

TECHNIKA

1975 2

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



● На факультете Механики, Энергетики и Авиации Варшавской Политехники существуют три авиационные специализации: самолетостроение, авиационные двигатели и приборы. Факультет МЭиА имеет четыре института: Авиатехники и Гидроаэродинамики, Прикладной Механики, Теплотехники а также Инженерии Материалов. В качестве дидактических единиц работают кафедры: Аэродинамики, Конструкции Самолетов а также Авиационных и Электрических Приборов.

В течение двух первых лет студенты проходят общеинженерный курс, а следующие два с половиной года занимаются специализацией, в этом и авиационной специализацией. Восемь семестров предназначены для учебы, девятый семестр для дипломной работы. Выпускники факультета МЭиА получают звание магистра инженера.

Факультет ведет также последипломные заочные занятия. Состоят они на повышении квалификаций инженеров-неавиационников и авиационных инженеров, которые получают звание магистра.

В прошлом году первых восемь человек, направленных заводом ВСК Мелец кончили заочно факультет МЭиА.

● В октябре прошлого года на факультете МЭиА состоялась защита докторской диссертации магистра инж. В. Межеевского на тему: «Исследование динамики пластин»,

● На заводе ВСК Мелец разработан очередной вариант многоцелевого самолета **Ан-2 — для геофизических исследований**. Самолет разработан по заказу Государственного Предприятия Геофизических Исследований в Варшаве.

● В астрономической обсерватории Университета им. А. Мицкевича в Познани ведутся работы при конструкции космического варианта **автоматического теодолита** предназначенного для исследования вращения Луны. Инструмент этот войдет в будущем в состав лунной лаборатории типа Луноход.

● Гданьский Электронический Завод УНИМОР провел испытания новых **радиостанций для спортивной авиации**. Это были: 9-канальная планерная радиостанция и 22-канальная самолетная радиостанция. Информационная серия этих радиостанций должна быть произведена в 1975 г.

● В последнее время был организован — 41 по счету — **аэроклуб замойского района**. В организации содействовало командование местного Технического Училища ВВС. Первой начала занятия парашютная секция.

● Десять лет назад шахта бурого угля в Турове стала владелицей первого в Польше заводского самолета. Оперативные и эффективные действия служебной авиации привели к этому, что сегодня около ста крупных предприятий имеют **собственные самолеты**. В большинстве это Моравы, Вильги и Ан-2.

● Впервые серьезно проявило себя движение любительского конструирования летающих аппаратов. Летом прошлого года авиационные конструкторы-любители (с Ю. Боженцем во главе) организовали **I Лагерь Клуба Любителей-Конструкторов**. В лагере приняло участие 40 человек.

● The Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering of the Warsaw Technical University is responsible for educating specialists in the design and construction of aircraft, engines and aeronautical equipment. The Faculty has four Institutes: Aircraft Engineering and Hydroaerodynamics, Applied Mechanics, Heat Engineering and Material Engineering. The Departments of Aerodynamics, Aeronautics and Power Engineering are acting as didactical units.

The first two years the students attend a general engineering course after which the next two and a half year is devoted to the chosen specialization. Eight semesters are usually intended for studies and the ninth semester for writing a thesis. Students leave the university as graduate engineers. Rounding out the Faculty program are the extension extra-mural post-graduate studies, which offer aeronautical specialization to engineers with another specialization.

● In October last year the following **doctoral dissertation** was defended at the Warsaw Technical University: — Dipl. Ing. W. Mierzejewski, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „**A Study of the Dynamics of Plates**”.

● The WSK-Mielec developed a new successive version of the **An-2 multi-purpose aircraft for geophysical duties**. The aircraft was developed to the order of the State Prospecting Company in Warsaw.

● Astronomical Observatory of the Adam Mickiewicz University of Poznań works on a design and construction of a **space version of the automatic theodolite for investigating angular motion of the moon**.

The instrument will be included in future in a moon laboratory of lunokhod type.

● Unimor Gdańsk Electronic Works tested new **radio stations for sport flying** purposes. One was a 9-channel station for gliders and the other a 22-channel station for airplanes. The prototype series of the two radio stations is due to appear some time in 1975.

● Ten years ago the brown coal mine at Turów became the owner of the first business airplane in Poland. Today, about **100 large institutions own executive planes**, mostly Wilgas and An-2s.

● A **new regional aeroclub of Zamość district**, the 41st in turn, was called into being. The initiative was supported by the Management of the local Technical Air Force School. The parachute section was the first to start the club's activity.

● It is interesting to note that amateur design and construction of flying machines gives serious signs of life for the first time. Last year a group of designers of airplanes and powered gliders headed by J. Borzęcki organized the **1st Summer Camp for amateur designers**, with 40 participants.

Adres Redakcji:

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

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Problemy muzealnictwa lotniczego w Polsce . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA	
Produkcja samolotów lekkich w USA 1968—1973 . . . . .	4
LOT PROBLEMY	
W. Waśkowski: Przełomowe lata transportu lotniczego . . . . .	5
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
L. Jarzębiński: Samolot doświadczalny Fs-28 Avispa . . . . .	9
Przepływ naddźwiękowy z doprowadzeniem energii — oprac.	
W. Zaremba . . . . .	13
W NASTĘPNYM NUMERZE . . . . .	16
NOWOŚCI TECHNICZNE	
Samolot HS.146 . . . . .	18
Nowy silnik śmigłowiec Avco Lycoming LTS-101 . . . . .	18
KARTOTEKA TLIA	
Lake LA-4-200 Buccaneer . . . . .	19
Hawker Siddeley HS.1182 Hawk . . . . .	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 33	
Płyny w lotniczych instalacjach hydraulicznych — oprac. R. C.	23
Podstawowe dane kół podwozi samolotów ciężkich — oprac.	
R. C. . . . .	24
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
R. Grzywacz: Analiza metod badania nośności nawierzchni	
lotniskowych przeznaczonych dla ciężkich samolotów . . . . .	25
S. Harpala, W. Gilarski: Odlewanie precyzyjne części lotniczych	
i turbosprężarek metodą wytapianych modeli . . . . .	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 28	
Agrolotnictwo . . . . .	35
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	36
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Polskie silniki lotnicze . . . . .	37
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	III okł.
NOWOSTI IZ POLSZY: NEWS FROM POLAND . . . . .	II okł.
Informacje dla Autorów . . . . .	IV sk.
Na okładce: Samolot Zuch-2 — rys. K. Cieślak	

  
 WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa,  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
 mgr inż. Andrzej Glass  
**Sekretarz Redakcji:**  
 M. Klara Płaskowska  
**Redaktor techniczny:**  
 Maryla Sulima  
**Redaktorzy działów:**  
 mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędzi-  
 nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J.  
 Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.  
 W. Zaremba  
**Rada Programowa:**  
 mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr  
 inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr  
 inż. B. Jancelewicz, 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, inż. R. Wo-  
 liński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 659. Nakład 3350+30 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Papier druk. sat. kl. III 80 g. 61 × 86. B-67.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

#### **Turning Years of the Air Transport**

Factors are presented that have caused the present critical financial situation of many air lines, viz., the increase in fuel prices, upward inflationary spiral, instability and lack of comparability between different foreign currencies, faster increase in offers for passenger seats in air-liners as compared with the demand, and competition of non-scheduled air lines.

The resulting effects and data illustrating the deficits of selected air lines are presented.

Finally, basic methods of overcoming the status quo are given.

JARZĘBIŃSKI L.

#### **Fs-28 Avispa Experimental Airplane**

This paper gives a description of an experimental airplane designed in a non-conventional arrangement. The plane was built entirely of plastics. Good performance characteristics was obtained as a result of laminar flow, pusher propeller and smooth construction.

#### **Energized Supersonic Airflow**

The author describes investigations and results of experimental works conducted to weaken shock waves in a supersonic airflow. During the investigations the shock wave was created by introducing from outside the electric energy. The proposed elektromechanical method is the only one which enables to partly recover the used energy.

GRZYWACZ R.

#### **Analysis of Strength Testing Methods of Runway Pavements for Heavy Aircraft**

An LCN method used in Poland for the determination of the actual strength of runway pavements and a new method suggested by the CMEA's Commission of Transport are discussed.

Advantages and disadvantages of the two methods are given.

HARPULA S., GILARSKI W.

#### **Aircraft and Turbo-compressor Components Obtained by Precision Casting**

The method of casting castings which require a high order of dimensional accuracy is described. Typical examples of application of the investment casting for the production of aircraft and turbo-compressor components are given.

Attention has been paid to economy of the lost wax process.

GLASS A.

#### **Polish Aero Engines (Part One)**

A presentation of the first Polish aero engines built before WWI and the development of production of aero engines in two manufacturing plants, that is, Polskie Zakłady Skody (1926—1935) and Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników Nr 1 (1936—1939) is given. Technical data on all Polish-designed aero engines built in the years 1918—1939 are tabulated.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX LUTY 1975

# TECHNIKA 2

# lotnicza

# I ASTRONAUTYCZNA

## Problemy muzealnictwa lotniczego w Polsce

*Polska jest krajem o dużych tradycjach lotniczych. Pamięć o czynach polskich lotników, o ich zmaganiach z hitlerowskim najeźdźcą, o osiągnięciach polskich konstruktorów lotniczych tkwi głęboko w społeczeństwie.*

*Jeñnocześnie Polska jest krajem, w którym lotnictwo rozwija się i jego znaczenie w gospodarce narodowej stale wzrasta. Przemysł lotniczy opracowuje i wprowadza do produkcji wciąż nowy sprzęt lotniczy, przodując w dziedzinie nowoczesności konstrukcji i technologii produkcji.*

*Istotne znaczenie ma dlatego kultywowanie tradycji lotniczych, których świadectwem są zbiory lotnicze samolotów, dokumentów i pamiątek lotniczych.*

*Zbiory te gromadzi Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Dysponuje ono ponad 240 zasadniczymi eksponatami lotniczymi, jakimi są samoloty, śmigłowce, szybowce i silniki lotnicze. Pod względem liczby posiadanych samolotów zajmuje dziewiąte miejsce w świecie, a szóste w Europie, zaś pod względem posiadanych silników — trzecie miejsce w świecie. Muzeum Lotnictwa i Astronautyki dysponuje dużym hangarem na byłym lotnisku w Czyżynach. W hangarze tym mieści się ekspozycja lotnicza (obejmująca zaledwie 1/3 zbiorów), a zarazem magazyn sprzętu.*

*Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, podlegające Ministerstwu Komunikacji, ma duże osiągnięcia w dziedzinie propagandy tradycji lotniczych. Stała ekspozycja otwarta jest dla publiczności w okresie od maja do października, przy czym muzeum zapewnia zwiedzającym przewodników (również w obcych językach). Mieszcząca się przy muzeum biblioteka historyczno-lotnicza (6000 tomów, zbiór zdjęć lotniczych, wiele dokumentów i pamiątek) udostępniona jest specjalistom lotniczym.*

*Mimo zasługującej na uznanie troski władz zwierzchnich muzeum i troski sumy pracowników o jego rozwój — widzimy problemy, które należałoby wziąć pod uwagę w dalszym rozwijaniu muzealnictwa lotniczego w Polsce.*

*W ostatnim okresie nakreślony został program rozwoju muzeum. Program ten obejmuje m.in. budowę hal ekspozycyjnych. Przystąpienie do budowy hali wystawowej samolotów jest sprawą palącą. Umożliwiłoby to rozszerzenie ekspozycji, a jednocześnie rozładowałoby tłok w hangarze, który jest zarazem zagęszczonym do granic możliwości magazynem zdemontowanych samolotów (co nie wpływa dodatnio na ich stan).*

*Wiele zmagazynowanych samolotów uległo poważnemu uszkodzeniu przed przekazaniem ich do muzeum, wiele z nich stanowi unikalne egzemplarze w skali światowej. Konieczne jest podjęcie prac nad rekonstrukcją tych samolotów.*

*Przewidywane przez Ministerstwo Komunikacji utworzenie Rady Techniczno-Historycznej Muzeum Lotnictwa i Astronautyki na pewno pomoże podnieść poziom naukowy muzeum.*

*Konieczne jest stworzenie przy Muzeum Lotnictwa i Astronautyki historycznego archiwum lotniczego, w którym byłyby zbierane rozproszone obecnie archiwalia lotnicze. Biblioteka przy Muzeum Lotnictwa nie spełnia obecnie tego zadania z powodu braku etatów i pomieszczeń. Archiwum powinno zająć się również ewidencją lotniczych eksponatów muzealnych, pamiątek lotniczych i archiwów znajdujących się poza muzeum. Są one obecnie w dużej mierze rozproszone. Część z nich jest nieodpowiednio przechowywana i ulega postępującemu niszczeniu. Należy apelować do instytucji o typowanie i przekazywanie do muzeum eksponatów przed ich zniszczeniem. Należy również apelować do wszystkich — w tym do członków SIMP i SITK, którym drogie są tradycje lotnicze — o opiekę nad potencjalnymi eksponatami muzealnymi.*

*Dokoñczenie na str. 3*



● Na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej istnieją trzy specjalizacje lotnicze: budowa samolotów, silniki lotnicze i osprzęt. Wydział MEL ma cztery instytuty: Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki, Mechaniki Stosowanej, Techniki Ciepłej oraz Inżynierii Materiałowej. Jako jednostki dydaktyczne działają zakłady: Aerodynamiki, Konstrukcji Samolotów oraz Osprzętu Lotniczego i Energetycznego.

Pierwsze dwa lata studiów obejmują ogólny kurs inżynierski, a następnie dwa i pół roku specjalności, w tym specjalności lotniczej. Łącznie z praktyką studia trwają 224 tygodnie. Ośmiu semestrów przeznaczonych jest na naukę, a semestr dziewiąty na pracę dyplomową. Absolwenci MEL-u opuszczają uczelnię z tytułem magistra inżyniera.

Wydział prowadzi również zaoczne studia podyplomowe. Polegają one na dokończeniu inżynierów nielotniczych na magistrów inżynierów lotniczych lub inżynierów lotniczych na magistrów. W ub. roku pierwszych ośmiu techników wytypowanych przez WSK w Mielcu ukończyło zaocznie wydział MEL.

Warto dodać, że w Politechnice istnieje koło naukowe studentów-lotników, którego członkowie należąc do Aeroklubu Warszawskiego, przeprowadzane próby w locie zaliczają jako ćwiczenia uczelni. Opiekunem koła jest kierownik Katedry Osprzętu, prof. K. Głębiński.

● W październiku ub.r. na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa PW odbyła się obrona pracy doktorskiej mgra inż. W. Mierzejewskiego na temat: Studium dynamiki płyt. Promotorem pracy był prof. dr hab. M. Dietrich, a recenzentami: prof. dr inż. Z. Kąckowski oraz docenci doktorzy hab. J. Goliński i S. Lukasiewicz.

● W WSK w Mielcu powstała nowa wersja samolotu do badań geofizycznych, jako kolejna wersja wielozadaniowego An-2. Samolot został opracowany na zamówienie Państwowego Przedsiębiorstwa Poszukiwań Geologicznych w Warszawie.

Wytwórnia w ciągu pierwszych ośmiu miesięcy ub. roku sprzedała za granicę ponad 30 samolotów An-2. Zakupili je: Bułgaria, Węgry, NRD, Mongolia i Holandia.

● W Obserwatorium Astronomicznym Uniwersytetu im. A. Mickiewicza w Poznaniu trwają prace nad skonstruowaniem kosmicznej wersji automatycznego teodolitu, służącego do badania ruchu obrotowego Księżyca. Instrument ten wejdzie — w przyszłości — w skład laboratorium księżycowego typu Lunochod.

● W Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie odbyło się inauguracyjne posiedzenie Zespołu Nawigacji Lotniczej Sekcji Geodezji Morskiej i Nawigacji Polskiej Akademii Nauk. Referat wprowadzający w zagadnienie wygłosił doc. dr hab. J. Wereszczyński. Ustalono wstępną strukturę organizacyjną, zadania i program działania Zespołu Nawigacji Lotniczej.

● Najmłodszy aeroklub, utworzony przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej im. Janka Krasickiego w Dęblinie, ma już poważne osiągnięcia. Zorganizowano 4 sekcje: samolotową, szybowcową, spadochronową i modelarską. Zanim uczniowie pilotażu i nawigacji usiądą za sterami nowoczesnych samolotów i śmigłowców, przechodzą w tym aeroklubie pierwszy etap lotniczej edukacji. Najpierw na szybowcach, a później na różnych typach samolotów tłokowych.



Śmigłowiec Mi-2 podczas prób z podwieszonym urządzeniem opryskującym  
Fot. W. Garbarczyk

● Wojska Lotnicze w ostatnich 5 latach zgłosiły do Urzędu Patentowego 40 wynalazków i 8 wzorów użytkowych. Na zgłoszenia te Urząd Patentowy wydał już 32 patenty i 7 świadectw ochronnych.

● XVII samolotowe mistrzostwa Polski radiowo-nawigacyjne — rozegrane w pięciu konkurencjach przez 19 załóg samolotowych — wyłoniły mistrza. Tytuł ten otrzymała załoga aeroklubu rzeszowskiego, przed krakowskim. Zarówno piloci, jak i nawigatorzy wykazali — w ciężkich warunkach atmosferycznych — wysoki poziom szkolenia. Należy wyrazić zdziwienie, dlaczego tylko trzecią część ogółu aeroklubów regionalnych reprezentowały załogi, które stanęły na starcie.

● III Samolotowy Rajd Przyjaźni o Memoriał Zwirki i Wigury zorganizowany na jesieni ub.r. przez aerokluby w Krakowie i Holesowie (CSRS) przyniósł zwycięstwo polskiej załodze: Popiołek — Lenartowicz. Trzy dalsze miejsca zajęły załogi czechosłowackie. W 5-etapowym rajdzie wzięło udział 15 załóg z PRL i tyleż z CSRS.

● Na lotnisku w Krośnie zakończono w lecie pierwszy turnus szkoleniowy Centralnego Obozu Spadochronowego Ministerstwa Oświaty i Wychowania. Kurs ukończyło 83 uczniów, którzy wykonali ogółem około 700 skoków.

● Ostatnio powołany został do życia — z kolei 41 aeroklub regionalny, Ziemi Zamojskiej. Inicjatywę poparło kierownictwo miejscowej Technicznej Szkoły Wojsk Lotniczych. Jako pierwsza zaczęła działalność sekcja spadochronowa.

● Przed dziesięć laty kopalnia węgla brunatnego w Turowie stała się właścicielką pierwszego w Polsce zakładów samolotów.

Operatywność i efektywność działania lotnictwa dyspozycyjnego sprawiła, że dziś już około stu wielkich przedsiębiorstw ma własne samoloty. Są to przeważnie Morawy, Wilgi i An-2. Na Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego

nakłada to obowiązek generalnego objęcia się problemem właściwej eksploatacji rozproszonych po całym kraju samolotów. Myśli się więc w CZLC o wprowadzeniu wspólnej gospodarki częściami zamiennymi, przeprowadzaniu okresowej obsługi samolotów oraz o szkoleniu pilotów i mechaników.

Rozważa się również możliwość bliższej współpracy zakładów posiadających samoloty — z lotnictwem sanitarnym i gospodarczym względnie z innymi przedsiębiorstwami na tym samym terenie.

Z ciekawą inicjatywą zastosowania samolotu Super-Aero, jako aero-taxi występuje Aeroklub Łódzki. Usługi te byłyby świadczone w oparciu o odpowiednio skalkulowany cennik, przede wszystkim na rzecz łódzkich zakładów i jednostek gospodarki terenowej.

Warto też zasygnalizować o porozumieniu, jakie zawarte zostało między Toruńskimi Zakładami Urządzeń Okrętowych i Aeroklubem Pomorskim. Porozumienie przewiduje utworzenie specjalnego mostu powietrznego między Toruniem i Wybrzeżem, służącego do transportu — w szczególności pilnych przypadkach — elementów urządzeń montowanych na statkach.

● Po raz pierwszy poważnie ujawnił się ruch amatorskiego konstruowania maszyn latających. W lecie ub.r. konstruktorzy samolotów (z J. Borzęckim na czele), motoszybowców i lotni zorganizowali I Obóz KAK. W obozie wzięło udział 40 uczestników.

Poinformujemy czytelników, że tegoż lata francuski KAK zorganizował zlot amatorskich samolotów i szybowców. Wzięło w nim udział 260 maszyn z Francji, Belgii, RFN, Szwajcarii i Anglii. Działo tam jury i przyznawano nagrody.

● Do sporządzania geomorfologicznych map terenów górskich wykonano zdjęcia lotnicze Tatr. Na zdjęciach wyraźnie widać piargi, wały lawinowe i more-

nowe, progi, turnie i sciany skalne. Podobnie bada się Pieniny, Bieszczady, Sudety i Beskidy. Za pomocą zdjęć lotniczych wykrywa się miejsca występowania wód podskórnych i płytkich torfowisk. Ma to wielkie znaczenie dla geologii inżynierskiej przy projektowaniu dróg, linii kolejowych czy budownictwa mieszkaniowego.



## FRANCJA

● W lecie 1974 r. wykonano pierwsze loty na nowym, jednomiejscowym szybowcu JP-15/36. Przewidywana doskonałość — 36 przy prędkości 80 km/h. Do produkcji seryjnej ma wejść w br.



## INDIE

● Lotnictwo Indii standaryzuje sprzęt transportowy. Jako średni samolot transportowy używany będzie kanadyjski samolot skróconego startu i lądowania DHC-5 Buffalo. Będzie on produkowany na licencji w zakładach Kanpur. Buffalo zastąpi używane dotychczas C-47, C-119G i DHC-4.

● Ministerstwo obrony Indii podało do wiadomości, iż rząd indyjski będzie finansował prace nad budową naddźwiękowego samolotu bojowego IIAF-24 Marut.



## NRD

● Przed 10 laty Interflug otworzył linie do krajów Bliskiego i Środkowego Wschodu oraz Afryki. Obecnie połączenie z Moskwą jest najbardziej uczęszczaną linią lotniczą NRD. Najdłuższą linią Interflugu jest 22-godzinne połączenie przez Moskwę, Taszkient, Dhakę do Hanoi w DRW. Dwa razy na miesiąc Interflug przybywa również do Hawajów. W ten sposób samoloty NRD trafiają na cztery kontynenty, do 40 portów lotniczych w 25 krajach.

● NRD zawarła umowę o komunikacji lotniczej z Burmą.



## RUMUNIA

● Wytwórnia VFW Fokker i przedstawiciele rządu Rumunii prowadzą rozmowy mające na celu przejęcie licencji na budowę samolotów VFW 614. W tej sprawie podpisano w 1973 r. wstępne porozumienie pomiędzy rządami Niemiec Zachodnich i Rumunii. Specjaliści z zakładów VFW-Fokker, już kilkakrotnie odwiedzali zakłady w Rumunii,

w których miałyby być produkowane samoloty. Rumunia zainteresowana jest przyjęciem 50 samolotów Fokker dla potrzeb rumuńskiego towarzystwa lotniczego TAROM.



## USA

● Amerykańskie władze ochrony środowiska zgodziły się na wpuszczenie w obszar powietrzny Stanów Zjednoczonych samolotów naddźwiękowych Concorde i Tu-144. Zezwolenie dotyczy m. in. lądowań na lotnisku Dallas Fort Worth. Na lotnisku New York Kennedy lądować będą mogły na jednym pasie, wykluczając podejście od strony miasta.

● Miejskie linie śmigłowcowe w Nowym Jorku New York Airways utrzymują regularną łączność pasażerską pomiędzy 3 portami lotniczymi tego miasta oraz z Manhattanem i Morristownem. Linie te obsługują śmigłowce turbiniowe S-61, zabierające po 30 pasażerów. Dziennie przewozi się około 2000 osób. Poziom hałas wynosi 93 dB w odległości 150 m od śmigłowca i jest poniżej dopuszczalnych norm.

● W USA projektuje się cywilną wersję transportowca C-5A (oznaczoną symbolem L-500), która ma służyć do przewozu 60 samochodów osobowych.

● Specjaliści amerykańscy rozważają obecnie problem wykorzystania wiatru do produkcji energii elektrycznej. Pięć uniwersytetów amerykańskich włączyło studia nad młynami, poruszonymi przez wiatr, do programu swych zajęć.

Wielki wiatrak Narodowej Fundacji Naukowej zostanie zbudowany przez ekipę agencji NASA. Wiatrak oprócz oszczędności węgla przyniesie i te korzyści, że nie będą zanieczyszczać powietrza.

● W końcu sierpnia ub.r. zmarł w wieku 72 lat Charles Lindbergh, który pierwszy w świecie dokonał samotnego przelotu przez Atlantyk. Pilot ten trasa z Nowego Jorku do Paryża przebiegł 20-21 maja 1927 r., bez lądowania, w 33 godziny 12 minut na samolocie lądowym Spirit of St. Louis.

A dziś:

— Concorde trasę z Paryża do Bostonu przebywa w 3 godziny i 9 minut

— wywiadowczy Lockheed SR-71 odległość z Nowego Jorku do Londynu przelatuje w 1 godzinę i 55 minut (61 km na minutę).



## WĘGRY

● Linie lotnicze Malev rozszerzyły zasięg swoich lotów. W ubiegłym roku zakupiono odrzutowce Tu-154, mieszczące 144 pasażerów.

W lecie ub.r. po raz pierwszy wylądowały w Budapeszcie samoloty włoskiej Alitalia i syryjskiej Arab Airlines.

● W Budapeszcie została podpisana umowa o komunikacji lotniczej między Węgry a Hiszpanią. Przewiduje ona otwarcie regularnej komunikacji lotniczej między Budapesztem a Madrytem.

## OGÓLNE

● Już na wiosnę 1974 r. samolot komunikacyjny A300 (produkowany w kooperacji niemiecko-francuskiej) otrzymał od władz francuskich i niemieckich świadectwo typu. Samolot zaliczony został do II kat. automatycznego pochodzenia i lądowania według przyrządów.

● Sprawność pilotów szybowcowych — coraz częściej — jest sprawdzana w międzynarodowych górskich zawodach. W lecie ub.r.:

— 55 pilotów (44 w klasie standard i 11 w klasie otwartej) wzięło udział w zawodach we Francji. Rozegrano 8 konkurencji. W klasie standard zwyciężył pilot z RFN — E. Peter na szybowcu Libelle, w klasie otwartej Francuz M. Delvigne na szybowcu Nimbus — 2.

— 18 pilotów (z RFN, Francji, Austrii i Szwajcarii) startowało w RFN. Rozegrano 7 konkurencji. Zwycięstwo odniósł Peter na szybowcu Glasflügel 203.

● W ramach ICAO działają trzy regionalne zrzeszenia członków. Są to: Komisja Europejska, Afrykańska i — ostatnio powołana do życia — Komisja Latinoamerykańska obejmująca 15 krajów Ameryki Łacińskiej. Zrzeszenia mają na celu wzmoczenie współpracy lotniczej między krajami członkowskimi oraz reprezentowanie ich wspólnych interesów.

● Według IATA, straty towarzystw członkowskich na liniach północnoatlantycznych wyniosły w roku ubiegłym ok. 50 mln dol. W roku bieżącym przewidwane są w wysokości dwukrotnie wyższe.

● Konferencja taryfowa IATA uzgodniła 5% podwyżkę taryf od 1 sierpnia ub.r. na liniach między Stanami Zjednoczonymi a Europą, Środkowym Wschodem i Afryką Północną. Przy uwzględnieniu poprzednich dwóch podwyżek międzynarodowe taryfy lotnicze na tych liniach wzrosły, w porównaniu z końcem roku 1973, o 25%. Od 1 kwietnia br. przeloty nad północnym Atlantykiem będą znów droższe o 10%.

● Międzynarodowe rekordy szybowcowe posiadają następujące kraje: ZSRR — 9, PRG — 7, USA — 5, RFN — 4, Anglia — 3. Nowa Zelandia — 2, oraz Australia i Włochy po 1. Godny wzmianki jest fakt, że cztery rekordy — dla szybowców dwumiejscowych — ustalił w 1972 r. Edward Makula.

● W klubie pilotów, którzy zdolali przelecieć 1000 km na szybowcu — brak jest Polaków. Natomiast wśród 9 członków „Klubu 1000 km” przeważają piloci Stanów Zjednoczonych (5) i Republiki Federalnej Niemiec (3).

Dokończenie ze str. 1

## Problemy muzealnictwa lotniczego w Polsce

Zamiary Ministerstwa Komunikacji podniesienia na wyższy poziom działalności muzeum należy powitać z uznaniem. Przy realizacji programu rozwoju Muzeum Lotnictwa i Astronautyki bardzo celowe byłoby współdziałanie z Ministerstwem Komunikacji wszystkich instytucji i stowarzyszeń związanych z lotnictwem, a w szczególności wojska, przemysłu lotniczego, PLL LOT, APRL i Rady Seniorów przy APRL oraz lotnictwa gospodarczego. Sekcje lotnicze SIMP i SITK zgłosiły gotowość takiego współdziałania.

Ze swej strony „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, przyłączając się do tego apelu, propagować będzie na swoich łamach problemy muzealnictwa lotniczego i nasze tradycje lotnicze.

T. K.

Wytwórnia i typ	1968	1969	1970	1971	1972	1973
<b>Beech Aircraft</b>						
B19 Sport	105	56	42	19	36	72
C23 Sundowner	86	91	34	73	41	82
A, B24R Sierra	62	23	67	29	39	62
E33A, G33, C Bonanza	118	79	—	—	—	—
F33A, C Bonanza	—	3	46	59	55	77
V35A, B Bonanza	238	189	148	67	115	153
A36 Bonanza	114	74	60	50	81	121
Travelair 95	13	—	—	—	—	—
B35, C55 Baron	140	111	65	39	90	136
D55, E55 Baron	174	114	50	22	44	65
TC56 Baron	26	14	9	3	—	—
58 Baron	—	—	122	59	102	136
Super 18	4	10	—	—	—	—
Duke A, B60	31	85	38	23	31	42
Queen Air 65	39	14	5	—	—	—
Queen Air 70	1	24	10	2	—	—
Queen Air B80	33	32	7	11	14	13
Queen Air 88	3	—	—	—	—	—
King Air C, E90	98	60	20	35	60	99
99 Airliner	2	62	20	3	2	3
A100 King Air	—	21	50	25	42	41
H8-125-400*	—	—	—	—	13	3
H8-125-600*	—	—	—	—	1	5
Razem [szt.]	1 347	1 061	793	519	802	1 110
Wartość [tys. dol.]	115 737	113 082	80 698	52 119	113 305	140 447
<b>Bellanca/Champion</b>						
Super Viking	72	102	86	105	154	163
Turbo Super Viking	—	4	10	16	18	35
Viking 300	20	1	—	—	—	—
Citabria	225	293	205	42	232	362
Scout	—	—	—	—	6	52
Decathlon	—	—	—	2	56	70
Champ	—	—	—	43	27	2
260C	2	—	—	—	—	—
Razem [szt.]	349	400	301	208	493	684
Wartość [tys. dol.]	4 376	5 506	4 421	3 894	8 359	12 245
<b>Cessna</b>						
150	2 007	1 586	713	817	1 045	1 357
150 Aerobat	—	128	119	62	55	103
F-150	152	135	101	100	118	168
FA 150	—	1	68	50	52	46
F172 Skyhawk	1 206	1 170	759	827	984	1 550
F172	103	84	63	83	97	139
Reims Rocket	65	81	65	67	78	81
177 Cardinal	601	255	160	109	145	212
Cardinal RG	—	—	17	128	101	126
Reims Cardinal RG	—	—	—	29	32	23
180 Skywagon	97	110	71	59	72	104
182 Skylane	778	673	371	468	696	1 061
185 Skywagon	125	167	205	119	169	203
188 Ag Carryall	—	—	—	—	8	8
188 AgPickup	—	—	—	—	22	15
188 AgWagon	143	141	118	140	182	169
188 AgTruck	—	—	—	—	42	157
206 Stationair	—	—	5	129	165	245
Turbo 206 Stationair	229	207	145	20	38	65
207 Skywagon	—	123	47	37	9	12
Turbo 207 Skywagon	88	60	53	8	3	3
210 Centurion	112	125	118	108	131	195
Turbo 210 Centurion	78	56	70	63	89	156
310	194	161	106	89	153	230
Turbo 310	14	40	25	28	26	29
337 Skymaster	133	138	89	58	79	79
Pressurized Skymaster	74	61	16	29	83	83
Reims Skymaster	—	—	17	17	13	8
Reims Pressurized Skymaster	—	—	—	—	4	37
340	—	—	—	—	18	104
402	67	114	51	39	63	151
411	22	1	—	—	—	—
414	—	19	63	40	38	96
421	163	128	15	—	—	—
421 Golden Eagle	—	—	41	75	85	201
500 Citation	—	—	—	—	52	81
401	103	122	39	22	15	—
Skyknight	24	—	—	—	—	—
Executive Skyknight	—	1	—	—	—	—
Razem [szt.]	6 578	5 887	3 730	3 859	4 964	7 262
Wartość [tys. dol.]	143 049	145 560	97 243	102 447	183 248	298 022
<b>Gates Learjet</b>						
Learjet 24	25	34	19	12	17	21
Learjet 25	16	27	16	11	22	45
Razem [szt.]	41	61	35	23	39	66
Wartość [tys. dol.]	28 650	46 494	26 890	na	35 113	61 550
<b>Grumman American</b>						
AA-1 Yankee	33	270	202	16	2	—
AA-1A/B Trainer	—	—	—	303	228	235
G-1159 Gulfstream 2	—	36	15	—	15	19
AA-5 Traveler	—	—	—	—	233	234
G-164 AgCat	—	—	—	—	142	175
Razem [szt.]	33	306	217	319	620	663
Wartość [tys. dol.]	291	128 555	42 246	na	58 425	74 953
<b>Lake</b>						
LA-4	30	37	20	2	—	—
200 Buccaneer	—	2	23	52	60	66
Razem [szt.]	30	39	43	54	60	66
Wartość [tys. dol.]	801	1 004	1 252	1 880	2 100	2 310
<b>Lockheed</b>						
JetStar	16	14	—	—	—	—

\* Uwaga — import





# LOT PROBLEMY

## Przełomowe lata transportu lotniczego

Transport powietrzny jest wrażliwy na wpływy zewnętrzne. Ze szczególną mocą na tej gałęzi działalności odbiło się kilka ujemnych zjawisk ekonomicznych, które charakteryzują rozwój dzisiejszej gospodarki świata kapitalistycznego. Można do nich zaliczyć recesję gospodarczą w przypadku jednych krajów i zahamowanie tempa rozwoju w stosunku do innych, fluktuację wartości walut, wreszcie może najważniejszy z czynników — kryzys paliwowy, wywołany nałożeniem embarga i podniesieniem cen na produkty naftowe przez państwa produkujące te wyroby, które wreszcie znalazły wspólny język i potrafiły zjednoczyć się wobec rabunkowego wydobycia ropy naftowej i dyskryminacji gospodarczo-politycznej krajów-producentów przez wysoko rozwinięte państwa ekskolonialne.

