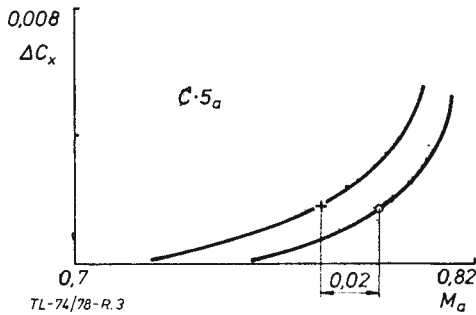
Rys. 2. Zanikanie wpływu skali ze wzrostem liczby  $Re$ . Profil CAGI IW1012

przydźwiękowym, w którym powstawanie fal uderzeniowych komplikuje wpływ dodatkowo.

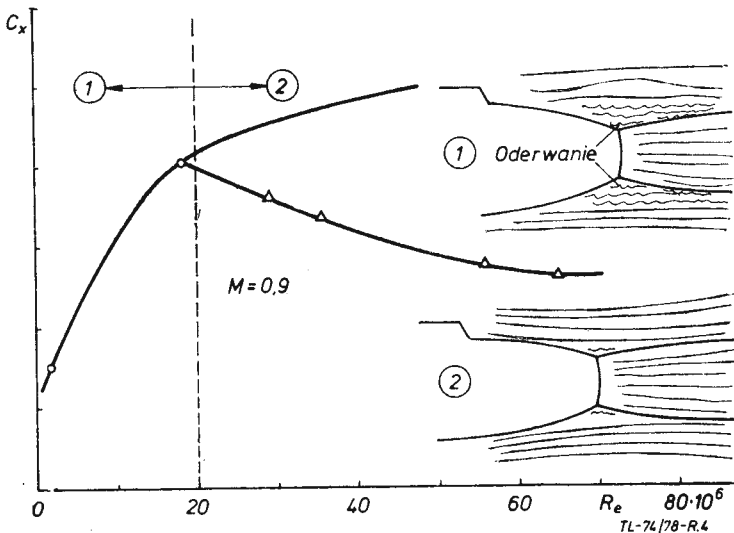
Kłopoty ujawniły się w sposób jaskrawy przy opracowaniu samolotu C-141, gdy różnica w umiejscowieniu fal uderzeniowych spowodowana różną grubością i kształtem warstwy przyściennej osiągnęła ponad 20% ciężkości skrzydła przy konfrontacji wyników badań w locie przy znacznie większej liczbie  $Re$  (rys. 5). Związany z tym faktem inny rozkład obciążeń spowodował 11% zmianę współczynnika momentu „na nos”, co pociągnęło za sobą konieczność przekonstruowania samolotu i spowodowało 9-miesięczne opóźnienie uruchomienia produkcji, nie mówiąc już o konieczności umieszczenia ponad 180 kg balastu wyważającego, obniżającego wskaźniki ekonomiczne samolotu.

Zupełnie niezgodne z rzeczywistością (tzn. z badaniami w locie przy dużych liczbach Reynoldsa) są próby określenia momentu podłużnego samolotu  $M_y$  oparte na teoretycznej ocenie lokalizacji i punktów przejścia przyściennej warstwy laminarnej w burzliwą, lub na badaniach tunelowych przy mniejszych liczbach Reynoldsa. Porównanie danych uzyskanych za pomocą tych dwu metod z wynikami badań w locie przy rzeczywistych liczbach  $Re$  pokazano na rys. 6. Wykresy obejmują wyniki obliczeń współczynnika  $C_m$  dla dwu przekrojów skrzydła w odległości 0,389  $L/2$  oraz 0,637  $L/2$  od osi symetrii samolotu ( $L$  oznacza rozpiętość skrzydła). Wyniki badań tunelowych różnią się zdecydowanie od danych obliczeniowych zarówno co do wartości współczynników jak i co do przebiegu krzywych. Wyniki badań w locie przy dużych liczbach  $Re$  rzędu  $100 \cdot 10^6$  odbiegają bardzo od obydwu poprzednio określonych wielkości. Wszystkie dane uzyskano dla tej samej liczby Macha i tego samego współczynnika siły nośnej  $Ma=0,825$ ;  $C_z=0,4$ .

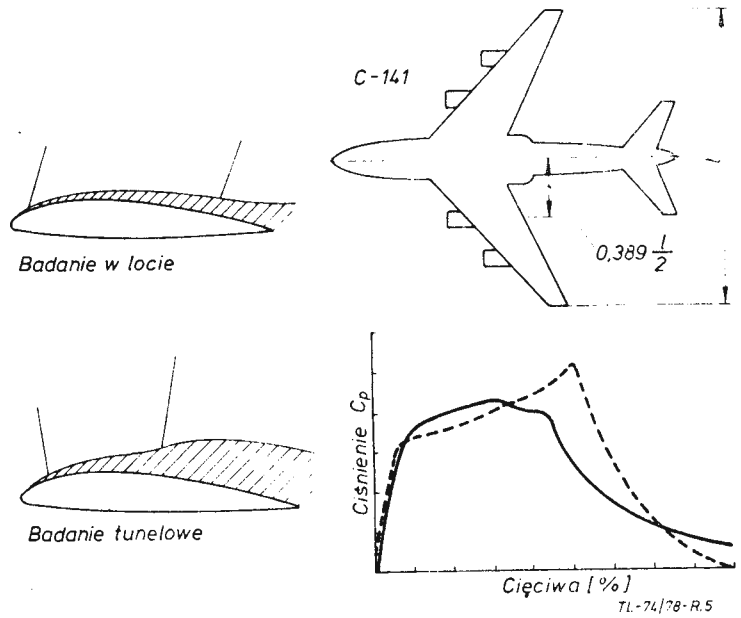
Przy projektowaniu potrzebne są bliższe dane co do charakteru burzliwej warstwy przyściennej oraz wzajemnego oddziaływania na fale uderzeniowe. Najbardziej wiarygodne informacje można uzyskać, prowadząc systematyczne badania w całym zakresie od małych, aż do bardzo dużych liczb Reynoldsa. W szczególności dotyczy to wpływu liczby  $Re$  na miejsce powstawania fali uderzeniowej, na umiejscowienie i zakres obszaru naddźwiękowego oraz na oderwanie strug w pobliżu krawędzi spływu. Badania teoretyczne pozwalają przewidywać zmiany umiejscowienia fa-



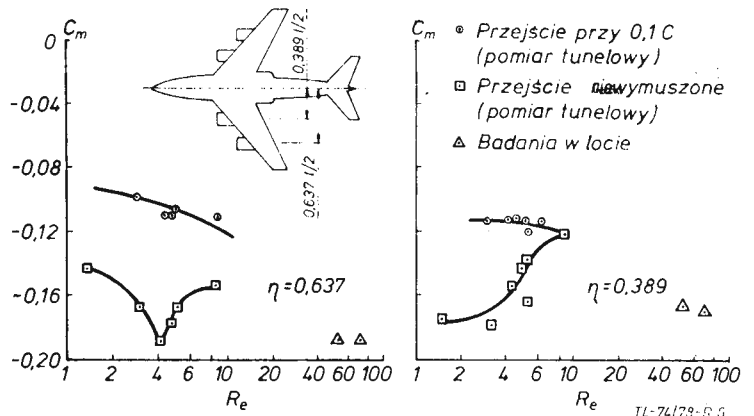
Rys. 3. Ocena krytycznej liczby Macha z badań w tunelu: x — badania tunelowe, o — badania w locie



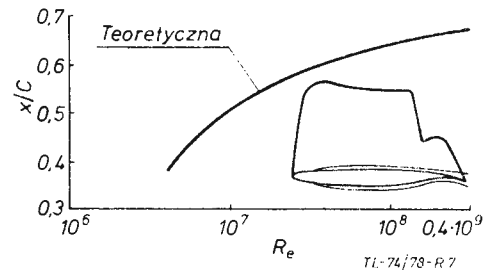
Rys. 4. Charakter opływu i współczynnik oporu tylnej części gondoli silnika odrzutowego: 1 — badania tunelowe, 2 — badania w locie



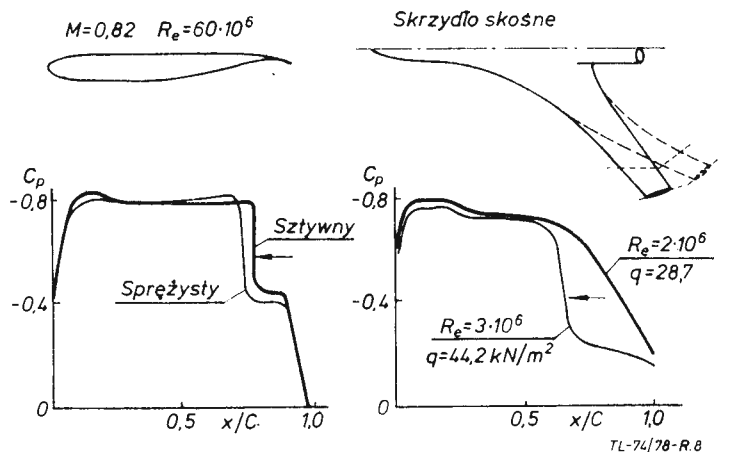
Rys. 5. Wpływ charakteru warstwy przyściennej na położenie fali uderzeniowej



Rys. 6. Porównanie pomiarów współczynnika  $C_m$  z badań tunelowych i w locie ( $Ma=0,825$ ,  $C_z=0,4$ )

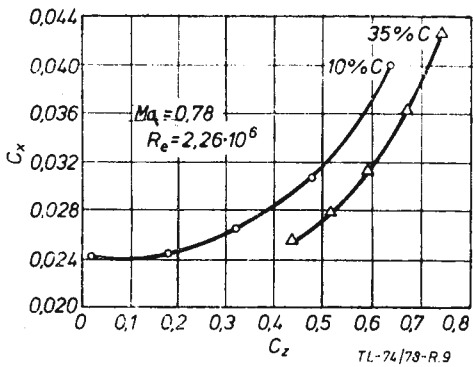


Rys. 7. Wpływ liczby  $Re$  na położenie fali uderzeniowej profilu nadkrytycznego przy  $Ma=0,8$

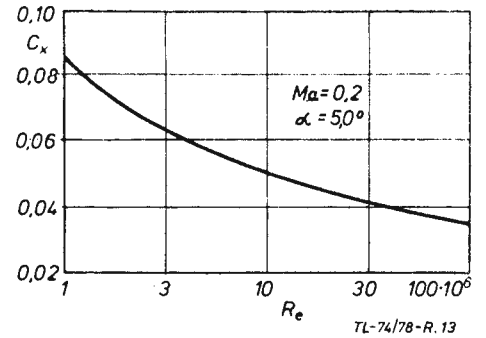


Rys. 8. Wpływ odkształcenia sprężystego na przesunięcie fali uderzeniowej

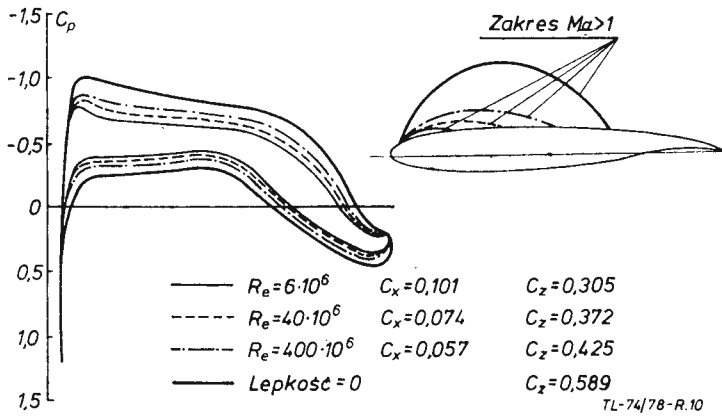




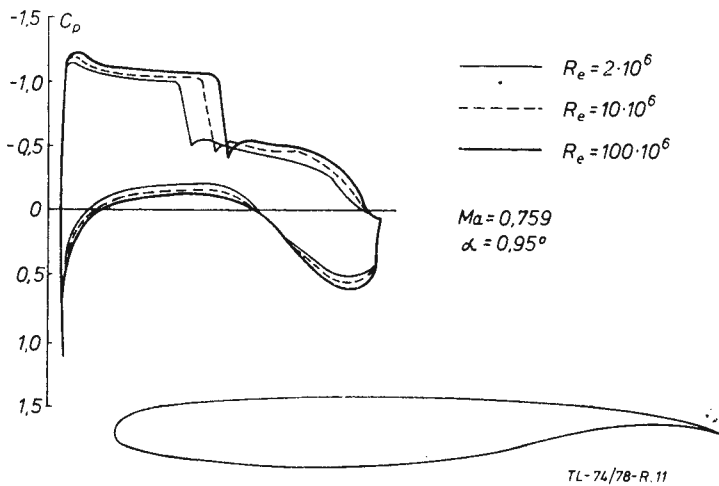
Rys. 9. Wpływ punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą na opór profilu



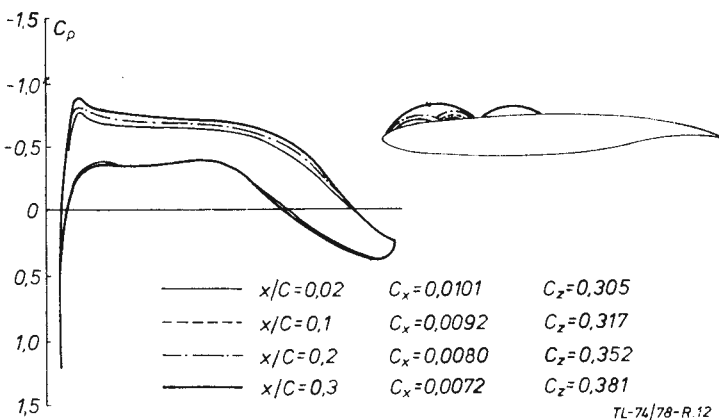
Rys. 13. Zmiana współczynnika oporu średniego samolotu komunikacyjnego przy wzrastającej liczbie Reynoldsa



Rys. 10. Wpływ liczby Reynoldsa na  $C_x$  i  $C_z$  profilu nadkrytycznego przy  $Ma=0,73$



Rys. 11. Rozkład ciśnienia dla typowego profilu nadkrytycznego przy różnych liczbach  $Re$  i takiej samej liczbie  $Ma$  oraz przy tym samym kącie natarcia  $\alpha$



Rys. 12. Wpływ położenia  $x/c$  punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą na  $C_x$  i  $C_z$  profilu nadkrytycznego przy  $Ma=0,73$  oraz  $Re=6 \cdot 10^6$

li uderzeniowej (rys. 7) jednak dane te muszą być poparte i sprawdzone badaniami tunelowymi oraz potwierdzone badaniami w locie. W każdym razie konstruktor musi mieć do dyspozycji aktualne dane dotyczące zjawisk zachodzących w interesującym go zakresie liczb Reynoldsa.

Problem jest o tyle złożony, że nie zawsze fala uderzeniowa przesuwa się ku tyłowi w miarę wzrastania liczby Reynoldsa. Jeśli do wyżej wspomnianych problemów dołączymy jeszcze zjawiska aerospężystości, to możemy mieć do czynienia z przesuwaniami się fali uderzeniowej do przodu, tak jak to pokazano na rys. 8. Odkształcenie aerospężyste modelu nadkrytycznego profilu o wiotkiej krawędzi spływu przesuwa wyraźnie falę uderzeniową ku przodowi w stosunku do modelu sztywnego, tak jak to pokazano z lewej strony rysunku. W odniesieniu do całego skrzydła wzrost ciśnienia dynamicznego odpowiadający stosunkowo niewielkiemu wzrostowi liczby Reynoldsa (od  $2 \cdot 10^6$  do  $3 \cdot 10^6$ ) spowodował odkształcenie sprężyste skrzydła dające znaczne przesunięcie fali uderzeniowej ku przodowi, co automatycznie zmieniło warunki równowagi samolotu, ponieważ przewidywano raczej wędrowkę fali ku tyłowi.

Skrzydła o profilu nadkrytycznym są znacznie bardziej wrażliwe na liczbę Reynoldsa niż poprzednio stosowane, ponieważ gradienty ciśnienia wpływające na warstwę przyścienną są mniejsze. Problem ten ujawniły wyniki badań dwuwymiarowych profilu nadkrytycznego porównane z obliczeniami teoretycznymi. Jako rezultat analiz opracowano technikę przybliżonej symulacji charakterystyk przy rzeczywistej liczbie Reynoldsa dla warunków zbliżonych do użytecznych, wykorzystując tunele LRC (Langley Research Center). Linia przejścia, która uprzednio mieściła się blisko krawędzi natarcia skrzydła, jest przesuwana sztucznie ku tyłowi, tak, że względna, przesunięta grubość warstwy przyściennej na krawędzi spływu skrzydła jest taka sama, jakiej można się spodziewać w warunkach rzeczywistych przy linii przejścia położonej blisko krawędzi natarcia. Badania tunelowe wykazały, że taka technika symulacji zapewnia bardzo dobrą zgodność z charakterystyką profilu przy rzeczywistych liczbach Reynoldsa.

Na rys. 9 pokazano zmianę współczynnika oporu  $C_x$  w funkcji współczynnika siły nośnej  $C_z$  dla skrzydła o profilu nadkrytycznym zaprojektowanego dla rzeczywistej liczby Reynoldsa przy  $Ma=0,78$  i liczbie Reynoldsa ciężkiemu modelowi  $2,26 \cdot 10^6$ . Wyniki podano dla warunków, w których linia przejścia leży o 10% i o 35% ciężkiemu do krawędzi natarcia. Z obliczeń wynika, że przejście przy 35% ciężkiemu symuluje w przybliżeniu warunki istnienia warstwy przyściennej w rzeczywistości. Z porównania widać, że dla zakresu współczynnika  $C_z$  (bliski użytkowemu, tj. ok. 0,6) współczynnik oporu przy tylnym położeniu przejścia jest o ok. 0,005 mniejszy niż przy przednim. Różnica jest znacznie większa niż to wynika przy zwykłym zmniejszeniu tarcia powierzchniowego towarzyszącego tylnemu położeniu przejścia.