Równoczesne współistnienie wymienionych czynników postawiło wiele przedsiębiorstw transportu lotniczego (zwłaszcza europejskich) w bardzo niebezpiecznej sytuacji.

Taka też jest konkluzja sprawozdania, które na dorocznym zebraniu generalnym Międzynarodowego Stowarzyszenia Transportu Lotniczego (IATA), wygłosił jego prezes, Knut Hammarskjöld. Według danych przedstawionych przez Hammarskjölda globalny deficyt przedsiębiorstw transportu lotniczego zrzeszonych w IATA na koniec 1974 r. wyniesie 3,2%, podczas gdy jeszcze w 1973 r. zysk przewoźników lotniczych IATA przekroczył 2%.

Na te przewidywane wyniki podstawowy wpływ miały straty przewoźników poniesione na liniach północno-atlantycznych; w 1971 r. deficyt wynosił (liczony dla wszystkich przewoźników na tych trasach) 1,7%, w 1973 r. straty efektywne wzrosły do 7,1%, tj. 136 mln dol., a w 1974 r. (wg Hammarskjölda) mają się zwiększyć jeszcze 2,3 raza do 320 mln dol. Tempo wzrostu kosztów własnych przewoźników lotniczych w 1973 r. w stosunku do poprzedniego roku wyniosło 14%, a zgodnie z prognozą IATA z września 1974 r. przekroczy ono w 1974 r. 17% w porównaniu z wynikami 1973 r. Jest to tempo wzrostu kosztów własnych jeszcze nie spotykane w tej dziedzinie! (rys. 1).

### Tempo wzrostu kosztów wyprzedza wzrost dochodów

Przez cały ubiegły rok w wyścigu kosztów i dochodów przedsiębiorstwa traciły punkt po punkcie. Już w roku 1973 dochody rosły wolniej, niż zwykowały

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

*Przedstawiono czynniki, które wywołały krytyczną obecnie sytuację finansową wielu regularnych linii lotniczych. Powodu tego stanu rzeczy autor dopatruje się przede wszystkim we wzroście cen paliwa, rozwijającej się spirali inflacji i jej skutkach, niestabilności walut rozliczeniowych, szybszym przyroście ilości miejsc w samolotach liniowych niż popytu na nie, konkurencji samolotów czarterowych itp.*

*Przedstawiono skutki spowodowane przez wymienione czynniki i dane ilustrujące deficyty wybranych linii lotniczych.*

*Na zakończenie wskazano jakich, zdaniem autora, należy użyć metod, aby linie lotnicze potrafiły zwalczyć istniejący kryzys.*

koszty (odpowiednio +13,5% oraz +14%). Średni dochód z jednego samolotu w tempie po 1,7%, podczas gdy wydatków po 2,5%. W roku 1974 przeprowadzono kilka korekt w wysokościach taryf przewozowych. Tak np. w pierwszym półroczu 1974 r. wzrost opłat taryfowych wyniósł od 13 do 19%, w drugim półroczu szacunkowo 10—15% poprzednich cen. Ale ponieważ istnieje dysproporcja pomiędzy tempem przyrostu wartości kosztów własnych a dochodów — IATA oblicza, że przewoźnicy poniosą dodatkowe koszty w okresie 5 miesięcy (od kwietnia do sierpnia 1974 r.) w wysokości około 730 mln dol. I to tylko przy zakupie stale drożejących paliw.

### Główny powód wzrostu kosztów transportu powietrznego: drogie paliwa

Można bez przesady stwierdzić, że głównym czynnikiem, który spowodował drastyczny wzrost kosztu własnego eksploatacji przedsiębiorstw transportu lotniczego, był gwałtowny wzrost cen środków napędowych.

Aż do 1973 r. średni udział wartości paliwa w całkowitym koszcie własnym eksploatacji środków transportu powietrznego wahał się w granicach od 10 do 12%.

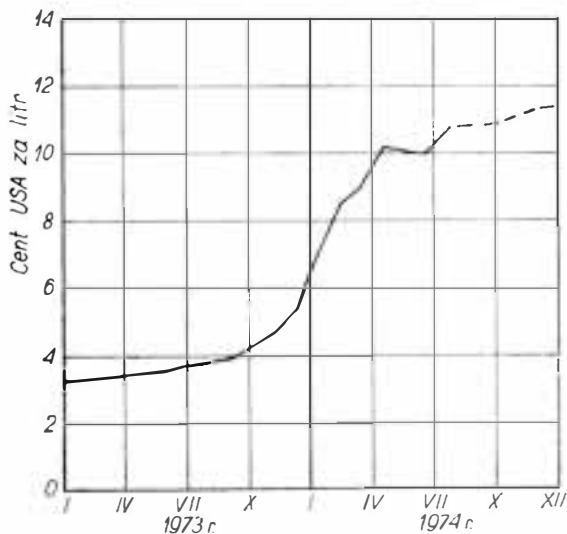
W styczniu 1974 r. wartość udziału paliw w kosztach eksploatacyjnych wzrosła do 22%, a w lipcu tegoż roku do 25—28% całkowitych kosztów eksploatacyjnych. Według opinii IATA od chwili wybuchu kryzysu energetycznego do drugiej połowy 1974 r. międzynarodowi przewoźnicy lotniczy dodatkowo wpłacili za paliwa producentom tego towaru ponad 1,67 miliarda dolarów, co odpowiada stopie wzrostu cen paliwa dla samolotów (rys. 2).

W swym sprawozdaniu Hammarskjöld podkreśla fakt, że producenci paliw płynnych zastosowali większą podwyżkę cen środków napędowych dla transportu powietrznego niż dla innych artykułów ropopochodnych, chociaż lotnicze środki transportowe nabywają tylko 3,2% ogólnej ilości sprzedawanych paliw.

### Dalsze powody wzrostu kosztów własnych

#### A. Skutki inflacji

Do wymienionego głównego czynnika powodującego wzrost kosztów eksploatacji cywilnych samolotów



1. Wzrost ceny 1 litra paliwa lotniczego. Źródło: „Interavia” 1974 nr 10, s. 949

transportowych należy jeszcze dodać konsekwencje wynikające z rozwijającej się inflacji.

Po pierwsze inflacja powoduje stałą tendencję zwykłą w dziedzinie płac pracowniczych. 800 000 osób zatrudnionych przez przewoźników lotniczych wysuwa uzasadnione żądania wzrostu płac. Jest to wywołane nieustannym wzrostem kosztów utrzymania (rozumianym w najszerszym tego słowa znaczeniu). Udział płac stanowi zaś jeden z głównych składników kosztów eksploatacyjnych i wynosi (w zależności od kraju i linii) do 40% całości.

Dalej, z podobnych względów wzrastają koszty lotniskowe i nawigacyjne. W swoim czasie ich udział kształtował się w wysokości 10% całkowitych kosztów eksploatacyjnych. W 1974 r. zaczęły one szybko wzrastać, osiągając w 3 kwartale 1974 r. ponad dwukrotną wartość nakładów z 1973 r. (w liczbach względnych 20% całości kosztów, w liczbach bezwzględnych wg szacunku IATA — 960 mln dolarów).

#### B. Wzrost opłat taryfowych i niestabilność walut rozliczeniowych

Powiedzieliśmy już, że taryfy za transport lotniczy (osób i towarów) bardziej wzrosły. Obecnie przewoźnicy lotniczy zastanawiają się głęboko, czy ten wzrost nie spowoduje spadku frekwencji pasażerów. Zważywszy, że od mniej więcej dziesięciu lat ceny przelotu osób lub przewozu towarów samolotami miały stałą tendencję zniżkową — przewoźnicy lotniczy są źle zorientowani, gdzie znajduje się próg podwyżek, który spowoduje załamanie się transportu, tak że okaże się on zbyt kosztowny dla „szarej masy” klientów. Zjawisko to zaostrza fakt wpływającej z nieporównywalności walut w stosunku do podstawowych mierników (dolar i funt szterling) ulegających stałym zmianom parytetowym (rys. 3).

#### C. Walka konkurencyjna: ceny biletów i loty czarterowe

Jak wynika ze sprawozdania IATA, istnieje niebezpieczeństwo, że niektóre linie lotnicze będą wyłamywały się z ustalonych minimalnych cen biletów

za przelot i będą je obniżały w celu pozyskania większej frekwencji pasażerów dla swych samolotów, których pojemność jest nie wykorzystana w dostatecznym stopniu.

Ponadto dla linii regularnych duże niebezpieczeństwo stanowi coraz większa konkurencja lotów czarterowych, które są tańsze, przy czym dysponenci tych lotów nie stosują reglamentowych stawek przewidzianych dla przewoźników zrzeszonych w IATA. Z tego powodu IATA żąda zwołania specjalnej konferencji, na której przedstawiciele linii regularnych i czarterowych uzgodniliby pomiędzy sobą minimalne stawki właśnie przy lotach czarterowych. Zagadnienie jest trudne do rozwiązania, gdyż w grę wchodziłyby odmienne interesy obu stron.

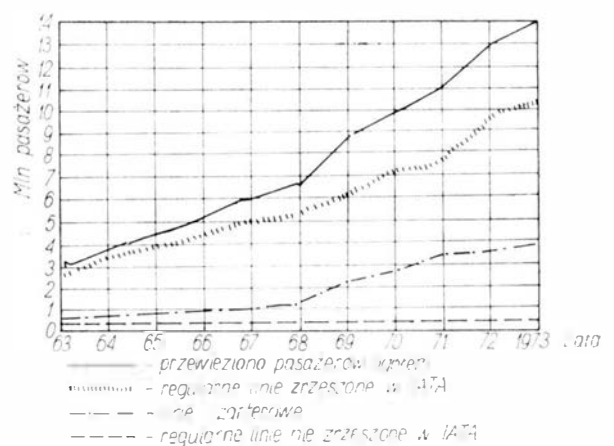
D. Większa podaż miejsc przez linie regularne niż popyt na nie

Francuzi ten stan rzeczy nazywają „nadpojemność” (*surcapacité*). Istotnie, chociaż podaż miejsc przez wszystkie linie regularne zrzeszone w IATA powiększyła się w 1973 r. o 10% w stosunku do 1972 r., przy wzroście wykorzystanych miejsc wynoszącym 13% (wskaźnik wykorzystania wzrósł o 2,2 punktu osiągając 55,2%), to wiele linii (przede wszystkim atlantyckich) nadal wykazywało większą podaż tych miejsc niż popyt. Jest to tendencja stała, którą wg IATA należy zmienić w szybkim tempie, gdyż przekreśla ona możliwość rentownej działalności.

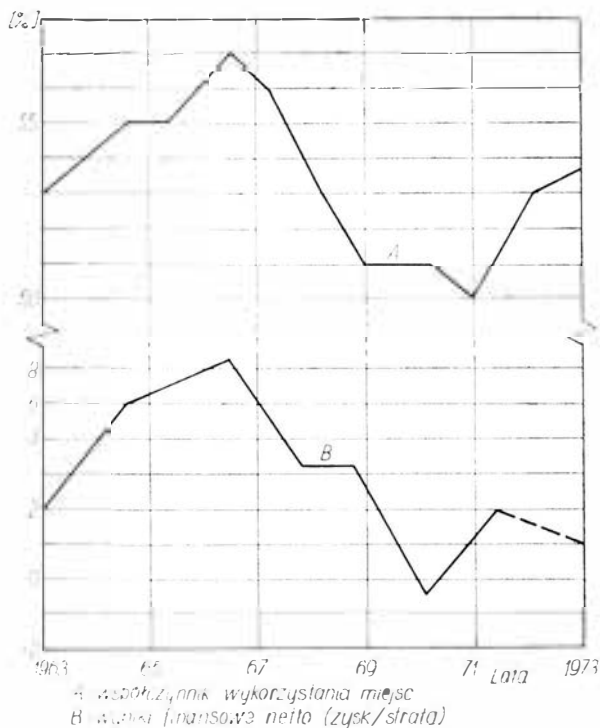
Wydaje się, że winę za ten stan rzeczy ponosi mylna ocena przez czynniki planujące i prognozujące przyszły rozwój transportu: przewidywano bowiem jego bardziej intensywny wzrost, co spowodowało przedwczesne wyposażenie linii w samoloty o wielkiej pojemności (Boeing B-747 Jumbo Jet, Lockheed 1011 TriStar, rodzina samolotów DC-10-10, -20, -30, rodzina samolotów Aerobus A-300-B), przy czym przeceniono ekonomiczność ich eksploatacji.

Równocześnie, w wielu przypadkach linie regularne sprzedały liniom czarterowym samoloty poprzedniej generacji o tzw. wąskich kadłubach i małej pojemności, wskutek czego wzrosła „nadpojemność” samolotów linii regularnych, którym przewoźnicy czarterowi odebrali część pasażerów.

W ten sposób zarówno linie regularne, jak i czarterowe (w mniejszym stopniu), stały się mało- lub nierentowne na najbardziej rentownych trasach świata.



2. Rozwój lotniczej komunikacji pasażerskiej na trasie północno-atlantycznej 1964—1973 r. Źródło: IATA



3. Współczynnik wykorzystania miejsc i wyniki finansowe netto przedsiębiorstw transportu lotniczego zrzeszonych w IATA 1963—1973 r. Źródło: IATA

Aby zapobiec powtórzeniu tego niezdrowego cyklu IATA nawołuje rządy państw (większość regularnych linii europejskich stanowi własność skarbu państwa w całości lub w części, która zapewnia mu kontrolę) oraz producentów, aby ustalano normy prawne lub by wytwórcy ograniczyli produkcję (w tym przypadku autorowi wydaje się, że jest to „wołanie na puszczy”), tak aby w przyszłości uniknąć wzrostu nadmiernej podaży miejsc i nierentownego transportu.

Oto cytata ze sprawozdania IATA: „Producenci samolotów i państwa powinny uznać, że nie mogą prowadzić polityki dumpingowej dotyczącej sprzętu latającego w stosunku do transportu powietrznego... Do eksploatacji należy włączyć nowy sprzęt jedynie w przypadku rzeczywistej potrzeby zgłoszonej przez rynek...”

Transport lotniczy użytkuje obecnie (listopad 1974 rok) 440 samolotów pasażerskich o wielkiej pojemności, które oferują tyle samo miejsc, ile ma tysięcy samolotów pasażerskich o wąskich kadłubach (DC-9, B-727, B-707, B-737 itp.). Zjawienie się na rynku tych olbrzymów w znacznej mierze przyczyniło się do powstania zjawiska „nadpojemności”.

W tym miejscu konieczny jest wtręt: na konkurencję na trasach (zwłaszcza atlantyckich) przede wszystkim narzekają dwie wielkie firmy amerykańskie PanAm i TWA, które np. w lipcu 1974 r. przewiozły prawie 40% wszystkich pasażerów podróżujących pomiędzy Europą a Stanami Zjednoczonymi i twierdzą one (zresztą słusznie), że linie mają zbyt wiele miejsc do zaoferowania. Tymczasem to właśnie producenci samolotów w Stanach Zjednoczonych i czynniki administracyjno-polityczne tego kraju propagowały produkcję olbrzymów powietrznych, nabywanych w

pierwszym rzędzie przez przewoźników amerykańskich, którzy w ten sposób zmusili inne linie, które nie chciały stracić zdolności do konkurencji do zakupu takich samolotów jak Jumbo Jet, TriStar czy DC-10. To współzawodnictwo dało gorzkie owoce, które teraz muszą spożywać i inicjatorzy (Amerykanie) i Europejczycy.

Pozostaje faktem, że samoloty o wielkiej pojemności będą nadal latały nad Atlantykiem. Co zatem należy zrobić, aby „urentownić” transport na tych trasach?

Zdaniem IATA należy wycofać z ruchu częściowo przestarzałe odrzutowe samoloty pasażerskie pierwszej generacji wykazujące mniejszą ekonomiczność eksploatacji.

Nie wydaje się jednak prawdopodobne, aby przewoźnicy zrezygnowali z użytkowania tej kategorii samolotów, dopóki nie zakończy się pełny cykl amortyzacji zakupu.

Oblicza się, że z uwagi na zaostrzenie przepisów w sprawie ochrony środowiska dotyczących zmniejszenia poziomu głośności i bardzo poważnego zredukowania zawartości toksycznych zanieczyszczeń w spalinach — ponad 2500 samolotów pasażerskich, a mianowicie 166 Boeing 747, 375 Boeing 707 i 720 Boeing 707B, 172 DC-8-50/61, 137 DC-8-62/63, 828 Boeing 727, 172 Boeing 737, 450 DC-9, 47 BAC One-Eleven, 43 Trident 2/3 — będzie musiało mieć zmienione lub ulepszone silniki.

IATA przewiduje, że koszt rekonstrukcji tych samolotów obciążą przewoźników lotniczych co najmniej sumą 2 600 milionów dolarów.

#### Straty przewoźników lotniczych i dalsze nakłady

Na brukselskim zebraniu IATA stwierdzono (jak donoszą agencje prasowe), że straty lotniczych firm transportowych wyniosą w 1974 r. następujące kwoty: British Airways 34 mln dol., Air France 79 mln dol., Pan American Airways 50 mln dol., Alitalia 9 mln dol. itp. Z dużymi trudnościami walczy amerykańska Trans World Airways...

A zatem z rentownością jest źle. Trzeba jednak zdać sobie sprawę, że na wymienionych wyżej nakładach wynikających ze wzrostu ceny paliw, wzrostu kosztów robocizny i opłat lotniskowo-nawigacyjnych oraz konieczności wymiany silników trudnościami bynajmniej nie kończą się — przedsiębiorstwa transportowe mają przed sobą bowiem jeszcze bardzo poważne nakłady natury inwestycyjnej i spłaty rat zaciągniętych i zaciąganych kredytów.

Z obliczenia czasopisma „Air et Cosmos” 1974 nr 543 wynika, że w okresie do 1978 r. tylko europejskie przedsiębiorstwa transportu lotniczego na odnowienie latającego sprzętu będą musiały wydatkować około 10 mld dol., a na zapłatę odsetek za kredyty przeznaczyć około 4 mld dol. również w tym samym terminie.

Co z tego stanu rzeczy wynika?

#### Drogi ratunku rentowności

Autor nie ma prawa podważać rzetelności liczbowych materiałów analitycznych przedstawionych przez prezesa Hammarskjolda, natomiast wolno mu zwrócić uwagę czytelnika na jednostronność rozu-

mowania Hammarskjolda oraz na fakt, że położenie transportu lotniczego (z wyjątkiem linii atlantyckich) bynajmniej nie jest tak tragiczne, jak to przedstawia sprawozdanie IATA.

Oto dowody.

Pan American w okresie pierwszych 6 miesięcy 1974 r. była jedyną amerykańską linią regularną, która przyniosła deficyt. Zgodnie ze sprawdzianem finansowym opublikowanym przez Civil Aeronautics Board (Zarząd Lotnictwa Cywilnego Stanów Zjednoczonych), amerykańskie linie lotnicze, ujęte jako całość (wraz z Pan American i Trans World Airways), **zwiększyły** w pierwszym półroczu ubiegłego roku swój dochód netto w porównaniu z analogicznym okresem 1973 r., pomimo że w tym czasie koszt paliwa wykazał 200-procentowy wzrost! W sierpniu 1974 r. nadal trwa tendencja wzrostu zysków, nawet po uwzględnieniu efektu inflacji. Największa linia lotnicza krajów kapitalistycznych United Air Lines, Inc., zatrudniająca 49 000 osób personelu, o kapitale zakładowym 828 mln dol. i dysponująca flotą liczącą 290 samolotów pasażerskich wykazała za okres od 1.1. do 31.7.1974 r. zysk netto w wysokości 80,6 mln dol., podczas gdy za cały okres działalności w 1973 r. tylko 36,6 mln dolarów.

Inne linie amerykańskie mogą się również pochwalić dobrymi, chociaż nie tak spektakularnymi wynikami.

Gdzie tkwi tajemnica powodzenia przewoźników amerykańskich? Wydaje się, że tę tajemnicę łatwo jest rozszyfrować, kiedy porównamy wysokość kosztów własnych eksploatacji przewoźników ze Stanów Zjednoczonych oraz ich konkurentów z innych kontynentów.

Czasopismo „Flight” z 10.X.1974 r. stwierdza, że nawet amerykańskie przedsiębiorstwa znajdujące się pod bilansem, jak Pan American czy Trans World Airways wykazują koszt własny jednego tonokilo-

metra o 40% mniejszy aniżeli nawet takie renomowane firmy jak KLM, SAS, Quantas, South African Airways, a nawet British Airways-Overseas Division. Podobnie wydajność pracy na jednego zatrudnionego w amerykańskich liniach lotniczych (liczba tonokilometrów na jednego pracownika) jest większa o około 30% niż w bardzo wielu przedsiębiorstwach poza Stanami Zjednoczonymi. Co więcej, liczne amerykańskie przedsiębiorstwa zdołały w 1974 r. (podkreślamy, że w okresie zwiększających cen paliwa) zmniejszyć koszty własne eksploatacji, czego przykładem może być działalność firmy Northwest.

Dlatego też można wnioskować, że obok podwyższenia opłat za przewóz, co jest bronią obosieczną, najrealniejszą drogą do uzdrowienia zachwianej rentowności jest podniesienie operatywności i właściwe metody zarządzania przedsiębiorstwem. Powyższy wniosek odnosi się w całej rozciągłości również do linii europejskich, gdyż to, co udało się dokonać amerykańskim przedsiębiorstwom, leży w zasięgu możliwości również i pozostałych firm. Dlatego jesteśmy przekonani, że nawet Pan American, przeżywający obecnie duże trudności ma wszelkie szanse, aby wyjść z impasu i stać się znowu przedsiębiorstwem, które będzie mogło skutecznie konkurować na rynkach świata.

Natomiast duże obawy może budzić nastawienie administracji prezydenta Forda, która postanowiła dopomóc amerykańskim liniom lotniczym, zwłaszcza tym które zatrudnione są na trasach północno-atlantyckich, przez wywieranie nacisków natury polityczno-ekonomicznej. Jak bowiem podaje tygodnik „Time”, amerykański sekretarz (minister) do spraw handlu F. Dent wysłał do biur podróży w Stanach Zjednoczonych pismo domagające się kierowania pasażerów do amerykańskich linii lotniczych. Jeżeli zaś biura podróży, które na tamtejszym terenie sprzedają gros biletów, wykonają postulat Denta — pozostałe

Dokończenie na str. 17

**Tablica. Przewóz pasażerów, transport towarów przez europejskich przewoźników lotniczych w 1973 r. | zmiana w stosunku do 1972 r.**

Przewoźnik, kraj	Pasażerowie		Towar tkm		Współczynnik wykorzystania	
	w tys.	zmiana %	w tys.	zmiana %	miejsc	załadunku
Aer Lingus Aerlinte, Irlandia	1 496	+ 6	86 775	+11	65,7	64,5
Air France	7 644	+ 5	553 254	+19	59,1	59,3
Alitalia, Włochy	5 898	+10	395 917	+43	54,2	56,6
Austrlian Airlines	831	+ 18	6 285	+34	47,5	44,4
British Airways						
European Division	10 065	+ 8	87 660	+ 6	59,6	54,6
Overseas Division	2 625	+13	639 743	+20	57,6	54,4
British Caledonian	1 325	+29	52 090	+44	48,9	47,4
CSA, Czechosłowacja	1 312	- 1	14 608	- 5	53,2	56,5
Cyprus Airways	233	+16	2 379	-17	60,2	58,8
Finnair, Finlandia	1 626	+11	29 630	+20	48,2	42,3
Iberia, Hiszpania	9 000	+16	166 217	+10	56,5	48,6
Icelandair, Islandia	266	+20	4 097	+17	58,2	55,9
JAT, Jugosławia	2 013	+25	8 052	+26	54,5	48,4
KLM, Holandia	3 180	+12	497 595	+ 8	54,0	54,4
LOT, Polska	1 491	+18	9 465	+24	64,4	55,9
Lufthansa, RFN	7 371	- 7	826 755	+26	53,4	60,5
Olympic Airways, Grecja	2 804	+16	52 630	+25	58,7	52,1
Sabena, Belgia	1 577	+ 8	238 636	+ 6	56,3	65,4
SAS, Skandynawia	6 226	+ 7	290 179	+ 7	52,5	53,8
Swissair, Szwajcaria	4 513	+11	235 558	+20	56,4	52,6
TAP, Portugalia	1 653	+14	84 545	+70	58,0	51,0
THY, Turcja	2 233	+26	9 997	+47	56,2	48,0
UTA, Francja	470	+10	198 479	+32	56,4	56,2

Mgr inż. LECH JARZĘBIŃSKI

# Samolot doświadczalny Fs-28 Avispa

Samolot doświadczalny Fs-28 Avispa jest ciekawym przykładem rozwiązania konstrukcji w niekonwencjonalnym układzie. Na uwagę zasługuje dobrze przemyślany układ aerodynamiczny i konsekwencja w zastosowaniu tworzyw sztucznych do budowy struktury.

Projekt samolotu powstał w grupie konstrukcyjnej o dużych tradycjach, gdyż już w 1939 roku T. W. Knacke i K. Bälz w ramach akademickiego koła lotniczego Akaflieg w Stuttgarcie skonstruowali samolot Fs-20, którego budowę przerwała wojna. Blisko 30 lat później grupa Akaflieg opracowała nowy projekt samolotu doświadczalnego Fs-28. W pracach projektowych, oprócz koła lotników, udział brały: Instytut Mechaniki i Instytut Budowy Samolotów Uniwersytetu w Stuttgarcie oraz firma Wolf Hirth Flugzeugbau. Prace koncepcyjne nad projektem samolotu Fs-28 podjęto w sierpniu 1968 roku (równocześnie z projektem motoszybowca Fs-26) i aż do stycznia 1970 r. na przemian wykonywano projekty zespołów konstrukcyjnych i prowadzono próby statyczne, jak również pomiary drgań na urządzeniu symulacyjnym. Jesienią 1970 roku przystąpiono do budowy prototypu.

Przy opracowywaniu samolotu zdecydowano wprowadzić pewne ulepszenia konstrukcyjne i aerodynamiczne, odróżniające tę konstrukcję od konwencjonalnych samolotów tej klasy powstających współcześnie.

Zasadnicze zespoły samolotu można szkiecowo opisać następująco:

- kadłub samolotu z opływem laminarnym, z kabiną płynnie wkomponowaną w obrys — podobnie jak w szybowcach
- skrzydła o profilu laminarnym E 530 będącym dalszym rozwinięciem profilu LFU-205
- usterzenie typu motylkowego — odwrócone
- podwozie chowane
- śmigło pchające.

*W poniższym artykule przedstawiono opis samolotu doświadczalnego skonstruowanego w układzie niekonwencjonalnym. Samolot został wykonany całkowicie z tworzyw sztucznych.*

*Dobre osiągi uzyskano w wyniku: zachowania opływu laminarnego, zastosowania śmigła pchającego i wygładzenia konstrukcji.*

Poprzez przyjęcie takiego układu spodziewano się uzyskać dobre osiągi samolotu przy niewielkiej mocy, jak również zmniejszenie hałasu w kabinie.

W czasie badań tunelowych określono minimalny opór kadłuba przy różnych konfiguracjach. Mały opór kadłuba udaje się uzyskać poprzez jak najdalsze wydłużenie opływu laminarnego. W tym celu uznano za konieczne zastosowanie śmigła pchającego, ze względu na niezakłócanie opływu kadłuba przez strumień zaśmigłowy. Jako argument przekonujący uznano zjawisko zaobserwowane na samolocie Cessna Skymaster. Samolot ten jest wyposażony w dwa silniki, z przodu i z tyłu. Chociaż oba silniki mają jednakową moc, to samolot ten w locie jednosilnikowym z silnikiem z tyłu ma osiągi lepsze o 30% niż z silnikiem z przodu. Zastosowanie śmigła pchającego ma również dodatni wpływ na zmniejszenie hałasu w kabinie, gdyż silnik znajduje się za kabiną, a hałasy aerodynamiczne wywoływane przez śmigło znajdują się poza kadłubem. Szumy turbulencyjne opływu kadłuba, które leżą w nieprzyjemnym zakresie częstości, są nieznaczne, ze względu na duży obszar opływu laminarnego na kadłubie.

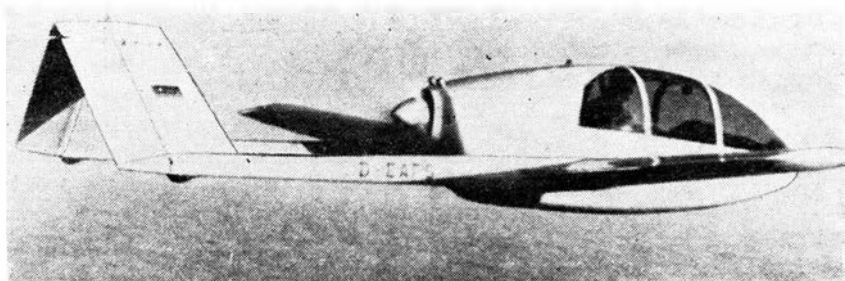
Umieszczenie kabiny przed skrzydłem, niezbędne zresztą ze względu na wyważenie, podyktowane było również dążeniem do zapewnienia jak najlepszej widoczności.

Aby zapewnić minimalne wędrowki środka ciężkości bagażnik i zbiornik paliwa umieszczono w bliskości środka ciężkości za miejscami pilotów.

Laminarny profil skrzydła umożliwia w połączeniu z kłapami Fowlera zmiany prędkości lotu w stosunku 1:4. Obecne samoloty osiągają 1:2,5.

Ze względu na trudności w zastosowaniu efektywnej mechanizacji oraz w uzyskaniu wystarczającego tłumienia wahań podłużnych odrzucono koncepcję latającego skrzydła.

W samolocie z pchającym śmigłem zastosowanie konwencjonalnego układu usterzenia, jak np. krzy-



1. Fs-28 Avispa w locie



2. Kabina i wloty powietrza

żowe, T lub motylkowe na pojedynczym kadłubie jest kłopotliwe. Narzucające się rozwiązanie z dwiema belkami umożliwia zastosowanie innych alternatywnych koncepcji. Jednym z rozwiązań jest układ dwubelkowy z dwoma usterzeniami pionowymi i usterzeniem poziomym między nimi. Położenie usterzenia poziomego nisko jest niekorzystne ze względu na mały prześwit między usterzeniem a ziemią przy lądowaniu i dlatego istnieje niebezpieczeństwo uszkodzenia usterzenia. Umieszczenie usterzenia poziomego wysoko pociąga za sobą zwiększenie ciężaru konstrukcji nośnej (dla zapewnienia sztywności) oraz układu sterowania. Ponadto zwiększają się opory interferencyjne. Odwrócone usterzenie motylkowe pozwala ominąć te niekorzystne zjawiska oraz dodatkowo daje w zakręcie dodatni moment przechylający na usterzeniu. To dodatkowe wsparcie działania lotek poprzez równocześnie działający moment przechylający na usterzeniu zwiększa zwrotność względem osi podłużnej. Usterzenie motylkowe superponuje działanie steru wysokości i kierunku. Mechanizm sumujący kinematykę sterowania znajduje się w kadłubie poza fotelami. Dzięki takiemu rozwiązaniu udział ciężarowy mechanizmu sterowania znajdującego się poza środkiem ciężkości będzie mniejszy, gdyż tylko dwa stery są napędzane (przy konwencjonalnym usterzeniu na dwóch belkach trzeba napędzać trzy stery). Aby zrównoważyć duże momenty pochylające przy lądowaniu z wypuszczonymi klapami Fowlera, na usterzeniu zastosowano niesymetryczny profil Epplera E296 z wysklepieniem skierowanym ku dołowi. Wpływ strumienia zaśmigłowego zrównoważono przez różne ustawienie obu półek sterów.

Dążenie do dobrych osiągnięć w przelocie przeważało na rzecz układu podwozia chowanego. Z geometrii wynikało, że koła główne powinny chować się w kadłubie, a amortyzatory w skrzydle.

Siły z podwozia będą przenoszone częściowo przez dźwigar główny a częściowo przez pomocniczy. Na podstawie tych wymagań wybrano konstrukcję goleni w kształcie litery L. Na jej dolnym końcu jest oś koła.

Po rozważeniu jako materiał konstrukcyjny na golenie podwozia wybrano laminat, którego głównymi zaletami jest duża trwałość przy małych wymaganiach konserwacji i, w porównaniu z dotychczas-

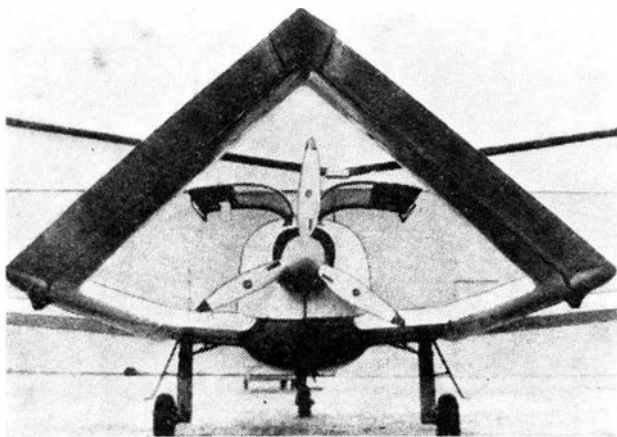
sowymi konstrukcjami, stosunkowo duża zdolność do pochłaniania energii. Wykazały to już próby statyczne goleni, jakie przeprowadzono w czasie budowy prototypu. Razem zbudowano 6 goleni laminatowych podwozia głównego i 3 dla podwozia przedniego. Dla prób statycznych zastosowano instalację umożliwiającą pomiary odkształceń z oceną wydłużeń względnych.

Po częściowym zniszczeniu goleni można ją było jeszcze przeciążać do obciążenia 1000 kG, mimo że pasy rowingu rozwarstwiły się.

Późniejsze próby na lotnisku Nabern/Teck wykazały, że stosunkowo nieznaczne tłumienie nie oddziałuje niekorzystnie na własności kołowania. Stwierdzono przy tym, że podwozie główne ma miękkie tłumienie sprężyste. Niestety, podwozie przednie okazało się zbyt twarde. Układ chowania podwozia jest napędzany hydraulicznie.

Dla Fs-28 specjalnie skonstruowano śmigło, gdyż samolot wg założeń powinien osiągać prędkość przelotową 250 km/h, przy czym powinna być utrzymana mała prędkość przeciągnięcia. Przy dużej różnicy między startem (80 km/h) i przelotem (250) zastosowanie przestawialnego śmigła uznano za niezbędne. W katedrze Mechaniki Lotu Pionowzłotów DFVLR w Stuttgarcie przeprowadzono analizę obliczeniową 22 wariantów dwułopatowych i 7 trzyłopatowych śmigieł zmieniając: prędkość lotu, obrysy, kąty nastawienia i obroty. Analiza dała następujące wyniki: zmiany średnicy wykazały polepszenie skuteczności dla małych średnic, również śmigła o wąskich łopatach były lepsze. Przy zmianach obrysu i zwierzchnia łopat śmigła nie udało się wykryć żadnych różnic w sprawności.

W wyniku analizy wybrano trzyłopatowe śmigło o średnicy 1,7 m. Ciąg statyczny zmierzony dla tego śmigła wyniósł 210 kG przy 115 KM mocy nominalnej silnika i obrotach 2800 obr/min. Wybór trzyłopatowego śmigła o małej średnicy był podyktowany dążeniem do zmniejszenia prędkości obwodowej końców łopat, a tym samym zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez śmigło. W celu dalszego zmniejszenia hałasu zastosowano na łopatach śmigła nowe profile opracowane przez prof. Epplera. Profile te pracują w zakresie liczb Reynoldsa takim samym jak na szybowcach i są bardzo podobne do profili laminarnych. Nawet przy prędkościach obro-



3. Usterzenie i śmigło pchające

towych śmigła odpowiadających mocy startowej pracują one przy małych liczbach Macha.

Kabinę pilotów zaprojektowano ze szczególnym uwzględnieniem warunków bezpieczeństwa, a zwłaszcza zmniejszenia koncentracji pilotów, za pośrednictwem trzech czynników:

- przejrzystego rozmieszczenia przyrządów
- dobrej dostępności elementów sterowniczych
- wygodnego siedzenia.

Niezbędne przyrządy pokładowe rozmieszczono w ten sposób, aby nie zmuszać pilotów do długich poszukiwań obserwowanych wskaźników. Wprost przed pilotem umieszczono wszystkie przyrządy pilotażowo-nawigacyjne, w środku zamontowano radiostację, a z lewej przyrządy kontroli silnika. Cała tablica składa się z pięciu laminatowych części. Przyrządy umieszczono w trzech środkowych częściach — natomiast na zewnętrznych, połączonych sztywno z ramą wiatrochronu, znajdują się przestawialne dysze świeżego powietrza oraz regulacja wentylacji i ogrzewanie.

Tablica przyrządów daje się szybko demontować, co ułatwia dostęp do przedniej części kabiny, gdzie oprócz sterownicy nożnej znajduje się układ hamulcowy i pompa hydrauliczna. Dźwignie sterowania silnikiem, podwoziem i klapami umieszczono wspólnie na konsoli środkowej. Podobnie zablokowane są: manometr kontroli instalacji hydraulicznej podwozia, lampki kontrolne położenia podwozia i dźwignia sterowania elektrycznym napędem klap Fowlera.

Szczególną uwagę poświęcono fotelom pilotów. Skorupę siedzenia wykonano z laminatu przekładkowego z papierowym wypełniaczem ulowym. Ciężar fotela wraz z poduszkami wynosi tylko 2,5 kG, mimo to przeszedł próbę niszczącą na obciążenie 800 kG (9 g) skierowane do przodu. Pasy bezpieczeństwa są mocowane do fotela, więc przy przestawieniu fotela nie wymagają regulacji. Fotele można przesuwac w granicach 20 cm.

Dla podtrzymywania otwartych drzwi zastosowano dwa amortyzatory powietrzne. Mechanizm zamykania drzwi wzięto z szybowca Libelle. Przewidując znaczne obciążenie cieplne pilotów z powodu osklenia znacznej powierzchni kabiny, umożliwiono uchylanie drzwi dla przewietrzenia i blokowania ich w tej pozycji.

Zastosowanie silnika znajdującego się z tyłu kadłuba odbiło się oczywiście na ciężarze mechanizmów sterowania silnikiem. Wystąpiły także trudności z zamocowaniem ich do skorupowej struktury kadłuba. Również ze względu na duże odległości silnika od tablicy przyrządów zdecydowano się na zastosowanie wyłącznie elektrycznych przyrządów kontroli zespołu napędowego: termometru oleju, wskaźnika temperatury na ssaniu, manometru paliwa, paliwomierza, manometru ładowania, termometru temperatury otoczenia itp. Oprócz roboczego zestawu przyrządów, dla prób zamontowano na silniku 12 termopar do pomiaru temperatur głowic cylindrów, nasady cylindrów, iskrowników i prądnicy. Za pomocą przełącznika wielopozycyjnego przekazuje się te temperatury na wspólny wskaźnik. Na głowicach cylindrów umieszczono aż cztery termopary do badania równomierności i skuteczności chłodzenia silnika. Przewidując trudności w uzyskaniu prawidłowego chłodzenia ze względu na układ bocznych wlotów w tylnej części kadłuba nie opływanego przez strumień zaśmigłowy, przy braku dodatkowego wentylatora, wlotom powietrza poświęcono dużo uwagi, gdyż oddziaływanie warstwy przyściennej przy kadłubie w tylnej jego części spodziewano się określić tylko na drodze empirycznej.

### Konstrukcja

**Płat.** Jednoczęściowy, wykonany z laminatów wzmocnionych włóknem szklanym. Jako wypełniacz zastosowano piankę PCV Conticell C-60. Dźwigar skrzynkowy i dźwigarek pomocniczy są wykonane z rowingu. Czteroczęściowe kłapy mają różne kąty wychylenia: — wewnętrzne 34°, zewnętrzne 28°.

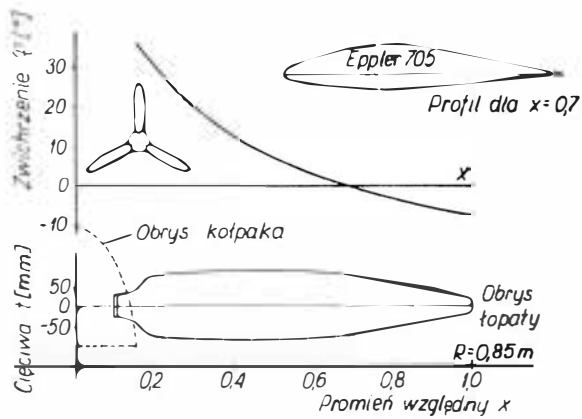
**Kadłub.** Konstrukcji skorupowej, przekładkowej, wykonanej z tworzyw sztucznych zbrojonych włóknem szklanym. Belki usterzenia konstrukcji skorupowej o kształcie stożkowym, w przedniej części połączone kołnierzowo ze skrzydłami, każda za pośrednictwem 40 śrub, w tylnej części przechodzą w stateczniki usterzenia (jako jedna całość). Omaskowanie silnika dzielone — również wykonane z tworzyw sztucznych. Jedynym większym zespołem metalowym jest łożo silnika wykonane z rur spawanych.

**Usterzenie.** Wolnonośne, wykonane z laminatu zbrojonego włóknem szklanym w formie konstrukcji przekładkowej z pianką Conticell C-60 w charakterze wypełniacza. Pokrycia stateczników klejone do dźwigarów. Stery konstrukcji dźwigarowej, o żebrach przekładkowych z zastosowaniem (doświadczalnie) jako wypełniacza tworzywa Rohazell 9665.

Ciężarki wyważające ukryto wewnątrz konstrukcji. Napęd sterów kombinowany linkowo popychaczowy, przy czym oś obrotu steru jest przesunięta względem ciężwy.

**Podwozie.** Chowane ze sterowanym kołem przednim sprzęgniętym z napędem steru kierunku. Golenie sprzężyste wykonane z laminatu wielowarstwowego. Włókna rowingu są ułożone skośnie w celu przeniesienia sił wzdłużnych i skręcania.

**Napęd.** Chłodzony powietrzem silnik płaski Lycoming C-235-2A wyposażony w trzyłopatowe śmigło pchające o zmiennym skoku firmy Hoffman. Stosunkowo szerokie łopaty są konstrukcji kompozytowej: rdzeń drewniany, pokryty płaszczem z lami-



4. Geometria śmigła pchającego Fs-28. Zakres przedstawiania łopat od  $30,5^\circ$  ( $x = 0,7$ ) w warunkach przelotowych do  $15^\circ$  ( $x = 0,7$ ) w warunkach startu

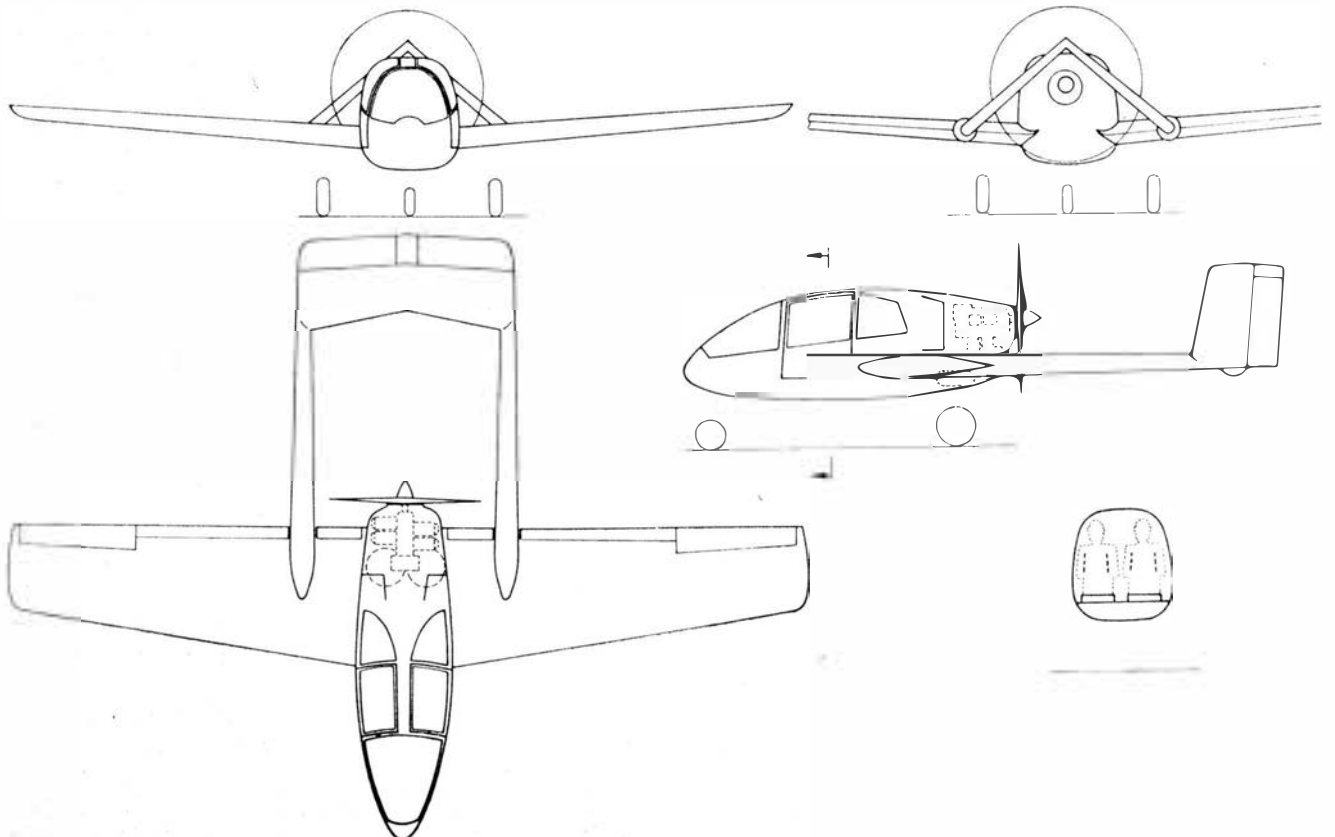
natu, krawędzie natarcia okute blachą. Śmigło wyposażono w piastę HO-V113, którą przystosowano do układu pchającego. Sterowanie zespołem napędowym, a także zaworem odcinającym paliwo odbywa się za pośrednictwem aronsów (typu *Teleflex*). Na rysunku 4 pokazano charakterystykę geometryczną śmigła.

**Dane techniczne**

**Pł at**

Rozpiętość	9,4 m
Powierzchnia nośna	12,7 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	7

**5. Fs-28 Avispa**



<b>Cięciwy:</b>	
— u nasady	1,63 m
— na końcu	0,98 m
<b>Profil</b>	Eppler 530
<b>Wznios</b>	4,5°
<b>Skos</b>	6°45'
<b>Zwichrzenie</b>	0°
<b>Ł ot ki</b>	
<b>Rozpiętość lotki</b>	1,45 m
<b>Cięciwa</b>	25% cięciwy skrzydła
<b>Powierzchnia 1 lotki</b>	0,4 m <sup>2</sup>
<b>Maksymalne kąty wychyleń</b>	
— w górę	30°
— w dół	20°
<b>Wyważenie masowe</b>	75%
<b>Kł a py</b>	
<b>Cięciwa (stała)</b>	24—33% cięciwy skrzydła
<b>Rozpiętości:</b>	
— klapy zewnętrzne	1,735 m
— klapy wewnętrzne	0,535 m
<b>Usterzenie</b>	
<b>Rozpiętość</b>	2,40 m
<b>Powierzchnia (mierzona w rzucie)</b>	2,29 m <sup>2</sup>
<b>Powierzchnia sterów</b>	1,20 m <sup>2</sup>
<b>Maksymalne wychylenia:</b>	
— w górę	33°
— w dół	25°
<b>Wyważenie masowe</b>	100%
<b>Wędrówka środka ciężkości</b>	21—29% SCA
<b>K a d ł u b</b>	
<b>Maksymalny przekrój poprzeczny</b>	1,34 m <sup>2</sup>

Dokończenie na str. 17



# Przeptyw naddźwiękowy z doprowadzeniem energii

Opisano badania i omówiono wyniki prac doświadczalnych przeprowadzonych w celu osłabienia fal uderzeniowych w przepływie naddźwiękowym. Kształtowanie się fali uderzeniowej w badaniach uzyskano przez wprowadzanie z zewnątrz energii elektrycznej.

Proponowana metoda elektroaerodynamiczna jest jedyną, która umożliwia zwrot części włożonej mocy.

Dziedziną, w której działanie praktyczne wyprzedziło uzyskanie podstaw naukowych, jest zjawisko przepływu naddźwiękowego z doprowadzeniem energii.

Konieczność opanowania lotu z prędkością naddźwiękową zmusiła konstruktorów do oparcia się na doświadczeniu. I właśnie jedną z doświadczalnie stwierdzonych własności opływu naddźwiękowego jest fala uderzeniowa. Dotychczas nie udowodniono, że w opływie naddźwiękowym musi powstać fala tego rodzaju, jednak we wszystkich znanych doświadczeniach zawsze formowała się fala uderzeniowa.

Pośpiech w pracach technologicznych spowodował, że podjęto badania opływów w dwóch — odległych od siebie — rejonach. W jednym z nich mieściły się badania opływów o stałej prędkości, bez doprowadzania energii z zewnątrz (przyspieszenia i dopływ energii do układu — zerowe). W drugim rejonie technologicznym badano wybuchy i związane z nimi przepływy gazu (przyspieszenia i dopływ energii olbrzymie).

W niniejszym opracowaniu opisane zostały badania, mające na celu kształtowanie fali uderzeniowej przez wprowadzenie energii z zewnątrz do opływu (układy czynne w przeciwstawieniu do biernych), w

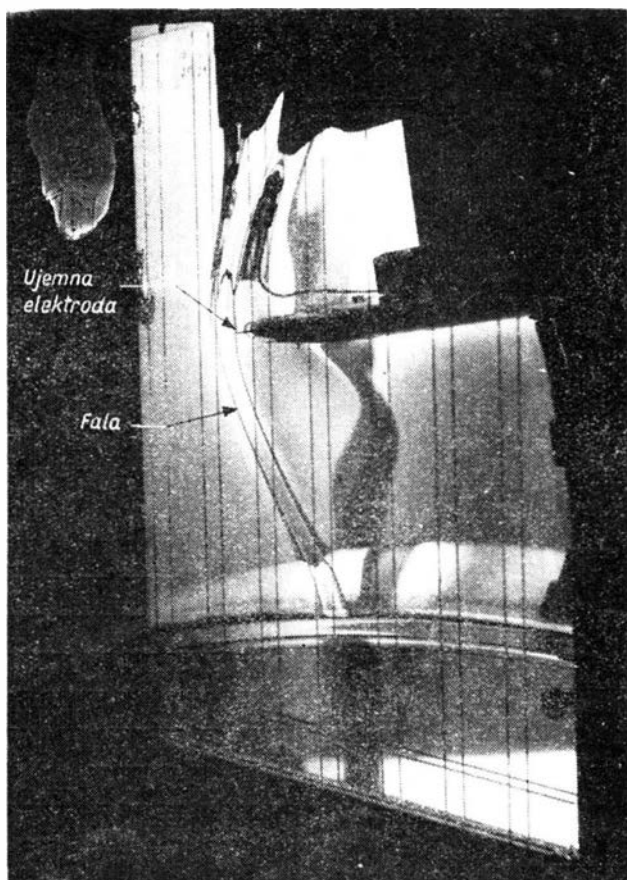
szczególności zaś omówiono wyniki prac doświadczalnych, wykonanych w celu osłabienia fal uderzeniowych w przepływie naddźwiękowym.

Studium w tej dziedzinie — zakończone pozytywnymi wynikami — prowadziłyby w praktyce do zmniejszenia hałasu (*sonic boom*) wywoływanego przez komunikacyjne samoloty naddźwiękowe, a ponadto do polepszenia osiągnięć tych samolotów.

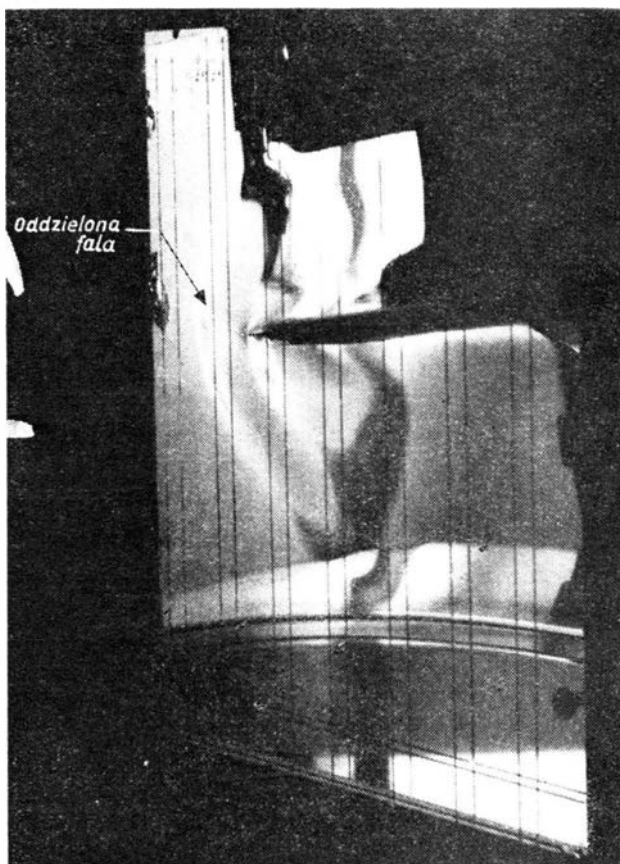
Dodanie energii powoduje — w końcowym efekcie — uformowanie ciśnienia występującego w układzie biernym. Energia może być doprowadzona w różnych postaciach: jako energia mechaniczna, cieplna czy elektryczna (ta ostatnia częściowo zamienia się na cieplną). W opisanych doświadczeniach doprowadzano do przepływu naddźwiękowego energią elektryczną — stąd nazwa dziedziny: elektroaerodynamika.

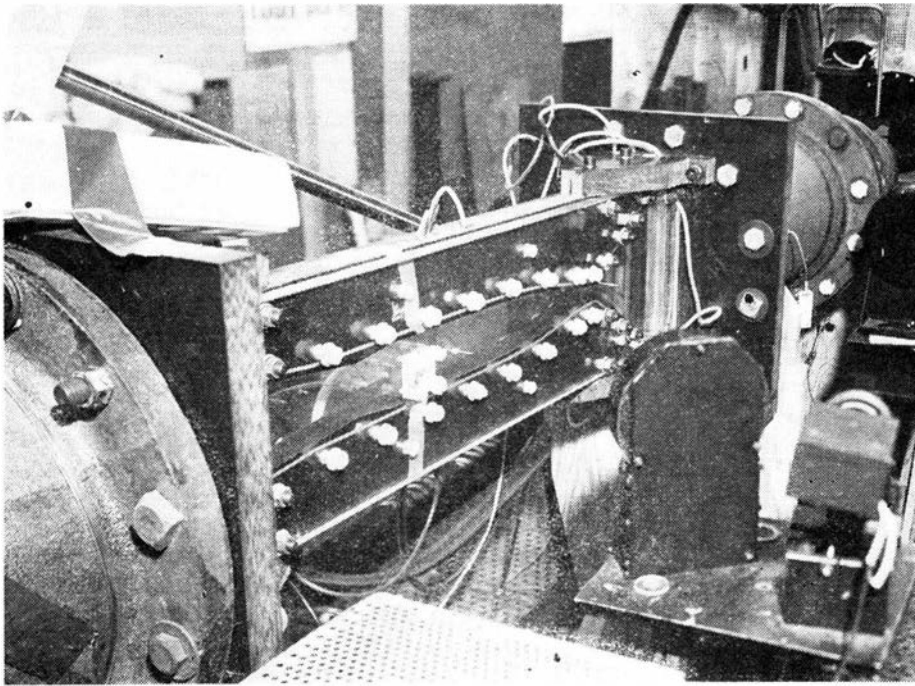
Zasada elektroaerodynamiki jest dość prosta. Jeżeli naelektryzuje się metalowy samolot tym samym znakiem, którym ładuje się cząstki otaczającego powietrza, to cząstki te będą odpychane między sobą, jak również przez pole elektryczne samolotu. Naelektryzowane w ten sposób cząstki powietrza w przepływie naddźwiękowym mogą dawać sygnał, powodujący zmianę opływu.

1. Fale powierzchniowe bez doprowadzenia napięcia



2. Fale powierzchniowe — w tych samych warunkach — przy zastosowaniu napięcia 66 000 woltów





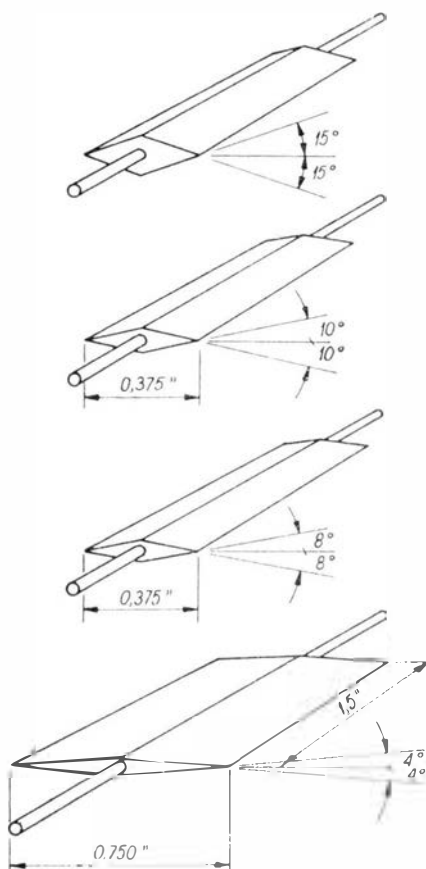
3. Tunel dla przepływu o liczbie Macha = 3

Ponieważ korona elektryczna rozchodzi się z prędkością znacznie większą niż prędkość dźwięku, przeto, aby sygnał miał znaczne natężenie, potrzebne jest silne pole elektrostatyczne (być może miliony woltów) i zastosowanie metody elektryzowania powietrza na dużą odległość przed samolotem.

Z powodu ograniczonych środków finansowych wstępne doświadczenia były wykonywane w wirującym, pierścieniowym zbiorniku napełnionym pływ-

nem. Obserwowano fale powierzchniowe, które są analogiczne do fal powstających w locie.

Z rysunków 1 i 2 widać jak zmienia się kształt fali, gdy w opływie zastosowano napięcie 66 000 woltów. W doświadczeniach tych jako model użyto płaską płytę o ostrej krawędzi natarcia, przy czym elektrody stanowiły igły umieszczone na brzegu natarcia i brzegu spływu. Gdy zastosowano napięcie (rys. 2), fala — w sposób wyraźnie widoczny — zo-

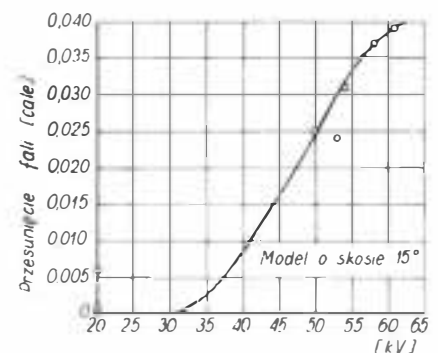
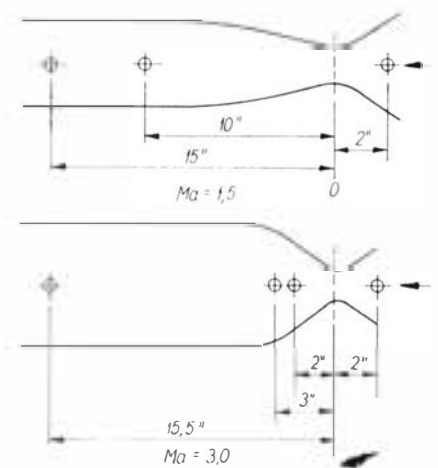
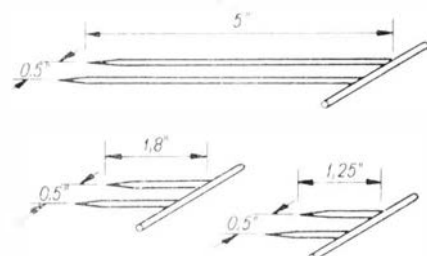


4. Modele o kształcie podwójnego klina

6. Przekroje tuneli oraz rozmieszczenie modeli i elektrod

7. Przesunięcie fali przy zastosowaniu napięcia

5. Rodzaje elektrod



stała wypchnięta do przodu. Pomiar wykazały zmniejszenie intensywności fali.

Gdy w następnym doświadczeniu umieszczono ostry stożek w tunelu aerodynamicznym, wówczas pod wysokim napięciem wywołano wyładowania koronowe idące daleko do przodu tunelu, w kierunku przeciwnym do przepływu powietrza.

Opisane powyżej próbne eksperymenty elektroaerodynamiczne zostały przez prof. G. A. Mokrzyckiego przedstawione na kongresie naukowym w Stanach Zjednoczonych w 1968 r. i spotkały się z dużym zainteresowaniem.

O doświadczeniach pisano w prasie fachowej, a nawet w gazetach i tygodnikach wielu krajów. Miało to tę dobrą stronę, że znalazły się pewne fundusze na kontynuowanie doświadczeń, jednak nadal tylko w małej skali.