Z wykresów na rys. 10 widać wyraźnie jak ważną rolę odgrywa lepkość ośrodka przy prędkościach przydźwiękowych. Przedstawiono na nich rozkłady ciśnienia na nadkrytycznym profilu przy  $Ma=0,73$  dla trzech liczb Reynoldsa:  $6 \cdot 10^6$ ;  $40 \cdot 10^6$  i  $400 \cdot 10^6$ . Należy podkreślić, że przy liczbie Reynoldsa  $6 \cdot 10^6$ , która była uważana za graniczną liczbę, poza którą zmiany już nie zachodzą, współczynniki  $C_z$  i  $C_x$  różnią się zasadniczo od wartości otrzymanych dla tych samych współczynników przy  $Re=400 \cdot 10^6$ . Wzrost  $C_z$  wynosi prawie 40% zaś zmniejszenie  $C_x$  przekracza 43%. Metodą Korn-Garabediana obliczono, że wzrost współczynnika  $C_z$  w przypadku braku lepkości mógłby dla tego profilu osiągnąć nawet 93%. Obliczenia wykonano wg programu analizy przepływu przydźwiękowego z uwzględnieniem przemieszczenia się punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą oraz określeniem oporu tarcia metodą Nash i Mac Donald dla przepływu burzliwego.

W przypadku obszaru naddźwiękowego dostatecznie efektywnego, aby wywołać fale uderzeniowe (np.  $Ma=0,759$  na rys. 11) wzrost liczby Reynoldsa powoduje automatycznie zmiany w rozkładzie ciśnienia i przesuwanie się fali uderzeniowej ku tyłowi co pociąga za sobą konieczność obciążen

skrzydła i wyważenia samolotu. Sprawa ta jest oczywiście bardzo ważna dla konstruktora i może spowodować wiele kłopotów.

Największą trudnością w badaniach jest prawidłowe przewidywanie miejsca oderwań opływu. Ogólnie biorąc oderwanie może nastąpić przy krawędzi natarcia lub w miejscu powstałej fali uderzeniowej jeśli opływ jest przydźwiękowy. Każdy z tych rodzajów oderwań zależy w dużym stopniu od liczby Reynoldsa, a szczególnie pierwszy z nich, ponieważ charakter tworzącego się na krawędzi natarcia oderwania jest zależny w dużym stopniu od sposobu przepływu laminarnego w burzliwy. Zjawisko nie jest jeszcze dobrze poznane i dostatecznie przeanalizowane jak np. gwałtowne wyskakiwanie pęcherzy oderwań na krawędzi natarcia.

Oderwanie opływu może również zaczynać się na krawędzi spływu i przesunąć się ku przodowi w miarę wzrastania kąta natarcia dotąd, dokąd cała górna powierzchnia skrzydła nie zostanie nim objęta. Zostały opracowane metody obliczenia takiego opływu, jednak muszą one każdorazowo podlegać potwierdzeniu doświadczeniami. Istnieją kryteria przejścia przepływu laminarnego w burzliwy dające częściowe sukcesy w praktyce, ale dla profilów nadkrytycznych przy prędkościach przydźwiękowych są one nieużyteczne. Na rys. 12 przedstawiono przy liczbie Reynoldsa  $6 \cdot 10^6$  zmiany rozkładu ciśnienia, oporu i siły nośnej dla profilu z rysunku 10 w zależności od punktu przejścia przyściennej warstwy laminarnej w burzliwą. Zakres zmiany punktu przejścia obejmował obszar od krawędzi natarcia do 30% cięciwy od niej.

Jest rzeczą wartą odnotowania, że przy ustawieniu punktu przejścia w odległości 30% cięciwy od krawędzi natarcia współczynniki  $C_x=0,381$  oraz  $C_x=0,0072$  są bardzo bliskie wartościom uzyskanym przy liczbie Reynoldsa  $40 \cdot 10^6$  pokazanym na rys. 10. Z faktu tego można by wyciągnąć wnioski, że wymuszenie punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą w tunelach o małej liczbie Reynoldsa może dać odwzorowanie opływu przy dużej liczbie  $Re$ , ponieważ i naturalne, i wymuszone przejścia powinny dawać podobną warstwę przyścienną. Jednak, nawet gdy odpowiednio wymuszone zlokalizowanie przejścia daje dobre przybliżenie kształtowania się grubości i charakteru warstwy przyściennej a w konsekwencji również i siły nośnej, to nie mamy bynajmniej pewności, czy rozkład prędkości, a więc i opór tarcia są również dobrze odwzorowane. Problem ten musi być przebadany doświadczalnie niezależnie od analizy teoretycznej.

Według obecnych danych dotyczących wpływu liczby Reynoldsa na wyniki badań tunelowych dokonano przeliczeń zmiany współczynnika oporu średniego samolotu ko-

munikacyjnego w zależności od  $Re$  w zakresie do  $100 \cdot 10^6$ . Wynik tego przeliczenia przedstawiono na rys. 13, przy czym należy podkreślić ponad dwukrotne zmniejszenie współczynnika oporu  $C_x$  przy  $Re=100 \cdot 10^6$  w stosunku do oporu przy  $Re=1 \cdot 10^6$ .

Obecne tunele amerykańskie pozwalają na uzyskiwanie liczb Reynoldsa do zaledwie około  $30 \cdot 10^6$ . Wymienione wyżej dane są otrzymane z badań w locie skonfrontowanych bardzo wnikliwie ze studiami teoretycznymi. Uzyskiwane liczby Reynoldsa nie przekraczały jednak  $100 \cdot 10^6$ , natomiast ujawniły wiele zjawisk wymagających bliższego zbadania. Obliczenia teoretyczne oraz metody symulacji przepływu przy podobnych proporcjach warstwy przyściennej mogą być tylko wskazówką, co może zdarzyć się w locie przy rzeczywistych dużych liczbach Reynoldsa. Ostatnio są budowane w Stanach Zjednoczonych tunele oparte na technice niskich temperatur gazów w tunelu aerodynamicznym (*cryogenic technology*). Zbudowany w Langley Field modelowy tunel 0,3 m na azot, pracujący przy temperaturach rzędu  $80-100^\circ K$  wykazał na tyle obiecujące wyniki, że podjęto budowę dużego tunelu z zastosowaniem tej koncepcji. Ponieważ współczynnik lepkości gazów maleje wydatnie przy obniżeniu temperatury, postanowiono nowy tunel o obiegu zamkniętym również wypełnić azotem, zaś niską temperaturę utrzymywać, odparowując ciekły azot wtryskiwany za przestrzenią pomiarową. Tunel jest napędzany konwencjonalnym wentylatorem i pracuje przy ciśnieniu atmosferycznym. Uzyskiwane w nim liczby Reynoldsa rzędu  $80-100 \cdot 10^6$  nie pokrywają w pełni przewidywanego do osiągnięcia zakresu w badaniach w locie, ale umożliwią większe zbliżenie do nie znanych zjawisk.

Poruszone problemy są tylko niepełną i ogólną informacją o ich istnieniu i wymagają głębszej analizy oraz szerszych badań. Wskazują one, że w zakresie liczb dużych Reynoldsa aerodynamika ma jeszcze wiele do powiedzenia ale poznanie tego zakresu wcale nie będzie łatwe.

#### LITERATURA

1. G. L. JONES: The Transonic Reynolds Number Problem. LRC 1976.
2. P. P. KRASILSZCZIKOW: Praktyczna aerodynamika kryła, Moskwa 1973.
3. R. WIHTCOMB: Introductory Remarks. High Reynolds Number Research. LRC 1976.
4. A. CESSOW: Fluid Mechanics High Reynolds Number Research. LRC 1976.
5. W. FISZDON: Mechanika Lotu, Warszawa 1952.
6. P. J. BOBITT and G. E. CARTER: Report on Theoretical Aerodynamics High Reynolds Number Research, LRC 1976.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### „Pisali o nas 1976÷1977”

Zarząd Główny SIMP bliżej zainteresował się wzmiankami i artykułami, które na temat Stowarzyszenia i jego działalności ukazywały się na łamach periodyków. Dzięki abonamentowi materiałów w Biurze Wycinków Prasowych GLOB Zarząd Główny zgromadził ok. 600 wycinków z 81 gazet i czasopism z lat 1976÷1977 i powielił je w broszurze pod tytułem „Pisali o nas”.

Interesującą treść tego wydawnictwa omówiono w komentarzu, stwierdzając, że prasowe publikacje na temat SIMP przejawiają dziwną niekompletność lub niekonsekwencję. O wielu cennych imprezach i inicjatywach naszego Stowarzyszenia nie było nawet wzmianki w prasie, a pewne — mniej wartościowe — działania SIMP uzyskały w niej szeroki oddźwięk. Stąd wniosek, że albo periodyki nie otrzymały potrzebnych informacji, albo nie umiały ich wyważyć.

W prasie ubiegłego roku nieliczne były wzmianki o pracy kół SIMP, a zupełnie nie pisano o społecznej działalności sekcji naukowo-technicznych.

O ile chodzi o Sekcję Lotniczą, to oczywiście nie został dotychczas powołany do życia organ ds. propagandy i współpracy z periodykami. Jest to niedopatrzenie, które powinno być możliwie przedkorygowane.

Z drugiej strony lotnicza działalność kół zakładowych i Sekcji Lotniczej SIMP niejednokrotnie znalazł swój wyraz w notatkach i artykułach zamieszczanych w *Skrzydlatej Polsce*. Niestety jednak wśród tygodników wykorzystanych w broszurze „Pisali o nas” nie znajdujemy tego tytułu, gdyż GLOB nie robi wycinków z czasopism lotniczych.

Na zakończenie warto podać, że podzielono wycinki prasowe reprodukowane w broszurze „Pisali o nas” na:

- wywiady i publikacje działaczy SIMP,
- VII Kongres Techników Polskich,
- ogólna działalność SIMP,
- koła zakładowe SIMP współtwórcami postępu technicznego,
- konferencje, narady, szkolenia,
- zamek w Rydzynie,
- jubileusze działalności społecznej,
- giełdy postępu technicznego,
- konkursy,
- nekrologi działaczy SIMP.

### Wysokie odznaczenie Centrum Samolotów Lekkich

W 34 rocznicę powstania Polski Ludowej, w uznaniu gospodarczego i społecznego wkładu w rozwój kraju, na wniosek Biura Politycznego Komitetu Centralnego PZPR, wiele zakładów przemysłowych otrzymało wysokie odznaczenia państwowe. Wśród

nich było Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa, któremu Rada Państwa przyznała Order Sztandaru Pracy II klasy. Do sukcesu przyczyniły się znacznie: Sekcja Lotnicza SIMP przy WSK-Okęcie oraz przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie. Z tej okazji zarząd kół SIMP i dyrekcji Centrum serdecznie gratulujemy.

### Sukces inżynierów WSK PZL-Warszawa II

W gmachu Naczelnej Organizacji Technicznej w Warszawie odbyła się uroczystość podsumowania konkursu pt.: *Analiza wartości ważnym instrumentem podnoszenia efektywności gospodarowania*. W konkursie zorganizowanym przez prezydenta stolicy i Wojewódzką Radę Związków Zawodowych wzięło udział 38 przedsiębiorstw, które nadesłały 44 opracowania, dające w sumie ekonomiczne efekty w wysokości 440 mln zł.

Nagrodę III stopnia w wysokości 15 tys. złotych przyznano zespołowi magistrów inżynierów w składzie: A. Szafranek, W. Lubiański, S. Myszka i M. Sażyński z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa II za pracę z dziedziny wyposażenia lotniczego pt.: *Analiza wartości zaworu tratwy pneumatycznej*.

# Wdrażanie spawania wiązką elektronów do produkcji lotniczej

Doc. mgr inż. HENRYK ZATYKA  
Instytut Lotnictwa

Artykuł omawia przebieg wykonania oraz wyniki prac wdrożeniowych nowej metody spawania za pomocą wiązki elektronów. Rozszerzenie wdrożenia tej techniki do produkcji lotniczej zależy jednak od rozwiązania prac badawczo-technologicznych, co wymaga dalszej ścisłej współpracy spawalników, konstruktorów i metaloznawców w zakładach produkcji i branżowych instytutach badawczych oraz politechnicznych.

Istniejąca współzależność pomiędzy rozwojem konstrukcji a rozwojem metod wykonania szczególnie ostro występuje w produkcji lotniczej. Wytwarzanie nowoczesnych, lekkich konstrukcji lotniczych, charakteryzujących się pełnym wykorzystaniem własności mechanicznych użytych tworzyw konstrukcyjnych, wiąże się z koniecznością opracowywania nowoczesnych metod technologicznych. I odwrotnie: nowoczesne metody technologiczne umożliwiają wykonawstwo odpowiedzialnych konstrukcji lotniczych, produkowanych w małych seriach, w sposób możliwie najbardziej ekonomiczny.

Wraz z rozwojem konstrukcji lotniczych rozszerzył się znacznie zakres zastosowania metod spawalniczych, a w szczególności metod nowoczesnych, do jakich należy zaliczyć spawanie elektronowe. Właściwości wiązki elektronów, jako źródła ciepła podczas spawaniu, takie jak: wysoka koncentracja energii cieplnej, łatwość jej dozowania i sterowania oraz przebieg procesu spawania w próżni — wykorzystywane są w pełni przy wykonywaniu złączy spawanych o wysokich i powtarzalnych własnościach wytrzymałościowych, jakie są wymagane w konstrukcjach lotniczych.

W ostatnich latach wzmoczonego rozwoju produkcji lotniczej, zakłady przemysłu lotniczego wykazują duże zainteresowanie wdrażaniem nowoczesnych metod spawalniczych. Przewodzący w tej dziedzinie jest niewątpliwie zakład WSK Rzeszów, który przyczynił się w dużym stopniu do stworzenia bazy rozwojowej techniki spawania elektronowego w kraju oraz pierwszy zastosował tę technikę w produkcji. Z dużą satysfakcją należy odnotować, że spawanie wiązką elektronów już od przeszło dwóch lat jest stosowane w seryjnej produkcji turbin turbosprężarki (produkcja nielotnicza) w Oddziale WSK Rzeszów w Ropczycach.

Spawanie elektronowe zamiast lutowania zastosowano do łączenia wirnika turbiny, wykonanego jako odlew ze stopu na bazie kobaltu lub na bazie niklu, z wałkiem ze stali 40HNMA (rys. 1). Zastosowanie spawania pozwoliło na zwiększenie wytrzymałości złącza i umożliwiło poprawienie warunków pracy turbosprężarki. Wyeliminowano operację prostowania elementów po spawaniu, jak również wykonawstwo otworów technologicznych, co pozwoliło na zmniejszenie pracochłonności wykonawstwa turbin.

Należy podkreślić, że proces spawania wykonywany jest na urządzeniu produkcji krajowej, opracowanym i wykonanym w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Elektroniki Próżniowej w Warszawie. Urządzenie niskonapięciowe (25 kV), z wyrzutnią elektronów o mocy 6 kW. Komora próżniowa w kształcie prostopadłościennym jest wyposażona w przyrząd do równoczesnego mocowania dwóch turbin. Został on już zastąpiony przyrządem do równoczesnego mocowania 6 turbin, opracowanym i wykonanym w WSK Rzeszów. Urządzenie o przeznaczaniu uniwersalnym dostosowano do spawania turbin.

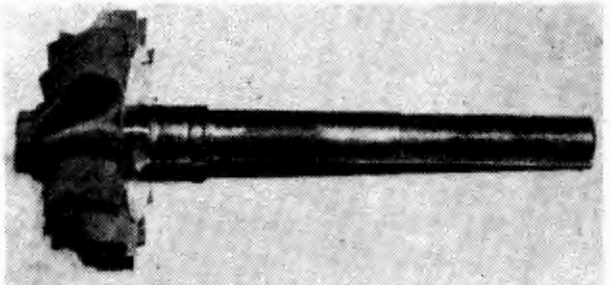
W 1975 r. zakupiono i zainstalowano w WSK Rzeszów urządzenie firmy Steigerwalda (RFN), przewidziane do spawania zespołów lotniczych silników odrzutowych. Urządzenie wysokonapięciowe (150 kV), z wyrzutnią o mocy 15 kW, charakteryzujące się dużą pojemnością komory próżniowej, przewidzianej do spawania zespołów takich, jak np. wirniki sprężarki. Komora próżniowa wyposażona jest w stoły obrotowe, umożliwiające obrót części spawanych w płaszczyznach poziomej i pionowej, które są wysuwane z komory tak, że zakładanie i ustawianie części do spawania oraz wyjmowanie części pospawanych odbywa się poza komorą. Pozwala to, jak stwierdzono w praktyce, na dokładne ustawienie i zamocowanie spawanych części, co w przypadku części i zespołów silnikowych, spawanych najczęściej w stanie obrobionym na gotowo, ma istotne znaczenie.

Na urządzeniu wysokonapięciowym wykonuje się spawanie części silników lotniczych, które zostały dopuszczone do seryjnej produkcji jako spawane, a ponadto prowadzi się prace badawczo-technologiczne dalszych zespołów i części przewidzianych do spawania.

Prace z dziedziny elektronowiazkowej.

Przystąpiono do wstępnych prac rozpoznawczych, które obejmowały przebieg i dostosowanie do prac spawalniczych pieca elektronowiazkowego do topienia metali będących w fazie wykonawstwa. Prace adaptacyjne, których zakres obejmował wykonanie dodatkowej wyrzutni elektronów oraz stolik z przesuwem w komorze próżniowej wykonano w PIE. Pozwoliło to na wykonanie pierwszych prób spawania, które potwierdziły zalety tej techniki spawania, a przede wszystkim wykazały, że jesteśmy w stanie zbudować w kraju własne urządzenie.

Przystąpiono do opracowania i wykonania prototypowego urządzenia krajowego. Zadanie podjął Przemysłowy Instytut Elektroniki przy współpracy z Instytutem Lotnictwa i Instytutem Spawalnictwa, a także przy udziale WSK Rzeszów. Na zamówienie Instytutu Lotnictwa i Instytutu Spawalnictwa opracowano i wykonano dwa urządzenia prototypowe o przeznaczaniu laboratoryjnym. Opracowanie i wykonanie dwu urządzeń prototypowych w okresie dwu lat (urządzenia zainstalowano w 1970 r.), przy braku doświadczenia w zakresie projektowania i wykonawstwa urządzeń tego typu, braku materiałowych, niskim stanie techniki próżniowej i dużych trudnościach wykonawczych — było dużym osiągnięciem technicznym szczupłego grona wykonawców. Posiadanie urządzeń — chociaż prototypowych i wymagających ciągłych modernizacji i napraw — dało możliwość prowadzenia prac badawczo-technologicznych nad opracowaniem procesu spawania elektronowego i ustaleniem zakresu jego zastosowania. Prace takie podjęto w Instytucie Lotnictwa przy współpracy z WSK Rzeszów. W pierwszej kolejności dla części i zespołów z produkcji nielotniczej, tzn. turbin turbosprężarki i łopatek turbiny.