Zbudowano dwa niewielkie tunele z tworzyw sztucznych: jeden dla prędkości  $Ma = 1,5$ , drugi dla  $Ma = 3$ , o wymiarach w gardzieli  $3 \times 1,5$  cala. Drugi z tych tuneli jest pokazany na rys. 3. Dla uwidocznienia przepływu posłużono się 5-calowym aparatem Schlieren'a skombinowanym z telewizorem. Zdjęcia wykonywano stałą kamerą oraz aparatem kinowym na filmie o szerokości 16 mm.

Modele były dwuwymiarowe (rys. 4), umocowane w ścianach tunelu. Na rysunku 5 pokazane są rodzaje elektrod, zaś na rys. 6 — przekroje tuneli oraz umieszczenie modeli i elektrod.

Podwójny — klinowy model o skosie  $10^\circ$  umieszczono w strumieniu  $Ma = 1,8$ . Przy zastosowaniu prądu o napięciu 42 000 woltów i 1,9 miliampera otrzymano koronę zupełnie odmienną od tej, jaka formowała się w spokojnym powietrzu. Fala uderzeniowa posuwała się do przodu i kąt linii Macha

większał się, wskazując na osłabienie fali. Zdjęcia okazały się podobne do poprzednio opisanych. Siłę fali określano dokonując pomiarów dla trzech modeli podwójnie-klinowych, o skosach 8, 10 i 15 stopni.

Nawiasem można tu zwrócić uwagę, że odpychanie elektrostatyczne naładowanych cząstek zmienia ciśnienie w opływie oraz, że wyładowanie koronowe świeci, czyli jest gorące. A więc dodaje do opływu również energię w postaci ciepła.

Wykres na rysunku 7 przedstawia przesuwanie się fali w zależności od zastosowanego napięcia, przy użyciu modelu o skosie  $15^\circ$ .

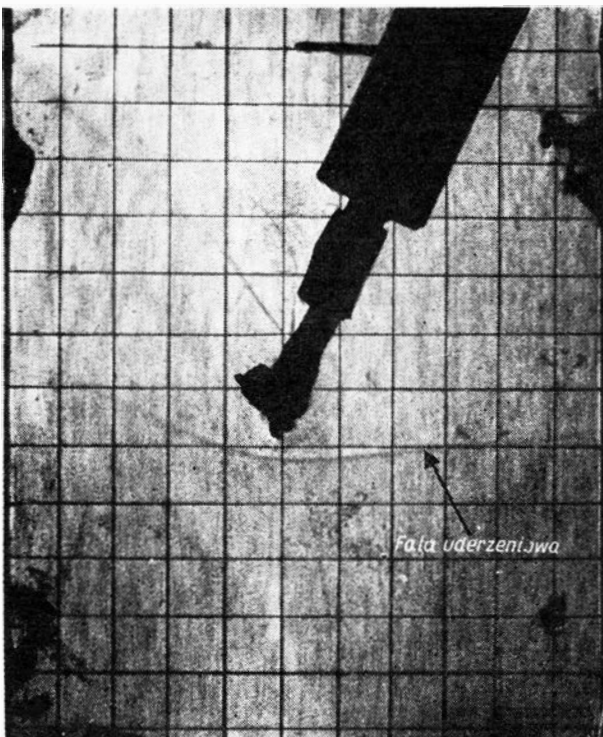
W warunkach przepływu o  $Ma = 1,4$ , gdy użyto model o skosie  $8^\circ$  — powstawała fala, uwidoczniiona na rys. 8. Linie Macha są tu prawie prostopadłe do strugi przepływu. Gdy jednak do układu doprowadzono prąd o napięciu 70 000 woltów i natężeniu 0,01 miliampera — fala uderzeniowa zupełnie znikła z pola widzenia ( $Ma = 1,4$  rys. 9). Tylko moc 0,7 wata wywołała ten efekt.

Doświadczenie to było powtarzane wielokrotnie i zawsze z tym samym wynikiem. Po raz pierwszy więc wykazano doświadczalnie, że można formować kształt i siłę fali uderzeniowej — bez zmiany prędkości — i że można to zrobić kosztem niezbyt dużej mocy.

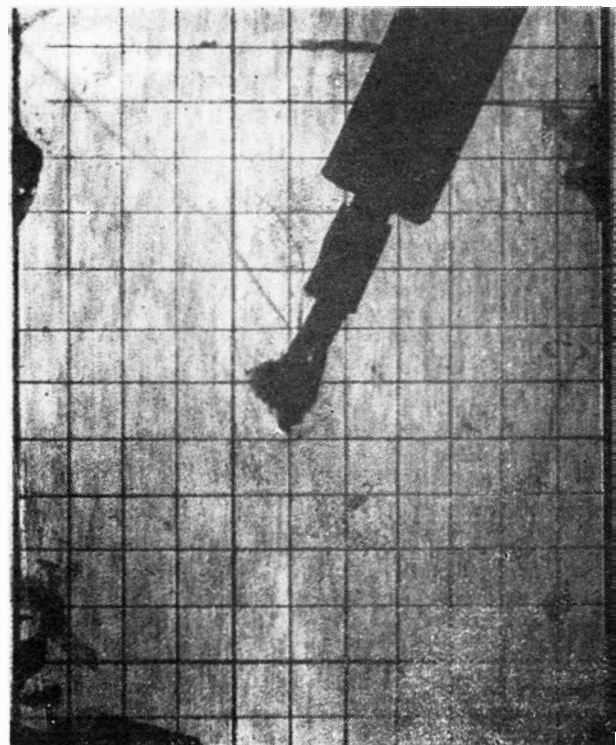
Opisane doświadczenia powtarzano w tunelu o przepływie  $Ma = 3$ . W tych warunkach jednak nie otrzymano pozytywnych wyników. Należy przypuszczać, że powodem było zbyt niskie napięcie. Niestety — ze względów finansowych nie można było doprowadzić do układu napięcia wyższego niż 100 tys. woltów, a zupełnie możliwe, że 500 tysięcy woltów dałoby pożądaną efekt.

Z kolei należy omówić koncepcję zastosowania wyników doświadczeń elektroaerodynamicznych dla

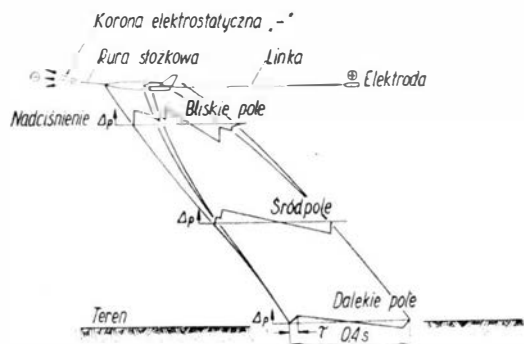
8. Tunel o przepływie  $Ma = 1,4$  bez napięcia elektrycznego (model o skosie  $8^\circ$ )



9. Tunel o  $Ma = 1,4$  z doprowadzeniem prądu 70 000 woltów i 0,01 miliampera (model o skosie  $8^\circ$ )



## PRZEPLÝW NADDZWIĘKOWY...



10. Sygnał („podpis”) ciśnieniowy samolotu naddźwiękowego

zmniejszenia huk uderzeniowego spowodowanego przelotem samolotu naddźwiękowego.

Zaburzenie ciśnieniowe w bliskim polu (rys. 10) jest zawarte głównie między przednią i tylną falą uderzeniową. Ponieważ nadciśnienia poruszają się szybciej, zaś podciśnienia wolniej niż prędkość głosu, nadciśnienie ma tendencję do wysunięcia się do przodu, zaś podciśnienie do pozostania w tyle. W wyniku tego w dalekim polu formuje się sygnał („podpis”) ciśnieniowy w postaci litery N, z którego powstają dwa akustyczne uderzenia, dwa huk naddźwiękowe. Ocenia się, że dla transportowca naddźwiękowego o prędkości  $Ma = 3$  siła uderzenia odpowiada odbitemu ciśnieniu około  $0,001 \text{ kG/cm}^2$  (2–4 funty/stopę kwadr.), a czas upływający między dwoma hukami wynosi 0,4 sekundy.

Główna przyczyna utrudnień w dopuszczeniu samolotów naddźwiękowych do eksploatacji w komunikacji pasażerskiej jest natury akustycznej — nieznośny hałas dla środowiska ludzkiego. Stąd wysiłki inżynierów, aby zmniejszyć huk naddźwiękowy.

Czas  $\tau$  potrzebny dla wzrostu ciśnienia od zera do maksimum jest parametrem krytycznym. To nie natężenie głosu, lecz nagłość w jego pojawieniu się, jest nie do wytrzymania. Zwiększenie bowiem czasu wzrostu  $\tau$  tylko o 10 milisekund powoduje znaczny spadek mocy akustycznej w obrębie częstotliwości, dla których ucho ludzkie jest najwrażliwsze.

Takie 10 milisekund opóźnienia w czasie wzrostu spowodowałyby, że huk naddźwiękowy nie byłby głośniejszy od hałasu ulicznego.

Rysunek 10 schematycznie uwidacznia proponowaną metodę elektroaerodynamiczną. Do nosa metalowego kadłuba samolotu przytwierdzona jest długa rura z zakończeniem stożkowym. Kadłub i rura są pod wysokim napięciem elektrostatycznym o ujemnym znaku, wywołującym wyładowanie koronowe, które elektryzuje cząstki powietrza również znakiem „minus”.

Prawdopodobnie do elektryzowania powietrza przyczyniają się głównie cząstki tlenu.

Naelektryzowane cząstki będą płynąć wzdłuż samolotu, mając opływ podobny do powyżej opisanego przepływu w tunelu i powodując osłabienie fali uderzeniowej, a więc i zmniejszenie huk naddźwiękowego. Do końca kadłuba jest przymocowana izolowana antena (rozwijająca się w locie) z kolektorem na końcu, naładowanym elektrostatycznie znakiem „+”. Cząstki powietrza naładowane ujemnie będą oddawać swój ładunek do kolektora, zwracając w ten sposób część mocy zużytej na wytworzenie korony.

W późniejszych latach w Stanach Zjednoczonych, S. B. Batdorf — idąc śladami prof. Mokrzyckiego — ogłosił prace, w których proponuje — w celu zmniejszenia huk naddźwiękowego — doprowadzenie energii cieplnej do opływu. Ocenia on, że dla złagodzenia huk przy liczbie Macha  $Ma = 3$  potrzeba 20% mocy zespołu napędowego samolotu. Inny uczyony, Sin-I-Cheng — dla zmniejszenia huk naddźwiękowego i polepszenia osiągnięć samolotu — zaleca zastosować system, polegający na doprowadzeniu do opływu energii mechanicznej. Proponuje on wdmuchiwanie strumienia powietrza ze sprężarki pod skrzydło samolotu.

Metoda elektroaerodynamiczna — jak dotychczas — jest jedyną, w której część mocy włożonej może być odzyskana. Nie ulega jednak wątpliwości, że wiele badań będzie jeszcze potrzebnych, zanim będzie możliwe przejście od doświadczeń laboratoryjnych na małą skalę — do praktycznych zastosowań w konstrukcji samolotu.

Opracował W. Zaremba na podstawie pracy prof. G. A. Mokrzyckiego

## W następnym numerze . . .

W artykule wstępnym zostaną przedstawione dotychczasowe sukcesy PLL LOT oraz jego ambitne zamierzenia na przyszłość.

Nowe spojrzenie na zagadnienie usług agrolotniczych w kraju omówi artykuł F. Borodzika. Na podstawie Seminarium pt. „Problematyka badań agrolotniczych” zostanie przedstawiona konieczność budowy kompleksowego, zautomatyzowanego agrolotniczego systemu kontroli i interwencji chemicznej.

Kolejny, bogato ilustrowany artykuł przedstawi zagadnienie obciążeń akustycznych w technice lotniczej.

Zastosowanie struktur warstwowych klejonych w celu ulepszenia konstrukcji samolotu zostanie omówione w numerze 4/75 TLIA.

W dziale LOT — PROBLEMY omówiono podstawowe zadania obsługi startowej w procesie przygotowania samolotu do lotu.

W PROBLEMACH RUCHU LOTNICZEGO i LOTNISK kontynuujemy cykl „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie”. Tym razem autor przedstawi nam ludzi związanych z portem lotniczym.

Podstawy teoretyczne współpracy silnika turbinowego z wirnikiem nośnym śmigłowca oraz ciekawe rezultaty zastosowania dwuwalowego silnika turbinowego przedstawi artykuł T. Gajewskiego.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ zamieścimy drugą część artykułu przedstawiającego

polskie silniki lotnicze. Opisano produkcję PZL WS-2, PZInz i Avii oraz silniki w latach trzydziestych budowane indywidualnie.

KARTOTEKA TLIA przedstawi samolot Il-62 (ZSRR) i polski samolot rolniczy M-15.

W POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH zostaną podane charakterystyki aerodynamiczne następujących profili: NACA 4415 i NACA 23012.

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY omówi terminologię związaną z lotnictwem wojskowym.

W dziale STATYSTYKA LOTNICZA można będzie zapoznać się z cenami samolotów lekkich z 1974 roku.

## Dokończenie ze str. 8

linie napotykać na drodze dalsze trudności w powiększeniu frekwencji w pustawych na razie samolotach. Ale europejskie rządy w celu dopomożenia swoim liniom lotniczym mogą zastosować retorsję i wtenczas, jak pisze „Time”: „...rezultaty będą paraliżujące dla przemysłów lotniczych w ogóle”. Należy jednak przypuszczać, że zainteresowane strony ustalą jakieś kompromisowe wyjście z tej sytuacji.

Podstawowymi warunkami, których spełnienie powinno przyczynić się do poprawy rentowności transportu lotniczego, są:

- udoskonalenie metod zarządzania
- zmniejszenie kosztów własnych eksploatacji.

Poza tymi dwoma głównymi czynnikami, istnieją jeszcze dodatkowe możliwości zwiększenia efektywności eksploatacji samolotów pasażerskich, a między innymi rozszerzenie zakresu przewozu towarów na samoloty pasażerskie sensu stricto oraz ilościowe zwiększenie wolumenu transportu przez samoloty pasażersko-towarowe jak np. samolot Boeing B-747-C.

Zarówno przesłanki teoretyczne, jak i już uzyskane doświadczenie, wykazują coraz większy popyt na ten rodzaj usług. Transport bowiem towarów drogą powietrzną stwarza warunki uzyskania korzyści, których nie mogą zapewnić ani transport lądowy, ani morski.

WCT/260/K/74

## Dokończenie ze str. 12

Całkowita powierzchnia	13 m <sup>2</sup>
Długość do śmigła	3,94 m
Długość całkowita	7,202 m
Wysokość	1,3 m
Szerokość maksymalna	1,14 m
<b>Ciążary</b>	
Płat	150 kG
Kadłub	430 kG
Usterzenie	60 kG
Ciążar własny	640 kG
Udźwig	260 kG
Obciążenie powierzchni nośnej	71 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	7,8 kG/KM
<b>Zespół napędowy</b>	
Pojemność cylindrów	3850 cm <sup>3</sup>
Moc maksymalna	115 KM
przy	2600 obr/min
Moc trwała	108 KM
przy	2600 obr/min
Zbiornik paliwa	115 l
<b>Osiągi (obliczeniowe)</b>	
Prędkość lądowania (klapy wypuszczone)	85 km/h
Prędkość przelotowa	
— przy 75% mocy maks.	250 km/h
<b>Prędkości nurkowania:</b>	
— $V_c$ (maks. przelotowa)	270 km/h
— $V_D$ (obliczeniowa dopuszczalna)	338 km/h
Zasięg	1000 km + 30 minut rezerwy

### Próby w locie

Oblot samolotu odbył się w grudniu 1972 r. Pierwsze dwa loty wykonano z wypuszczonym podwoziem i ograniczeniem prędkości lotu do  $V_{LE} = 150$  km/h. Pierwszy lot służył ogólnemu sprawdzeniu sterowności i własności lotnych.

Aby dokładnie ocenić prędkości samolotu, przeprowadzono próby z sondą statyczną do pomiarów poprawek aerodynamicznych. Sonda typu DFS była wypuszczona z kabiny poprzez zaryglowane, ale uchylone drzwi. Po dwukrotnej zmianie położenia dyszy dla pomiaru ciśnienia statycznego błąd zabu-

dowy udało się zmniejszyć do 1% przy locie z prędkością 120 km/h.

Obserwacje flutteru poprzedzono szczegółowymi obliczeniami. Ponadto przeprowadzono pomiary na stoisku, które nie wykazały występowania flutteru w dopuszczalnym zakresie prędkości lotu. Badania flutterowe w locie wykonano w maju 1973 r. Dane pomiarowe zarejestrowano za pośrednictwem aparatury SFIM. W locie ślizgowym z dużą prędkością nie stwierdzono występowania flutteru. Zapis wykazywał zawsze aperiodyczny ruch sterów po próbie wzbudzenia flutteru. Przeprowadzono badania warstwy przyściennej w różnych konfiguracjach ze szczególnym zwróceniem uwagi na zakres lotu z minimalną prędkością. Pomiary wykonano termooanemometrem oraz kamerą filmową formatu Super-8, zamontowanymi na górnej powierzchni płata. Podczas lotu przy otwartych klapach Fowlera zaobserwowano, że lokalne oderwanie rozszerza się ku kadłubowi, co daje lepsze własności przeciągnięcia niż w konfiguracji gładkiej.

Przed rozpoczęciem prób z prędkością minimalną wypróbowano spadochron hamujący jako urządzenie przeciwkorkociągowe. Do tego celu zamontowano spadochron pierścieniowo-szczelinowy na górnym spojeniu połówek usterzenia w odpowiedniej osłonie. Próbę spadochronu hamującego przeprowadzono podczas lotu z pochyleniem osi podłużnej do 70°. Zwalnianie spadochronu odbywało się pirotechnicznie z włączeniem elektrycznym.

Badania wykazały naturalną sygnalizację przeciągnięcia poprzez szarpanie drążka i charakterystyczny hałas wskutek wzajemnego oddziaływania śmigła i wiru spływającego z obszaru przejścia skrzydło — kadłub. Osiągnięto prędkość przeciągnięcia w konfiguracji przelotowej 100 km/h i w konfiguracji do lądowania 85 km/h.

### Literatura

1. *Fs-28. Ein Beitrag zur möglichen Entwicklungsrichtung im Leichtflugzeugbau.* „Deutscher Aerokurier” 1973 nr 3, ss. 152—156.
2. *Fs-28 Avispa. Neue Impulse für den Leichtflugzeugbau.* „Flug Revue” 1973, nr 4, ss. 42—46.
3. *Flugerprobung. Fs-28 Avispa.* „Flug Revue” 1974 nr 5, ss. 145—146.



## Samolot HS. 146

Rząd brytyjski zdecydował się pokryć 50% kosztów rozwoju samolotu pasażerskiego RTOL na krótkie trasy Hawker Siddeley HS.146. Pozostałe 50% kosztów — które odcenia się na 92 mln funtów (ok. 230 mln dol.) — pokryje firma z własnych funduszy.

Krótki opis samolotu HS.146 zamieszczono w jednym z wcześniejszych numerów TLiA. W niniejszej wzmiance uwaga zostanie zwrócona na zagadnienia eksploatacyjne tego samolotu.

Przed przystąpieniem do projektowania samolotu przeprowadzono skrupulatne badania rynkowe, które wykazały, że w 1982 r. liczba zamówień na samoloty tego typu wyniesie 1500, z czego ok. 500 spodziewa się otrzymać firma Hawker Siddeley.

Samolot HS.146 ma zrewolucjonizować komunikację lotniczą na

krótkich trasach. Dzięki czterem dwuprzepływowym silnikom Avco Lycoming ALF502H o ciągu 2950 kG i stosunku wydatków 6:1 będzie on mógł — mimo stosunkowo prostych urządzeń nośnych — korzystać z pasów lotniskowych o nie utwardzonej nawierzchni i długości nie przekraczającej 1100 m (stąd określenie samolotu RTOL — Reduced Take-Off and Landing). Silniki te wydzielają małe ilości dymu i odznaczają się niskim poziomem hałasu, a poza tym pozwalają na strome wznoszenie samolotu bezpośrednio po starcie, co dodatkowo zmniejsza natężenie hałasu w otoczeniu lotniska. Wszystko to umożliwia zbliżenie głównych tras lotniczych do centrów gęsto zamieszkałych terenów, do których dotychczas samoloty odrzutowe nie mogły docierać. HS.146 będzie mógł korzystać z portów lotniczych do-

stępnych obecnie tylko dla samolotów śmigłowych. Według oświadczeń wytwórców silnika ALF502 będzie on mniej oddziaływał na środowisko (hałas, zadymienie, oddziaływanie na nawierzchnię lotniska) niż turbinowe silniki śmigłowe.

W związku z dużą prędkością przelotową (800 km/h), dużym zasięgiem (1900 km) i dużą liczbą miejsc pasażerskich (71 w wersji podstawowej, 88 w wersji „zagęszczonej” i 102 w wersji „wydłużonej”), a także dzięki małemu jednostkowemu zużyciu paliwa silników (ok. 0,6 kG/kGh w warunkach przelotowych) jednostkowe koszty eksploatacyjne samolotu HS.146 będą o ok. 20% niższe od kosztów obecnie użytkowanych dwusilnikowych samolotów odrzutowych na krótkie trasy i o ok. 15% niższe od kosztów dwusilnikowych turbiniowych samolotów śmigłowych.

Kabina samolotu będzie przypominać pod względem komfortu i przestronności kabiny autobusów powietrznych, przy czym dzięki układowi górnopłata pasażerowie będą mieć dobrą widoczność. Układ górnopłata umożliwił poza tym zastosowanie niskiego podwozia, co jest wygodne dla pasażerów i ułatwia przestawienie kabiny na układ mieszany, pasażersko-towarowy. W wersji na 71 miejsc pasażerskich podziałka foteli wynosi 838 mm, a w wersji zagęszczonej — 787 mm. Pod podłogą kabiny znajdują się pomieszczenia bagażowe.

Pierwszy lot samolotu jest przewidziany na 1976 r., a wprowadzenie go do eksploatacji na 1977 r.

Oczekuje się, że przy produkcji samolotu HS.146 będzie zatrudnionych w brytyjskim przemyśle lotniczo-kosmicznym ok. 20 000 osób. Poza tym prowadzone są rozmowy między firmami Lycoming i Rolls-Royce na temat udziału Rolls-Royce'a w rozwoju, a następnie produkcji silnika ALF502H.

W.K.

## Nowy silnik śmigłowy Avco Lycoming LTS-101

Firma Avco Lycoming opracowała nowy silnik śmigłowy z oddzielną turbiną napędową LTS-101 o mocy startowej 600 KM.

Silnik ma sprężarkę typu mieszanego z jednym stopniem osiowym i jednym odśrodkowym o sprężu ogólnym 8,4:1, pojedynczą zwrotną komorę spalania, jedno-stopniową turbinę wytwornicy z nie chłodzonymi łopatkami i jedno-stopniową turbinę napędową.

Wydatek powietrza przez sprężarkę wynosi 2,17 kG/s, spręż — jak już wspomniano — 8,4:1, temperatura przed turbiną 1025°C, prędkość obrotowa wytwornicy 49 600 obr/min, prędkość obrotowa turbiny napędowej 37 200 obr/min, szerokość silnika 405 mm, wysokość

660 mm, długość 785 mm, ciężar 108 kG w wersji zwykłej i 96 kG w wersji ulżonej, cena 25 000 dol. w wersji zwykłej i 30 000 dol. w wersji ulżonej.

Próby w locie — na śmigłowcu Bell 206 Jet Ranger — rozpoczęto w maju 1973 r., tj. po upływie 11 miesięcy od pierwszej próby stoiskowej. Od czerwca 1972 r. do maja 1973 r. silnik przepracował na stoisku ponad 1400 h. Świadectwo zdolności silnik ma otrzymać po ok. 4000 h prób.

W opracowaniu znajduje się wersja odrzutowa silnika o ciągu ok. 130 kG.

Na marginesie opisu silnika LTS-101 warto zwrócić uwagę na co-

raz częstsze stosowanie w silnikach o dużych sprężach jednostopniowej turbiny wytwornicy. Poza silnikiem LTS-101 można tu wymienić silniki UACL PT6A-40 o sprężu 8,5:1 i PT6A-50 o sprężu 9,1:1 oraz silnik Garrett TSE231 o sprężu 8,6:1. Sprzyja temu zwiększone obciążenie stopni sprężarkowych, z czym związane są większe prędkości obrotowe wytwornicy. Wystarczy tu przypomnieć, że w silniku Lycoming T53 z połowy lat pięćdziesiątych spręż 6:1 uzyskiwano z pięciu stopni osiowych i jednego odśrodkowego, a w silniku Lycoming T55 — z siedmiu stopni osiowych i jednego odśrodkowego (w późniejszych latach spręż ten został zwiększony do 8,2:1), podczas gdy w silniku LTS-101 do uzyskania sprężu 8,4:1 wystarcza jeden stopień osiowy i jeden odśrodkowy.

W.K.

4-miejscowa amfibia w układzie łodzi latającej

**KONSTRUKCJA.** 1-silnikowy grzbiec-toplat metalowej konstrukcji.

Plat. Wolnonośny, prosty, o zmiennej grubości wzdłuż rozpiętości. Obrzys trapezowy. Profil NACA 4415 u nasady i NACA 4409 na końcu. Wznios  $5^{\circ}30'$ . Kąt zaklinowania  $3^{\circ}15'$ . 2-obwodowa, 1-dźwigarowa konstrukcja z przednim i tylnym kesonem pracującym na skręcanie. Lotki metalowej konstrukcji. Kąt wychylenia lotek  $15^{\circ}$  w dół i  $29^{\circ}$  w górę. Nastawne na ziemi klapki wyważające na lotkach. 2-położeniowe, szczelinowe klapki metalowej konstrukcji zajmują ponad 60% rozpiętości płata. Wychylenie klap hydrauliczne. W krańdzi natarcia lewego skrzydła światła lądowania. 2 podskrzydłowe piywaki, metalowej skorupowej konstrukcji z płaskimi spodami, zapewniają skutecznie stateczność samolotu na wodzie.

Kadłub. Łodziowy, 1-stopniowy, całkowicie metalowej konstrukcji. Połączenia elementów konstrukcyjnych uszczelniane. Część nosową kadłuba stanowi miękką zderzak. W górnej nosowej części kadłuba knaga cumownicza i schowek cumowniczy. Przeciwpółślizgowe chodniki na górnej nosowej części kadłuba i nad kabiną. Dostęp do kabiny zapewniają otwierane do góry dwie przednie osłony. Duże, barwione przednie szyby zapewniają dobrą widoczność w czasie lotu, ruchu na wodzie i cumowania. W przedniej części 4-miejscowej kabiny 2 fotele pilotów obok siebie, w tylnej szerokie siedzenie dla 2 osób. Fotele pilotów regulowane (wielkość regulacji wzdłuż kabiny 25 cm). Sterownice podwójne typu wolant nie ograniczają ruchów w kabine. Kabina ogrzewana i wentylowana. Nad kabiną spalinywy grzejnik kabiny. Za kabiną przedział bagażowy, w którym umieścić można do 90,5 kG bagażu. W dolnej części kadłuba poniżej kabiny osłony przeciwhyrgzowe. W celu zabezpieczenia kadłuba przeciw korozji wszystkie elementy konstrukcyjne są trawione, gruntowane i alodynowane przed montażem. Przed końcowym wykończeniem kadłub jest zewnętrznie i wewnętrznie alodynowany i gruntowany chromionym cynku. Do ostatecznego malowania kadłuba użyto emalii piecowych.

Usterzenie. Wolnonośne, półskorupowej metalowej konstrukcji. Usterzenie poziome o obrzysie prostokątnym umieszczone w środkowej części statecznika pionowego (układ krzyżowy). Kąty wychylenia steru wysokości  $23^{\circ}$  w dół i  $26^{\circ}$  w górę. Usterzenie pionowe lekko skośne. W górnej części statecznika pionowego obrotowe światło antykol-



cyjne. W dolnej części steru kierunku chowany ster wodny.

Podwozie. 3-kołowe, chowane hydraulicznie, z kołem przednim. Samonastawne (kąt wychylenia w każdą stronę  $30^{\circ}$ ), koło przednie chowane do przodu w kadłub, koła główne chowane do wewnątrz w skrzydła. Ciężnienie w oparach kół głównych  $2,46 \text{ kg/cm}^2$ , w opnie koła przedniego  $1,41 \text{ kg/cm}^2$ . Hamulce tarczowe typu Goodyear.

Napęd. Chłodzony powietrzem, 4-cylindrowy, płaski silnik tłokowy Lycoming IO-360-A1B o mocy 200 KM napędzający śmigło pchające o stałych obrotach typu Hartzell HC-C27K-113L. Gondola silnikowa umieszczona na wsporniku ponad środkową częścią kadłuba. Gumowy zbiornik paliwa w kadłubie o pojemności 151 l. Wlew paliwa z lewej strony samolotu ponad kadłubem. Na życzenie montowane w pływakach podskrzydłowych dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności 28,4 l każdy. Łączna objętość paliwa ze zbiornikami dodatkowymi 208 l. Objętość oleju 7,2 l.

Wyposażenie. Instalacja elektryczna zasilana akumulatorem oraz prądnicą 12 V 60 A napędzana przez silnik. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu roboczym  $88 \text{ kg/cm}^2$  do wychylenia klap i trymera usterzenia poziomego oraz do chowania i wypuszczania podwozia. Instalacja podciśnieniowa do napędu urządzeń giroskopowych. Podstawowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i silnikowych, łącznie z pełnym zestawem przyrządów do lotów bez wi-

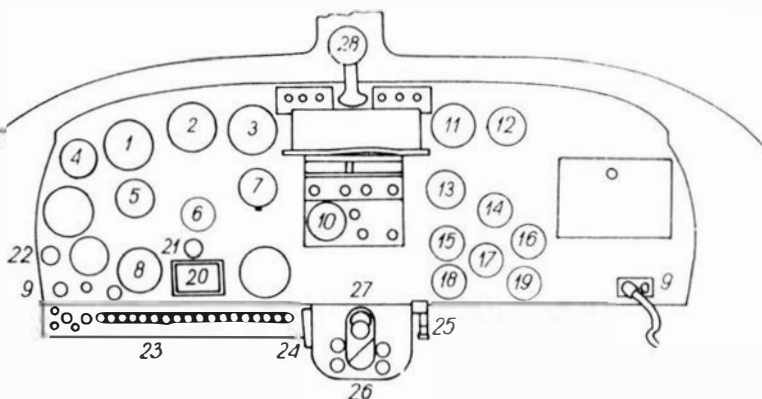
doczności. Możliwość zabudowania radiostacji UKF, odbiornika nawigacyjnego UKF i radiobusoli. Dodatkowe wyposażenie (na życzenie) stanowi wskaźnik temperatury powietrza zewnętrznego, 8-dobowy zegar, wskaźnik przeciągnięcia, oświetlenie przyrządów pokładowych, telefon pokładowy, urządzenie zapobiegające zamarzaniu przedniej szyby kabiny, ogrzewanie rurki Pitota, światła lądowania, obrotowe światło antykolizyjne oraz anteny. Ponadto samolot wyposażony jest w drąg holowniczy, wiosło i kotwicę. Również na życzenie montowany jest grzejnik spalinywy kabiny typu Janitrol B-1500.

Uwaga. Cena samolotu około 8,25 tys. dol.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W sierpniu 1946 r. firma Colonial Aircraft Corporation rozpoczęła projektowanie samolotu C-1 Skimmer. Budowę prototypu rozpoczęto w styczniu 1947 r., oblotu dokonano po raz pierwszy w maju 1948 r. Samolot Lake LA-4 Buccaneer jest wersją rozwojową samolotu C-2 Skimmer IV (wersji rozwojowej samolotów C-1 i C-2), którego prawa produkcji nabyła firma Lake Aircraft Corporation od firmy Colonial w 1959 r. W roku 1962 nastąpiło połączenie firm Consolidated Aeronautics i Lake. Powstała w ten sposób nowa firma Lake Aircraft Division of Consolidated inc. podjęła dalszą produkcję samolotu LA-4.