Rys. 1. Spawana turbinka Holseta

Technika spawania wiązką elektronów budziła zainteresowanie spawalników, a w szczególności spawalników lotniczych, już od chwili pojawienia się pierwszych informacji technicznych na temat jej zastosowania, tzn. lat pięćdziesiątych. Podjęcie jednakże praktycznej działalności zmierzającej do opanowania tej techniki było możliwe dopiero w latach sześćdziesiątych, po nawiązaniu kontaktu z Przemysłowym Instytutem Elektroniki, w któ-

Zakres prac badawczo-technologicznych obejmował:

- spawanie elementów próżniowych,
- próby spawania konkretnych części i zespołów,
- badania i próby eksploatacyjne spawanych zespołów.

Spawanie elementów próbnymi miało na celu sprawdzenie spawalności zastosowanych stali i stopów oraz ustalenie orientacyjnych parametrów procesu spawania. Wykonane złącza pod-

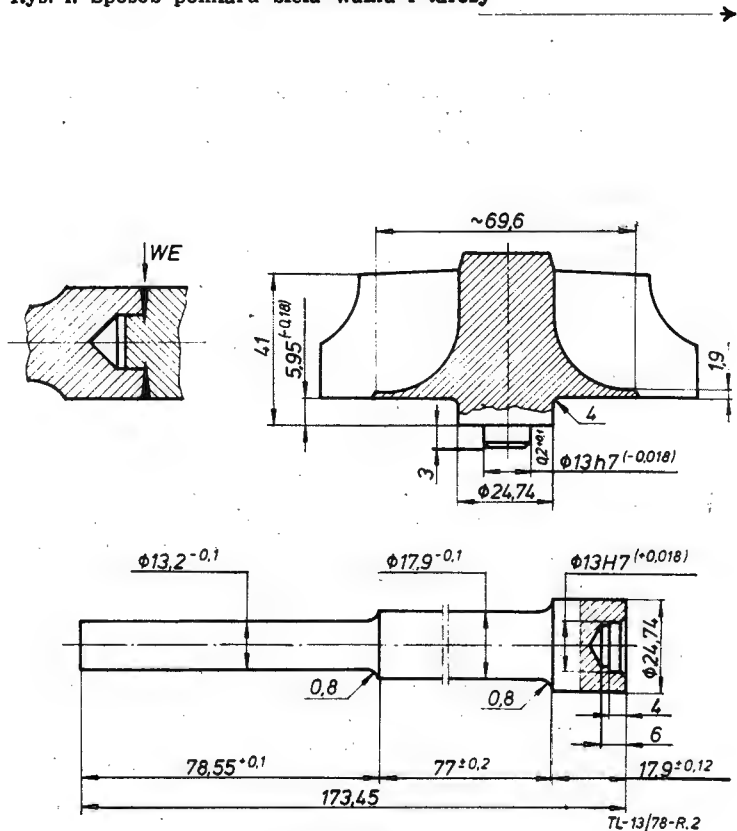
dano badaniom metaloznawczym oraz próbom wytrzymałościowym. Badania metaloznawcze obejmowały badania struktury złącza, pomiary twardości i mikroanalizę rentgenowską. W złączach spawanych turbinek w strefie wpływu ciepła od strony stali 40HNMA

stwierdzono znaczny wzrost twardości, co prowadzi do powstania karbu strukturalnego. Konieczne było zastosowanie obróbki cieplnej (wyżarzania) ujednorodniającej rozkład twardości w złączu. W spoinie i w strefie wpływu ciepła stwierdzono występowanie pęknięć,

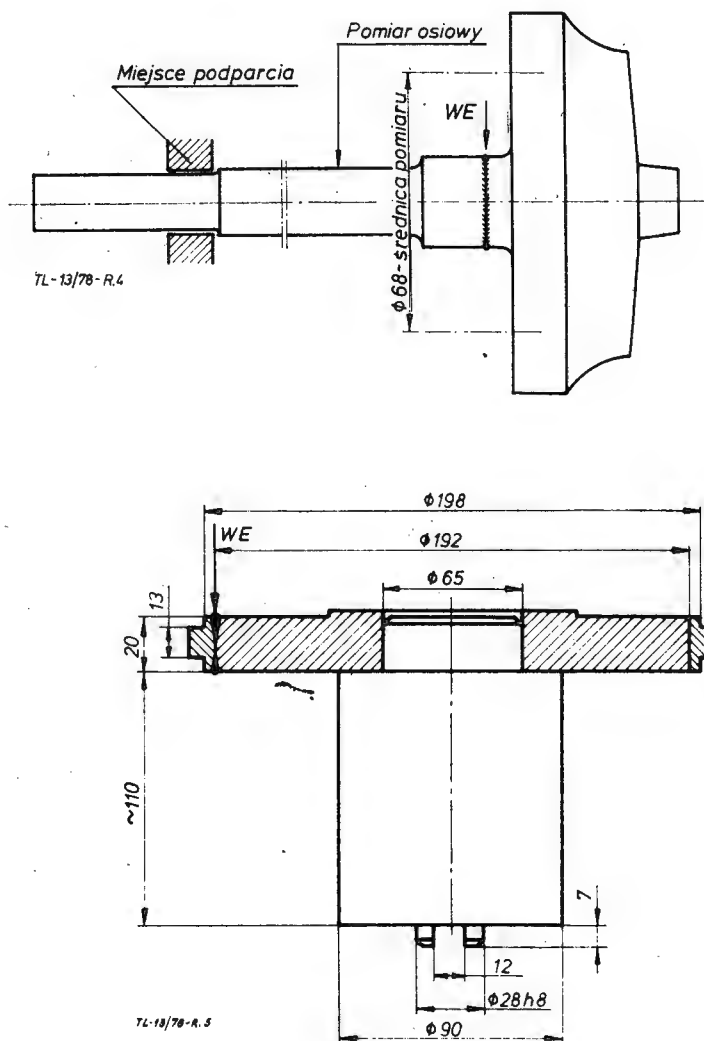
dano obecności wad, spoina ma owalnie zakończoną grań (rys. 3).

Przeprowadzono pomiary odkształceń (bicia) wałka i tarczy turbinki. Pomiary bicia przeprowadzono przed spawaniem (po szczerpieniu w 3÷4 punktach na obwodzie), po spawaniu i po

Rys. 4. Sposób pomiaru bicia wałka i tarczy



Rys. 2. Kształt złącza i wymiary części spawanych



Rys. 5. Podstawowe wymiary i sposób spawania tarczy z pierścieniami



Rys. 3. Fotografia zglądu spoiny wykonanej na urządzeniu krajowym

które wyeliminowano w wyniku doboru warunków spawania, a w szczególności prędkości spawania — konieczne było zmniejszenie prędkości spawania.

Badania wytrzymałościowe obejmowały próbę wytrzymałości na rozciąganie oraz na zginanie. Wytrzymałość złącza spawanych oceniano przez porównanie z wytrzymałością spawanych metali. Wytrzymałość wykonanych złącza spawanych była równa wytrzymałości spawanych metali.

Próby spawania konkretnych części (turbin) miały na celu ustalenie najwłaściwszego kształtu złącza, dokładności pasowania łączonych elementów i optymalnych wartości parametrów procesu spawania, wielkości występujących odkształceń spawalniczych, rodzaju występujących wad i metod kontroli złącza spawanych.

Złącze doczołowe ukształtowano tak, że grubość spawanych elementów w miejscu łączenia wynosi 5,5 mm, a grań spoiny znajduje się w materiale tarczy wirnika. Na rys. 2 przedstawiono kształt złącza oraz wymiary części spawanych. Przy ustalonych wartościach parametrów procesu spawania uzyskiwano spoiny o głębokości przetopu 7,5÷8,5 mm, szerokości od strony lica równej 3,0 mm i od strony grani 0,4 mm. W spoinie nie stwierdzono

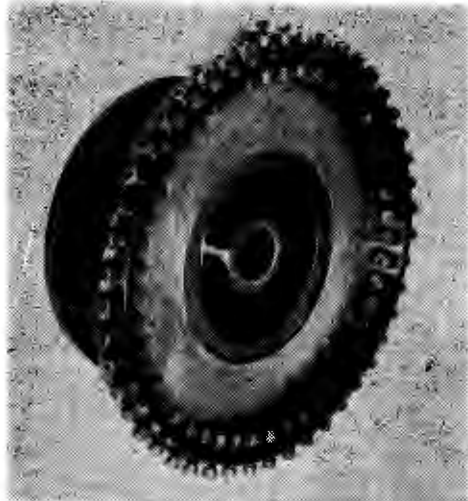
obecności wad, spoina ma owalnie zakończoną grań (rys. 3).

W oparciu o uzyskane wyniki można stwierdzić, że spawanie nie powoduje odkształceń wałka, natomiast odkształcenia spawalnicze tarczy (maksymalna wartość 0,8 mm) są tego samego rzędu, co odkształcenia spowodowane obróbką cieplną — odpuszczanie w temperaturze 400÷500°C.

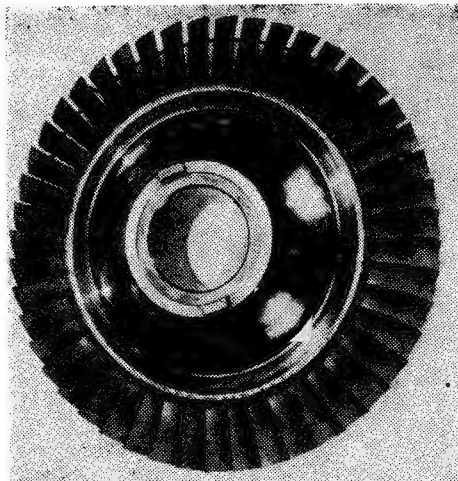
Wady spoin występujące w złączach — to braki pełnego przetopu na całym obwodzie wałka, kraterki przy zakończeniu spoiny oraz pęknięcia w spoinie, najczęściej w kraterze przy zakończeniu spoiny. W spoinach turbin ze stopu 31H114 występowały głębokie kraterki w spoinie na całej jej długości, co należy tłumaczyć dużym zanieczyszczeniem stopu 31H114 gazami.

Braki przetopu i kraterki przy zakończeniu spoiny wyeliminowano przez zastosowanie automatycznego włączania i wyłączania (po wykonaniu określonej zakładki) prądu wiązki. Pęknięcia oraz kraterki w spoinie wyeliminowano przez dobór odpowiednich parametrów procesu spawania, a w szczególności prędkości spawania — prędkości zmieniano w zakresie 6÷9 mm/s. Ustalono również możliwość eliminowania kraterów i pęknięć w spoinach przez powtórne

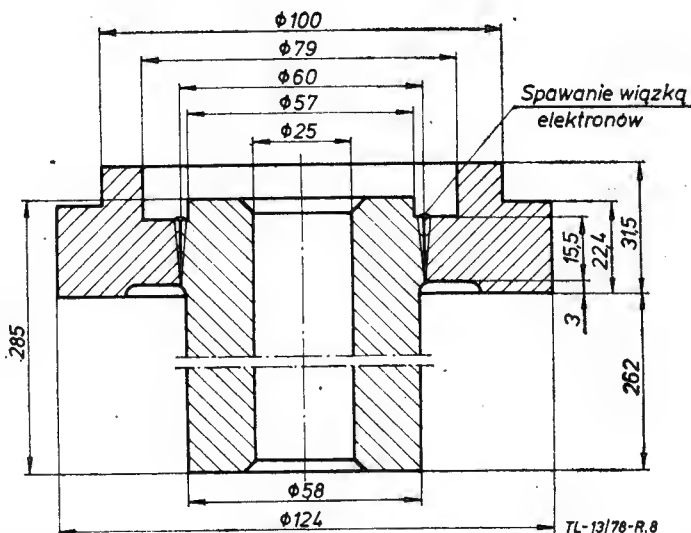
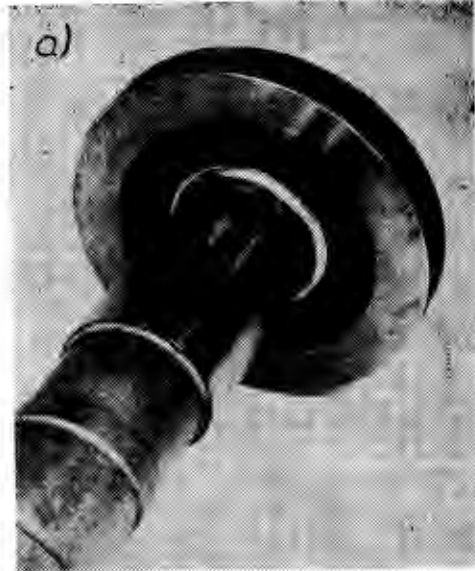




Rys. 6. Przynrząd spawalniczy do spawania łopatek wirnika turbiny



Rys. 7. Wirnik turbiny spawanej wiązką elektronów



Rys. 8. Kształt i wymiary elementów próbnyc do spawania elektronowego w firmach zagranicznych

spawanie (przetapianie próżniowe). Spawanie wykonywano w przynrządzie obrotowym, zapewniającym stałą odległość części spawanych od wyrzutni oraz wzajemny docisk wałka z tarczą. Po spawaniu turbinki podlegają wykańczającej obróbce mechanicznej.

W oparciu o wyniki przeprowadzonych badań i prób opracowano instrukcję technologiczną spawania turbinek i warunki odbioru złączy spawanych. Jako metodę kontroli zastosowano luminescencyjną metodę wykrywania pęknięć.

Wykonano serię informacyjną turbinek spawanych, które po wykonaniu mechanicznej obróbki wykańczającej poddano próbom eksploatacyjnym, które obejmowały próbę na hamowni oraz próbę kwalifikacyjną. Program próby kwalifikacyjnej przewiduje 7-godzinną

pracę turbinki przy wzrastającej liczbie obrotów i temperaturze, przy czym 3 godziny pracy podczas największego obciążenia, to znaczy przy obrotach 85 000 obr/min, w temperaturze 820°C. Turbinki spawane spełniły całkowicie wymagania próby kwalifikacyjnej. Należy podkreślić, że złącza lutowane nie spełniały wymagań próby kwalifikacyjnej, po przekroczeniu 65 000 obr/min następowało zniszczenie złącza. Dopiero po uzyskaniu pozytywnych wyników przeprowadzonych badań i prób eksploatacyjnych podjęto decyzję o zastosowaniu spawania elektronowego w seryjnej produkcji turbinek.

Przy wykonywaniu pierwszych serii produkcyjnych konieczne było korygowanie ustalonych parametrów technologicznych procesu spawania oraz opracowanie i wykonawstwo oprzynrzą-

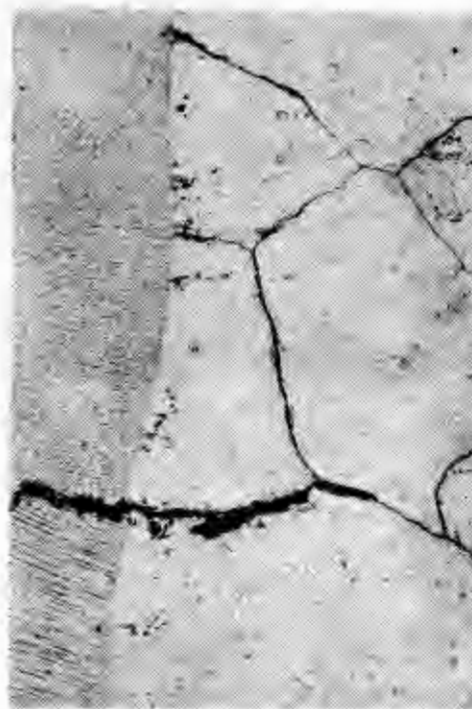
dowania zapewniającego wysoką wydajność — przynrząd do równoczesnego spawania 6 turbinek.

Zakres prac badawczo-technologicznych warunkujących wdrożenie techniki spawania elektronowego jest bardzo szeroki. W przypadku turbinek Holseta jest on uzasadniony nowością procesu spawania i brakiem doświadczenia. W zależności od rodzaju spawanych materiałów, złożoności konstrukcyjnej i technologicznej spawanych części w miarę zdobywania doświadczenia w spawaniu elektronowym zakres prac badawczo-technologicznych można zmniejszyć.

Tak np. przy opracowywaniu techniki spawania łopatek wirnika zmniejszono zakres prac badawczych, a w szczególności badań metaloznawczych złączy spawanych. Spawanie elektronowe zastosowano do łączenia łopatek z tarczą wirnika, zamiast łączenia na zamek typu „jodełka”. Po przeprowadzeniu wstępnych prób spawania stali FV-467, z której wykonano łopatki, ze stalą H46, z której wykonano tarczę, przeprowadzono próby spawania tarczy wirnika z nałożonym pierścieniem ze stali FV-467 o grubości odpowiadającej

TABLICA. Maksymalne wartości odkształceń wałka i tarczy [mm]

Nr turbinki	Pomiar przed spawaniem		Pomiar po spawaniu		Pomiar po obróbce cieplą	
	wałek	tarcza	wałek	tarcza	wałek	tarcza
09	0,04	0,05	0,03	0,44	0,10	0,22
12	0,05	0,01	0,06	0,30	0,30	0,47
07	0,10	0,05	0,11	0,50	0,12	0,55
13	—	—	0,05	0,04	0,24	0,80
10	0,08	0,00	0,08	0,89	—	—
06	0,04	0,015	0,04	0,40	—	—



Rys. 11. Struktura spoiny wykonanej w firmie Sclaky — pow. 250 X



grubości podstawy łopatek (rys. 5). Zastosowano spawanie dwustronne przy parametrach dobranych tak, aby uzyskać przetop na głębokość 8 mm i aby nie następowało stopienie zewnętrznej krawędzi łopatki. Badania metaloznawcze złączy spawanych przeprowadzone na szlifach złącz ograniczono do sprawdzenia kształtu, wymiarów oraz braku wad w spoinach. Wykonanie prób spawania łopatek wiązało się z koniecznością opracowania i wykonania przyrządu zapewniającego prawidłowe rozmieszczenie łopatek — rys. 6. Przyrząd opracowano z myślą wykorzystania nie tylko do prób, ale również w warunkach produkcyjnych. Wykonano próby spawania łopatek. Spawane wirniki (rys. 7) poddano próbom eksploatacyjnym, które obejmowały 6-godzinną pracę w temperaturze 650°C przy 23 000 obr./min. Wszystkie badane wirniki spełniły wymagania próby, spawanie zastosowano w warunkach produkcyjnych.

#### Spawanie części lotniczych

Przy spawaniu odpowiedzialnych części silników lotniczych zakres prac badawczo-technologicznych jest znacznie szerszy. Konieczne jest bardziej wnikliwe przeprowadzenie badań metaloznawczych i wytrzymałościowych złączy spawanych, sprawdzenie powtarzalności uzyskiwanych wyników oraz sprawdzenie własności eksploatacyjnych w warunkach prób długotrwałych, obejmujących resursy 1000, 2000 godzin i więcej. Wydłuża to znacznie cykl prac wdrożeniowych, którego skrócenie będzie możliwe po uzyskaniu większego doświadczenia produkcyjnego.

Zakres niezbędnych prac badawczo-technologicznych najlepiej ilustruje przykład tarczy turbiny napędowej II stopnia. Tarcza turbiny wykonywana jest z odkuwki ze stopu żaroodpornego EI437B (odpowiednik Nimonic 80A). Myśl o zastosowaniu spawania do łączenia tarczy z wałkiem powstała w związku z dużą liczbą braków (spowodowanych rozrostem ziarna), wystę-



Rys. 12. Struktura złącza spawanego wykonanego w Instytucie Spawalnictwa w Halle

pujących podczas wykonywania odkuwek.

Pierwsze próby spawania elektronowego elementów ze stopu żaroodpornego, których celem było sprawdzenie słuszności podjętej decyzji (zastosowania spawania elektronowego), wykonano w firmach (instytutach) zagranicznych, specjalizujących się w technice spawania elektronowego i mających nowoczesne urządzenia. Do prób spawania przygotowano elementy próbne, wykonane z odkuwek tarczy turbiny (rys. 8). Próby spawania wykonano: w Instytucie Spawania Elektrycznego im. Patona w Kijowie (ZSRR), w firmie Sciaky (Francja), w firmie Torvac (Anglia), w Instytucie Spawalnictwa w Halle (NRD). Spawanie elementów próbnych wykonano przy różnych wartościach parametrów i tak:

I. S. E. (ZSRR) — spawanie z dwu stron; napięcie 28 kV, prąd wiązki 300 mA, drugie przejście — 120 mA;

Sciaky (Francja) — napięcie 60 kV, prąd wiązki 70 mA;

I. S. (NRD) — napięcie 100 kV, prąd wiązki 55 mA.

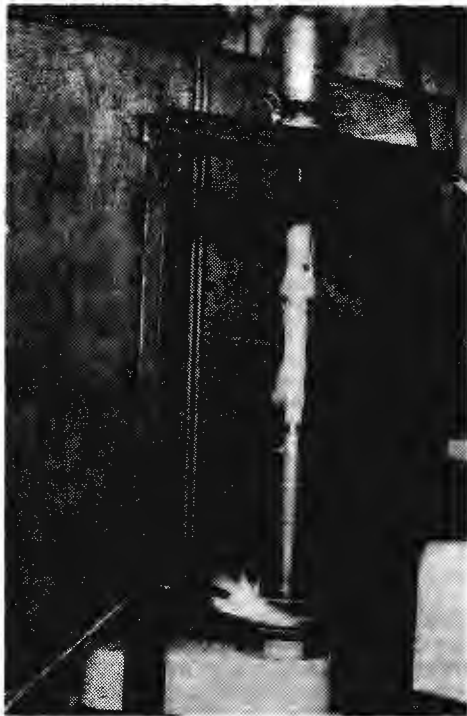
Wykonano badania metaloznawcze złączy spawanych oraz badania wytrzymałościowe spawanego zespołu.

Wygląd zewnętrzny wykonanych spoin nie budził zastrzeżeń (rys. 9). W spoinach wykonanych w firmie Sciaky stwierdzono duże wycieki metalu. Badania struktury spoin wykazały obecność dużych pęknięć w spoinie i w strefie wpływu ciepła w złączu wykonanym w Instytucie im. Patona oraz obecność pęknięć międzykrystalicznych w złączach wykonanych w firmie Sciaky (rys. 10 i 11). Tylko w złączu spawanym w Instytucie Spawalnictwa w Halle nie stwierdzono występowania pęknięć, wystąpił jednak odcinkowy brak pełnego przetopu (rys. 12). Przeprowadzono badanie wytrzymałościowe spawanej turbiny (wykonanej w I.S. w Halle).

Głównymi obciążeniami, wymiarującymi połączenia spawane, są obciążenia od sił masowych tarczy i łopatek oraz obciążenia temperaturowe, powstałe wskutek nierównomierniej temperatury tarczy wzdłuż promienia. Zakładając płaski stan naprężeń w roz-



Rys. 10. Struktura złącza spawanego w elemencie próbnym wykonanym w ZSRR: a) pow. 10 X; b) i c) w strefie pęknięć — pow. 50 X

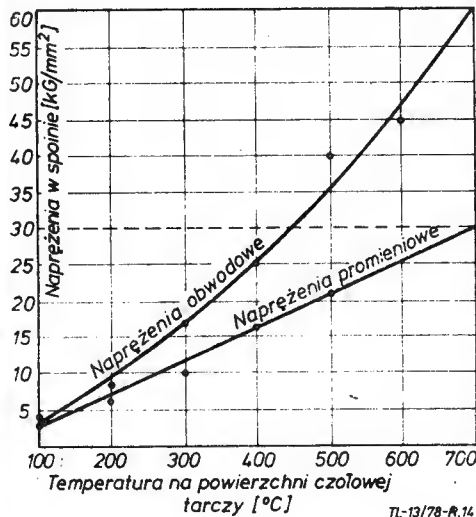


Rys. 13. Stanowisko do badań na zmęczenie cieplne w trakcie nagrzewania tarczy

patrywanym elemencie tarczy, mamy do czynienia z naprężeniami działającymi w kierunku promieniowym oraz naprężeniami obwodowymi. Naprężenia, pochodzące od obciążeń masowych oraz obciążeń temperaturowych, sumują się. Są to obciążenia zmienne (rozruch silnika, obroty maksymalne, stygnięcie silnika). W przypadku tarcz spawanych występują dodatkowo naprężenia spawalnicze. Wprowadzenie do zespołu zmiennych obciążeń promieniowych i obwodowych jest możliwe przez odwirowywanie tarczy, co wiąże się z koniecznością posiadania odpowiedniego stanowiska. Wobec braku takiego stanowiska zastosowano metodę wprowadzenia do zespołu obciążeń cieplnych. Cykliczne naprężenia cieplne spowodowane są występowaniem gradientu temperatury wzdłuż promienia tarczy, okresowo nagrzewanej na powierzchni czołowej i chłodzonej wodą od środka. Naprężenia takie po pewnej liczbie cykli mogą doprowadzić do miejscowego zmęczenia materiału i tym samym do wystąpienia pęknięć zmęczeniowych.

Opracowano i wykonano stanowisko do badań spawanych (rys. 13) na zmęczenie cieplne. Powierzchnia czołowa obracającej się tarczy była nagrzewana do temperatury 700°C i następnie studzona do temperatury pokojowej. Czas nagrzewania tarczy do temperatury 700°C wynosił 4 minuty, a cykl cieplny nagrzewania i studzenia 20 minut. Tarczę poddano 30 cyklom cieplnym, a następnie kontroli rentgenowskiej. Pęknięć w spoinie i w strefie wpływu ciepła nie stwierdzono. Gradient temperatury mierzono za pomocą termopar, i tak np. przy temperaturze na zewnętrznej powierzchni tarczy 700°C uzyskano w środkowej części tarczy temperaturę 300°C, a w rejonie spoiny 70°C.

Przeprowadzono pomiary tensometryczne naprężeń w rejonie spoiny. Dla stanu nagrzania powierzchni czołowej spoiny do 700°C uzyskano: naprężenie promieniowe — 29 kG/mm<sup>2</sup>, naprężenie obwodowe — 60 kG/mm<sup>2</sup>. Wykres



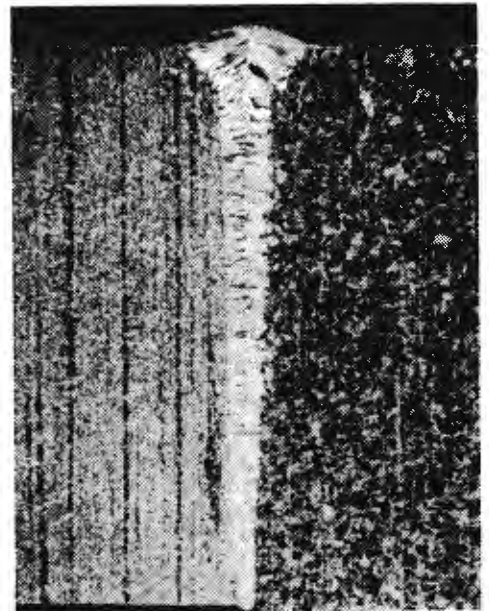
Rys. 14. Wykres naprężeń występujących w spoinie w zależności od temperatury powierzchni tarczy

naprężeń w funkcji temperatury powierzchni czołowej przedstawiono na rys. 14. Granica plastyczności dla stopu EI437B w temperaturze pokojowej wynosi 65 kG/mm<sup>2</sup>. W spoinie osiąga się zatem wysokie naprężenia, zbliżone do granicy plastyczności. Z punktu widzenia wytrzymałości i obciążeń spoiny wydaje się korzystniejsze zastosowanie innego wariantu złącza — spoiny doczołowej wału.

W dalszym etapie prac wykonano obszernie badania złącza spawanych próbek i zespołów spawanych w WSK Rzeszów na urządzeniu firmy Steigerwald. Zakres badań obejmował badania metaloznawcze i wytrzymałościowe. Badano wytrzymałość złączy w temperaturach podwyższonych (600, 700, 800°C) oraz wytrzymałość zmęczeniową w różnych stanach obróbki cieplnej materiału.

W wyniku przeprowadzonych badań i prób ustalono warunki procesu spawania tarczy turbiny, zapewniające spoiny bez wad, o żądanej wytrzymałości (rys. 15). Wykonano spawanie 5 sztuk tarcz turbiny, które po wykonaniu dalszej obróbki mechanicznej dopuszczono do próby długotrwałej — 2000 godzin. Wyniki próby długotrwałej zadecydują o dopuszczeniu techniki spawania do produkcji odpowiedzialnych elementów tego typu.

Reasumując należy stwierdzić, że zakres prac badawczo-technologicznych niezbędnych do wdrożenia nowego procesu spawalniczego w produkcji lotniczej jest szeroki. Sprawna realizacja tych prac wiąże się z koniecznością ścisłej współpracy spawalników, konstruktorów, technologów i metaloznawców, współpracy pomiędzy zakładem produkcyjnym a branżowymi instytutami badawczymi i instytutami politechnicznymi. Zrealizowanie tych wszystkich prac i doprowadzenie do wdrożenia techniki spawania wiązką elektronów w WSK Rzeszów świadczy o dużym zaangażowaniu zakładu w unowocześnianie stosowanych metod produkcyjnych. Należy to zawdzięczać upartej grupie spawalników, dużemu zainteresowaniu i poparciu dyrekcji



Rys. 15. Fotografia zglądu złącza spawanego tarczy turbiny II stopnia wykonanego na urządzeniu Steigerwald w WSK Rzeszów

Zakładu oraz dobrej współpracy z Instytutem Lotnictwa i Instytutem Spawalnictwa.

Wydaje się, że podstawą dalszego rozwoju tej techniki jest dobra współpraca zainteresowanych instytucji i zainteresowanych osób.

#### LITERATURA

1. Spawanie wiązką elektronów — stolik manipulacyjny. Sprawozdanie ILot. nr 5/DM-1/68.
2. Badania charakterystycznych własności strukturalnych, wytrzymałościowych i odporności na korozję złączy spawanych wiązką elektronów stali nierdzewnych i stopów żaroodpornych. Sprawozdanie ILot. nr 31/BM-1/71.
3. Badania strukturalne i wytrzymałościowe złącza spawanych wiązką elektronów stopu EI-437B oraz stopu tytanu. Sprawozdanie ILot. nr 14/BM-1/72.
4. Badania i próby spawania wiązką elektronów części silników lotniczych — etap I. Sprawozdanie ILot. nr 22/BM-1/72.
5. Badania wytrzymałościowe tarczy spawanej turbiny napędowej. Sprawozdanie ILot. nr 7/BP/PB/72.
6. Badanie wytrzymałości złączy spawanych wiązką elektronów stopów żaroodpornych w podwyższonej temperaturze i przy różnych stanach obróbki cieplnej. Sprawozdanie ILot. nr 23/BM-1/73.
7. Urządzenie do automatycznego wykonywania spoin obwodowych. Sprawozdanie ILot. nr 31/BM-1/73.
8. Sprawozdanie serii informacyjnej wybranych części i zespołów do badań i prób eksploatacyjnych. Sprawozdanie ILot. nr 34/BM-1/73.
9. Badania i próby spawania wiązką elektronów elementów silników lotniczych. Sprawozdanie ILot. nr 53/BM-MI/74.
10. Sprawozdanie WSK Rzeszów nr 22/49/74/RKM z badań i prób spawania elektronowego koła turbiny z wałkiem.
11. Badania metalograficzne spawanych turbin Holseta. Wyniki badań ILot. nr 31/BM-1/74.
12. Spawanie wiązką elektronów wałów z tarczą turbiny II stopnia ze stopu EI-437B w pozycji poziomej. Wyniki badań ILot. nr 29/BM-1/76.
13. H. ZATYKA, B. BIALIC: Spawanie wiązką elektronów odpowiedzialnych części maszyn. *Biuletyn Instytutu Spawalnictwa* nr 67 1976.
14. H. ZATYKA: Wdrażanie nowoczesnych metod spawalniczych do produkcji lotniczej. *BILL* nr 5/72+1975.
15. H. ZATYKA: Spawanie wiązką elektronów w Polsce. *Przegląd Spawalnictwa* nr 10—11 1976.



# Przyczyny uszkodzenia połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych w czasie ich eksploatacji

Mgr inż. MIECZYSLAW STUKONIS  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Przedstawiono warunki pracy połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych do przekazywania momentu obrotowego. Omówiono przyczyny uszkodzenia tych połączeń w czasie eksploatacji. Podano przykłady takich uszkodzeń oraz sposoby zapobiegania im.

Przekazywanie momentu obrotowego od wału silnika do poszczególnych wydzielonych zespołów (np. przekładni śmigła, skrzynki napędów) i oddzielnych agregatów odbywa się poprzez układy kół zębatach i ogniwa pośrednie w postaci sprężystych wałków skrętnych mających po obu końcach wielowypusty.

Wielowypusty mogą mieć kształt prostokątny, trapezowy (trójkątny) lub ewolwentowy. W konstrukcjach lotniczych stosuje się zwykle w wałkach sprężystych wielowypusty o kształcie ewolwentowym. Połączenia wielowypustowe mają wiele zalet w porównaniu z innymi rodzajami przekazywania momentu obrotowego, a mianowicie:

- lepsze środkowanie części na wałkach,
- mniejsze osłabienie wałków,
- możliwość przekazywania dużych obciążeń,
- możliwość zastosowania nowoczesnych technologii wykonania, szczególnie dla wypustów o kształcie ewolwentowym, które można obrabiać metodą obwiedniowego frezowania za pomocą frezów ślimakowych o zarysie trapezowym,
- możliwość wykonania powierzchni pracujących z dużą dokładnością.

Wymiary wypustów dobiera się według średnicy wałków. Są one obliczone na dociski, zginanie i ścinanie według średniej średnicy przy maksymalnym momencie obrotowym. Siła działająca na wielowypust może być określona za pomocą wzoru:

$$P = \frac{2M_{\max}}{d_r} = \frac{4M_{\max}}{D_z + D_w}$$

gdzie:  $M_{\max}$  — maksymalny moment obrotowy,  $D_z$  — średnica zewnętrzna,  $D_w$  — średnica wewnętrzna.

Rzeczywiste naprężenia zginające i ścinające w materiale wypustów mają zwykle wartość  $\sigma = 400 \div 1200$  daN/cm<sup>2</sup>, a rzeczywiste naciski wynoszą  $p = 600 \div 1800$  daN/cm<sup>2</sup>. W celu zmniejszenia koncentracji naprężeń trzeba unikać na powierzchni wałków sprężystych gwałtownych przejść i ostrych podcięć. W prawidłowo dobranym wałku naprężenia są więc małe, a ich

skręcanie podczas pracy odbywa się w granicach odkształceń sprężystych. Należy dodać, że napędowe wałki skrętne oblicza się zawsze w ten sposób, że wytrzymałość ich wielowypustów jest zawsze większa od wytrzymałości wałka w dowolnym przekroju poprzecznym poza wielowypustem. Sprawia to, że w przypadku przeciążenia połączenia, na przykład wskutek zaklinowania napędzanych zespołów, wałek urywa się w przekroju poprzecznym (rys. 1), natomiast wypusty mogą ulegać tylko pewnemu odkształceniu (rys. 2).

Ze względu na warunki pracy oraz konieczność zapewnienia dużej niezawodności i trwałości, wałki napędowe stosowane w konstrukcjach lotniczych są wykonywane z wysokogatunkowych stali stopowych, np. 40ChNMA, 18Ch2N4WA, 12Ch2N4A itp. Z reguły wielowypusty są poddawane obróbce chemiczno-ciepłej: azotowaniu do głębokości 0,5–0,8 mm lub nawęglaniu do głębokości 0,1–0,4 mm i hartowaniu. W ten sposób uzyskuje się wymaganą odporność na zużycie. Znane są przypadki stosowania połączeń wielowypustowych w napędach silników lotniczych, w których materiał wypustów był tylko ulepszony cieplnie. Mogą być one jednak stosowane tylko do przenoszenia nieznacznych momentów obrotowych w mało odpowiedzialnych zespołach napędowych. Powierzchnie wypustów, w celu polepszenia kontaktu obu części połączenia, są pokrywane elektrolitycznie warstwą miedzi o grubości np. 0,04–0,07 mm. W prawidłowo dobranym i wykonanym połączeniu wielowypustowym części współpracujące są pasowane na bocznych powierzchniach wypustów. W celu skompensowania możliwych błędów wykonawczych i montażowych w takim połączeniu przewidziane są luzy boczne, których wielkość zależy od typu i wymiarów połączenia (np. 0,13–0,45 mm).

W przypadku teoretycznym (tzn. prawidłowego wykonania wielowypustów, dokładnego pod względem geometrycznym montażu, absolutnie sztywnych elementów, równomiernego rozkładu obciążenia pomiędzy wszystkie

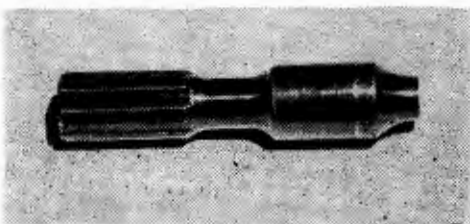
wypusty, warunkującego jego niewielką wartość bieżącą) nie powinno następować zużywanie się powierzchni bocznych wypustów. Materiał wypustów w takim połączeniu powinien pracować tylko na ścinanie, a zużywanie może występować tylko w wyniku plastycznego odkształcenia nierówności w pierwszym okresie pracy połączenia, do czasu wyrównania docisków na powierzchni styku.