Prototyp samolotu LA-4 (oznaczony LA-4 P), podobny do samolotu C-2, oblatano w listopadzie 1959 r. Certyfikat FAA samolot uzyskał 21 VI 1960 r. Przed rozpoczęciem produkcji seryjnej zbudowano 2 samoloty oznaczone LA-4A, różniące się od późniejszego samolotu seryjnego krótszym przodem kadłuba. Wersja ta uzyskała świadectwo typu 1 VI 1960 r. Seryjny samolot LA-4, wyposażony w silnik Lycoming O-360-A1A o mocy 180 KM, różnił się od samolotu C-2 większą o 1,22 m rozpiętością płata, dłuższym o 0,43 m przodem łodziowego kadłuba, większym ciężarem całkowitym i wzmocnioną konstrukcją. Świadectwo typu samolot uzyskał 26 VII 1960 r. Produkcję tej wersji zakończono. W latach 1969–1972 produkowano również wodną wersję samolotu LA-4, oznaczoną LA-4S, bez podwozia i instalacji hydraulicznej. Aby ułatwić wodowanie i transport po ziemi zastosowano odejmowane podwozie wózkowe. W 1971 r. uzyskano dodatkowe świadectwo typu dla wersji oznaczonej LA-4T, wyposażonej w silnik Lycoming O-360-A1D ze sprężarką doładującą typu Rajay. Samolot ten uzyskał w próbach rzeczywistą prędkość (TAS) 277 km/h na wysokości 6100 m. Obecnie produkowana wersja oznaczona LA-4-200 uzyskała certyfikat FAA w 1970 r.

Do końca lutego 1973 r. wyprodukowano łącznie 548 samolotów LA-4 wszystkich wersji.



Tablica przyrządów pokładowych: 1 — sztuczny horyzont, 2 — wysokościomierz, 3 — prędkościomierz, 4 — zegar, 5 — giroskopowy wskaźnik kursu, 6 — podciśnieniomierz, 7 — wariometr, 8 — wskaźnik VOR, 9 — gniazdko mikrofonu, 10 — tabliczka radiostacji, 11 — wskaźnik ciśnienia lądowania, 12 — wskaźnik temperatury oleju, 13 — obrotomierz, 14 — manometr instalacji hydraulicznej, 15 — wskaźnik ciśnienia oleju, 16 — wskaźnik ciśnienia paliwa, 17 — amperomierz, 18 — wskaźnik temperatury oleju, 19 — paliwomierz, 20 — popielniczka, 21 — zapalniczka do papierosów, 22 — wylącznik zapłonu, 23 — tabliczka bezpieczników, 24 — rozdzielacz wypuszczania i chowania podwozia, 25 — rozdzielacz wychylenia i chowania klap, 26 — światło ostrzegawcze, 27 — rezerwowa pompa ręczna, 28 — busola

# Lake LA-4-200 Buccaneer

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	11,58 m
Cięciwa płata (średnia)	1,35 m
Długość	7,6 m
Wysokość	2,84 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,05 m
Cięciwa usterzenia poziomego (średnia)	0,73 m
Rozstaw kół podwozia	3,4 m
Baza podwozia	2,69 m
Srednica śmigła	1,88 m
Wydłużenie płata	8,67

### Wymiary wewnętrzne kabiny

Długość	1,57 m
Szerokość maks.	1,05 m
Wysokość maks.	1,32 m

### Powierzchnie

Powierzchnia nośna	15,8 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek (łącznie)	1,16 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap (łącznie)	2,28 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	1,25 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,79 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	1,45 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	0,78 m <sup>2</sup>

### Ciężary

Ciężar własny (z wyposażeniem)	726 kG
Ciężar całkowity	1220 kG

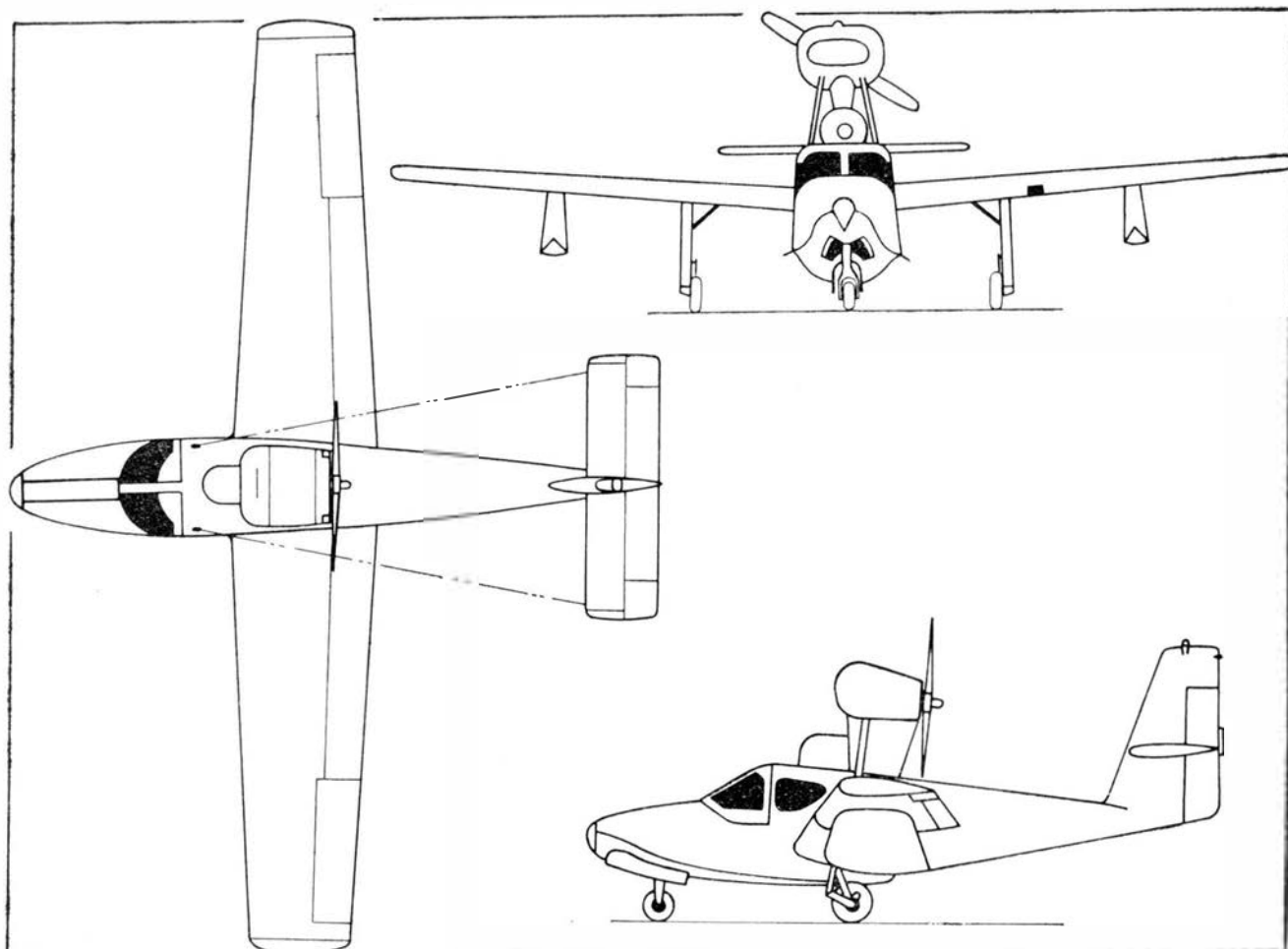
### Obciążenia

Obciążenie powierzchni maks.	74,2 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy maks.	5,9 kG/KM

### Osiągi

(dla ciężaru całkowitego maks.)	
Prędkość maks. dopuszczalna ( $V_{NE}$ )	235 km/h
Prędkość dopuszczalna z wychylnymi klapami ( $V_F$ )	201 km/h
Prędkość przelotowa na $H = 600$ m	201 km/h
Prędkość min. (klapy schowane)	90 km/h
Prędkość min. (klapy wychylone)	65 km/h
Wznoszenie	6,1 m/s
Pułap praktyczny	4480 m
Rozbieg na lądzie	183 m
Rozbieg na wodzie	335 m
Dobieg na lądzie	145 m
Dobieg na wodzie	183 m
Zasięg (prędkość przelotowa, paliwo maks., rezerwa paliwa)	1046 m
Zasięg maks. (paliwo maks., rezerwa paliwa)	1363 m
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+3,8

R. M.





Dwumiejscowy, odrzutowy samolot szkolno-treningowy. Może służyć jako lekki samolot szturmowy.

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, wolnonośny dolnopłat z chowanym podwoziem, metalowy, zbudowany wg zasady safe-life.

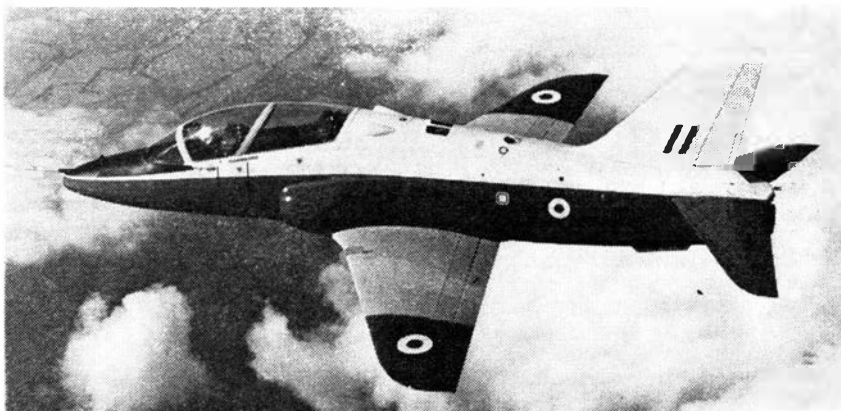
Łat. Niedzielony, trapezowy o małym skosie (skos krawędzi natarcia 26°, skos w 0,25 cięciu wynosi 21,5°) i wzniosie 2°. Profil laminarny, analogiczny jak w samolocie Hunter, o grubości względnej 10,9% przy kadłubie i 9% na końcu. Łat jest mocowany pod kadłubem za pomocą sześciu sworzni. Główna, dwudźwigarowa struktura nośna o frezowanym pokryciu stanowi jednocześnie integralny zbiornik paliwa, natomiast przednia część wzmocniona skośnym dźwigarem pomocniczym i usztywniona podłużnicami o przekroju Z umożliwia chowanie podwozia głównego poza główną strukturę. Tylna część zawiera dwuszczelinowe klapy (w zasadzie klapy ze stałym słotem), ze zdwojonym hydraulicznym układem sterowania, uruchamiane jednym dźwignikiem hydraulicznym umieszczonym w kadłubie. Łotki sterowane również za pomocą zdwojonej instalacji hydraulicznej.

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa, o przekroju owalnym, składająca się z trzech zasadniczych części: przedniej wraz z kabiną załogi, środkowej obejmującej skrzydło oraz silnik i tylnej mieszczącej dyszę wylotową i wspierającą usterzenia. Wloty powietrza umieszczone są na kadłubie, przed krawędzią natarcia. Z tyłu za kabiną umieszczony jest elastyczny zbiornik paliwa. Pokrycie kadłuba trawione. Hamulec aerodynamiczny uruchamiany hydraulicznie, usytuowany jest w tylnej części kadłuba pod dyszą wylotową. Miejsca załogi jedno za drugim, przy czym drugi fotel, umieszczony wyżej dla polepszenia widoczności, przeznaczony jest dla instruktora, a pierwszy dla ucznia (w wersji szkolnej). Dwuczęściowa osłona kabiny wykonana z akrylu zapewnia doskonałą widoczność do przodu i na boki z obu foteli. Przednia, obływowa część kabiny otwiera się do przodu (tylko do przelotu), natomiast druga na prawą stronę, co wystarcza do wygodnego zajmowania obu miejsc. Fotele Martin Baker 10 B wyrzucane rakietami z wysokości 0 m i przy prędkości 0 km/h (tzw. zero-zero). Każdy fotel może być odpalony niezależnie, ale w wersji szkolnej tylko z drugiej kabiny można ustalić kolejność wyrzucenia foteli. Układ ten może być łatwo rozłączany na ziemi.

**Usterzenia.** Wolnonośne, trapezowe o dużym skosie. Konstrukcja półskorupowa wielodźwigarowa. Usterzenie pionowe jest umieszczone przed usterzeniem poziomym zanurzając dobre charakterystyki korkociągowe. Na sterze kierunku klappka wyważająca (trymer) napędzana silnikiem elektrycznym. Napęd steru kierunku sztywne, sterowany nożnie. Usterzenie poziome łytowe ze wzniosem ujemnym -10°. Napęd hydrauliczny, zdwojony.

Układ sterowania jest bardzo starannie zaprojektowany; tarcie i luz zostały zmniejszone do minimum. Dźwąż sterowy ma tzw. sztuczne czucie z automatyczną regulacją w funkcji stanu lotu. Wyważenie podłużne jest automatycznie stabilizowane przez elektryczny regulator.

**Podwozie.** Trójkołowe z niesterownym kołem przednim, obliczone na



przeniesienie sił przy zetknięciu z ziemią z prędkością pionową opadania 3,96 m/s przy ciężarze 4650 kG. Chowanie podwozia za pomocą dźwigników hydraulicznych z układem awaryjnym. Podwozie przednie chowane w kadłub do przodu. Podwozie główne chowane w skrzydło do wewnątrz, w przestrzeń między główną strukturą nośną a skośnym dźwigar pomocniczy. Koła główne są wyposażone w hamulce hydrauliczne z układem przeciwpoślizgowym.

**Napęd.** Silnik turbowentylatorowy, bez dopalacza Rolls-Royce/Turbomeca RT. 172-06 Mk. 151 Adour o ciągu statycznym 2422 kG w warunkach standardowych. Silnik ma pierścieniową komorę spalania, co wraz z dużym współczynnikiem wydatków (0,9) gwarantuje małe zużycie paliwa. Konstrukcja modułowa zapewniająca szybkość i łatwość wymiany podzespołów, co znacznie zmniejsza koszty eksploatacji. Silnik umieszczony jest w kadłubie, za płatem; dostęp do niego, w czasie przeglądów oraz wymiany, zapewniają duże drzwi od spodu kadłuba. Jako rozrusznik służy mała turbina gazowa, zasilana w paliwo z instalacji samolotu, niezależnie od tego w ten sposób od zewnętrznych, lotniskowych urządzeń rozruchowych.

Integralny zbiornik paliwa w skrzydło mieści 642 kG (818 l), elastyczny zbiornik kadłubowy mieści 624 kG (795 l), natomiast nadwieszane zbiorniki mieszczą 2 x 356 kG (2 x 455 l) paliwa. Maksymalny ciężar paliwa 1978 kG (2523 l). Paliwo pobierane jest wstępnie ze zbiornika kadłubowego, a następnie ze skrzydłowego, do zbiornika zbiorczego, z którego dopiero tłoczona jest do silnika za pomocą elektrycznej pompy wspomagającej. Konstrukcja układu paliwowego umożliwia 30-sekundowy lot na plecach. Jeden wlew paliwa umożliwia tankowanie z prędkością 625 l/min przy ciśnieniu 3,5 kG/cm<sup>2</sup>.

**Wyposażenie.** Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu roboczym 211 kG/cm<sup>2</sup>, zdwojona, zasilana przez dwie pompy. Przy spadku ciśnienia w układzie, automatycznie wykorzystywane są dwa akumulatory naładowane sprężonym azotem. Hydraulicznie uruchamiane jest łytowe usterzenie nożne. Łotki, klapy, hamulec aerodynamiczny, podwozie oraz hamulce kół głównych. Układ klimatyzacji wykorzystuje sprężone powietrze pobrane z umiastu za sprężarką silnika. Ciśnienie w kabine jest regulowane automatycznie od wysokości 1500 m i na wysokości 12 200 m utrzymywane jest nadciśnienie 0,28 kG/cm<sup>2</sup>. Temperatura w kabine jest regulowana także automatycznie, przy czym pilot może wybierać żądany poziom. Energii

elektrycznej dostarcza jedna prądnica prądu stałego 28 V o mocy 9 kW oraz dwa akumulatory 18 Ah. Prąd zmienny dają dwie przetwornice o mocy 500 VA każda. Do zasilania awaryjnego służy wypuszczana turbinka powietrza. W skład wyposażenia elektronicznego wchodzi: radiostacje UKF, TACAN, urządzenie do lądowania wg przyrządów ILS oraz układ rozpoznawania swój-obcy z radarem wtórnym (IFF/SSR).

**Uzbrojenie.** Jeden podkadłubowy zasobnik z działkiem Aden 30 mm. Pod każdym skrzydłem dwa zamki na wysięgniki, do których mogą być mocowane pojemniki na 36 pocisków rakietowych 80 mm lub zestaw bomb o ciężarach: 9 x 112 kG, 9 x 225 kG, 5 x 540 kG oraz dwa pociski Sidewinder lub dwa SRAAM 75, albo też 9 pojemników z płynem zapalającym, po 230 kG każdy. Ponadto możliwe są inne, różnorodne zestawy uzbrojenia podwieszane, którego ciężar maksymalny może wynosić 2268 kG.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Przy opracowywaniu założeń dla samolotu HS. 1182 HAWK początkowo przewidywano jego zastosowanie wyłącznie do szkolenia pilotów. W końcu jednak zdecydowano, że poza szkoleniem powinien nadawać się on również do wykonania zadań bezpośredniego wsparcia i przechwytywania jako samolot szturmowy, który mógłby zastąpić samoloty Gnat, Hunter i Jet Provost. 26 marca 1972 r. Ministry of Defence zatwierdziło kontrakt na budowę 175 samolotów HAWK, który ma wejść do służby pod koniec 1976 roku.

Szczególną uwagę zwrócono na niezawodność konstrukcji, łatwość i szybkość obsługi i naprawy oraz bezpieczeństwo lotu.

Struktura nośna jest zaprojektowana na 8000 h lotu wg zasady safe-life, przy czym bierze się tutaj pod uwagę duży udział lotów z uzbrojeniem na małej wysokości.

Zastosowano konwencjonalne metody fabrykacyjne, przy czym użycie materiałów o dużej wytrzymałości zmęczeniowej i odporności na korozję naprężeniową. Wiele uwagi zwrócono na zabezpieczenie konstrukcji przed korozją uwzależniając ekstremalne warunki otoczenia. Co do niezawodności osiągnięto 98% prawdopodobieństwa, że samolot powinien wykonać 1-godzinny lot bez defektu, tzn. wchodzi średnio nie więcej niż 20 defektów w ciągu 1000 h lotu. Samolot ten jest pierwszym brzołwisim samolotem obliczonym wg układu SI. Oblot prototypu odbył się 12.VIII.1974 r.

# Hawker Siddeley HS. 1182 Hawk

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	9,4 m
Długość	11,95 m
Wysokość	4,09 m
Powierzchnia nośna	16,72 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	5,28

### Ciężary

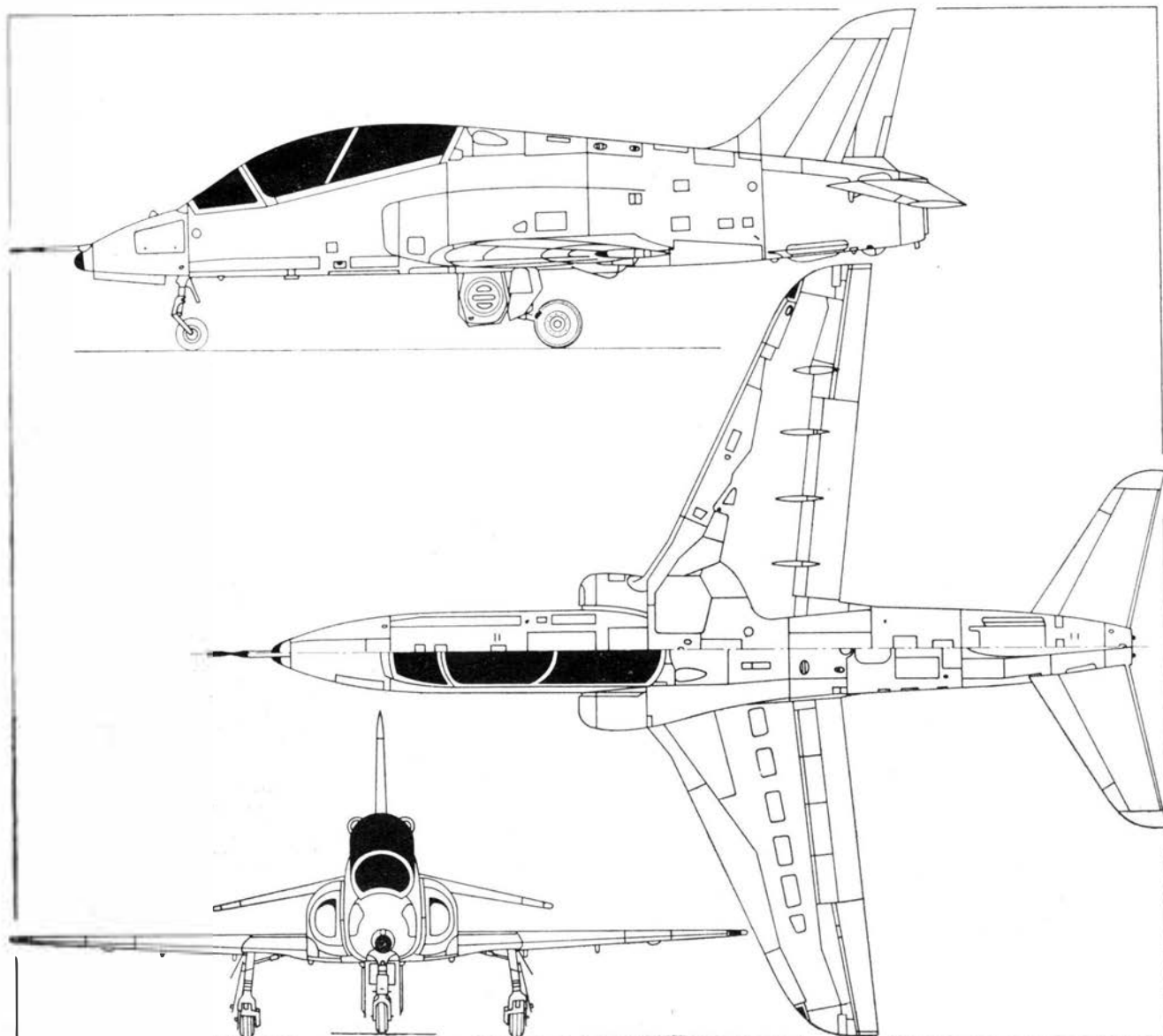
Ciężar własny	3379 kG
Ciężar użyteczny	1270—3996 kG
Ciężar normalny paliwa	1266 kG
Ciężar paliwa dodatkowy	2 × 356 kG
Ciężar paliwa maksymalny	1978 kG
Ciężar uzbrojenia maksymalny	2268 kG
Ciężar całkowity wersji szkolnej	4649 kG
Ciężar całkowity wersji szturmowej	5443 kG
Ciężar całkowity maksymalny	7375 kG
Ciężar lądowania maksymalny (przy prędkości opadania 3,96 m/s)	4650 kG
Obciążenie powierzchni wersji szkolnej	220—293 kG/m <sup>2</sup>

Obciążenie powierzchni wersji szturmowej	342 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni maksymalne	441 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu	1,92÷3,0 kG/kG
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+8/—4

### Osiągi

Prędkość maksymalna przy ziemi	991 km/h (Ma=0,81)
Prędkość maksymalna na h=9145 m	927 km/h (Ma=0,85)
Prędkość obliczeniowa nurkowania	1010 km (Ma=0,9)
Prędkość taktycznego zasięgu na h = 9145 m	655 km/h (Ma=0,6)
Prędkość oderwania	195 km/h
Prędkość podejścia do lądowania	240—260 km/h
Prędkość lądowania	185 km/h
Prędkość lotu ślizgowego	306 km/h
Czas wznoszenia na 12 200 m	10 min
Pułap praktyczny	13 400 m

M. R.



## FLYNY W LOTNICZYCH INSTALACJACH HYDRAULICZNYCH

Flony stosowane we współczesnych lotniczych instalacjach hydraulicznych dzielą się na mineralne, syntetyczne i mieszane. Osnową olejów mineralnych są frakcje ropy naftowej. Flony syntetyczne otrzymywane są na drodze reakcji związków chemicznych (np. fenolu z tlenochlorkiem fosforu). Płynami mieszanymi nazywamy takie, które otrzymuje się w wyniku zmieszania substancji mineralnych z syntetycznymi.

Poniżej przedstawione zostały własności (radzieckich i zachodnich) płynów mineralnych mieszanych i syntetycznych stosowanych obecnie w instalacjach hydraulicznych samolotów i śmigłowców.

### FLYNY MINERALNE

#### Płyn AMG-10 (GOST 6794-53)

##### Skład

Oczyszczona frakcja ropy naftowej (210÷300 °C)	— do 90%
Środek zgęszczający	— do 10%
Inhibitor utleniania	— do 0,5%
Barwnik czerwony	— do 0,002%

##### Własności fizykochemiczne

Lepkość kinematyczna [jedn. lep. kinem.] przy temperaturze:	
+ 50 °C	≥ 10
— 50 °C	≤ 1250
Temperatura krzepnięcia [°C]	≤ -70°
Temperatura zjawiska anodowego w odkrytym tyglu [°C]	≥ +93°
Liczba kwasowa [mg KOH na 1 g płynu] nie większa niż	0,05
Korozja (wskaźnik ciężarowy ubytku metalu badanych próbek w temperaturze 100 °C w czasie 168 h)	≤ 0,1 [mG/cm <sup>2</sup> pow. każdego metalu]

Oporność przeciw utlenianiu w czasie 168 h przy temperaturze 100 °C:

Lepkość kinematyczna po procesie utleniania przy temperaturach:	
+ 50 °C	≥ 9,5 [jedn. lep. kinem.]
— 50 °C	≤ 1500
Liczba kwasowa [mg KOH na 1 g płynu]	≤ 0,15

Jakość błonki płynu po nagrzewaniu go w czasie 4 h w temp. 65 ± 1 °C

— błonka nie powinna być twarda, ani lepka na całej powierzchni

Kolor	— czerwony
Gęstość $\rho_4^{20}$ nie większa niż	0,850

Olej lotniczy AMG-10 jest podstawowym płynem dla instalacji hydraulicznych samolotów: Tu-104, Tu-114, Tu-134, Tu-124, IŁ-18, IŁ-62, An-10, An-12, An-24, IŁ-14.

#### Płyn „Aeroshell Fluid-4”

##### Skład

Oczyszczona frakcja ropy naftowej (210÷310 °C)	do 90%
Środek zgęszczający	do 8%
Inhibitor utleniania	do 2%
Domieszka przeciw zużyciu	do 0,5%
Barwnik czerwony	do 0,002%

##### Własności fizykochemiczne

Lepkość kinematyczna [jedn. lepkości kinem.] w temperaturze:	
+54,4 °C	≥ 10
—40,0 °C	≤ 500
Temperatura krzepnięcia [°C]	≤ -59,4
Temperatura zjawiska anodowego w odkrytym tyglu [°C]	≥ +93,3
Liczba kwasowa [mg KOH na 1 g płynu]	≤ 0,2
Działalność korozyjna	
ubytek ciężarowy stali, stopów aluminium, stopów magnezu [mG/cm <sup>2</sup> ]	≤ 0,2
ubytek ciężarowy miedzi [mG/cm <sup>2</sup> ]	≤ 0,4
Oporność przeciw utlenianiu:	

zmiana lepkości kinem., przy temp. +54,4 °C	5%±30%
zmiana liczby kwasowej [mG KOH na 1 g płynu]	≤ 0,4

Oporność na działanie niskich temperatur (w czasie 72 h, przy temp. -54 °C, — nieobecność krystalizacji i wytrącania się osadu

Działanie na gumy syntetyczne — pęcznienie gumy przy zachowaniu innych jej własności

Parowanie — po procesie parowania w standardowych warunkach błonka nie powinna być twarda ani lepka

Kolor — czerwony  
Płyn „Aeroshell Fluid-4” wytwarzany przez różne firmy ma następujące znaczenia: DTD (Anglia), MIL-H-5606A i B (USA), 3GP-26A (Kanada), FHS-1 (Francja), OM-15 (oznaczenie międzynarodowe).

Jak widać, płyn radziecki AMG-10 i zachodni „Aeroshell „Fluid-4” mają identyczne własności fizykochemiczne. Mieszanka tych płynów gwarantuje zadowalającą pracę instalacji hydraulicznych.

### FLYNY MIESZANE AM-70/10

#### Podstawowe dane

Wygląd zewnętrzny — przezroczysta, tłusta, bezbarwna lub jasnożółta ciecz	
Zawartość spirytusu etylowego (wagowo)	20 ± 2,5 [%]
Zawartość gliceryny	70 ± 2,5 [%]
Liczba kwasowa [mg KOH na 100 ml płynu] nie większa niż	10
Alkaliczność [mg HCl na 100 ml płynu] nie większa niż	10
Zawartość popiołu [%]	< 0,25
Temperatura krzepnięcia [°C]	do -30°
Lepkość [jedn. lep. kinem.] w temp. 50 °C	≥ 7,5

Ze względu na swoje własności (spadek lepkości ze wzrostem temperatury) płyn AM-70/10 zapewnia normalną pracę instalacji hydraulicznej w temperaturach: 10÷30 °C.

Płyn ten stosowany jest między innymi w amortyzatorach samolotów: Li-2, IŁ-12, IŁ-14, An-2, Jak-18A, śmigłowców Mi-1 i Mi-4.

### FLYNY SYNTETYCZNE

Wraz ze wzrostem zakresu temperatur, w którym pracują instalacje nowoczesnych samolotów, a także podwyższeniem roboczych ciśnień, płyny mineralne i mieszane często nie odpowiadają obecnym wymaganiom. Doświadczenia pokazują, że płyny te mogą być tylko stosowane do temperatury równej 120 °C.

Dalszy wzrost temperatury prowadzi do intensywnego wydzielania się substancji aktywnie korozyjnych, pojawia się smoliste związki parowania nisko wrzących składników.

W wyższych temperaturach (około 300 °C) normalną pracę instalacji hydraulicznych zapewniają droższe, (5÷7 razy) płyny syntetyczne. Najbardziej rozpowszechnionymi płynami syntetycznymi są płyny na osnowie złożonych eterów kwasu fosforowego (Skydrol — 500A i B) i kwasu krzemowego (Oronit 8515 i Oronit 8200).

#### Własności fizykochemiczne płynów Skydrol-500A i B

Wygląd zewnętrzny	— przezroczysta czerwona ciecz
Zapach	— przyjemny
Temperatura [°C]:	
samozapłonu	593,3°
krzepnięcia	< -66°
Liczba kwasowa [mg KOH/g płynu]	≤ 0,15
Gęstość [g/cm <sup>3</sup> ] w temperaturze [°C]:	
0	1,081
25	1,065
121,3	0,973
Lepkość [jedn. lep. kinem.] w temp. [°C]:	
+98,9	3,92
+37,8	11,5
—40	1500
—53	2500

## POMOCE KONSTRUKCYJNE

Indeks lepkości	238
Roboczy zakres temperatur	-53,9+107,2
Współczynnik przewodności cieplnej przy temperaturze 27,8 °C [kcal/m <sup>2</sup> · h · °C]	0,3793
Pojemność cieplna [kcal/kg · stop] w temperaturze [°C]:	
22,8	0,38
62,8	0,41
101,1	0,44
Objętościowy moduł sprężystości [kG/cm <sup>2</sup> ]	222555
Napięcie powierzchniowe [kG/cm]	0,0308
Odporność hydrolytyczna — przy niedużej koncentracji wody [2%] plyn ulega nieznacznej hydrolyzie	
Trwałość w niskich temperaturach — wytrącanie osadów niezauważalne	
Srednica płamki przy badaniach na czterokulowej maszynie [mm]:	
— stal po stali przy obciążeniu [kG]:	
1	0,15
40	0,81
— stal po brązie przy obciążeniu [kG]:	
1	0,33
40	0,83

### Własności fizykochemiczne płynów Oronit 8200 i 8515

	8 200	8 515
Gęstość [g/cm <sup>3</sup> ] w temp. [°C]:		
54	—	0,982
15,6	0,932	0,930
176,7	—	0,809
Temperatura [°C]:		
zjawiska anodowego	202	202
samozapłonu	—	402
zapłonu	232	232
krzepnięcia	-73	-73

### Lepkość [jedn. lep. kinem.] w temp. [°C]:

	8 200	8 515
-54,4	2 206	2 357
+37,8	32,52	24,30
+98,9	11,27	8,11
+176,7	—	3,36
+204,4	3,82	2,64
Liczba kwasowa [mg KOH na 1 g]	<0,1	<0,1
Zdolność parowania	23,3	6,1
Zachowanie się w niskich temperaturach (120 h w temp. 18,3°C):		
— żelowanie	nie	nie
— krystalizacja	tak	tak
Pojemność cieplna w temp. 27°C [kcal/kg · stop]	—	0,44
Współczynnik przewodności cieplnej [kcal/m <sup>2</sup> · h · stop]	—	0,12
Adiabatyczny objętościowy moduł sprężystości w temp. 37,8°C i ciśnieniu [kG/cm <sup>2</sup> ]:		
0	13 538	
210,9	44 739	
351,6	18 711	
Zmiana ciężaru [mg/cm <sup>2</sup> ] metall w wyniku korozyjno-utleniającego działania płynu (204,4°C, w czasie 72 h):		
aluminium	0,00	0,00
stal	+0,02	+0,01
miedź	+0,03	-0,01
srebro	+0,06	0,00
Zmiana lepkości w temp. 98,6°C [%]	-1,9	-22
Zmiana liczby kwasowej [mg KOH na 1 g płynu]	+0,5	+0,7

Na podstawie: A k s e n o w A.F.: *Przimenienie awiacyjnych technicznych żidkostiej* opracował R. C.