Ponieważ, jak wspomniano, warstwa wierzchnia wypustów ma dużą twardość oraz małą chropowatość, a obciążenia podczas pracy są niezbyt duże, możliwe jest tylko nieznaczne zwiększenie luzów bocznych w połączeniu wskutek zgniecenia nierówności. Po zakończeniu procesu zginięcia wypustów i wyrównaniu docisków, połączenie wielowypustowe powinno pracować przez długi czas praktycznie bez zwiększenia luzów między wypustami.

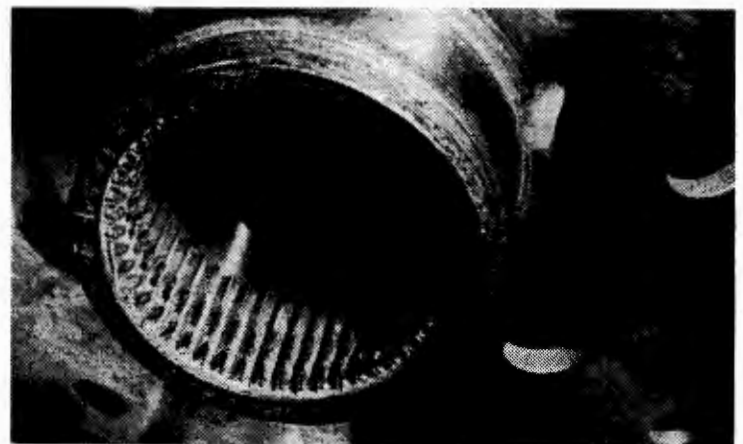
W rzeczywistych połączeniach wielowypustowych wskutek błędów wykonawczych, niesprzyjającego skojarzenia tolerancji wymiarowych pary przy połączeniu części w ogniwo kinematyczne nie można uniknąć pewnej niewspółosiowości w postaci przekoszenia lub promieniowego przesunięcia osi. W wyniku tego warunki pracy połączenia wielowypustowego ulegają gwałtownemu pogorszeniu w związku z powstaniem mikropremieszceń trących się powierzchni. Praca pary w połączeniu wielowypustowym w warunkach różniących się od teoretycznych doprowadza do zużycia powierzchni bocznych wypustów z powodu korozji tarciowej przy wpływie innych procesów zużyciowych, np. utleniania, zużycia ściernego lub szepiania.

Analiza stanu powierzchni wielowypustów w różnych konstrukcjach lotniczych po pewnym okresie ich pracy świadczy o tym, że korozja tarciowa występuje najczęściej jako zmęczeniowo-utleniający proces zużycia przy niszczeniu warstewki tlenków wskutek tarcia i ściernym oddziaływaniu tych tlenków.

W praktyce obserwuje się przypadki, gdy przy nieznacznym obciążeniu bieżącym wielowypustów występuje ich intensywne zużycie, podczas gdy w in-



Rys. 1. Wałek skrętny napędu pompy paliwa urwany w przekroju poprzecznym wskutek przeciążenia



Rys. 2. Wielowypusty wewnętrzne w kole stożkowym skrzynki napędów odkształcone wskutek przeciążenia



nych egzemplarzach tego samego typu i w tym samym połączeniu wielowypustowym nie obserwuje się prawie żadnego zużycia.

Do niedawna sposoby zapobiegania intensywnemu zużyciu połączeń wielowypustowych nie zawsze miały uzasadnienie. Próbowano usuwać zwiększone zużycie wielowypustów zwiększając długość połączenia, grubość wy-

puśców, twardość warstwy powierzchniowej materiału oraz polepszając smarowanie itp. We wszystkich przypadkach, ze względu na to, że stosowane zabiegi nie miały żadnego związku z procesami zużyciowymi zachodzącymi na powierzchni styku wypustów, efekty były mierne. W połączeniach wielowypustowych wzmocnionych obserwowano takie same intensywne zużycie jak i w pracach nie wzmocnionych. Zdarzało się, że wypusty zużywały się całkowicie w krótkim czasie powodując rozerwanie ogniwa kinematycznego i przerwanie napędu agregatów silnika.

Intensywność procesu zużycia, jego charakter i topografię najlepiej będzie rozpatryć na przykładzie połączenia wielowypustowego wałka skrętnego w silniku turbinowym. Wałek wykonany był ze stali stopowej (40ChNMA) termicznie obrobionej. Wielowypusty były azotowane na głębokości 0,5÷0,8 mm i pokryte elektrolityczną warstwą miedzi o grubości 0,02÷0,07 mm. Długość połączenia wynosiła 15 mm, a obciążenie bieżące wypustów od momentu obrotowego przy założeniu jego równomiernego rozkładu — ok. 6 daN/cm. Wypusty na przednim końcu wałka współpracują z wypustami napędzającego stożkowego koła zębatego skrzynki napędów, natomiast wypusty tylnego końca wałka łączą się z wypustami w piąście tarczy pierwszego stopnia sprężarki.

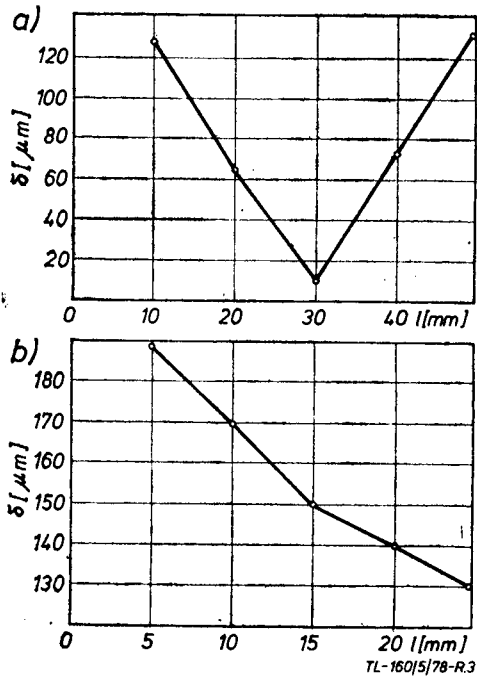
Koło stożkowe wykonane było ze stali 12Ch2N4A, a wielowypusty cementowane. Podczas pracy obserwowano zużywanie się wielowypustów w obu połączeniach — pomiary wykonane na współpracujących częściach wielu tego rodzaju połączeń wykazywały, że zu-

życie wypustów wałka koła zębatego i piasty tarczy sprężarki rozkłada się nierównomiernie wzdłuż długości i wysokości. W połączeniu wielowypustowym wałka z wirnikami sprężarki największe zużycie występuje na końcach połączenia, a minimalne w środkowej jego części (rys. 3).

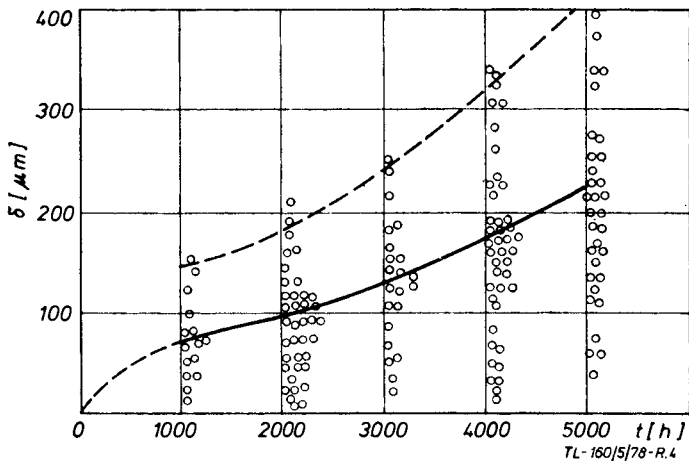
Natomiast topografia zużycia wypustów w połączeniu wałka z kołem stożkowym jest trochę inna. Maksymalne zużycie występuje od strony sprężarki, a minimalne z drugiego końca, więcej zużywa się wierzchołek wypustu, a mniej jego stopa.

Różny charakter rozkładu zużycia wzdłuż długości wypustów świadczy o różnych warunkach stykania się pod obciążeniem części tworzących połączenie wielowypustowe. Zaobserwowano znaczną nierównomierność zużycia wypustów w jednym elemencie. Rozrzut wielkości maksymalnego zużycia jednego elementu wynosił czasem 300÷400%. W miarę wzrostu wielkości zużycia jego względna nierównomierność między wypustami malała. Zależność wzrostu zużycia wypustów w połączeniu wielowypustowym od czasu pracy podano na rys. 4. Z wykresu widać, że proces zużycia ma charakter losowy, z dużym rozrzutem, co świadczy o różnych warunkach zużywania się w różnych egzemplarzach połączenia tego samego typu.

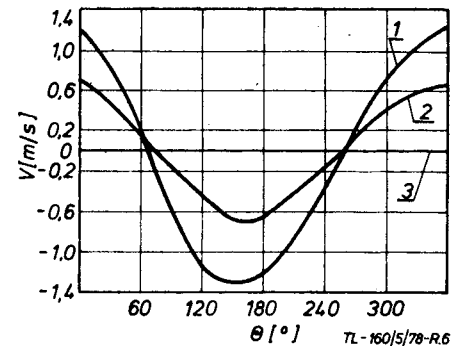
Jest rzeczą oczywistą, że szczególnie niebezpieczne jest całkowite zużycie wypustów w połączeniu wałka sprężystego z napędzającym kołem zębatym skrzynki napędów, gdyż pociąga ono za sobą przerwanie napędu agregatów zabezpieczających normalną pracę silnika.



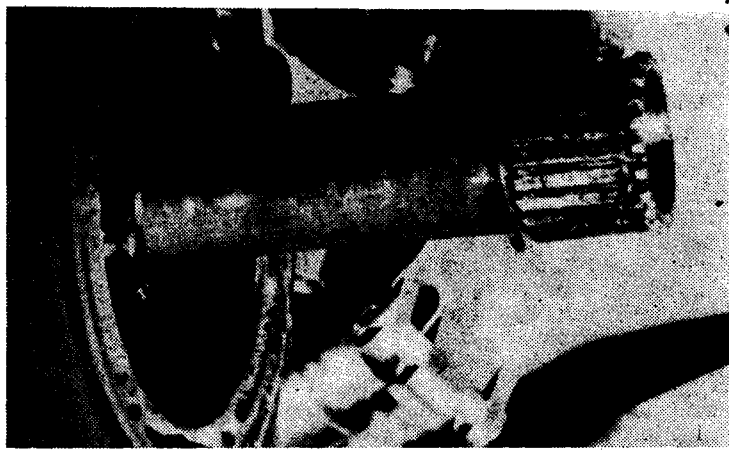
Rys. 3. Wykres rozkładu zużycia ( $\delta$ ) wypustów wzdłuż długości ( $l$ ); a) w połączeniu z wirnikami sprężarki, b) w połączeniu z kołem zębatym skrzynki napędów



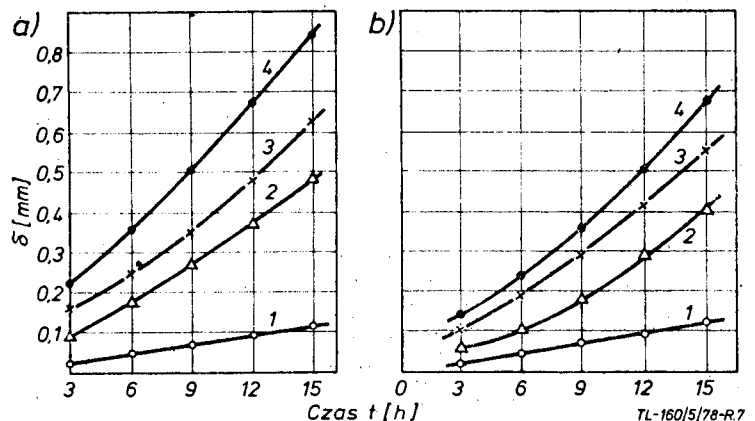
Rys. 4. Zużycie ( $\delta$ ) wielowypustów wałka skrętnego skrzynki napędów w zależności od czasu pracy ( $t$ )



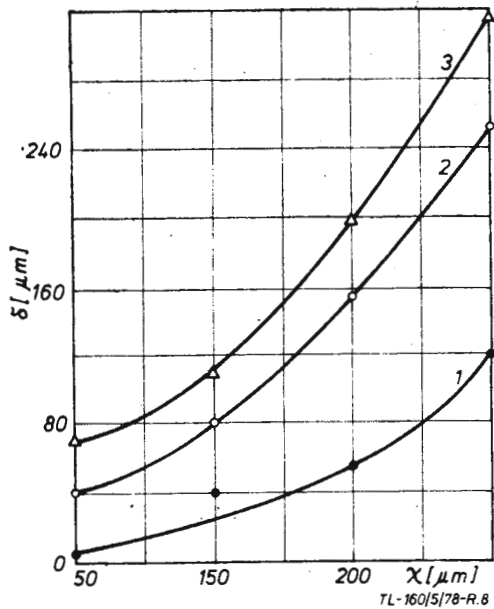
Rys. 6. Wykres zależności prędkości względnej ( $V$ ) elementów w połączeniu wielowypustowym od kąta obrotu ( $\theta$ ) przy przekoszeniu osi: 1 — 1°53'10"; 2 — 1°; 3 — 0°



Rys. 5. Całkowicie zniszczony wielowypust wałka skrętnego skrzynki napędów silnika turbinowego



Rys. 7. Zależność wielkości zużycia ( $\delta$ ) wypustów w połączeniu wielowypustowym od czasu pracy ( $t$ ): a) przy przekoszeniu osi: 1 — 0°; 2 — 0°30'; 3 — 1°; 4 — 1°30'; b) przy promieniowym przesunięciu osi: 1 — 0 mm; 2 — 0,1 mm; 3 — 0,25 mm; 4 — 0,4 mm



Rys. 8. Zależność zużycia ( $\delta$ ) wypustów wałka napędu pompy paliwa od wielkości niewspółosiowości ( $\chi$ ) powierzchni roboczej korpusu względem płaszczyzny pasowania, po różnych czasach pracy: 1 — 1000 h, 2 — 2000 h, 3 — 4000 h

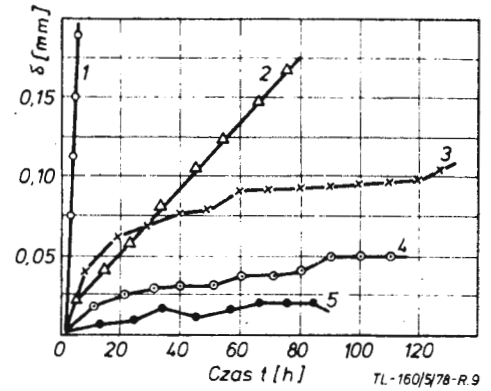
Zużycie wypustów doprowadza czasem do ich wyłamania lub zupełnego zniszczenia (rys. 5).

Znaczemu zużyciu ulegają podczas pracy wypusty wałków napędowych wielu agregatów samolotowych i silnikowych, przy czym wałki takie wykonane są z różnych stali, a wypusty są umacniane za pomocą obróbki cieplno-chemicznej, tzn. azotowania lub nawęglania. Jednocześnie z wielowypustem wałka zużywa się wewnętrzny wielowypust skojarzonych części — kół zębatych, wirników. Czasem proces zużycia przebiega tak intensywnie, że wypusty ulegają całkowitemu zużyciu na długo przed upływem określonej dla wyrobu trwałości (rys. 5).

Analiza stanu zużytych bocznych powierzchni wypustów w różnych połączeniach wielowypustowych, wykonanych z różnych materiałów, pracujących w różnych warunkach obciążenia i smarowania wskazuje na istnienie jednej przyczyny ich intensywnego zużycia, związanej z warunkami stykania się trących powierzchni. Można jednoznacznie stwierdzić, że zużycie następuje wtedy, gdy jednak część przemieszcza się pod obciążeniem po powierzchni drugiej. Warunki takie powstają w parze wielowypustowej, jeżeli osie jej elementów składowych nie pokrywają się, tj. są przekoszone lub przesunięte promieniowo.

Z analizy stykania się powierzchni roboczych wypustów wynika, że przy przekoszeniu osi części łączonych obciążenie jest przejmowane tylko przez dwa przeciwległe wypusty. Poza tym wypusty te stykają się na całej powierzchni, a tylko na niewielkich odcistkach położonych na końcach połączenia. W czasie obracania się części następuje stykanie się kolejnych par wypustów, tak że w ciągu jednego obrotu każdy wypust będzie dwukrotnie stykał się z częścią współpracującą — pierwszy raz na jednym końcu połączenia, a drugi — na drugim. Przy przesunięciu promieniowym osi części współpracujących obciążenie od przekazywanego momentu obrotowego będzie przejmowane tylko przez jeden wypust. Podczas obrotu będzie kolej-

Rys. 9. Zależność zużycia ( $\delta$ ) niewspółosiowych wielowypustów od czasu pracy ( $t$ ): 1 — bez smarowania; 2 — smarowanych olejem mineralnym bez dodatków; 3, 4, 5 — smarowanych olejem z różnymi dodatkami przeciwściernymi



0,06	0,40	0,73	0,78	Niewspółosiowość [mm]
2000	2000	506	374	Czas pracy [h]

Rys. 10. Schemat zużywania się w czasie wielowypustów tego samego typu w zależności od wielkości niewspółosiowości połączenia

no obciążony każdy wypust, tj. przy wyjściu z ząbienia jednego wypustu wchodzi w ząbienie wypust następny. Jak widać, przy niepokrywaniu się osi w połączeniu wielowypustowym występuje gwałtowne zmniejszenie powierzchni styku ich wypustów, co powoduje zwiększenie nacisków w punktach rzeczywistego styku.

Duże naciski i poślizg powierzchni stykających się wpływają na intensywne zużycie wypustów. W tych warunkach poważną rolę odgrywa smarowanie trących się powierzchni, jak w zwyczajnych węzłach tarciovych. Prędkość względnego poślizgu wypustów wzrasta w miarę zwiększania kąta przekoszenia osi części połączonych. Na rys. 6 pokazano wykres zmiany prędkości względnego poślizgu wypustów w połączeniu wałka sprężystego z napędzającym zębatym kołem stożkowym skrzynki napędów (przy długości połączenia 15 mm) w zależności od kąta obrotu części napędzającej, dla trzech kątów przekoszenia osi. Przy przesunięciu promieniowym osi prędkość względnego przemieszczenia się punktów styku w parze wielowypustowej jest proporcjonalna do wielkości przesunięcia i prędkości kątowej oraz zmienia się wg sinusoidy w zależności od kąтового położenia wypustów i nie zależy od parametrów geometrycznych połączenia.

Najgorsze warunki pracy wypustów powstają przy jednoczesnym przekoszeniu i promieniowym przesunięciu osi oraz niewystarczającym smarowaniu.

Na podstawie badań eksperymentalnych stwierdzono, że niewspółosiowość w połączeniu wielowypustowym gwałtownie przyspiesza proces zużycia. Na przykład przekoszenie osi o 30' lub ich promieniowe przesunięcie o 0,1 mm zwiększają szybkość zużycia 3-4 razy w porównaniu z połączeniem współosiowym, przy czym w miarę wzrostu niewspółosiowości połączenia wzrasta szybkość zużycia. Dla przykładu na rys. 7 podano wykres zużycia w zależności od czasu pracy i niewspółosiowości elementów połączenia wielowypustowego uzyskany przy prowadzeniu

specjalnych badań mających na celu potwierdzenie wpływu jakości montażu na zużycie wypustów. Natomiast na rys. 8 podano zależność zużycia wypustów w wałku napędu pomp paliwowych w zależności od wielkości bicia powierzchni korpusu względem powierzchni centrującej dla różnych okresów pracy. W ten sposób można jednoznacznie stwierdzić, że główną przyczyną małej odporności na zużycie połączeń wielowypustowych jest ich praca w warunkach niedopuszczalnie dużej niewspółosiowości wynikającej z błędów technologicznych wykonania części i ich montażu.

Nierównomierny rozkład zużycia na powierzchni wypustów tłumaczy się różnym charakterem wzajemnego kontaktu części w parze wielowypustowej. Na przykład połączenie wałka sprężystego z wirnikiem sprężarki pracuje w warunkach wzajemnego przekoszenia osi, a w połączeniu ze stożkowym kołem zębatym skrzynki napędów przekoszenia osi towarzyszy ich promieniowe przesunięcie. Taka niewspółosiowość powoduje nierównomierny rozkład działających obciążeń wzdłuż wypustu. Przy tym największe obciążenia działają na końcach wypustów, co warunkuje większe zużycie w tych strefach. Skojarzenie wartości obciążenia kontaktowego i prędkości względnego poślizgu określa charakter procesów niszczenia materiałów wzdłuż długości wypustów.

Przytoczone przykłady świadczą o tym, że na powierzchniach styku części wielowypustowych często powstają warunki sprzyjające ich intensywnemu zużyciu przy korozji tarciowej z dominującym wpływem szepiania metali lub utleniania w zależności od warunków obciążenia, charakteru styku, stanu smarowania itp. Zwiększenie odporności na zużycie części w połączeniach wielowypustowych możliwe jest dzięki wzmocnieniu wypustów przez zwiększenie ich średnicy i grubości, zwiększenie twardości warstwy wierzchniej za pomocą obróbki cieplno-chemicznej, zastosowanie specjalnych pokryć galwanicznych (np. z mosiądzu lub srebra zamiast z miedzi), polepsze-

niu smarowania trących się powierzchni lub dodaniu do smaru specjalnych dodatków przeciwdzierńnych (rys. 9).

Wszystkie te zabiegi polepszają warunki tarcia w połączeniu wielowypustowym, zmniejszają znacznie szybkość zużycia, ale nie mogą całkowicie wyeliminować zużycia wypustów. Praktycznie zużycie powierzchni w połączeniach wielowypustowych można zlikwidować tylko przez usunięcie przyczyn wywołujących zużycie, tj. polepszenie jakości montażu połączeń wielowypustowych i zapewnienie takiego wzajemnego położenia stykających się części, ażeby niewspółosiowość ich geo-

metrycznych osi była minimalna. Przykładowo przedstawiono to na rys. 10. W ten sposób problem zwiększenia odporności na zużycie połączeń wielowypustowych zależy od doskonałości rozwiązania konstrukcyjnego zespołu i ma ścisły związek z metodami kontroli jego współosiowości. W celu zapewnienia niezawodnej pracy połączenia wielowypustowego w okresie założonej trwałości, należy zmontować je z taką granicznie dopuszczalną niewspółosiowością, ażeby maksymalne zużycie wypustów w tym okresie nie przekroczyło z założonym prawdopodobieństwem swojej wartości granicznej.

#### LITERATURA

1. W. W. KOSTOCZKIN: Nadzieżność awiacyjnych dwigatlelej i siłowych ustano-wok. Maszynostrojienie, Moskwa 1976.
2. K. A. KRYŁOW, M.E. CHAJNIZON: Dot-gowieczność uzłow trenija samolotow. Transport, Moskwa 1976.
3. D. N. GARKUNOW, A. A. POLJAKOW: Powyszenie iznosostojkosti djetalej kon-strukcji samolotow. Maszynostrojienie, Moskwa 1974.
4. W. MOSZYŃSKI: Wykład elementów ma-szyn. Część I. Połączenia. PWT, Warsza-wa 1953.
5. W. SZTODA i Inni: Konstrukcja awia-cyjnych dwigatlelej. Część II. Moskwa 1970.



## Wczoraj, dziś i jutro lotniska Nice-Côte d'Azur (II)

Inż. JAN ROGALSKI

**W pracy przedstawiono historię, dzień dzisiejszy oraz perspektywy rozwoju nicejskiego lotnictwa.**

Roboty wstępne do zasadniczego zadania trwały przez prawie cały rok 1975 i polegały głównie na: przygotowaniu drogi od miejsca poboru do miejsca złożeniu gruntu, zapewnieniu niezbędnego sprzętu i opracowaniu technologii przewozu. Było oczywiste, że transport gruntu należy wyizolować z ruchu publicznego, a więc niezbędne okazało się wybudowanie specjalnej drogi. Trasa jej, uznana za optymalną, odcinkami o długości ponad 2 km i spadku  $7\div 9\%$ , od wierzchołka pagórka do dolnej granicy wyrobiska schodzi w bardzo głębokich wykopach o stromych skarpach, następnie kieruje się ku rzece Var i biegnie wzdłuż jej koryta do miejsca nasypu. Na całej 11-kilometrowej długości (szerokość 15 m) droga ma kilka dwupoziomowych skrzyżowań z drogami kołowymi, liniami kolejowymi i ciekami wodnymi, które czynią ją bezkolizyjną w aspekcie ruchu pojazdów i nie naruszają systemu spływu wód. Najpoważniejszą budowlą, związaną z omawianą drogą, poza tunelem pod lotniskiem, jest wiadukt o długości 230 m i wysokości średnio 25 m, umożliwiający przejście nad zagłębieniem terenu u podnóża pagórka. Układ sytuacyjno-wysokościowy drogi pozwoli samochodom jadącym z ładunkiem zużyć bardzo mało paliwa, niewiele więcej od zużycia w drodze powrotnej bez ładunku, co jest niezwykle korzystne przy tak ogromnych przewozach. Po zakończeniu budowy droga ta zostanie włączona w system dróg publicznych.

Sprawa poboru gruntu i załadowania go na samochody została rozwiązana przez zastosowanie dwóch koparek gigantów. Sprowadzono je w częściach z Pakistanu, gdzie były używane przy budowie tamy. Każda z nich ma ciężar ok. 500 ton, długość prawie 30 m, wysokość podnoszenia łyżki — 15 m. Przy pojemności łyżki  $12\text{ m}^3$  koparka jest w stanie osiągnąć wydajność do 2500 ton/h, licząc w tym obrót żurawia w celu wysypania gruntu do samochodu, a więc 5-krotnie większą niż duża koparka konwencjonalna. Napędzana silnikiem elektrycznym, nie powoduje ani hałasu, ani zadymiania. Warto zaznaczyć, że sam montaż koparki, przywiezionej w częściach, trwał trzy miesiące.

Stosownie do wydajności koparek należało zapewnić transport gruntu. Na terenie Francji nie było jednak przedsiębiorstwa zdolnego do wykonania tak wielkiego zadania. Ogłoszono przetarg i w wyniku tego wyłoniono dziesięć przedsiębiorstw, które, połączone jakby w jedno przedsiębiorstwo pod jednym kierownictwem, powinno móc wykonać pracę w założonym terminie i przy stosunkowo niskich kosztach. Z braku taboru samochodowego o zdolności przewozowej na skalę tej budowy, skonstruowano specjalne jednostki transportowe. Każda z nich składa się z ciągnika siodłowego, naczepy i przyczepy. Silnik o mocy 350 KM pozwala na osiąganie prędkości jazdy ok. 60 km/h przy pełnym obciążeniu. Długość tego 9-osioowego zestawu wynosi ponad 22 m, a pozostałe wymiary są również większe od typowych. Naczepa i przyczepa obliczone są na objętość dwóch łyżek koparki każda, a więc również na ciężar ładunku po 45 ton. Ciężar całego zestawu wynosi ponad 140 ton. Rozładunek może odbywać się w czasie jazdy, przez przechylanie skrzyń ładowanych na boki lub do tyłu. Rozładunek, jak również powrót skrzyń do normalnej pozycji, sterowane są z wnętrza kabiny kierowcy.

Trzydzieści jednostek transportowych wprowadzonych w założony rytm pracy, w ciągu 16 godzin każdego dnia roboczego pobiera, przewozi i wysypuje średnio ok. 40 000 ton gruntu. Dodatkowo, już w terenie lotniska, następuje automatyczne kontrolno-ewidencyjne ważenie i rejestrowanie przejeżdżającego zestawu na 200-tonowej wadze, wkomponowanej w nawierzchnię drogi. Jak w przysłowiowym zegarku, przejazd zestawów następuje co półtorej minuty, przy czym cały cykl roboczy każdego zestawu trwa 45 minut i może wahać się nieco, zależnie od warunków atmosferycznych.

Tworzenie nasypu następowało w pierwszej kolejności w części zachodniej — tak, aby budowa tunelu pod polem naziemnego ruchu lotniczego mogła być rozpoczęta możliwie wcześnie, w koordynacji z terminem budowy drogi startowej.

Poza zasadniczym sprzętem specjalnym, tj. opisanymi już koparkami i samochodami, zastosowano jeszcze sprzęt pomocniczy: spychacze, ładowarkę, zgarniarkę itp.

W celu uzyskania dobrego stopnia zagęszczenia nasypu, wkrótce po jego wykonaniu, musiano uciec się do niekonwencjonalnych sposobów. Kilka czynników jak np. duży

ruch pojazdów budowlanych na niewielkiej powierzchni, znaczna miąższość nasypu dochodząca do 10 m, a przede wszystkim krótki czas i charakterystyka rodzimego podłoża gruntowego, zdecydowały o zastosowaniu udarowej metody zagęszczania. Przy uwzględnieniu wszystkich znanych danych z mechaniki gruntów i przy założonym dopuszczalnym odkształceniu profilu drogi startowej wynoszącym 5 cm na długości 100 m w okresie nie krótszym niż pięć lat po zakończeniu budowy uznano, że wielkość energii udarowej powinna być równa ok. 35 MJ. Z racji niewielkiej odległości urządzenia zagęszczającego od eksploatowanej drogi startowej, zaszła konieczność ograniczenia wysokości urządzenia do ok. 25 metrów, a więc wysokość opadania ubijaka wynosić będzie ok. 20 m; stąd też ciężar ubijaka ok. 170 ton. Całe to urządzenie przesuwać się będzie na podwoziu złożonym z wielu dwuosiowych wózków, ustawionych jeden za drugim i obok siebie, z których każdy ma być napędzany elektrycznie i kierowany tak, aby jego kąt skrętu był zsynchronizowany z kątami skrętu innych wózków, tworzących całość podwozia. Potężna rama nośna, łącząca wózki, stanowi podstawę, do której zamocowany jest ruchomy wysięgnik zbudowany ze stalowych kratownic. Na końcu wysięgnika, na hydraulicznie napędzanych linach, umieszczony jest ubijak. Całe urządzenie, wraz z ubijakiem i przeciwwagą, osiąga ciężar ok. 370 ton.

Aczkolwiek przy poprzednim zagęszczaniu gruntu nasypowego, w 1973 r. stosowano również metodę udarową, tym razem, ze względu na siłę uderzeń, uznano za niezbędne dokonanie poligonalnych prób, poczynając od małych wysokości opadania ubijaka i sprawdzanie efektów przeniesienia się fali uderzeniowej na istniejące obiekty i urządzenia lotniskowe.

Niezależnie od zagęszczania zasadniczego, wglębnego, przeprowadzone zostanie zagęszczanie wyższej warstwy gruntu tą samą metodą udarową. Tym razem zastosowany będzie ubijak o masie dziesięciokrotnie mniejszej. Uderzenia ubijaka następować będą według siatki kwadratów o bokach 3-5 m (przy ubijaniu wglębnym boki kwadratów o długości ok. 10 m). Po pierwszym ubijaniu nastąpi zmiana usytuowania punktów narożnych siatki kwadratów tak, aby następne ubijanie, po upływie ok. sześciu tygodni, nie pokrywało się sytuacyjnie z poprzednim. Po cztero- lub pięciokrotnym przejściu urządzenia z każdorazową zmianą miejsc opadania ubijaka, można będzie uznać nasyp za wystarczająco dobrze zagęszczony. Warto zaznaczyć, że osiadanie gruntu w wyniku zagęszczania osiągać może lokalnie aż 2 m.

Niezmiernie poważnym problemem jest zabezpieczenie nasypu przed działaniem niszczącym energii fal morskich. Prawdopodobnie zostanie on rozwiązany przez utworze-

nie przynajmniej dwóch wałów ochronnych od strony wschodniej i od zachodniej nasypu oraz kilku podwodnych tam usytuowanych w odległościach ok. 100 m od siebie w kierunku południowym. Do tego celu wykorzystana się bloki kamienne o ciężarze do 10 ton, pochodzące z kamieniołomów w rejonie Nicei. Rozważa się również dodatkowo ułożenie olbrzymich dywanów nylonowych o wymiarach 550 × 100 m, zabezpieczających dolne części wałów ochronnych przed wymywaniem. Problem ochrony nasypu jest szeroko badany i będzie rozwiązywany w ciągu kilku następnych lat.

Przez cały czas budowy prowadzone są badania kontrolno-pomiarowe postępu i jakości robót, wykonywane przez kilka renomowanych przedsiębiorstw. Jedną grupą pomiarów dotyczy zmian występujących na dnie morskim w wyniku wykonywania nasypu. Rejestrowane są i analizowane m.in. zjawiska osiadania dna, zachowania się tam ochronnych, przemieszczania gruntu przez morze, zmian struktury uziarnienia nasypu pod wodę itp. Drugą grupą pomiarów koncentruje się głównie na określaniu zmian kształtu i wielkości nasypu, wielkości i prawidłowości zagęszczania, wpływu uderzeń urządzenia zagęszczającego na będące w eksploatacji obiekty i urządzenia lotniskowe itp. Odczyty pomiarów w celu obliczenia wyników przekazywane są do centrum obliczeniowego, wyposażonego w komputer. Szczegółowe badania geofizyczne, wykonane przed rozpoczęciem tej budowy, rokują nadzieję „normalnego” zachowania się podłoża gruntowego pod nasypem. Tym niemniej, pomiary kontrolne prowadzone są metodycznie i w sposób ciągły, zważywszy, że aż do głębokości 60 m zalega grunt dający się znacznie zagęszczać, jak również uwzględniając niejednorodność podłoża pod nasypem.

Na razie wszystko wskazuje na to, że zasadnicze roboty, tj. wykonanie i zagęszczenie nasypu, oraz ułożenie ukończone zostaną z wielomiesięcznym opóźnieniem w stosunku do założonego harmonogramu jednej z dróg startowych, południowej o długości 3200 m. Dalsze roboty na terenie całego przyszłego pola naziemnego ruchu lotniczego i zabudowy lotniskowej oraz roboty polegające na zabezpieczeniu nasypu przed deformacją, będą prowadzone w ciągu kilku następnych lat.

Chociaż powstająca obecnie infrastruktura lotniska nicejskiego, przewidziana jest docelowo na wielką liczbę pasażerów — 10 milionów, już dziś mimo wszystko nasuwa się pytanie, jak Francuzi rozwiążą w przyszłości problem dalszego zwiększenia przepustowości lotniska w Nicei. Odpowiedź na nie zostawmy jednak Francuzom, może jakoś sobie z tym poradzą, a korzystając czasami z ich doświadczeń, zajmijmy się tym, co stanowi o rozwoju naszego lotnictwa.

## KSIĄŻKI LOTNICZE

V. NĚMEČEK: *Vojenská letadla, t. 3 letadla druhé světové války*. Wyd. Nase Vojsko, Praha 1977, s. 348 + 64, cena 43 Kcs

Trzeci tom *Samolotów wojskowych* NĚmeška poświęcony jest samolotom drugiej wojny światowej. We wstępie do książki zestawiono siły lotnicze na świecie w poszczególnych fazach wojny oraz produkcję lotniczą poszczególnych krajów. Pierwszy, stustronicowy rozdział omawia samoloty myśliwskie. Przedstawiono rozwój klasycznych samolotów myśliwskich walczących stron.

Oddzielnie omówiono myśliwskie samoloty wysokościowe, dwusilnikowe jednomiejscowe

we i dwusilnikowe wielomiejscowe, myśliwce lekkie, pasażerskie oraz morskie pływakowe i pokładowe.

Następny, również obszerny rozdział przedstawia rozwój samolotów bombowych. Omówiono lekkie samoloty bombowe i wielozadaniowe, średnie i ciężkie bombowce, wysokościowe, do bombardowania nukowego, morskie bombowce i torpedowe, dla łodzi podwodnych, bomby i torpedy szybowcowe, bomby latające i rakiety balistyczne. Oddzielnie opisano samoloty szturmowe.

W rozdziale o samolotach rozpoznawczych wiele miejsca poświęcono samolotom morskim, w tym wodnosamolotom.

Wśród samolotów transportowych omówiono szybowce transportowe. Krótko omówione użyte sterowce i balony. Ostatnie 50 stron zajmują dane techniczne samolotów.

Książkę ilustruje blisko 500 zdjęć, kilkadziesiąt sylwetek bocznych oraz 20 całostronicowych rysunków w trzech rzutach m.in. samolotów LaGG-3, Ff-109F, Spitfire IX, P-47 Thunderbolt, Po-2, Ju-88A, Tu-2, B-26G, Lancaster I, B-17G Flying Fortress, Il-2, Piper L-4H, Sunderland, Horsa. Następny, ostatni tom *Samolotów wojskowych* będzie omawiać samoloty okresu powojennego.