## PODSTAWOWE DANE KÓŁ PODWOZI SAMOLOTÓW CIĘŻKICH

Wymiary kół: D × B	Typ samolotu	Obciążenie [kG] w czasie		Prędkość lądowania [km/h]	Ciśnienie w pneum. [kG/cm <sup>2</sup> ]	Pojemność energ. hamulca [kGm]	Ciężar [kG]			
		lądowania	startu				kół	obręczy kół	hamul- ca	pneu- matyka
<b>Koła z pneumatykami o ciśnieniu od 7,5 do 10,5 atm</b>										
639 × 169	Boeing KC 135	1940	2880	—	9,0	—	22	8	—	14
660 × 197	Breguet 1150	—	3200	255	8,0	—	21	8	—	13
737 × 104	Meteor	—	4500	—	10,0	—	32	12	—	20
836 × 251	Lockheed	5000	6350	—	9,8	—	43	16	—	27
889 × 229	Comet	—	6000	200	8,5	587 000	48	—	—	20
889 × 229	Caravelle	5700	6000	287	8,5	950 000	48	—	—	29
889 × 229	Comet 4	5330	7200	203	10,5	962 000	—	—	—	30
905 × 280	Boeing 377	6000	6800	—	8,3	—	47	17	—	30
965 × 314	Boeing 707	4950	7800	260	10,3	—	55	18	—	37
965 × 314	Breguet 1150	—	10 250	255	10,5	600 000	122	27	45	50
1020 × 300	Bristol „Britannia”	6750	14 290	—	9,7	825 000	—	—	—	—
1225 × 428	Lockheed-1049	11 300	15 650	—	8,4	1 270 000	—	—	94	90
1225 × 428	Boeing 707	9900	15 650	260	9,1	2 460 000	258	80	95	83
1255 × 428	Boeing 727	10 400	13 800	223	9,1	2 460 000	258	80	95	83
1423 × 496	Boeing 377	12 200	—	—	8,4	1 220 000	266	97	76	93
<b>Koła z pneumatykami o ciśnieniu ponad 10,5 atm</b>										
644 × 165	Boeing B 47	4200	4600	—	13	—	25	9	—	16
744 × 219	Bristol „Britannia”	5050	6800	—	12,7	—	32	12	—	20
803 × 160	„Republic” 84	—	6125	240	18	805 000	90,5	27,5	43	20
838 × 278	Douglas DC-8	6100	8300	240	11,6	—	54,5	10,5	—	34
889 × 220	Caravelle	—	8000	320	12	—	—	—	—	—
914 × 278	North American	—	8600	—	11	910 000	—	—	—	—
1000 × 346	Locheed L-188	9570	12 500	—	11	93 500	158	44	54	60
1000 × 346	Douglas DC-9	11 900	12 560	215	11,2	—	—	—	—	74
1020 × 445	Boeing B-70	11 300	20 800	320	11,2	—	—	—	—	93,5
1036 × 394	Douglas DC-8	12 850	17 420	240	13	—	—	—	—	74
1110 × 330	Douglas DC-8	—	19 800	280	12,7	2 100 000	—	—	—	79
1423 × 496	Boeing B 47	18 200	20 000	—	12,5	1 340 000	200	88	92	110

Na pods. Z w i e r i e w I.I.: *Projektowanie awiacyjnych kół i tormoznych sistem* opracował R.C.

WCT/260/K/74

## Analiza metod badania nośności nawierzchni lotniskowych przeznaczonych dla ciężkich samolotów

W budownictwie lotniskowym, podobnie jak we wszystkich innych dziedzinach sztuki inżynierskiej, zachodzi często konieczność sprawdzenia wytrzymałościowych własności wykonywanych nawierzchni i porównania ich z własnościami przyjętymi w czasie projektowania. Sprawdzenie takie daje projektantowi wskazówki co do słuszności przyjętych założeń, a użytkownikowi lotniska rozeznanie o rzeczywistej użytkowej wartości obiektu.

Z tych względów w wielu krajach eksperymentalne określanie rzeczywistej nośności wykonanych nawierzchni lotniskowych jest obowiązkowe lub co najmniej zalecane.

Z pojawieniem się w eksploatacji samolotów o dużym ciężarze z wielokołowymi goleniami skomplikowała się ocena wytrzymałości istniejących nawierzchni lotniskowych, a także porównanie samolotów z punktu widzenia ich oddziaływania na nawierzchnię. Tłumaczy się to tym, że samoloty różnią się ciężarem, konstrukcją podwozia i ciśnieniem powietrza w kołach, a zatem różnie przekazują obciążenie na nawierzchnię.

Wprowadzono więc pojęcie równoważnego obciążenia na 1 koło. Za równoważne obciążenie jednego koła samolotu z wielokołowym podwoziem przyjmuje się takie obciążenie na 1 koło główne, które przy tym samym ciśnieniu w oponach co i w wielokołowej goleni samolotu wywołuje taki sam stan naprężeń w konstrukcji, jak i samolot z podwoziem wielokołowym.

Wielkość równoważnego obciążenia na jedno koło samolotu zależy nie tylko od obciążenia na goleń, ciśnienia w oponach i schematu podwozia wielokołowej goleni, ale także od promienia względnej sztywności nawierzchni, na której odbywa się eksploatacja danego typu samolotu.

Możliwość eksploatacji nowych typów samolotów na nawierzchniach lotniskowych powinna wynikać z warunku

$$R_{\text{równ.}}^{\text{sam.}} < R_{\text{dop.}}^{\text{naw.}}$$

gdzie:

$R_{\text{równ.}}^{\text{sam.}}$  — równoważne obciążenie jednego koła samolotu.

$R_{\text{dop.}}^{\text{naw.}}$  — obciążenie dopuszczalne jednego koła na nawierzchnię.

Dopuszczalne obciążenie jednego koła na nawierzchnię określa się według norm tego kraju, w którym odbywa się weryfikacja przydatności lotnisk do eksploatacji nowych typów samolotów.

Dla ciężkich samolotów o znanych parametrach (ciężar, ciśnienie w oponach, liczba głównych goleni, schemat kół głównej goleni) i liczbie kół głównej goleni nie większej niż 4, równoważne obciążenie jednego koła można określić wg metody zalecanej przez ICAO i stosowanej w Polsce. W przypadku gdy wiadomości o samolocie ograniczają się tylko do ogólnego ciężaru, liczby goleni głównych i liczby kół jednej goleni równoważne obciążenie jednego koła samolotu może być określone orientacyjnie innymi metodami.

### Metoda LCN

W Polsce do określania rzeczywistej nośności nawierzchni lotniskowych stosuje się metodę LCN, przyjętą jako obowiązującą przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO — *International Civil Aviation Organization*).

Metoda LCN określania rzeczywistej nośności nawierzchni lotniskowych i klasyfikacji samolotów (*The united kingdom load classification number system of classifying aerodromes and aircraft*) powstała w Anglii w czasie ostatniej wojny.

W wyniku wielu doświadczeń terenowych obciążenia różnego typu nawierzchni sztywnych i podatnych leżących na różnym podłożu gruntowym ustalono zależności, jakie istnieją pomiędzy wielkościami obciążenia koniecznego do zniszczenia nawierzchni a wielkością powierzchni styku, na którą jest to obciążenie przyłożone. Jako kryterium zniszczenia nawierzchni przyjęto w przypadku nawierzchni sztywnych pęknięcie płyty betonowej, a w przypadku nawierzchni podatnej odkształcenie wielkości 2,5 mm.

W celu stworzenia systemu, za pomocą którego możliwość korzystania z nawierzchni mogłaby być oceniona obiektywnie (liczbowo), opracowano prosty sposób porównywania obciążeń wywieranych przez samolot na nawierzchnię z jej nośnością, przedstawiony graficznie na rysunku 1.

Tak więc rzeczywistą nośność nawierzchni można określić w zależności od powierzchni płyty naciskowej i średniego obciążenia niszczonego przy użyciu wykresu.

Nośność tę wyraża się właśnie liczbą LCN nawierzchni.

Należy dodatkowo wprowadzić współczynnik bezpieczeństwa stwarzający pewien zapas nośności nawierzchni. Wskaźnik obciążenia LCN samolotu można określić również z rys. 1, w zależności od obciążenia goleni głównej i ciśnienia w oponach.

W przypadku samolotów z goleniami jednokołowymi ustalenie tego wskaźnika nie przedstawia



niowe wartości momentów w innych strefach płyty ustala się mnożąc wartość momentu ze strefy środkowej przez współczynniki przeliczeniowe. Następnie drogą kolejnych przybliżeń dobiera się takie parametry przekroju nawierzchni, aby spełniony został podstawowy warunek wytrzymałości:

$$M_r \geq M_{pr}$$

gdzie:  $M_r$  — moment zginający od obciążenia samolotu,

$M_{pr}$  — rzeczywisty moment wytrzymałości nawierzchni.

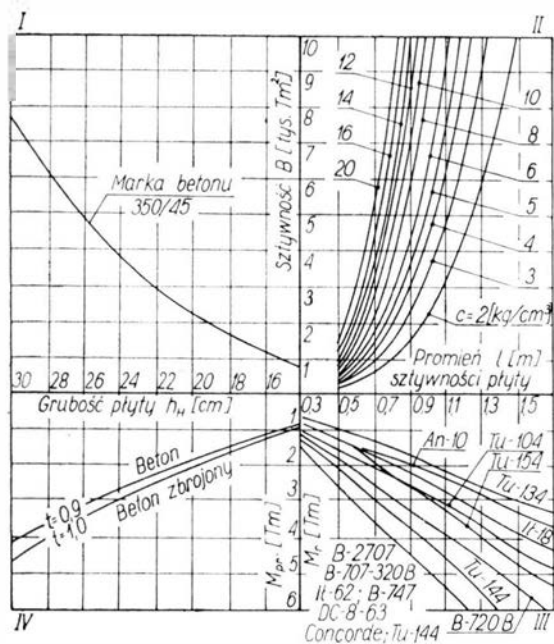
Powyższy warunek okazuje się również wystarczający do oceny możliwości użytkowania nawierzchni sztywnych przez określony typ samolotu.

Wartości momentu zginającego od obciążenia samolotowego i koniecznego momentu wytrzymałości nawierzchni zależą od wielu parametrów: obciążenia na koło, układu i wzajemnych odległości kół głównej goleni, ciśnienia powietrza w oponach, promienia sztywności płyty betonowej. Tak więc moment zginający okazuje się uniwersalnym wskaźnikiem, który umożliwia ocenę wytrzymałości nawierzchni sztywnych i możliwości ich użytkowania przez samoloty, z pełnym lub ograniczonym obciążeniem.

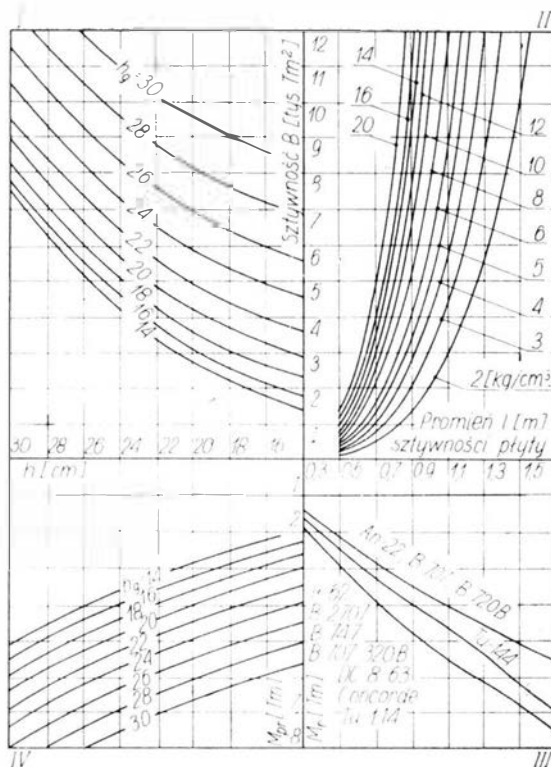
Do oceny wytrzymałości sztywnych nawierzchni lotniskowych i określenia możliwości ich użytkowania przez określone typy samolotów opracowano wiele wykresów uwzględniających różne konstrukcje nawierzchni. Wykresy te dotyczą środkowej części dróg startowych.

Na rysunkach 2—4 przedstawiono wykresy dla najczęściej spotykanych w Polsce konstrukcji nawierzchni sztywnych.

Pod pojęciem standardowej podbudowy rozumie się tu warstwę gruntu lub piasku grubości 20 cm stabilizowanych cementem.



3. Wykres do oceny nośności nawierzchni z betonu nie zbrojonego i zbrojonego na standardowej podbudowie



4. Wykres do oceny nośności nawierzchni dwuwarstwowej: warstwa górna — beton zbrojony 350, warstwa dolna — beton 250

Opracowane wykresy umożliwiają też określenie dopuszczalnego ciężaru startowego samolotu przy zbyt małej nośności istniejącej nawierzchni.

Wyniki obliczeń nawierzchni wg omawianych wykresów charakteryzują wartość użytkową i innych elementów lotniska (końcowych odcinków dróg startowych, dróg kołowania i miejsc postoju).

Oceny możliwości użytkowania istniejącej nawierzchni przez określony typ samolotu dokonuje się w następujący sposób:

1) na podstawie znanych obliczeniowych własności konstrukcji nawierzchni (grubość warstw betonowych  $h$ , marka betonu) określa się na odpowiednim wykresie rzeczywisty moment wytrzymałości nawierzchni  $M_{pr}$  (pole IV),

2) na podstawie tych samych obliczeniowych własności konstrukcji nawierzchni i znanego wskaźnika nośności podłoża gruntowego  $C$  określa się promień sztywności płyt (pola I—II) i odpowiadający mu obliczeniowy moment zginający  $M_r$  od obciążenia samolotu,

3) porównuje się wartości  $M_{pr}$  i  $M_r$ . Wytrzymałość nawierzchni uważa się za zadowalającą dla długotrwałego użytkowania przez samolot, jeśli spełniony jest warunek:

$$\frac{M_r - M_{pr}}{M_{pr}} \leq 0,05$$

4) w przypadku gdy moment obliczeniowy  $M_r$  przekracza rzeczywisty moment wytrzymałościowy o więcej niż 5% należy ograniczyć maksymalny ciężar samolotu lub liczbę operacji lotniczych określonego typu samolotu.

Ograniczenie ciężaru samolotu ustala się wg wzoru:

$$G_{ogr} = \frac{G_{max} \cdot M_{pr}}{M_r}$$

gdzie:

- $G_{ogr}$  — ograniczony lotny ciężar samolotu,  
 $G_{max}$  — maksymalny lotny ciężar samolotu,  
 $M_{pr}$  — rzeczywisty moment wytrzymałościowy rozpatrywanej konstrukcji nawierzchni,  
 $M_r$  — obliczeniowy moment zginający od rozpatrywanego typu samolotu przy maksymalnym ciężarze.

#### Porównanie metod oceny nośności nawierzchni

Zestawienie rezultatów oceny wytrzymałości nawierzchni lotniskowych, przedstawione w tablicy, ilustruje zdaniem Sekcji Transportu Lotniczego RWPG całkowitą zgodność metod obliczeniowych, przyjętych w Związku Radzieckim i zalecanych przez ICAO (metoda LCN).

Dla dokonania powyższych porównań przyjęto następujące dane wyjściowe:

- rodzaje konstrukcji nawierzchni: betonowe dwuwarstwowe, żelbetowe, betonowe zbrojone i struno-betonowe,
- nawierzchnię środkowej części drogi startowej,
- wskaźnik nośności podłoża  $C = 6 \text{ kg/cm}^3$ .

Metodyka zestawionych obliczeń zawierała następujące główne etapy:

- określenie parametrów różnych konstrukcji nawierzchni: grubości płyty, procentu zbrojenia i stopnia wstępnego sprężenia
- określenie dla powyższych parametrów nawierzchni obciążenia równoważnego na 1 oddzielne koło
- określenie z wykresów zalecanych przez ICAO wartości obciążenia równoważnego na 1 oddzielne koło
- porównanie wyników obliczeń wykonanych wg punktów 2 i 3.

Jak widać z danych zestawionych w tablicy, niewielkie różnice w wartościach obciążeń równoważnych

na 1 oddzielne koło występują tylko w przypadku nawierzchni żelbetowych obciążonych siłami 13, 8 i 10 T na pojedyncze koło podwozia.

Każda z obu przedstawionych w niniejszym artykule metod oceny nośności nawierzchni ma oczywiście swe zalety i wady.

Do podstawowych zalet metody proponowanej przez Sekcję Transportu Lotniczego RWPG należy zaliczyć łatwość i szybkość określania nośności nawierzchni dla dowolnego typu samolotu.

Strony negatywne metody są następujące:

- metoda oparta jest na teoretycznych obliczeniach przy ograniczonych badaniach eksperymentalnych i jest tylko odwróceniem metod wymiarowania nawierzchni. Z tego powodu metoda nie może służyć do kontroli rzeczywistej nośności, a może być przyjęta jedynie jako orientacyjna; ocena rzeczywistej nośności nawierzchni powinna być dokonywana drogą bezpośredniego próbnego obciążenia, niezależnie od tego jaką metodą nawierzchnia była projektowana,
- przy stosowaniu omawianej metody konieczna jest znajomość następujących parametrów: wskaźnika nośności gruntu  $C$ , grubości płyty betonowej, marki betonu, procentu zbrojenia płyt.

Na wielu lotniskach, szczególnie starych, brak jest informacji o tych parametrach. Zachodziłaby więc konieczność ustalenia wymienionych parametrów drogą bezpośrednich badań, co w przypadku własności gruntu w podłożu i marki betonu jest bardzo trudne; przedstawione na rysunkach 2—4 wykresy przewidują różne warianty konstrukcji nawierzchni, lecz nie są w stanie przewidzieć wszystkich możliwości.

Do podstawowych zalet metody LCN należy zaliczyć obiektywność otrzymanych wyników najbardziej zbliżonych do rzeczywistości.

Z podstawowych wad metody LCN należy wymienić:

- dużą pracochłonność i dość wysoki koszt badań,
- długi okres badań przy poważnym ograniczeniu lub nawet zupełnym wstrzymaniu ruchu samolotów na lotnisku.

Z uwagi na wymienione zalety metody LCN należałoby w dalszym ciągu uważać ją jako podstawową przy ustalaniu rzeczywistej nośności nawierzchni lotniskowych.

Proponowaną przez Komisję Transportową RWPG metodę ustalania nośności nawierzchni drogą obliczeniową można traktować jako metodę pomocniczą i stosować w przypadkach, gdy brak jest możliwości wykonania bezpośrednich badań metodą LCN.

WCT/260/K174

Tablica. Zestawienie rezultatów oceny nośności nawierzchni lotniskowych metodami RWPG i ICAO

Obciążenie		Wskaźn. nośności gruntu $C$ [kg/cm <sup>3</sup> ]	Konstrukcja nawierzchni	Promień sztyw. płyty $l$ [m]	Obciążenie zastępcze na 1 koło $P_{zast.}$ [T]	
Na 1 koło $P_n$ [T]	ciśn. w kole [kg/cm <sup>2</sup> ]				RWPG	ICAO
17,5	10	6	beton strunowy	0,86	26,2	26,4
			beton dwuwarstwowy	0,97	27,7	28,6
			żelbet	0,84	26,7	26,4
13,8	10	6	beton zbrojony	1,02	21,4	22,0
			żelbet	0,75	21,4	18,1
			beton dwuwarstwowy	0,88	20,0	20,8
10	10	6	beton zbrojony	0,90	15,0	15,2
			żelbet	0,64	14,0	11,6



Opisano technologię wykonywania odlewów precyzyjnych metodą wytapianych modeli. Podano typowe przykłady zastosowania tej metody do odlewania części lotniczych i turbosprężarek.  
Zwrócono uwagę na korzyści ekonomiczne, jakie przynosi odlewanie metodą wytapianych modeli.

# Odlewanie precyzyjne części lotniczych i turbosprężarek metodą wytapianych modeli

Do produkcji skomplikowanych konstrukcji części lotniczych i silników w coraz większym stopniu stosowane są odlewy.

Zastosowanie nowych tworzyw metalowych o specjalnych właściwościach jak żarowytrzymałość, odporność na ścieranie, odporność na korozję itp., wzrost wymagań odnośnie do dokładności wymiarowych odlewów spowodował gwałtowny wzrost zapotrzebowań na odlewy, a szczególnie odlewy precyzyjne, wykonywane metodą wytapianych modeli.

Metoda wytapianych modeli, znana jeszcze przed naszą erą, stosowana do wyrobu przedmiotów artystycznych ze stopów miedzi i metali szlachetnych nie miała większego zastosowania w przemyśle ze względu na brak ognioodpornych spoiw dla stopów o wysokich temperaturach topienia i zalewania.

Dopiero zastosowanie do celów odlewniczych roztworu zhydrolizowanego krzemianu etylu stworzyło możliwość rozwoju odlewania precyzyjnego metodą wytapianych modeli.

Rozwój odlewania tą metodą wzrósł po drugiej wojnie światowej. W ostatnich latach opracowano wiele technologii dzięki zastosowaniu nowych spoiw i materiałów ceramicznych oraz odczynników chemicznych, które umożliwiają w zależności od wymagań wykonanie bardzo skomplikowanych odlewów. W zależności od stosowanych stopów, stopnia skomplikowania, kształtu i uzyskiwanych dokładności wymiarowych odlewy wykonywane metodą wytapianych modeli można podzielić na:

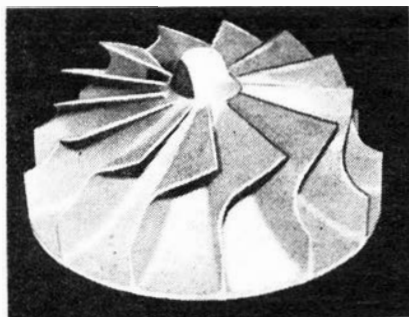
● odlewy wysokiej jakości dla potrzeb przemysłu lotniczego, raketowego, astronautyki, nawigacji, przemysłu wojskowego

itp. Odlewy te charakteryzują się zacieśnionymi tolerancjami wymiarowymi, wysoką jakością stopów, wysokimi wymaganiami pod względem stanu powierzchni oraz dopuszczalnych wad wewnętrznych. Do wykonania odlewów stosowane są materiały o największej jakości, specjalne technologie wykonania formy topienia i zalewania, jak również wymagają one kosztownych operacji kontrolnych, prób i badań. Koszt wykonania tych odlewów jest dość wysoki

● odlewy średniej jakości dla potrzeb przemysłu maszynowego, narzędziowego i spożywczego. Do ich wykonania nie jest konieczne stosowanie tworzyw najwyższej jakości, możliwa jest również produkcja wielkoseryjna przy zastosowaniu mechanizacji procesu produkcyjnego przy mniejszym udziale operacji kontrolnych w stosunku do odlewów o najwyższej jakości

● odlewy zycznej jakości dla potrzeb przemysłu samochodowego, maszyn rolniczych, urządzeń domowych itp. Zakres stosowanych tutaj technologii jest różnorodny, istnieje możliwość stosowania materiałów zwykłej jakości. Wykonywane serie odlewów są b. duże, co w znacznym stopniu zmniejsza koszt produkcji.

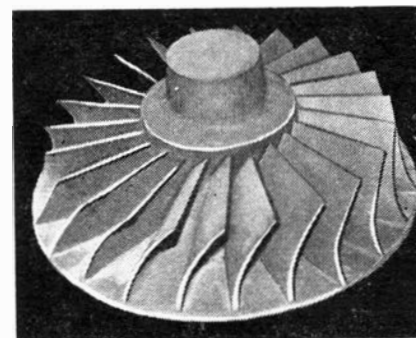
1.



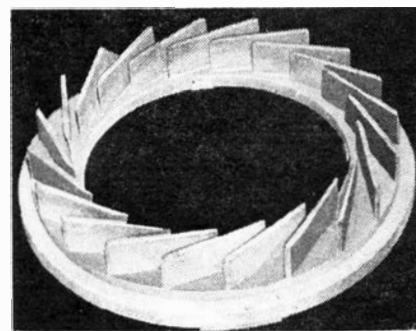
## Zakres stosowania

Zakres stosowania odlewania precyzyjnego uwarunkowany jest następującymi czynnikami:

● stosowanie odlewania jako jedynej metody wykonania ze względu na stosowanie trudno obrabialnych stopów, konstrukcję części, konieczność odlewania w gorące formy lub zalewanie próżniowe

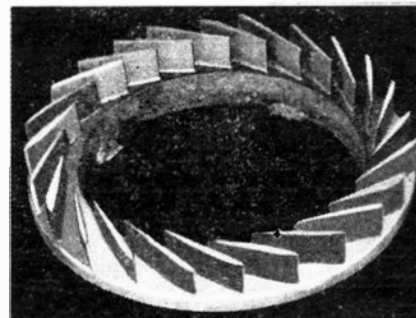


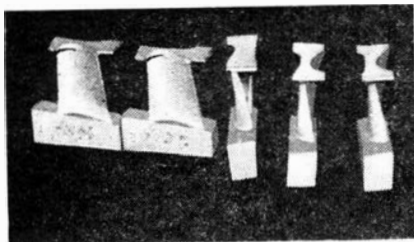
2.



3. Odlew aparatu kierującego z żeliwa austenitycznego

4.

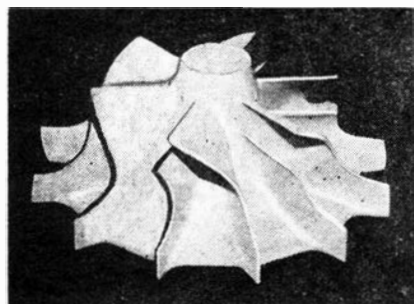




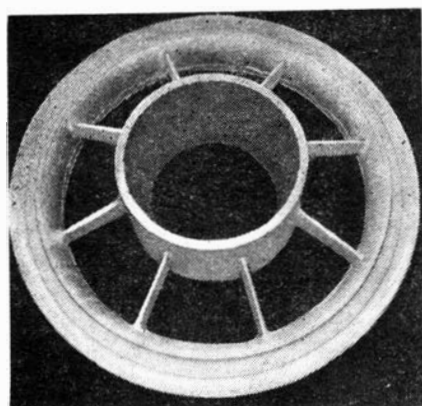
5.



6.

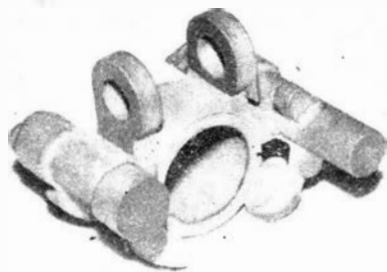


7.



8.

● opłacalnością wykonania półfabrykatu w miejsce odkuwki lub pręta związane głównie ze zmniejszeniem pracochłonności w obróbce mechanicznej i oszczędnością materiałów.



9.

Poniżej podane są typowe przykłady zastosowania metody wytapianych modeli do odlewania części silników lotniczych i turbosprężarek. Wymagania w stosunku do tych odlewów są bardzo wysokie, ogólna gładkość nie obrabianych powierzchni  $Ra = 5 \div 1,25$ , tolerancje wymiarowe wg PN 72/H-83154 kl. I. W podanych przykładach zawarte są oba czynniki uzasadniające celowość stosowania odlewania precyzyjnego.

Na rysunkach 1, 2, 3, 4, 5, 6, pokazano odlewy wirników, aparatów kierujących i łopatek aparatów kierujących, wykonane z trudno obrabialnych stopów na osnowie Ni i Co o skomplikowanych kształtach.

Wykonanie tych odlewów innymi metodami byłoby bardzo pracochłonne lub w ogóle niemożliwe.

Na rysunku 7 pokazano odlewy wirnika sprężarki odlewane do form gipsowych z wytapianymi modelami o podanych cechach jak wyżej.

Na rysunku 8 i 9 pokazano przykłady odlewów o skomplikowanych kształtach. Wykonanie tych części drogą obróbki mechanicznej wymagałoby dużych nakładów robocizny i dużych strat materiałowych. Dla przykładu ciężar odlewu kadłuba pokazany na rys. 9 wynosi 6 kG, podczas gdy ciężar odkuwki tego samego kadłuba wyniósłby 19,5 kG.

#### Charakterystyka procesu wykonywania odlewów precyzyjnych w WSK Rzeszów i tendencje rozwojowe w odlewnictwie precyzyjnym

Proces technologiczny wykonania odlewów precyzyjnych metodą wytapianych modeli składa się z następujących etapów:

- 1 — wykonanie modelu z masy woskowej
- 2 — wykonanie formy ceramicznej
- 3 — topienie metalu i zalewanie form
- 4 — obróbka podlewnicza
- 5 — operacje kontrolne.

Ad 1. Jakość modelu woskowego ma decydujący wpływ na jakość wykonywanego odlewu, otrzymany odlew ma zawsze gorsze właściwości niż model (gładkość powierzchni, dokładność wymiarowa).

Modele odlewów o mniejszych wymaganiach wykonywane są z masy modelowej PSCP (parafina, stearyna, cerezyna, polietylen) za pomocą pras ręcznych i pneumatycznych.

Temperatura masy w czasie wypełniania matrycy wynosi  $38-45^\circ\text{C}$  — konsystencja masy ciastowata.

Matryce do wykonywania modeli z tej masy modelowej są jedno- lub wielogniazdowe, wykonane ze stopów aluminium lub stali węglowej. Chłodzenie matrycy odbywa się za pomocą suchego lodu lub wodą. Modele z masy PSCP przy wyższych temperaturach, a szczególnie w porze letniej mogą ulegać odkształceniu, dlatego też przy ich magazynowaniu stosowana jest klimatyzacja.

Ze względu na niską cenę tej masy oraz możliwość jej odzysku w czasie wytapiania form w autoklawie parowym jest ona powszechnie stosowana.

Na rysunku 10 pokazano modele z masy PSCP. Dla uzyskania modeli o dużej gładkości stosuje się woski mikrokryształiczne. Do wykonywania modeli z tych wosków służą wtryskarki automatyczne typu Jenne Press i Trucast. Temperatura wtrysku wosków wynosi  $68-72^\circ\text{C}$ , ciśnienie wtrysku na wtryskarkach Trucast wynosi 2—5 atm, a na wtryskarce Jenne Press do 100 atm. Średni skurek wosków wynosi 0,6%. Dla modeli o grubych ściankach stosuje się ochładzalniki woskowe lub metalowe. Matryce do wykonania modeli na wtryskarkach są mechanicznie rozbierane, a modele są wypychane za pomocą tłoczków podłączonych w układ wtryskarki. Koszt wykonania matrycy jest dość duży, wymagany jest odpowiedni park maszynowy, precyzyjne obrabiarki a wykonawcy muszą mieć wysokie kwalifikacje zawodowe. Należy zwrócić uwagę na rozwiązania konstrukcyjne matrycy modeli wirników, aparatów kierujących i łopatek kierownic.