A. G.



# Produkcja samolotów Ansaldo w Zakładach Plage i Laśkiewicz

Doc. dr hab. TOMASZ GOWOREK

Na podstawie materiałów archiwalnych przedstawiono przebieg pierwszej w Polsce do odzyskania niepodległości seryjnej produkcji samolotów Ansaldo A-1 Balilla i Ansaldo A-300 w Zakładach Plage i Laśkiewicz w Lublinie w latach 1921÷1924.

Zakłady Mechaniczne E. Plage i T. Laśkiewicz w Lublinie (dalej w skrócie: PiL) były pierwszymi, które podjęły seryjną produkcję samolotów na potrzeby polskiego lotnictwa wojskowego. O produkcji tej w literaturze można znaleźć jedynie dane orientacyjne: przybliżoną liczbę samolotów, dość rozbieżne oszacowania dat podjęcia i zakończenia produkcji. Z dokumentów fabrycznych PiL z pierwszej połowy lat dwudziestych ocalało niewiele. W Woj. Archiwum Państwowym w Lublinie znajduje się jedynie korespondencja w sprawach podatkowych z lat 1923÷1930 [1] oraz niektóre kopie rachunków dla IV Departamentu M. S. Wojsk., głównie z lat 1920÷1922 [2]. Niemniej, dane zawarte w tych aktach pozwalają na odтворzenie przebiegu całej produkcji (a przynajmniej produkcji dostarczonej odbiorcy). Opracowanie poniższe oparte jest w całości na wspomnianych dokumentach [1, 2].

Umowa nr 201 zawarta w dniu 14 lutego 1920 r. między Głównym Urzędem Zaopatrywania Armii a Zakładami PiL przewidywała zbudowanie na licencji włoskiej 100 samolotów myśliwskich Ansaldo A-1 Balilla i 200 samolotów obserwacyjnych Ansaldo A-300, w tempie ok. 8 samolotów miesięcznie. M. S. Wojsk. miało wypłacić Zakładom zaliczki w wysokości 75% wartości każdego budowanego samolotu. Do realizacji umowy przystąpiono szybko. Już 5 marca 1920 r. zawarty został w Warszawie między przedstawicielem PiL (K. Arkuszewski) i Ansaldo (Pietro Rocca) kontrakt na dostawę 200 silników Fiat A 12 bis i 100 silników SPA 6A, zamówiono też, głównie za granicą, materiały do budowy płatowców. Jednak wiele przyczyn (działania wojenne, opóźnienia dostaw, trudności w uruchomieniu produkcji) złożyło się na to, że prototypy A-1 i A-300 oblatano dopiero latem 1921 r. [3], zaś pierwsze dostawy samolotów A-1 Balilla rozpoczęły się w listopadzie tegoż roku. Zestawienie całości dostaw w okresie 1921÷1922 podane jest w tabl. 1.

Numeracja fabryczna samolotów A-1 rozpoczyna się od nr 101. Wszystkie samoloty (produkowano w tym okresie wyłącznie Balille) z wyposażeniem, tj. pokrowcem na śmigło, silnik, kabinę pilota oraz kompletem narzędzi, wysyłano do Torunia, jedynie egzemplarz nr 102, bardzo opóźniony, został odesłany do Warszawy. W transporcie z 23 grudnia 1921 r. jeden z samolotów nosi numer 103 bis — mogłoby to oznaczać egzemplarz zastępczy za jakiś nie dostarczony nr 103. Czyżby zatem 103 był tym samolotem, na którym w lipcu zginął Haber-Włyński? Zważywszy, że występują drobne wahania w kolejności dostarczanych egzemplarzy i że nr 102 został wyprodukowany dużo później, nr 103 mógł być prototypem.

Od początku firma miała duże trudności z realizacją umowy nr 201. Brak doświadczenia w produkcji lotniczej (wcześniej Zakłady produkowały kotły parowe, sprzęt strażacki, wyposażenie dla cukrowni itp.) i przecenione chyba możliwości fabryki spowodowały, że tempo produkcji było dalekie od założonego. Już na przełomie roku 1921/22 firma czyniła usilne starania o zastąpienie umowy nr 201 nową, bardziej realną. Pertraktacje z IV Departamentem M. S. Wojsk. trwały prawie rok. Dnia 4 października 1922 r. Szef IV Departamentu podpisał nową umowę, co nie zakończyło jeszcze kłopotów. Zanim została ona zatwierdzona przez ministra Spraw Wojskowych założyło protest Ministerstwo Skarbu. Do końca listopada 1922 r. sytuacja pozostawała nie wyjaśniona. M. S. Wojsk. nie płaciło rachunków zalegających od półtora roku, w Zakładach PiL po dostarczeniu 36 Balilli produkcja praktycznie ustała. Do zatwierdzenia nowej umowy zapewne jednak doszło, gdyż w dokumentach z roku 1923 i lat następnych mówi się już tylko o 80 Balillach i 100 A-300.

Zakłady przestawiły się na produkcję głównie samolotów A-300 i pierwsze ich egzemplarze, numerowane od 201

wzwyż zostały przekazane do odbioru 16 kwietnia 1923 r. Balille stanowiły wówczas margines produkcji, dostarczane były w tempie 1—2 sztuk miesięcznie. Całość produkcji samolotów w Zakładach PiL w latach 1923—24 podaje tabl. 2. Liczba porządkowa w tablicy odpowiada kolejnym wystawianym rachunkom (w obrębie takich grup znana jest numeracja samolotów). Dane zawarte w tabl. 1 i 2 można uważać za całkowicie pewne, powtarzają się one w kilku różnych dokumentach. Wykluczone jest, aby jakies dostawy zostały pominięte, świadczy zresztą o tym kompletna numeracja samolotów.

Rachunki za dostarczone samoloty sponać miał IV Departament częściowo w walucie krajowej, częściowo zaś w lirach i dolarach. Cena jednej Balilli w przeliczeniu na marki polskie wynosiła w pierwszych 4 dostawach 874 152 Mkp, ale opóźnienia w wypłatach przy lawinowo rosnącej inflacji spowodowały, że cena jednostkowa wzrosła w sierpniu 1922 r. do ok. 38 milionów Mkp (=7842 dol. wg ówczesnego kursu), aby w chwili reformy walutowej w Polsce osiągnąć 33 796 353 000 Mkp, co stanowiło równowartość 27 700 nowych złotych. Cena jednego A-300 szacowana była na 35 000 zł.

Samoloty A-300 produkcji lubelskiej nie zaliczały się do udanych. Niewłaściwe materiały użyte do budowy, nieodpowiednie wykonawstwo były przyczyną licznych katastrof. Zdarzały się wypadki oderwania skrzydeł w locie. Zawodne okazały się też silniki. Zakupione w Turynie egzemplarze nie pochodziły z bieżącej produkcji. Kontrakt z marca 1920 r. przewidywał dostawę silników ze składu (a więc zapewne z produkcji wojennej), jedynie z zastrzeżeniem, że miały być „nie używane, przejrane i wyregulowane”. Jakość ich przedstawiała wiele do życzenia, zwłaszcza po kilku latach składowania. Dla przykłądu, spis zakupionych materiałów przeprowadzony we wrześniu 1922 r. przez Oficera Kontrolującego Fabryki Samolotów PiL, kpt. Zdzisława Wilka podaje: „Silniki — 159 szt., z czego 37

TABLICA 1. Produkcja samolotów w latach 1921÷1922

Lp.	Typ samol.	Sztuk	Data protokołu Komisji Odbioru	Numbry samolotów
1	Balilla	8	15.11.1921*)	101, 104, 105, 106, 107, 108, 109, 111
2		6	23.12.1921*)	103bis, 110, 112, 113, 114, 115
3		13	23.2.1922	116, 117, 118, 119, 120, 122, 123, 124, 125, 126, 127, 128, 102
4		1	27.2.1922	129
5		2	7.3.1922	130, 131
6		6	kwiecień i maj 1922	132, 133, 134, 136**), 137, 121

\*) Data wysyłki

\*\*\*) Omyłkowe oznaczenie egzemplarza nr 135.



Rys. 1. Samolot myśliwski Balilla nr fabr. 102

odrzucono przez Oficera Kontroli, jako niezdatne do użytku”.

Lubelskie Ansaldo A-300 zyskały sobie sławę „latających trumien”. W tej sytuacji losy produkcji były przesądzone. Po dostarczeniu samolotów ujętych w tabl. 2 Zakłady PiL i Departament Żeglugi Powietrznej uzgodniły, że dostawy pokryły już zaliczkę otrzymaną przez firmę. Z inicjatywy Departamentu umową (nową) zlikwidowano w ten sposób, że „... zamiast pozostałych do dostarczenia 27 sztuk A-300 i 23 sztuk Balilla firma ma dostarczyć 10 sztuk A-300 z motorami i 23 sztuki Balilla bez motorów, po cenie za każdy z nich 23 000 zł”. Te ostatnie dostawy zapewne nigdy nie zostały zrealizowane, produkcję ostatecznie przerwano. Jeszcze w maju 1927 r. w magazynach fabryki znajdowało się 26 kadłubów, 15 skrzydeł kompletnych, 17 „skrzydeł nieopierzonych”, pewna liczba lotek, stateczników itp. Koszta strat firmy z powodu zerwania umowy zostały doliczone do rachunków za dostarczone samoloty.

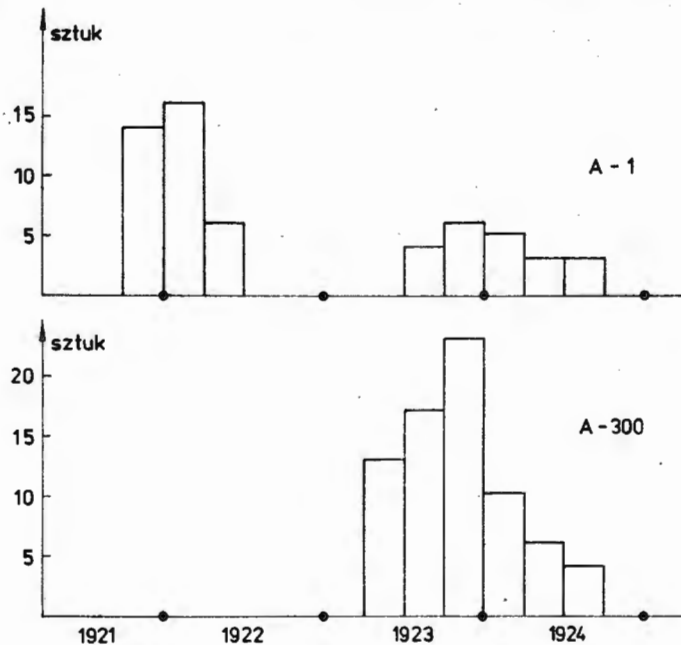
Tak więc Zakłady Plage i Laśkiewicz wyprodukowały ogółem 132 samoloty na licencji Ansaldo: 57 Balilli i 75 A-300, zaś dostarczyły 130 samolotów, w tym 73 A-300 (rys. 1). Liczby te zgadzają się z przybliżonymi danymi podawanymi w literaturze, natomiast daty produkcji różnią się wyraźnie zwłaszcza od cytowanych w materiałach opublikowanych ostatnio przez WIH [4].

W świetle omawianych dokumentów archiwalnych nasuwa się szereg pytań:

— Dlaczego kontrakt z marca 1921 r. na dostawę silników obejmował tylko tyle sztuk, ile trzeba do zamontowania w budowanych płatowcach, bez żadnych zapasowych, skoro już w połowie 1921 r. PiL przekazywał niektóre silniki do GUZA jako zapasowe (przekazano być może nawet 60 szt.)?

— Jeżeli oblot prototypu A-300 odbył się w czerwcu 1921 r., a pierwsze egzemplarze tego samolotu przekazano wojsku w kwietniu 1923 r., to czy oznacza to, że prototyp pozostawał w fabryce nie przejęty przez Komisję Odbiorczą przez prawie dwa lata? Może chodziło raczej o egzemplarz wzorcowy, zmontowany z dostaw włoskich?

— Jak jest możliwe, aby chor. Ryba zginął przy oblocie seryjnego A-300 [3], jeżeli zdarzyło się to na rok przed odbiorem pierwszych egzemplarzy, w czasie pełnego zastoju produkcji? Stwierdzenie, że katastrofa ta nastąpiła



Rys. 2. Produkcja kwartalna samolotów Ansaldo w Lublinie w latach 1921-1924



Rys. 3. Samolot Ansaldo A-300 rozbity 8.4.1924 r. (załoga kpt. Staffa i sierż. Najmota)

TABLICA 2. Produkcja samolotów w latach 1923-1924

Lp.	Typ samol.	Sztuk	Data protokołu Komisji Odbioru	Numerы samolotów
1	A-300	15	16.4.23 2 szt.	201, 202, 203, 204, 205, 207, 209, 210, 211, 212, 213, 214, 215, 216, 217
			11.5.23 7 szt.	
			21.6.23 4 szt.	
			2.7.23 2 szt.	
2	A-300	5	3.8.23 3 szt.	208, 218, 219, 221, 206
			3.8.23 2 szt.	
3	A-300	10	10.9.23 3 szt.	230, 227, 226, 225, 229, 228, 224, 223, 222, 220.
			11.9.23 4 szt.	
			14.9.23 2 szt.	
			18.9.23 1 szt.	
4	Balilla	4	19.9.23 1 szt.	140, 144, 138, 136
			27.9.23 3 szt.	
5	A 300	10	10.10.23 5 szt.	240, 239, 233, 238, 237, 236, 235, 234, 232, 231
			18.10.23 2 szt.	
			29.10.23 3 szt.	
6	A-300	8	29.10.23 1 szt.	249, 241, 248, 247, 246, 245, 243, 242
			31.10.23 1 szt.	
			6.11.23 3 szt.	
7	A-300	2	20.11.23 1 szt.	250, 244*)
			28.11.23 2 szt.	
			28.11.23 2 szt.	
8	Balilla	3	17.11.23 1 szt.	145, 143, 142
			21.12.23 2 szt.	
9	A-300	3	11.12.28 1 szt.	251, 253, 254
			12.12.23 1 szt.	
			21.12.23 1 szt.	
10	Balilla	1	9.1.24 1 szt.	146
11	A-300	2	21.1.24 2 szt.	255, 256
12	Balilla	1	21.1.24 1 szt.	147
13	A-300	2	21.1.24 2 szt.	257, 258
14	Balilla	2	5.2.24 2 szt.	149, 150
15	Balilla	3	19.11.23 1 szt.	139, 141, 148
			29.10.23 1 szt.	
			13.11.23 1 szt.	
16	A-300	3	8.3.24	252, 259, bn**)
17	A-300	2	5.3.24 2 szt.	260, 261
18	A-300	2	27.5.24 2 szt.	263, 262
19	Balilla	1	19.3.24 1 szt.	151
20	A-300	1	31.3.24 1 szt.	264
21	Balilla	1	7.4.24 1 szt.	152
22	A-300	2	17.4.24 2 szt.	268, 267
23	Balilla	1	2.5.24 1 szt.	155
24	A-300	1	2.5.24 1 szt.	266
25	A-300	2	17.5.24 2 szt.	269, 270
26	A-300	1	24.5.24 1 szt.	271
27	Balilla	1	31.5.24 1 szt.	153
28	A-300	1	15.7.23***) 1 szt.	273
29	A-300	1	10.7.24 1 szt.	272
30	A-300	1	29.8.24 1 szt.	275****)
31	A-300	1	14.8.24 1 szt.	265
32	Balilla	3	30.9.24 3 szt.	159, 157, 156

\*) Jeden z tych samolotów uległ spaleni w fabryce  
 \*\*) Egzemplarz bez numeru, spalony w fabryce, nie przyjęty jeszcze przez Komisję Odbiorczą  
 \*\*\*) Raczej pomyłka w dokumentacji, być może chodziło o 1924 r.  
 \*\*\*\*) Egzemplarz zastępczy za samolot spalony, a już przyjęty z dnia 28 listopada 1923 r.

przy oblocie „serii pierwszych 25 samolotów A-300” [4] jest b. niepewne. Nie było takich serii po 25 szt. ani przy odbiorze (tym bardziej przy oblocie), ani w rozliczeniach finansowych. Fabryka oznaczała nazwą „partia” i numerem rzymskim grupy samolotów liczące po 10 sztuk (wyjątek: partie ostatnie, niedokończone: VIII — 4 Balille, X — 4 A-300, XI — 3 Balille).

Wyjaśnienie tych spraw wymaga dalszych badań.  
 LITERATURA

1. WAP Lublin, Zespół akt Plage i Laśkiewicz, sygn. 43
2. WAP Lublin, Zespół akt Plage i Laśkiewicz, sygn. 33
3. Ku czci poległych lotników, pod red. M. Romeyki, Warszawa 1933
4. R. BARTEL, J. CHOJNACKI, T. KROLIKIEWICZ, A. KUROWSKI: Z historii polskiego lotnictwa wojskowego, Warszawa 1978, Wyd. MON, s. 444

### **Weltproduktion von Motorsegelflugzeugen**

In dem Beitrag wird die Anzahl der im Betrieb befindlichen Motorsegelflugzeuge sowie ihre Produktion und Export in den Jahren 1969—1979 in der Bundesrepublik und auf der Welt erörtert. Es wird auf die Art der produzierten Doppelsitz-Motorsegelflugzeugen und auf die Entwicklungstendenzen in ihrer Herstellung hingewiesen.

WAŚKOWSKI W.

### **Turbomeca-Hersteller von kleinen Turbinenflugmotoren**

Der Beitrag ist der Tätigkeit der seit 40 Jahren bestehenden französischen Firma Turbomeca, Herstellers von kleinen Turbinenflugmotoren, gewidmet. Es werden die Entwicklung des Werkes, seine Errungenschaften und Bedeutung auf dem internationalen Markt sowie die zur Verhütung der Wirtschaftsrezessionsfolgen angewandte Mittel dargestellt.

KORDZIŃSKI W.

### **Triebwerke für Düsen-Verkehrsflugzeuge der achtziger (Jahre I)**

In den achtziger Jahren viele der zur Zeit im Betrieb befindlichen Verkehrsflugzeuge müssen durch Maschinen neuer Generation ersetzt werden. Diese Flugzeuge werden als Motorausrüstung neue Typen von Antriebswerken haben. Im ersten Teil des Beitrags werden die Entwicklungstendenzen heutiger Zweistrom-Antriebswerke für Verkehrsflugzeuge mit subsonischer Geschwindigkeit für kurze, mittlere und lange Flugstrecken dargestellt. Es werden auch die sich aus der Anwendung von hohem Strömungsgeschwindigkeits-Verhältnis, Modulbauweise des Motors sowie der zur Beurteilung des technischen Motorzustandes angewandten diagnostischen Mittel ergebenden Vorteile hervorgehoben.

STASZEK J.

### **Spezifische aerodynamische Faktoren bei grossen Reynold-Zahlen**

Neue Erkenntnisse bei Untersuchungen im Windkanal sowie beim Flug führten zur Feststellung bedeutender Änderungen von spezifischen aerodynamischen Faktoren bei grossen Reynold-Zahlen, besonders im Bereich der Schallgeschwindigkeiten. Die bestehenden Ansichten, wonach der Einfluss der Reynold-Zahl von grösserem Wert als  $2.10^6$  gering sei, bedürfen einer Konfrontation mit den im Aufsatz dargestellten sowohl theoretischen als auch experimentellen Versuchsergebnissen.

ZATYKA H.

### **Einführung der Elektronenstrahl-Schweissmethode im Flugzeugbau**

Im Aufsatz wird die Elektronenstrahl-Schweissmethode sowie ihre Einführung in die Produktionspraxis erörtert. Die Ausbreitung der Anwendung dieser Technik auf den Flugzeugbau ist durch Lösung von forschungs-technologischen Problemen bedingt, was eine weitere, enge Zusammenarbeit von Schweissern, Konstrukteuren und Metallurgen in Betrieben, Branche — und TH-Instituten voraussetzt.

STUKONIS M.

### **Beschädigungsursachen von Keilwellen in Flugmotoren während des Betriebs**

Die Arbeitsbedingungen der Keilwellen zur Übertragung des Drehmoments in Flugmotoren, die Beschädigungsursachen dieser Verbindungen während des Betriebes anhand angeführter Beispiele sowie Verhütungsmethoden werden in dieser Arbeit erörtert.

ROGALSKI J.

### **Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft des Flugplatzes Nice — Cote d'Azur**

Im Beitrag werden die Geschichte, Gegenwart und Zukunftsperspektiven der Entwicklung des Flugplatzes in Nicea dargestellt.

GOWOREK T.

### **Ansaldo-Flugzeugproduktion in den Plage u. Laskiewicz-Betrieben**

Auf Grund des Archivmaterials wird der Verlauf der ersten, nach dem Wiedergewinn der Unabhängigkeit, Serienproduktion von Ansaldo A-1 Balilla und Ansaldo A-300 Flugzeugen in den Plage u. Laskiewicz-Betrieben in Lublin in den Jahren 1921—1924 dargestellt.

GLASS A.

#### **Производство мотопланеров в мире**

Указан рост применения мотопланеров, их выпуска и экспорта в 1969—1979 годах в ФРГ и в мире. Указаны двухместные мотопланеры находящиеся в производстве, а также направления развития производства мотопланеров.

WASKOWSKI W.

#### **Турбомека — завод выпускающий малые газотурбинные авиационные двигатели**

В статье описана 40-летняя деятельность французской фирмы Турбомека — изготовителя малых газотурбинных двигателей. Указано развитие фирмы, её достижения, значение на международном рынке и средства, предпринятые фирмой Турбомека для избежания экономической рецессии.

KORDZIŃSKI W.

#### **Двигатели для реактивных пассажирских самолетов восьмидесятых годов (I часть)**

В течение восьмидесяти лет нашего столетия многие применяющиеся в настоящее время самолеты будут заменены новыми типами, для которых нужны новые двигатели. В первой части статьи указаны направления развития современных двухконтурных двигателей для дозвуковых пассажирских самолетов на короткие, средние и длинные маршруты. Подчеркнуты достоинства применения большой кратности расходов воздуха, модульной конструкции двигателя и диагностических приборов позволяющих определить техническое состояние двигателя.

STASZEK J.

#### **Характерные аэродинамические коэффициенты при больших числах Рейнольдса**

На базе новейших исследований в аэродинамических трубах и летных испытаний были обнаружены значительные изменения аэродинамических коэффициентов при больших числах  $Re$ , особенно в еко-дозвуковой области.

Эти результаты противоречны с распространенными мнениями, что влияние числа  $Re$  выше значения  $2 \cdot 10^6$  является невеликим.

ZATYKA H.

#### **Введение сварки пучком электронов в авиационное производство**

Статья описывает выполнение и результаты работ по введению нового метода сварки пучком электронов. Широкое внедрение нового метода сварки пучком электронов. Широкое внедрение этого метода в производство требует однако дальнейшего тесного содействия специалистов — сварщиков, конструкторов и технологов на заводах и в научно-исследовательских институтах.

STUKONIS M.

#### **Причины повреждения шлицевых соединений в авиадвигателях во время их эксплуатации**

Указаны условия работы шлицевых соединений в авиадвигателях передающих крутящий момент. Описаны причины повреждения этих соединений во время эксплуатации. Указаны примеры таких повреждений и способы их предотвращения.

ROGALSKI J.

#### **Вчера, сегодня и завтра аэродрома Нице-Коте д'Азур**

В статье указана история, сегодняшнее состояние и перспективы развития аэродрома в Нице.

GOWOREK T.

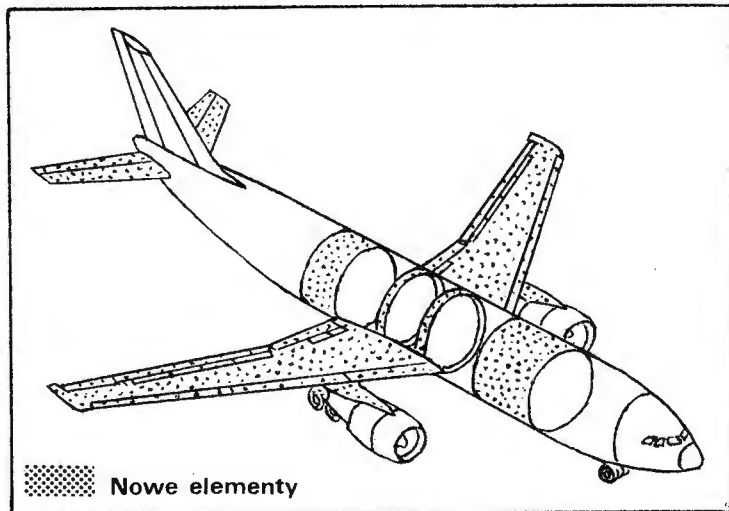
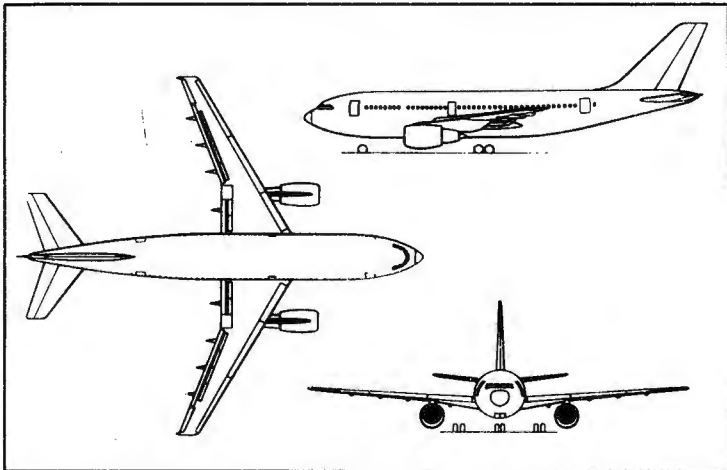
#### **Производство самолетов Ансальдо на Заводе Плягэ и Ляськевич**

На базе материалов из архивов представлено первое со времени освобождения Польши серийное производство самолетов Ансальдо-А-1 Валия в Ансальдо А-300 на заводе Плягэ и Ляськевич в г. Люблин в 1921 г.



## Airbus A310. Program międzynarodowy

210—230-miejscowy samolot pasażerski na krótkie i średnie trasy



W 1974 r. międzynarodowa firma Airbus Industrie zaprojektowała zmniejszoną wersję, autobusu powietrznego

## MBB/Kawasaki BK-117 • RFN/Japonia •

Dwusilnikowy śmigłowiec wielozadaniowy

25 lutego 1977 r. zostało podpisane porozumienie między firmami Messerschmitt-Bölkow-Blohm i Kawasaki na temat wspólnego rozwoju śmigłowca wielozadaniowego BK-117 o 8÷10 miejscach pasażerskich. Przed podpisaniem porozumienia obie firmy pracowały oddzielnie nad projektami śmigłowców BO 107 i KV-107 — śmigłowiec BK-117 łączy w sobie podstawowe założenia obu projektów.

Śmigłowiec BK-117 ma podobny układ i sylwetkę co śmigłowiec BO 105, zastosowano w nim jednak wiele nowych rozwiązań, spośród których wymienić należy przede wszystkim Integralny Dynamiczny System (IDS) wirnika nośnego łączący w jedną całość przekładnię główną, elementy sterowania i głowicę wirnika. Wirnik nośny jest czteropłatowy, a śmigło ogonowe — dwupłatowe. Zaprojektowano kilka wersji kabiny: 12-miejscową (z pilotem), typową o 8÷10 miejscach pasażerskich z pomieszczeniem bagażowym i sanitarną z 4 noszami i 2 miejscami dla osób towarzyszących.

Śmigłowiec będzie napędzany dwoma silnikami o mocy 442—478 kW: Avco Lycoming LTS101-650B1 lub Allison 250-C28C. Oba typy silników odznaczają się małą masą — ok. 100 kg. Zapas paliwa wynosi 470 kg.

Pierwszy lot śmigłowca przewidywany jest na drugą połowę 1979 r.

Dane techniczne: średnica wirnika nośnego 11,00 m; średnica śmigła ogonowego 1,90 m; masa własna 1400 kg; normalna masa startowa 2650 kg; maksymalna masa startowa 2800 kg; prędkość przelotowa 264 km/h; maksymalne wznoszenie po torze nachylonym 11 m/s; pułap zawisu z wpływem ziemi 4000 m; zasięg 545 km. W.K.

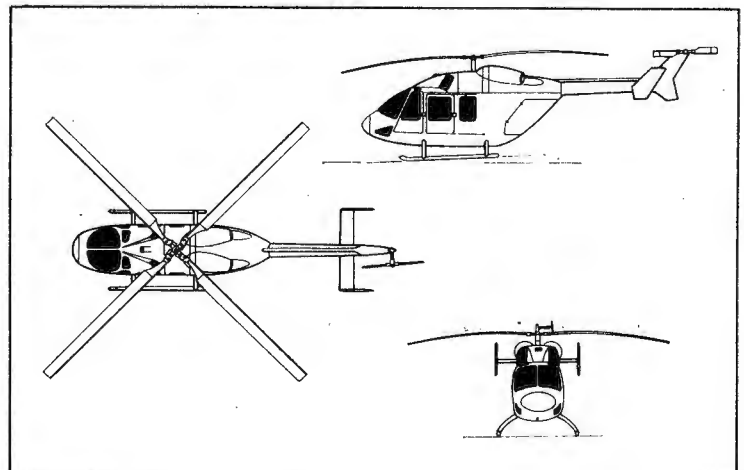
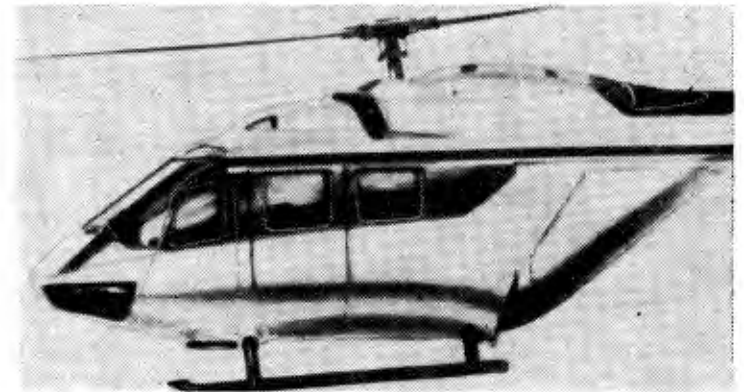
A300B (eksploatowanego w dwóch wersjach, B2 i B4), której nadano oznaczenie A300B10. Projekt A300B10 można uważać za zupełnie nowe opracowanie, gdyż z samolotu A300B (2 i 4) wykorzystano w nim tylko kadłub, który został jednak skrócony — przez usunięcie czterech segmentów — w wyniku czego liczba miejsc pasażerskich zmniejszyła się do 200—217. Zaprojektowano nowy nadkrytyczny płat o zmniejszonej rozpiętości i powierzchni oraz ustalenie wysokości o nieco zwiększonej powierzchni, a do napędu przewidziano silniki o mniejszym ciągu. Projekt zyskał ostatnio na znaczeniu w związku z opracowywaniem w USA projektów samolotów pasażerskich nowej generacji, m.in. samolotu Boeing 767-200 o zbliżonej charakterystyce. Uległ on przy tym niewielkim zmianom: kadłub wydłużono o 1,06 m zwiększając liczbę miejsc pasażerskich o 12—15, rozpiętość zwiększono o 0,53 m i wzmocniono podwozie, a oznaczenie zmieniono na A310.

Nadkrytyczny płat samolotu A310 został zaprojektowany i poddany badaniom tunelowym na modelu samolotu przez firmę VFW-Fokker. Jego urządzenia hipernoośne zajmują prawie całą długość skrzydeł, tylko na końcach są małe lotki do sterowania w zakresie dużych prędkości — w zakresie małych prędkości stosowane są przerywacze (po cztery na skrzydło). W części przykadłubowej skrzydła są dwa przerywacze do zmniejszania siły nośnej.

Do napędu samolotu przewidziane są silniki General Electric CF6-45B o ciągu 20 685 daN — będących zdławioną wersją silników CF6-50, napędzających samoloty B2 i B4 — oraz silniki Pratt Whitney JT9D-7 o ciągu 20 596 daN i Rolls-Royce RB.211-524B4 o ciągu 21 350 daN. Wybór silników będzie zależał od użytkownika.

Zaprojektowane zostały dwie wersje samolotu: A310-101 o 213—232 miejscach pasażerskich na krótkie trasy i A300-201 o 210—229 miejscach pasażerskich na średnie trasy. Pierwsza wersja może przewozić 213 pasażerów na trasach o długości 3700 km, a druga — 210 pasażerów na trasach o długości 5560 km, z prędkością  $Ma = 0,78$  na wysokości 10 500 m.

Dane techniczne: rozpiętość 43,90 m; długość całkowita 47,212 m; wysokość całkowita 15,876 m; rozstaw podwozia 9,14 m; baza podwozia 14,45 m; powierzchnia płata 210,0 m<sup>2</sup>; wydłużenie płata 9,18; średnica kadłuba 5,640 m; masa własna z wyposażeniem 74 908 kg dla wersji A310-101 i 76 014 kg dla wersji A310-201; maksymalna masa startowa 121 500 kg dla wersji A310-101 i 131 000 kg dla wersji A310-201; maksymalna masa handlowa 21 022 kg dla wersji A300-101 i 20 750 kg dla wersji A300-201. W. K.

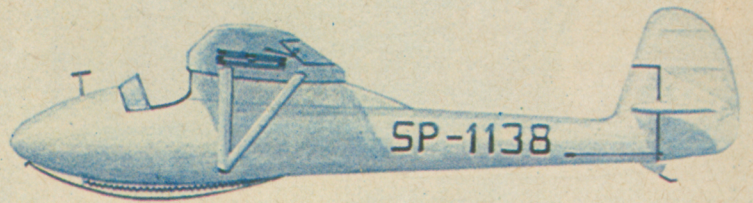




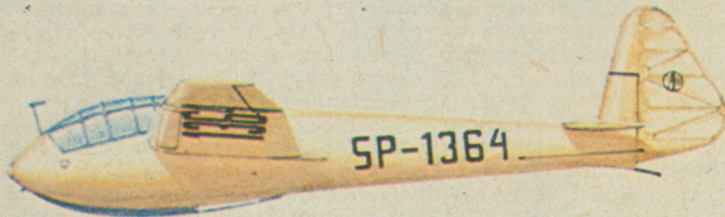
POLSKIE  
SZYBOWCE  
1935 - 1939



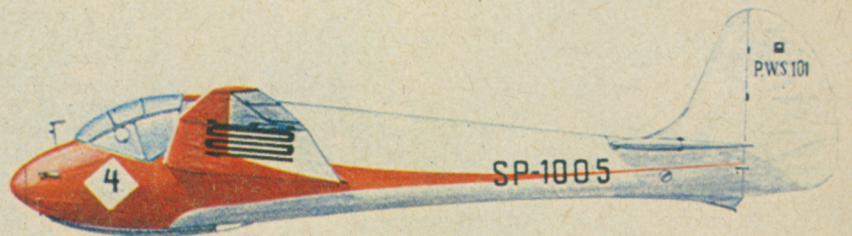
CW - 5 bis/35



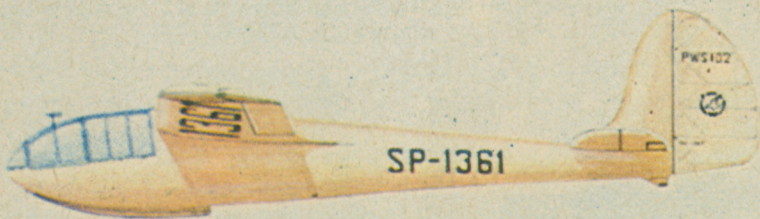
SOKÓŁ



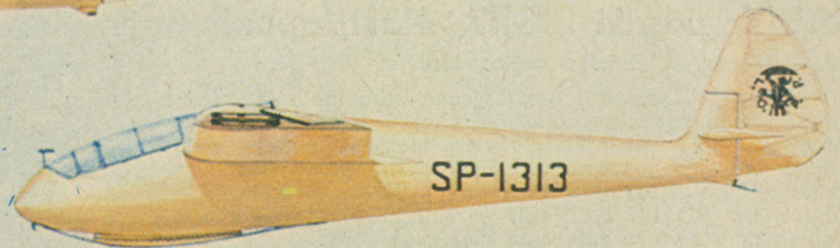
ORLIK III OLIMPIJSKI



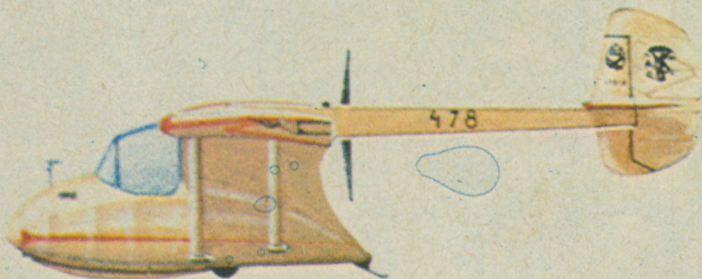
PWS - 101



PWS - 102 REKIN



MEWA



ITS - 8



BAK II