Na rysunku 11 pokazano matrycę modeli wirników. Modele z wosków mikrokryształicznych obok cech dodatnich, jakimi są ich wysoka gładkość i dokładność, mają wiele wad, do których zalicza się dużą kru-

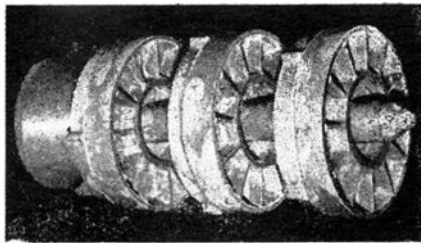
chość, skłonność do zsuchania się w czasie magazynowania oraz brak możliwości ich odzysku ze względu na wytapianie w wysokich temperaturach, o czym będzie mowa przy opisie przygotowania form do zalewania.

Modele po odbiorze przez kontrolę techniczną są łączone w zestawy z układami wlewowymi, a następnie myte w roztworze środków zwilżających i przekazywane do wykonania pokryć ceramicznych.

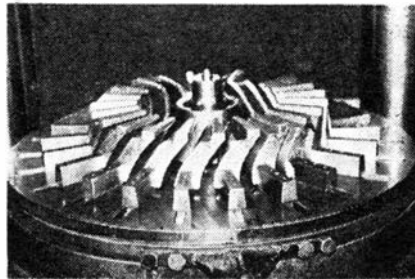
Ad 2. Technologia wykonania pokryć ceramicznych w odlewnictwie precyzyjnym określa metodę wykonania odlewu, co z góry podkreśla ważność tego etapu w procesie wytwarzania odlewów. Wybór technologii wykonania formy związany jest z wymaganiami narzucenymi odlewom. Każda z technologii oparta jest o materiały sypkie, spoiwa i odczynniki chemiczne, które różnią się własnościami fizykochemicznymi. Również sposób nakładania warstw jest odmienny. Zrozumiałe jest, że do wykonania dokładnych odlewów konieczne jest stosowanie specjalnych materiałów ceramicznych. Pokrycia ceramiczne będą nakładane na modele największej jakości.

Tylko w przypadku konieczności uzyskania pokryć o wysokiej wytrzymałości dla odlewów o rozwiniętych kształtach i dużym ciężarze powyżej 1,5 kG stosuje się te pokrycia, mimo że nie ma specjalnych wymagań odnośnie do jakości odlewów. Do niedawna polskie odlewnie wykonujące odlewy metodą wytapianych modeli przy wykonywaniu form ceramicznych stosowały wyłącznie piaski i mączki kwarcowe oraz spoiwa — krzemian sodu ( $\text{Na}_2\text{O SiO}_2$ ) i krzemian etylu zhydrolizowany z układem alkoholu etylowego, acetonu lub denaturatu. Technologie oparte o te materiały są wystarczające dla niewielkich wymagań jakościowych oraz małej dokładności wymiarowej odlewów. Brak powtarzalności wymiarowej uzupełniany jest nadatkami na obróbkę mechaniczną.

Mieszanka ceramiczna do wykonania I warstwy na zestawie modelowym składa się ze zhydrolizowanego krzemianu etylu i pyłku kwarcowego (0,000—0,070 mm). Gęstość mieszanki 1,60—1,67 g/cm<sup>3</sup>. Po zanurzeniu w niej zestawu modelowego i obcieknięciu nadmiaru



10.

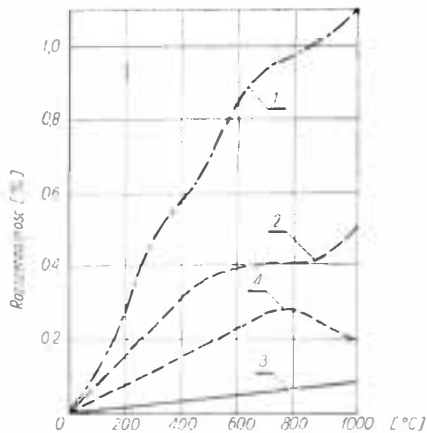


11.

mieszanki, obsypuje się ją piaskiem z frakcji 0,090—0,4 mm. Tak nałożoną warstwę następnie się suszy w parach amoniaku i na powietrzu lub tylko na powietrzu. Następnie nakłada się kolejne warstwy w ilości 5—6, gęstość mieszanki 1,57—1,62 g/cm<sup>3</sup>, piasek do obsypywania o frakcjach 0,4—1,2 mm.

Suszenie poszczególnych warstw odbywa się podobnie jak warstwy I. Wiele odlewni w Polsce stosuje do wykonania mieszanki na I warstwę krzemian etylu, pozostałe warstwy zaś wykonane są z mieszanki opartej o krzemian sodu. Utwardzanie warstw na krzemianie sodu odbywa się w wodnym roztworze chlorku amonu. Jest to najtańsza metoda wykonywania form ceramicznych.

Wytapianie modeli z form odbywa się w autoklawie parowym, ciśnienie pary 1,2—1,5 atm, temperatura 110—120 °C. Formy te do zalewania obsypywane są żwirkiem. Konieczność odlewania bardzo do-



12. Rozszerzalność liniowa materiałów ceramicznych: 1 — kwarc, 2 — szamot, 3 — kwarc topiony, 4 — molochite

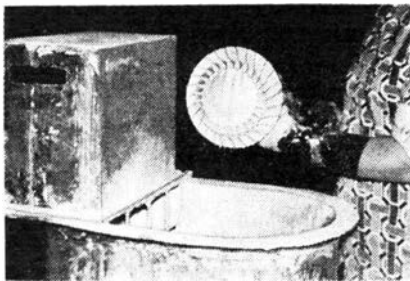
kładnych odlewów łopatek wirników aparatów kierujących zmusiła do poszukiwań innych technologii opartych o materiały ceramiczne o wysokiej żaroodporności, obojętne chemicznie oraz zapewniające powtarzalność wymiarową. Warunki te spełnia stosowana w odlewni WSK-Rzeszów metoda form samośnych. Metoda ta oparta jest o syntetyczne materiały ceramiczne (molochite) na osnowie mulitu —  $3\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 2\text{SiO}_2$ . Krzywa rozszerzalności tego materiału świadczy, że jego maksymalna rozszerzalność wynosi 0,2%.

Na rysunku 12 pokazane są krzywe rozszerzalności stosowanych w odlewnictwie precyzyjnym materiałów ceramicznych.

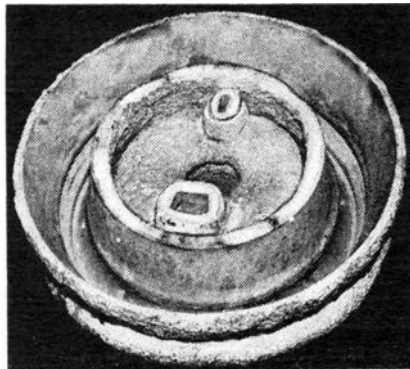
Krzywa rozszerzalności kwarcu daje obraz zmian zachodzących w formach wykonanych z tego materiału. Forma po wytopieniu z niej modelu w czasie żarzenia zmienia swe wymiary a dodatkowo działają na nią siły rozszerzania bloku kwarcowego, który musi być wykonany dla jej wzmocnienia. Odlewy wykonane w takich formach nie zachowują powtarzalności wymiarów. Materiał molochite nie ma tej wady, ma on jednak stosunkowo niewielką żarowytrzymałość, dlatego też do wykonania warstw przymodelowych, bezpośrednio stykających się w czasie zalewania z płynnym metalem używa się elektrokorundu, tlenku cyrkonu, krzemianu cyrkonu, mulitu topionego, kwarcu topionego itp. Wybór poszczególnych materiałów uzależniony jest od składu chemicznego stopu, którym ma być zalewana forma. Na spoiwa używany jest zhydrolizowany krzemian etylu oraz zol kwasu krzemowego, tzw. krzemionka koloidalna.

Mieszanka ceramiczna na I warstwę (warstwa przymodelowa) składa się z krzemionki koloidalnej oraz odpowiedniego materiału ceramicznego. Gęstość mieszanki wynosi 100—120 s, jest to czas wypływu z lejka Ford 4B (otwór  $\varnothing$  4 mm, pojemność 50 cm<sup>3</sup>).

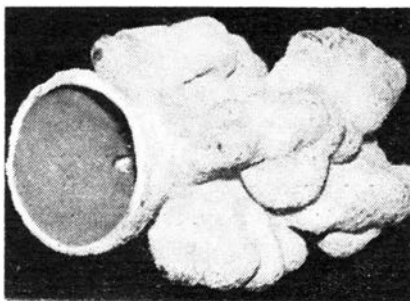
Dla bardziej dokładnego pokrycia I warstwy stosuje się wibrowanie na odpowiednim wibratorze zestawu modelowego pokrytego mieszanką. Warstwa I obsypywana jest molochitem o frakcji 60/120 lub innym materiałem syntetycznym, żaroodpornym o podobnej frakcji. Suszenie odbywa się na powietrzu, czas suszenia 1,5—2 godzin.



13.



14.



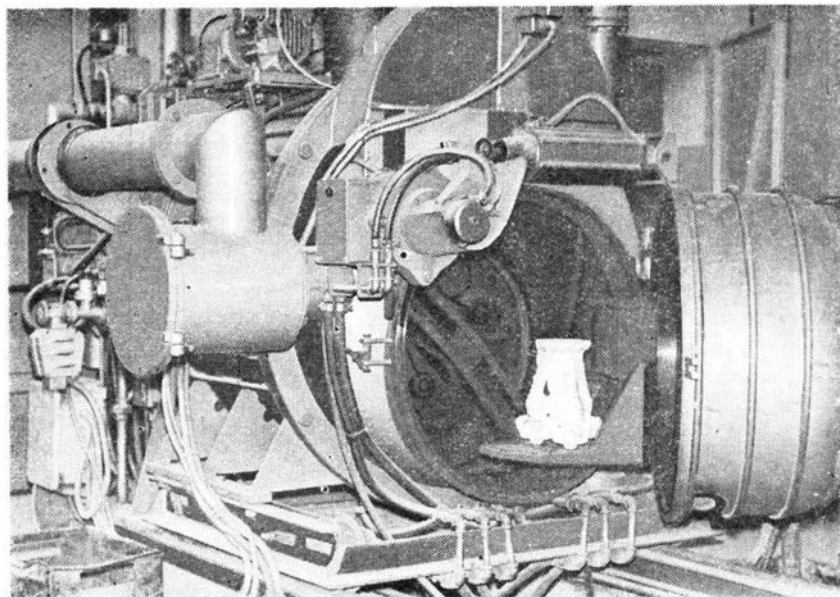
15.

Następną warstwę wykonuje się z mieszanki, składającej się ze zhydrolizowanego krzemianu etylu oraz molochitu o frakcji 120 (mączka 0,00—0,07 mm), gęstość mieszanki 25—30 s. Warstwa obsypywana jest molochitem 30/60, suszenie na powietrzu około godziny.

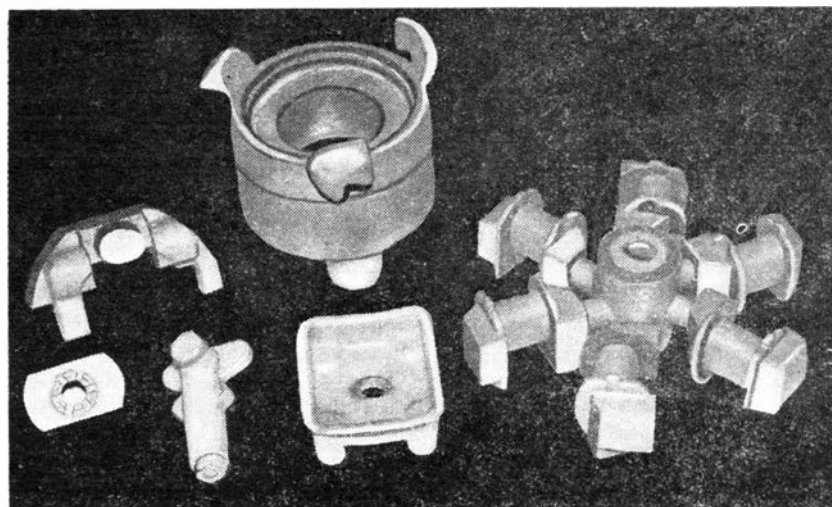
Warstwa III nakładana jest mieszanką składającą się z krzemionki koloidalnej z molochitem 120. Gęstość mieszanki wynosi 25—30 s, obsypywanie molochitem 30/60, czas suszenia około 3 godzin.

Następne warstwy wykonuje się na przemian IV, VI, VIII jak II oraz V, VII jak III. Wszystkie te warstwy obsypywane są molochitem 16/30.

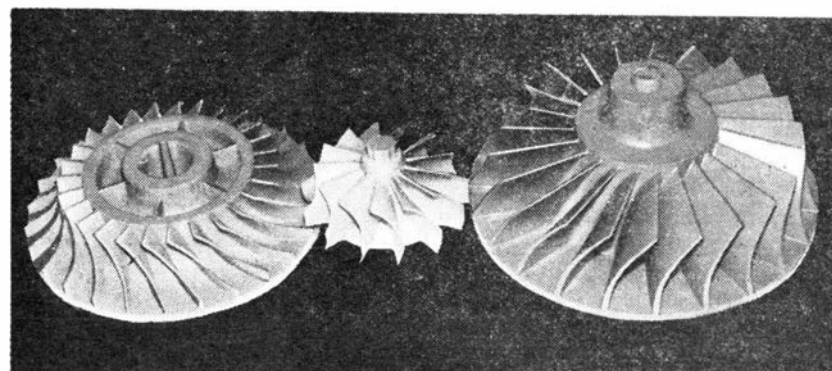
Pokrywanie warstw na przemian mieszanką, zhydrolizowanym krzemianem etylu i krzemionką koloidalną powoduje utwardzanie chemiczne warstw, zhydrolizowany krzemian etylu ma odczyn kwaśny  $\text{pH} = 1$ , zaś krzemionka koloidalna



16.



17.



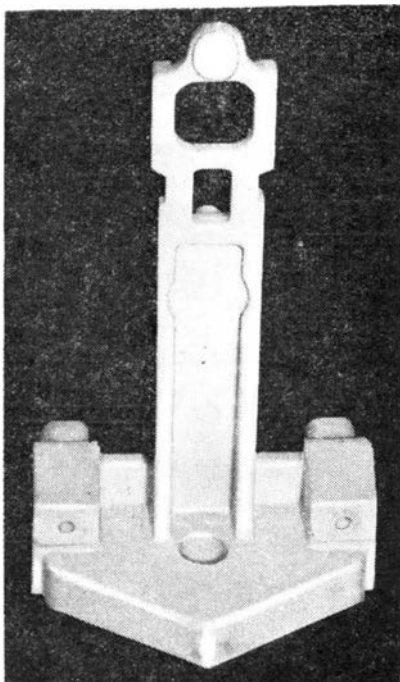
18.

odczyn zasadowy  $\text{pH} = 8-12$ . Podwyższenie  $\text{pH}$  krzemianu etylu pod wpływem krzemionki koloidalnej powoduje przyspieszenie żelowania, co powoduje dość szybkie utwardzanie się warstw.

Przygotowanie mas ceramicznych odbywa się w zbiornikach z mieszadłami i chłodzeniem wodnym.

Mieszanka ceramiczna zwłaszcza na I warstwę musi być jednorodna, dlatego też przygotowanie jej powinno trwać około 3 godzin. Obsypywanie pokrytych zestawów materiałami ceramicznymi odbywa się w obsypywarkach fluidyzacyjnych.

Na rysunku 13 pokazane jest wykonywanie pokryć ceramicznych.

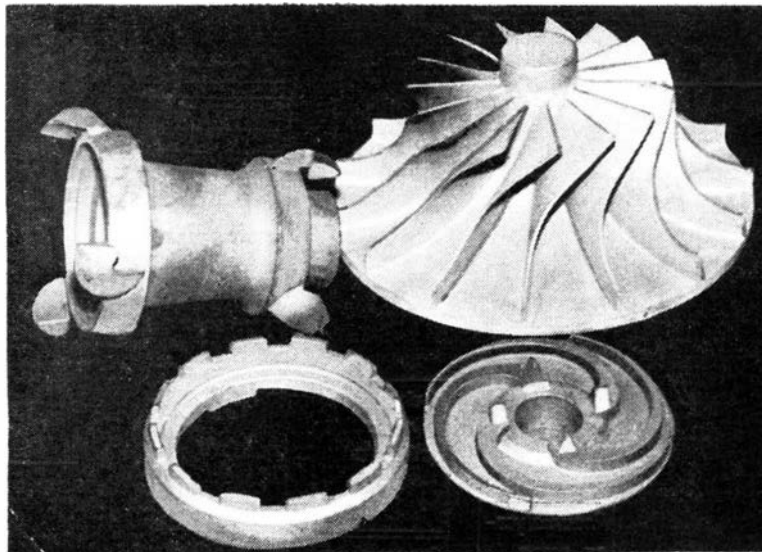


19.

Wytapianie modeli odbywa się w szoku termicznym, polega to na umieszczeniu zestawu pokrytego warstwami ceramicznymi w temp. 1000 °C. W tej temperaturze następuje bardzo szybkie spieknięcie skorupy, błyskawiczne nadtopienie się warstwy wosku przylegającego do skorupy, co pozwala na rozszerzanie się termiczne pozostałej objętości modelu bez obawy rozerwania formy.

W szoku termicznym może nastąpić równoczesne wyżarzanie formy. Po 1-godzinnym wyżarzaniu forma może być zalewana. Dla odlewów cienkościennych formy są często dodatkowo obsypywane żwirkiem i wyżarzane razem z nim dla utrzymania wysokiej temperatury w czasie zalewania. Na rysunku 14 i 15 pokazano formy wytapione w szoku termicznym.

Ad 3. Topienie stopów w zależności od składu chemicznego odbywa się w piecach indukcyjnych odkrytych lub próżniowych. Do topienia na powietrzu stosowany jest piec indukcyjny firmy ACEC — 100 kG. Są to bardzo wydajne urządzenia, w ciągu doby można przetopić ok. 2000 kG metalu. W piecach tych topi się różne gatunki stali stopowych i węglowych, żeliw oraz stopów specjalnych na podstawie Ni i Co. Zalewanie metalu do gorących form odbywa się za pomocą kadzi odlewniczych. W piecach próżniowych topione i zalewa-



20.

ne są stopy specjalne na osnowie Ni z zawartością ok. 6% Al. Piec próżniowy firmy Balcers osiąga próżnię 10<sup>-1</sup> mm Hg, ma oddzielną komorę formy od komory topienia, co umożliwia zakładanie formy do zalewania po całkowitym przygotowaniu stopu. Straty ciepłe formy są bardzo małe. Na rys. 16 pokazano formę samonośną przed zalaniem w piecu próżniowym.

Do zalewania bardzo cienkościennych odlewów (wirniki, aparaty kierujące) stosuje się piec Trucast 15 kG, przystosowany do zalewania obrotowego. Forma mocowana jest wlewem na tyglu zalewanie następuje przez obrót pieca o 180°, umożliwia to wypełnienie ścianki odlewu do 0,5 mm.

Ad 4. Obróbka poodlewnicza obejmuje następujące czynności:

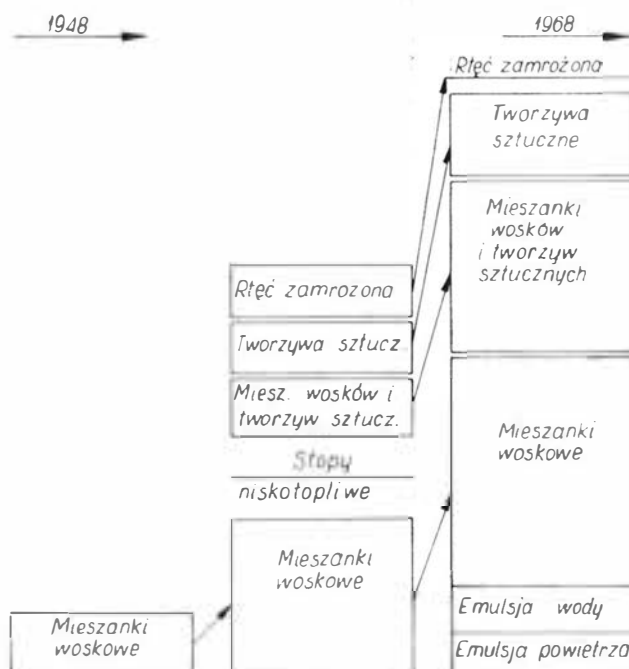
- wybite odlewów z form
- oczyszczenie odlewów z masy ceramicznej
- obcięcie układu wlewowego
- obróbka cieplna
- zaczyszczanie
- piaskowanie lub hydropolerowanie.

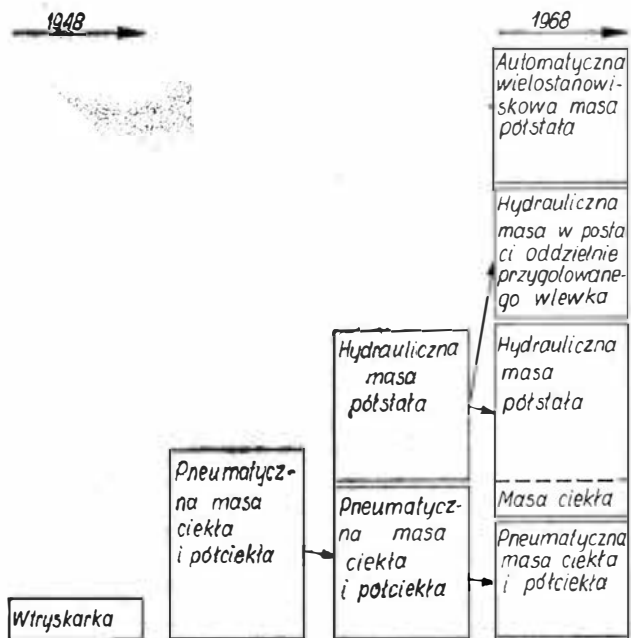
Wybite odlewów z form odbywa się za pomocą obijarki pneumatycznej lub młotka ręcznego dla uniknięcia uszkodzeń.

Wstępne oczyszczanie z resztek masy ceramicznej odbywa się za pomocą piaskownicy lub trawienia w ługu sodowym. Trawieniu podlegają odlewy wykonane w formach kwarcowych, mające cienkie ścianki (np. łopatki) lub głębokie wnęki.

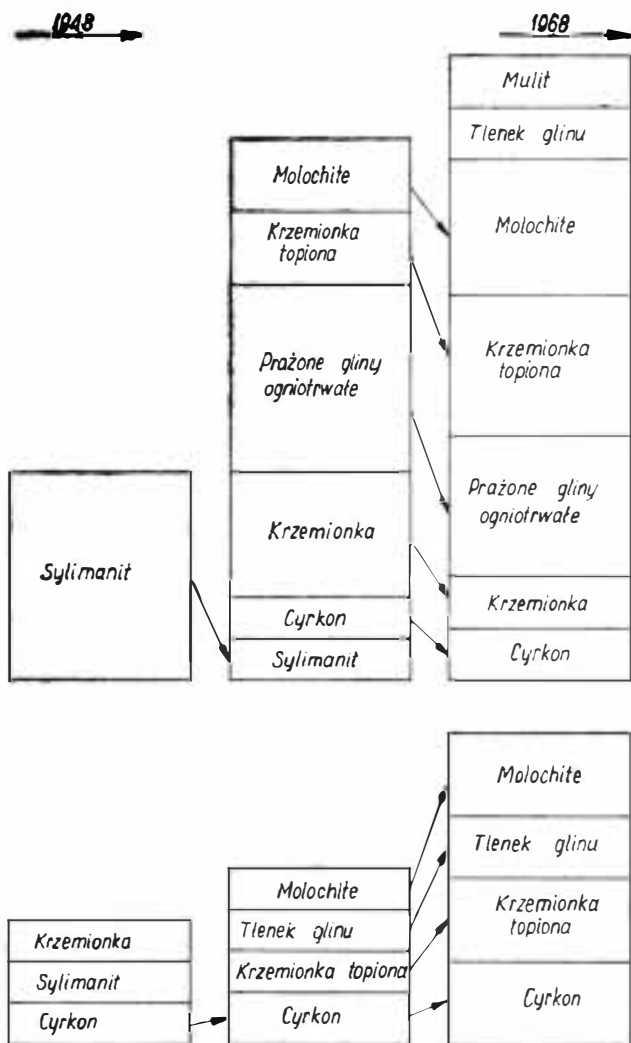
Po oczyszczeniu wstępnym odlewów następuje operacja obciążenia układów wlewowych za pomocą pił

21. Kierunki rozwoju mas modelowych stosowanych w odlewnictwie precyzyjnym





22. Kierunki rozwiązań urządzeń do wykonywania modeli i zmiany w stanie skupienia stosowanych mas modelowych



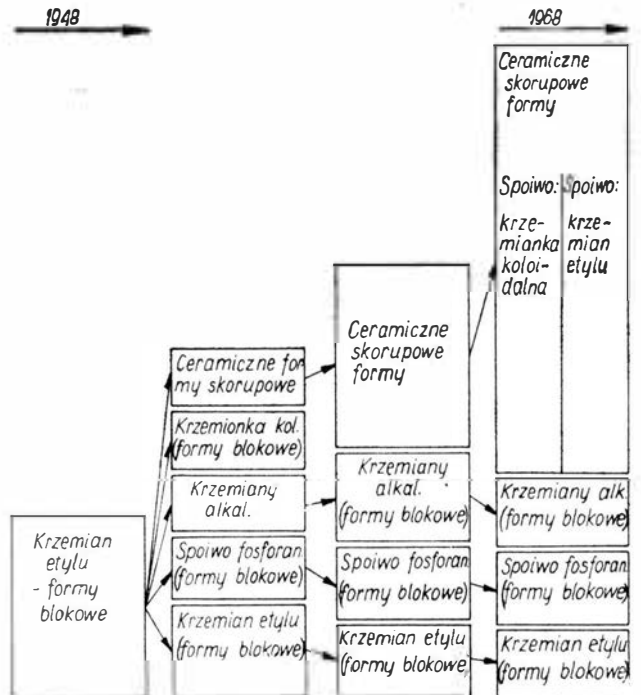
23. Kierunki rozwoju sypkich materiałów formierskich stosowanych w metodzie wytapianych modeli

tarczowych, tokarki, łuku elektrycznego lub palnika acetylenowego, zależnie od rodzaju odlewu. Operacje obcinania nadlewów są dość pracochłonne i wymagają specjalnych uchwytów zapewniających bezpieczne warunki pracy.

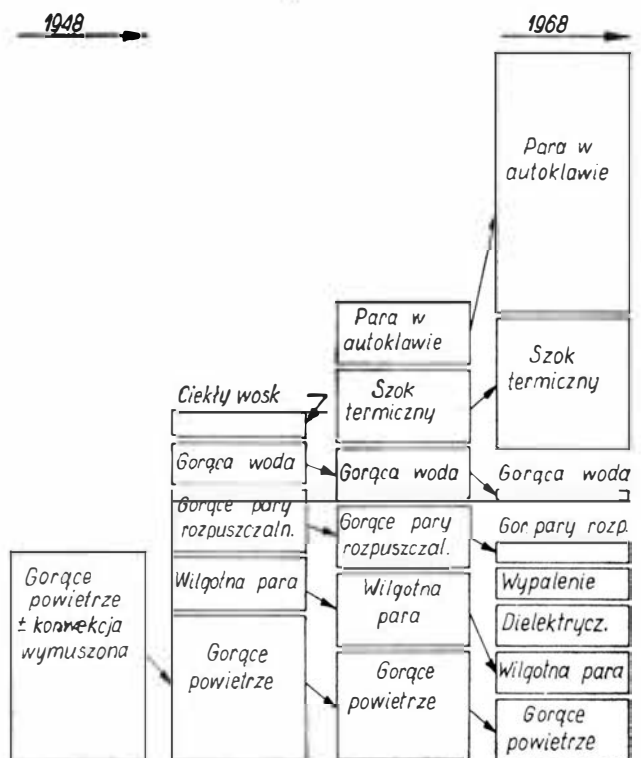
Obróbka cieplna w zależności od rodzaju stopu obejmuje tylko wyżarzanie normalizujące (staliwa węglowe i stopowe) oraz przesycaanie (staliwa anstenityczne i stopy specjalne).

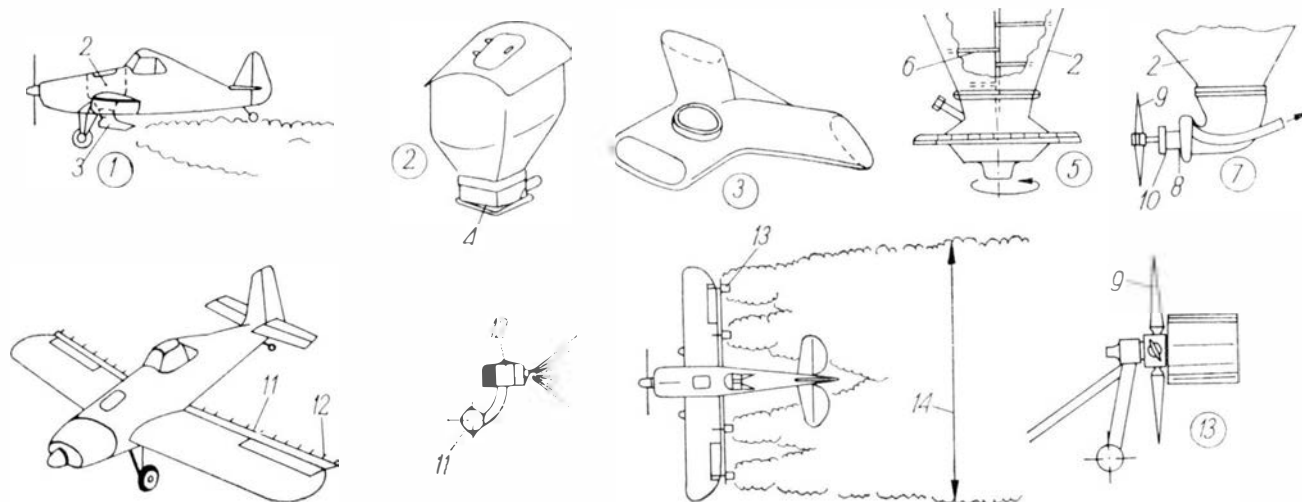
Dokończenie na str. 40

24. Kierunki rozwoju spoiw z uwzględnieniem rodzaju form w odlewnictwie precyzyjnym



25. Kierunki rozwiązań procesu wytapiania modeli w odlewnictwie precyzyjnym





## Agrolotnictwo

- 1 — samolot rolniczy
- 2 — zbiornik chemikaliów
- 3 — opylacz (o. tunelowy)
- 4 — dozownik
- 5 — rozrzutnik odśrodkowy
- 6 — mieszadło
- 7 — dennica
- 8 — pompa
- 9 — wiatrak
- 10 — hamulec wiatraka
- 11 — opryskiwacz, rury rozprzodające
- 12 — dysza, rozpryskiwacz
- 13 — atomizator
- 14 — szerokość smugi, sz. robocza
- 15 — urządzenia rolnicze
- 16 — chemikalia
- 17 — zawiesina wodna
- 18 — roztwór
- 19 — emulsja
- 20 — preparat olejowy
- 21 — granulat
- 22 — proszek
- 23 — pył
- 24 — trucizna
- 25 — nawóz sztuczny, n. mineralny
- 26 — środki ochrony roślin, pestycydy
- 27 — ś. chwastobójcze, herbicydy
- 28 — ś. grzybobójcze
- 29 — ś. owadobójcze
- 30 — ś. gryzonobójcze
- 31 — ś. odliściające, s. dla defoliacji
- 32 — ś. osuszające
- 33 — opylanie
- 34 — opryskiwanie
- 35 — mgławienie
- 36 — rozrzucanie
- 37 — wysiewanie
- 38 — nawożenie
- 39 — niszczenie chwastów
- 40 — kultura rolna
- 41 — udźwig chemikaliów
- 42 — zrzut awaryjny

K. D.

## Agricultural aviation

- 1 — agricultural aircraft, ag-plane
- 2 — hopper
- 3 — spreader
- 4 — gate box
- 5 — centrifugal spreader
- 6 — agitator
- 7 — pump assembly
- 8 — pump
- 9 — fan
- 10 — fan brake
- 11 — spray system, boom assembly
- 12 — (spray) nozzle
- 13 — atomizer
- 14 — swath
- 15 — dispersal systems
- 16 — chemicals
- 17 — water suspension
- 18 — solution
- 19 — emulsion
- 20 — oil preparation, oily fluid
- 21 — granulated chemical
- 22 — dust
- 23 — dust
- 24 — (chemical) fertilizer
- 25 — poison
- 26 — pesticides
- 27 — herbicides
- 28 — fungicides
- 29 — insecticides
- 30 — rodenticides
- 31 — defoliant
- 32 — desiccant
- 33 — dusting
- 34 — spraying
- 35 — ULV-spraying
- 36 — spread (ing)
- 37 — spread (ing)
- 38 — fertilizing, topdressing
- 39 — weeding
- 40 — agriculture
- 41 — (maximal) hopper load
- 42 — emergency dump

K. D.

## Сельхозавиация

- 1 — сельскохозяйственный самолёт
- 2 — бак для химиката
- 3 — (туннельный) распылитель, опрыскиватель
- 4 — дозирующая горловина
- 5 — центробежный разбрасыватель
- 6 — мешалка, рыхлитель
- 7 — насосный агрегат опрыскивателя
- 8 — насос
- 9 — вентилятор
- 10 — тормоз ветряка
- 11 — опрыскиватель
- 12 — форсунка, распылитель
- 13 — атомизер
- 14 — ширина рабочего захвата
- 15 — сельхозапаратура
- 16 — химикаты
- 17 — водная суспензия
- 18 — раствор
- 19 — эмульсия
- 20 — масляная жидкость
- 21 — гранулированный препарат, гранулят
- 22 — порошок
- 23 — dust
- 24 — минеральное удобрение
- 25 — ядохимикат
- 26 — средства защиты растений
- 27 — гербициды, средства борьбы с сорняками
- 28 — фунгициды
- 29 — инсектициды
- 30 — средства борьбы с грызунами
- 31 — дефолианты
- 32 — десиканты
- 33 — опрыскивание
- 34 — опрыскивание
- 35 — мелкокапельное опрыскивание
- 36 — разброс
- 37 — рассев
- 38 — нанесение удобрений, подкормка
- 39 — борьба с сорняками, прополка
- 40 — сельхозкультура
- 41 — (максимальная) загрузка химикатов
- 42 — аварийный сброс

K. D.

## Agrarflug

- 1 — das Agrarflugzeug, das landwirtschaftliches F.
- 2 — der Chemikalienbehälter
- 3 — die Stäubenanlage
- 4 — der Streufächer, der Stäubedeflektor
- 5 — die Schleuderradstreu-anlage
- 6 — das Rührwerk
- 7 — die Aggregatswanne
- 8 — die Sprühmitteldruckpumpe
- 9 — die Windmühle
- 10 — die Windmühlenbremse
- 11 — die Sprüh- und Spritzanlage, die Leitrohre
- 12 — die (Drall-) Sprühdüse
- 13 — (die Atomisierungsanlage)
- 14 — die Arbeitsbreite
- 15 — die aviochemische Ausrüstung
- 16 — die Chemikalien
- 17 — die wässrige Suspension
- 18 — die Lösung
- 19 — die Emulsion
- 20 — das Ölpräparat
- 21 — das Granulat
- 22 — der Staub, das Stäubemittel
- 23 — der Staub, das Stäubemittel
- 24 — der (mineral) Dünger, das Düngemittel
- 25 — das Gift
- 26 — die Pflanzenschutzmittel
- 27 — die Herbiziden
- 28 — die Fungiziden
- 29 — die Insektiziden
- 30 — die Rodentiziden
- 31 — die Entlaubungsmittel
- 32 — die Sikkanten
- 33 — das Stäuben
- 34 — das Sprühen
- 35 — das Spritzen
- 36 — das Streuen
- 37 — die Aussaat
- 38 — die Düngung
- 39 — die Entkrautung
- 40 — die (landwirtschaftliche) Kultur
- 41 — die Chemikaliennutzlast
- 42 — der Notabwurf

K. D.

WCT/260/K/74

Jeleń W.: **Na RWD-6 po zwycięstwo w Challenge'u 1932**, „Plany Modelarskie” 1974, nr 61. Wyd. LOK, str. 8 + 5 ark., cena 18 zł.

Opracowane przez W. Jelenia rysunki RWD-6 w podziałce 1:10 i 1:25 są pierwszymi wiernie i prawidłowo opracowanymi rysunkami tego samolotu. Na dwóch arkuszach A1 przedstawiono kadłub i usterzenie, na jednym płat. Czwarty arkusz zawiera rysunki całego samolotu w pięciu rzutach, zaś ostatni arkusz — rysunki malowania wszystkich trzech egzemplarzy RWD-6: SP-AHL, SP-AHM i SP-AHN oraz przerobionego na RWD-6bis egzemplarza SP-AHL. Dodatkowo na tylnej stronie okładki zamieszczono rysunek RWD-6 w podziałce 1:72.

Opisane zostały dzieje udziału polskich ekip w Challenge'u 1929, 1930 i 1932 oraz dzieje rozwoju samolotu RWD-6. Zamieszczony został dokładny opis techniczny samolotu oraz jego dane techniczne. Tekst został zilustrowany trzema zdjęciami oraz mapką Challenge'u 1932. Do nielicznych usterek, tej udanej pozycji należy zaznaczenie na czerwono tapicerki drzwi, która była szara, narysowanie okrągłej kieszeni na mapy, która była prostokątna oraz zbyt mała korekta tekstu, w wyniku czego nazwisko Chorzewski raz jest pisane Choszewski, a następnie Chonewski. Wydawnictwu należy życzyć, by wydało podobne dobrze opracowane rysunki innych samolotów RWD, np. RWD-5 i RWD-13.

A. G.

Jakobi W. E.: **Biologiczskie osnovy priedotwraszczenia stółkownikij samolotow s pticami**. Moskwa 1974, Izdatielstwo „Nauka”, str. 166, cena 11,40 zł (1 rb. 14 kop.).

Monografia, opracowana w Instytucie Morfologii Ewolucyjnej i Ekologii Zwierząt Akademii Nauk ZSRR, zajmuje się zagadnieniami zderzeń samolotów z ptakami i zapobieganiu tym zderzeniom.

Rozpatrzono możliwości zmniejszenia liczebności ptaków na lotniskach i zapobieganiu ich zderzeń z samolotami, a więc stosowanie akustycznych, pirotechnicznych i innych środków odstraszania.

Dokładnie omówiono radiolokacyjne metody obserwacji jako jeden z podstawowych sposobów wykrywania, śledzenia i prognozowania masowych przelotów ptaków, szczególnie niebezpiecznych dla samolotów. Opracowanie podaje na 14 stronach bardzo obszerną bibliografię omawianych zagadnień.

S. R.

**Prikladnaja aerodinamika**. Pod obszczej ried. Krasnowa N. F. Moskwa 1974, „Wyszaja Szkoła”, stron 732, cena 23,10 zł (2 rb. 31 kop.).

Książka jest podręcznikiem aerodynamiki stosowanej, jednej z ważniejszych dziedzin współczesnej nauki o aerodynamice. Napisana została na podstawie wykładów kursu aerodynamiki w MWU im. N. E. Baumana w Moskwie. Szybki rozwój lotnictwa i techniki raketowej stał się możliwy dzięki osiągnięciom aerodynamiki teoretycznej i opracowaniu nowych metod obliczeniowych. Coraz częściej stosuje się elektroniczne maszyny cyfrowe do opracowywania danych, otrzymanych z dmuchań modeli w tunelu aerodynamicznym, a także przy rozwiązywaniu całego kompleksu obliczeń aerodynamicznych. Szczegółowo rozpatrzono zagadnienia aerodynamiki doświadczalnej, włącznie z opisem, metodami obliczeń i projektowania urządzeń aerodynamicznych, wyposażenia pomiarowego tuneli oraz sposoby wyznaczania — na konkretnych przykładach — rozmaitych charakterystyk aerodynamicznych. Wiele miejsca poświęcono sformułowaniu i rozwiązaniu problemów podstawowych działów aerodynamiki, takich jak kinematyka

i dynamika płynów, teoria spiętrzeń ciśnienia, metoda charakterystyk, interferencja aerodynamiczna. Podano metody obliczeń parametrów opływu profili, skrzydeł, ciał obrotowych i całych aerodyn. Jednocześnie rozpatrzono nie tylko działanie sił (ciśnienie, tarcie), lecz także wymianę ciepła od rozgrzanego opływającego gazu i spowodowane w konsekwencji naruszenie opływanej powierzchni (ablacja).

Książkę należy polecić studentom, inżynierom i pracownikom naukowym interesującym się aerodynamiką.

S. R.

Dieriewianko W. S.: **Wlijanje aerodinamiczeskich wozmusczenij na processy awiacionnowo opylwanija i opryskiwanija**. Moskwa 1974, „Transport”, str. 69, cena 4,60 zł (46 kop.).

W książce przedstawiono wyniki badań teoretycznych i doświadczalnych przeprowadzonych w Wszechzwiązkowym Instytucie Naukowo-Badawczym Lotnictwa Gospodarczego w Krasnodarze — wpływu zaburzeń aerodynamicznych, wywołanych przez skrzydło samolotu, strumień pozaśmigłowy, wychylenie kłap, różne umiejscowienie aparatury agrolotniczej oraz innych czynników na przebieg osadzania rozpylanych materiałów i ich rozkład poprzeczny w pasmie rozsiewu. Podano wskazówki odnośnie do ulepszenia użytkowanej aktualnie aparatury agrolotniczej samolotu An-2, jak również wymagania techniczne, które należy mieć na uwadze, przy projektowaniu nowych samolotów rolniczych i nowej aparatury agrolotniczej. Zwiększa się bowiem przedział sekundowych wydatków od 1—2 l/ha na 400 kg/ha i więcej, przy jednoczesnym dążeniu do zwiększenia pasma rozsiewu, bardziej równomiernego rozkładu rozpylanych środków, zmniejszenia strat, wywołanych przez znoszenie itp. Zaprezentowano sposób badania wpływu różnorodnych czynników na osadzanie rozpylanych materiałów i metodę obliczania ich rozkładu przy różnych wariantach wysypu. Wyniki doświadczeń posłużyły do opracowania praktycznych zaleceń przy pracach agrolotniczych.

Jest to cenna publikacja dla wszystkich interesujących się rozwojem lotnictwa rolniczego.

S. R.

Sziszkow A. A.: **Gazodinamika porochowych raketnych dwigatelej. Inżeniernyje metody rasczota**. Wyd. 2 przerob. i uzupełn. Moskwa 1974, „Maszynostrojenje”, str. 156, cena 4,80 (48 kop.).

Nadal trwa intensywny rozwój raketowych silników na paliwo stałe. Obecne drugie wydanie książki uzupełniono nowymi wynikami badań procesów gazodynamicznych i przepływów w tych silnikach.

W książce przytoczono dane niezbędne do obliczeń podstawowych charakterystyk prochowych silników raketowych: rozkładu prędkości gazu w przekroju poprzecznym i wzdłużnym komory spalania; niejednorodności ciśnienia całkowitego i statycznego; współczynników wydatku dyszy; ciągu silnika; mimośrodowości siły odrzutu; bocznej siły sterującej gazodynamicznych członów sterowania wektorem ciągu; ciśnienia rozruchu i obrysów dyfuzora wylotowego; zmian ciśnienia przy nieustalonym wypływie z silnika; spadku ciśnienia w strefie zastoju; pola przekroju poprzecznego doprowadzenia gazu.

Podano współzależności otrzymane za pomocą metod stosowanej dynamiki gazów, obejmujące cały obszar parametrów konstrukcyjnych i warunków pracy silników raketowych na paliwo stałe. Osobno rozpatrzono metody gazodynamiki doświadczalnej tych silników.

Książka zawiera 38 tablic, 57 rysunków i wykresów oraz 97 pozycji bibliograficznych.

S. R.

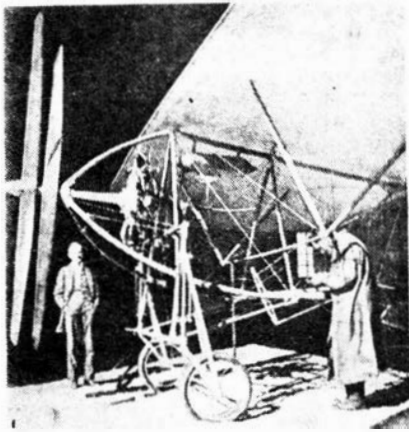


Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

# Polskie silniki lotnicze

## PIERWSZE KONSTRUKCJE

Pierwszy silnik lotniczy polskiej konstrukcji zbudował inż. Henryk Brzeski w 1907 r. Był to silnik birotacyjny. Patenty i rysunki jego rozwiązań konstrukcyjnych nabyły wytwórnie Siemens i Gnome. Pierwszy udany silnik lotniczy zbudował inż. H. Brzeski w 1910 r. w Wiedniu w Wytwórni Siemens. Był to 7-cylindrowy gwiazdowy silnik birotacyjny Iskra o mocy 70



1. Silnik Brzeskiego „Iskra” o mocy 70 KM z 1910 r.

KM napędzający przeciwbieżne śmigła. Silnik był zastosowany na samolocie Aquila, a prawa do patentu i jego rozwiązań konstrukcyjnych nabyła wytwórnia Siemens.

W 1910 r. inż. Edmund Libański zbudował we Lwowie 4-cylindrowy silnik gwiazdowy o mocy 48 KM do swego samolotu Monobiplan I; silnik rozleciał się podczas próby startu samolotu.

Dwa silniki lotnicze polskiej konstrukcji były pokazane w lutym 1913 r. na II Wystawie Awiacyjnej we Lwowie na Politechnice Lwowskiej. Jeden — to tłokowy silnik o mocy 40 KM zbudowany przez inż. Kozakiewicza. Drugi — to turbina spalinowa Stanisława Naszkiewicza z Rudek. Miała ona koło łopatkowe stałe w celu umożliwienia chłodzenia wodą, zaś 4 komory spalania wirujące, do których pierścieniową rurą dochodziła mieszanka z gaźnika. Sprężarki nie miała. Turbina o ciężarze 12,5 kG miała rozwijać moc 12 KM przy 2500 obr/min, co zapewne nie zostało zrealizowane. Turbina Naszkiewicza jest pierwszym polskim turbinowym silnikiem lotniczym.

We Francji podczas I wojny światowej budował silniki lotnicze inż. Tadeusz Tański, syn twórcy Lotni. W 1916 r. skonstruował on 12-cylindrowy silnik o układzie poziomym H i o mocy 520 KM, a w 1918 r. dwusuwowy 4-cylindrowy silnik rotacyjny Wir.

Odzyskanie niepodległości w 1918 r. i utworzenie polskiego lotnictwa wojskowego spowodowało, iż powstało zapotrzebowanie na większą liczbę silników lotniczych. Po zaborcach odziedziczyliśmy kilkaset mocno zużytych silników kilkunastu typów. Następnie zakupiono trochę silników austriackich i większą liczbę francuskich. Remonty silników od 1919 r. przeprowadzały Centralne Warsztaty Lotnicze na lotnisku mokotowskim w Warszawie.

Po rozpoczęciu w 1921 r. produkcji samolotów Balilla i A-300 w zakładach Plage i Laśkiewicza w Lublinie — silniki do tych samolotów sprowadzano z Włoch. Utworzona w 1921 r. spółka Francopol miała produkować początkowo silniki Hispano-Suiza 300 KM, lecz do uruchomienia ich produkcji nie doszło. W 1924 r. Francopol podjął się produkcji Lorraine-Dietrich LD-450 KM i LD-400 KM przeznaczonych do samolotów Spad S-61 i Potez XV, których produkcja była uruchomiona w tym czasie w Polsce. Francopol produkcji tych silników ani samolotów Spad S-61 nie uruchomił. Do Potezów XV budowanych w wytwórniach Plage i Laśkiewicz oraz PWS — silniki LD-400 zakupiono we Francji. Również uruchamiając produkcję samolotów Potez XV pewną liczbę silników LD-450 trzeba było sprowadzić z zagranicy.

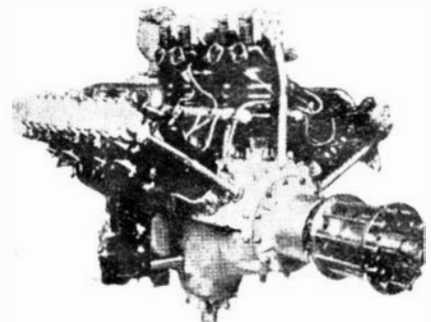
W 1926 r. Francopol został zlikwidowany, a jego majątek przejął Departament Żeglugi Powietrznej MSWojsk. Po rozpatrzeniu ofert wytwórni zagranicznych Hispano-Suiza, Lorraine-Dietrich, Rolls-Royce, Armstrong-Siddeley i Skoda — zawarto w 1926 r. umowę ze Skodą na budowę wytwórni Polskie Zakłady Skody, a na początku 1927 r. umowę na 10 lat na produkcję silników lotniczych według wyboru DŻP. Teren, zabudowania i urządzenia Francopolu zostały odsprzedane Skodzie.

## POLSKIE ZAKŁADY SKODY

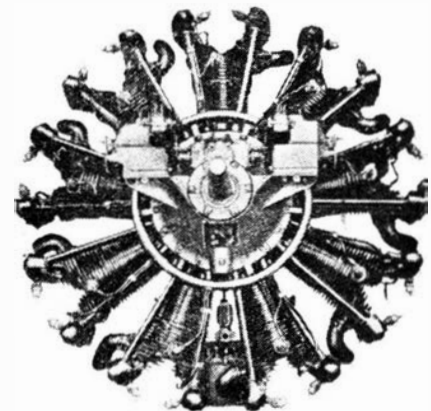
Wytwórnia pierwszą produkcję w postaci 50—100 silników LD-12Ed o mocy 400 KM (tzw. LD-400 KM) dała w 1928 r., a następnie w la-

Przedstawiono pierwsze polskie silniki lotnicze zbudowane przed I wojną światową oraz rozwój produkcji silników lotniczych w wytwórniach Polskie Zakłady Skody w latach 1926—1935 i Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników Nr 1 w latach 1926—1936. Ze-stawiono dane techniczne silników lotniczych polskiej konstrukcji zbudowanych w latach 1918—1939.

tach 1928—30 wyprodukowała około 400—500 silników LD12 Eb o mocy 450 KM, przeznaczonych do zakupionych samolotów Spad-61, Br-guet XIX, i Fokker F-VIIa/1M oraz budowanych w kraju Potez XXV i PWS-10. W wyniku podjętej przez Departament Lotnictwa MSWojsk. decyzji o stosowaniu silników gwiazdowych chłodzonych powietrzem została zakupiona licencja amerykańskich silników Wright J5 o mocy 220 KM, które były najlepszymi silnikami w tym okresie oraz została zawarta umowa z angielską wytwórnią Bristol na licencję silników Bristol. Silniki Whirlwind w latach 1929—1931 zbudowano w liczbie około 350—400 sztuk. Zostały one użyte do samolotów Fokker F-VIIb/3M, PZL Ł-2, BM-5d, Lublin R-X i R-XIII oraz PWS-12, -14, -16 i -24. W 1934 r. silnik ten został w Skodzie ulepszony przez inż. Wł. Strzeszewskiego, co dało wzrost mocy do 240—250 KM. Produkcja silnika Wright Whirlwind była w



2. Silnik LD-12Eb o mocy 450 KM budowany z licencji



3. Silnik Wright J5 Whirlwind o mocy 220 KM budowany z licencji

Rok	Wytwórnia	Konstruktor	Nazwa silnika	Typ	Liczba cyl.	Ciężar	Moc start.		Moc trybu	Prędkość	Wzrost	skok	Wymiary l × b × h [mm]	spręż.	Ciężar [kg]	[kg] [KM]	Techn. zuz. [g/KMh]	Zbudowa [szt.]
							[KM]	obr./min.										
1926	Samolot	W. Zalewski	WZ-18	gw	5	P	18	2300	16	6,9	55	75	100	5,45	25	1,3	250	1
1926	Pocisk	J. Wallis	Wallis-VII	pl	1	P	18	2000	16	6,9	74	88	100	6,0	60	0,45	220	1
1927	PZ Skody	H. Brzeski	Brzeski I	bi	5	P	125	1200	80	5,12	100	127	100	6,9	66	0,45	220	1
1929	Avia	H. Brzeski	Brzeski II	bi	5	P	137	1800	80	6,28	88	120	100	5,8	115	1,13	250	3
1929	Autoremotor	W. Zalewski	WZ-7	gw	1	P	80	1500	80	6,28	100	116	100	3,8	135	1,69	250	9
1929	Babbitt	F. Peter	Peter II	gw	1	P	80	1500	80	6,28	100	130	100	5,9	142	1,78	250	1
1929	Avia	T. Tański	TK-7	gw	1	P	100	1850	85	6,32	114	124	100	5,8	125	1,25	250	1
1930	PZ Skody	W. Zalewski	WZ-100	gw	5	P	120	2000	100	5,94	100	108	100	5,5	114	0,94	240	3
1930	PZ Skody	S. Nowkuński	G-591 Czarny Piotruś	gw	1	P	42	2500	40	4,94	110	110	100	5,0	110	1,10	210	1
1930	Avia	F. Peter	P1	tz	4	P	100	1900	90	4,94	110	110	100	5,3	110	1,10	210	1
1933	PZ Skody	F. Peter	PS-II Peterson	tz	4	P	98	2100	90	4,94	110	110	100	5,3	110	1,10	210	1
1934	PZ Skody	A. Sotkowski	G-760	gw	9	P	290	3300	280	7,60	110	110	100	6,0	155	0,51	210	6
1933	PZ Skody	S. Nowkuński	G-1020 A Mors I	gw	9	P	410	2500	310	6,20	128	140	100	5,25	212	0,71	280	21
1935	PZ Skody	S. Nowkuński	G-1020 B Mors II	gw	9	P	470	2365	330	6,20	128	140	100	5,25	200	0,68	250	100
1935	—	J. Szablowski	JS-3	tz	3	P	15	2200	15	6,6	68	68	100	19	15	1,25	250	1
1935	—	J. Szablowski	JS-4	tz	3	P	8	2780	8,5	6,48	60	60	100	18	16	1,00	250	1
1935	Artemidor	W. Zalewski	ZF Jumbo	pl	2	P	10	2780	8,5	6,48	60	60	100	18	16	1,00	250	1
1937	Avia	F. Falkiewicz	Avia-5	tz	4	P	63	2100	60	3,00	—	—	—	—	—	—	—	6
1937	Stiehlagen	F. Peter	SS-20	pl	2	P	20	2100	20	3,00	—	—	—	—	—	—	—	1
1938	PZ Skody	S. Nowkuński	Foka A	tz	5	P	620	1200	430	10,4	—	—	—	—	—	—	—	7
1939	Avia	A. Tupalski	Desfin 3F	gw	9	P	280	2300	270	13,54	—	—	—	—	—	—	—	1
1939	Avia	W. Zalewski	WZ-20(WZ-25)	gw	9	P	35	2300	20	13,54	—	—	—	—	—	—	—	1

Objaśnienia : bi-birotacyjny gw-gwiazdowy pl-płaski rz-rzędowy P-ehodzony, powierzeni d-łuzsi b-szerokość, h-wysokość

1932 r. przekazana do wytwórni Avia w Warszawie.

Pierwszym silnikiem Bristol budowanym w Skodzie był Jupiter VIIF o mocy 485 KM przeznaczony do samolotów PZL P-7a. W latach 1932—1933 zbudowano go około 250 sztuk. W 1933 r. zbudowano serię około 50 silników Bristol Mercury IV 52 o mocy 500 KM — do samolotów PZL P-11a. W 1934 r. wykonano serię 40 silników Mercury VS2 o mocy 560 KM, a następnie w latach 1935—36 — serię 210 silników Mercury VIS2 o mocy 645 KM — przeznaczonych do PZL P-11c. W 1935 r. Skoda wykonała 50 silników Bristol Pegaz (Pegasus) II M o mocy 580 KM do samolotów Karaś A. W Anglii był zbudowany tylko prototyp silnika, zaś dopiero w Polsce podjęto jego produkcję. Silnik nie był dopracowany i miał wiele wad. W latach 1936—37 było wyprodukowanych 300 silników Pegaz VIII o mocy 67<sup>0</sup> KM użytych do samolotów Karaś B i Żubr.

W Polskich Zakładach Skody były też prowadzone prace nad własnymi konstrukcjami. Gdy w 1928 r. Departament Lotnictwa MSWojsk. rozpoczął starania o zakup licencji na silniki Bristol, czechosłowackie zakłady Skoda w Pilźnie chciały zaproponować własny silnik. Projekt silnika opracował dr inż. Smejkal i inż. Vesely w Pilźnie. Wobec braku odpowiedniego biura konstrukcyjnego w Pilźnie, konstrukcję silnika opracowano w latach 1929—30 w biurze konstrukcyjnym Polskich Zakładów Skody pod kierunkiem inż. Veselega i inż. Kazimierza Księskiego. Makietę tego silnika, nazwanego Skoda S-29 Mamut (590 KM), była wystawiona na Powszechnej Wystawie Krajowej w 1929 r. w Poznaniu. Większość części do silnika wykonano pod kierunkiem czeskich majstrów w Warszawie, niektóre zaś w Pilźnie. Silnik został zmontowany w Czechosłowacji pod nazwą R-29. Próby przeprowadzone w 1932 r. wykazały, iż ma on tak dużo wad konstrukcyjnych, że wysiłek przekonstruowania go nie opłacił się. Silnik miał moc 600 KM przy 2000 obr/min, układ 9-cylindrowej gwiazdy i ciężar 415 kg.

W 1928 r. Departament Lotnictwa organizując przemysł lotniczy chciał również doprowadzić do produkcji silników rodzimej konstrukcji. Jako pierwszą pracę konstrukcyjną o celu szkoleniowym dano młodemu dobrze zapowiadającemu się konstruktorowi Skody inż. Stanisławowi Nowkuńskiemu — projekt małego silnika o mocy 120 KM. W latach 1928—29 Nowkuński zaprojektował 7-cylindrowy silnik gwiazdowy oznaczając go G-594 Czarny Piotruś. Silnik został wykonany w 1930 r. w PZL na Mokotowie, a od 1933 r. używano go na egzemplarzu samolotu RWD-8 należącym do filii Aeroklubu Warszawskiego przy PZSkody. Silnik ten oceniono bardzo dobrze. Miał on 120 KM przy 2000 obr/min, a jego ciężar wynosił

112 kG. Silnik nie wszedł do produkcji ze względu na większe zainteresowanie odbiorców silnikami rzędowymi do samolotów szkolnych i sportowych.

W 1931 r., gdy Departament Aeronautyki MSWojsk. interesował się możliwością zakupu licencji amerykańskiego silnika Pratt-Whitney R-985 Wasp Junior o mocy 400 KM ze sprężarką, z przeznaczeniem do samolotów obserwacyjnych — inż. Stanisław Nowkuński zaprojektował w kilka miesięcy silnik G-1620 o takim samym układzie jak Wasp Junior. Pięć prototypów wykonano w 1932 r. i nazwano G-1620 A Mors I. Próby silnika przeprowadzone w pierwszej połowie 1933 r., wykazały, iż silnik ma nierównomierny dopływ mieszanki do cylindrów. Po przeróbkach dokonanych na warsztacie prototypowym przez inż. Włodzimierza Strzeszewskiego — silnik uznano za udany. Na przełomie lat 1934—35 zbudowano serię 52 silników tego typu przewidując je do samolotów R-XIII F. Silnik miał moc nominalną 340 KM przy 2000 obr/min; moc startową 410 KM, a ciężar 242 kG.

W końcu 1932 r. inż. S. Nowkuński na zamówienie LOPP przystąpił do projektowania 9-cylindrowego silnika gwiazdowego GR-760 o mocy 260 KM przeznaczonego do samolotów mających brać udział w zawodach międzynarodowych Challenge-1934. Przy projektowaniu z Nowkuńskim współpracował inż. W. Łoziński. Ze względu na krótki okres czasu do zawodów, nie wykonano prototypu, tylko od razu zbudowano serię 6 sztuk. Silniki były gotowe na wiosnę 1934 r. Dwa uległy uszkodzeniu podczas prób na hamowni, a 4 zamontowano na samolotach RWD-9. Po sukcesie odniesionym w Challenge'u — licencję tego silnika chcieli kupić Francuzi i Włosi, lecz do tego nie doszło, gdyż silnik wymagał niewielkiego ulepszenia, a wytwórnia nie chciała się nim zajmować.

W końcu 1933 r. inż. S. Nowkuński rozpoczął projektowanie silnika

G-1620 B Mors II, którego moc miała być większa o około 100 KM niż G-1620 A, gdyż lotnictwo wojskowe do samolotów obserwacyjnych chciało mieć silnik o mocy przekraczającej 400 KM. Silnik uległ gruntownemu przekonstruowaniu. Projekt gotów był w drugiej połowie 1934 r., a prototyp — w 1935 r. W 1936 r. wykonano — w PZL WS1 — serię tych silników, lecz wystąpiły na nich wówczas drobne wady, które usunięto dopiero w 1937 r. Silniki te zbudowane w serii 100 sztuk zastosowano na samolotach Czapla.

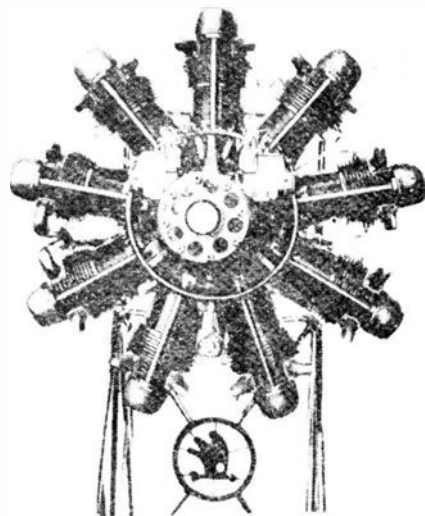
W jesieni 1934 r. inż. S. Nowkuński przystąpił do projektowania 8-cylindrowego silnika rzędowego o układzie odwróconej litery V, o mocy startowej 450 KM, przeznaczonego do samolotu PZL-38 Wilk. Silnik ten nazwano Foka. W projektowaniu silnika wzięli udział: inż. Jerzy Bełkowski, inż. Kazimierz Księski i inż. Jan Oderfeld. Projektowanie silnika zakończono w 1936 r. Budowa i próby prototypów były przeprowadzone po przekształceniu Polskich Zakładów Skody w Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników Nr 1. Produkcja Skody w latach 1928—1935 wynosiła 1300—1400 silników.

#### PZL. — WYTWÓRNIA SILNIKÓW Nr 1 — OKĘCIE

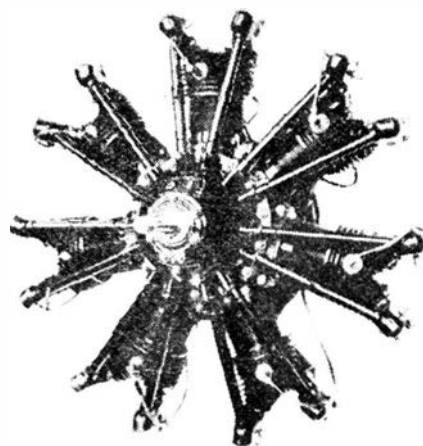
W marcu 1935 r. Polskie Zakłady Skody w Warszawie zostały wykupione przez państwo i 1.1.1936 r. przemianowane na Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników na Okęciu (Nr 1 otrzymała wytwórnia dopiero, gdy zaczęto tworzyć w 1937 r. drugą wytwórnię w Rzeszowie). PZL WS-1 w latach 1935—37 budowała silniki Mercury VI, Pegaz VIII i Mors II, których produkcja została opisana przy omawianiu Skody.

W latach 1937—38, po zakupieniu w Anglii 60—75 sztuk silników Pegaz XII o mocy 910 KM przeznaczonych do Łosi A przystąpiono do produkcji wersji ulepszonej oznaczonej Pegaz XX. W 1938 roku wyprodukowano sporą partię z 290 sil-

ników Pegaz o mocy 915 KM — do Łosi B. Silniki te miały być produkowane do końca 1941 r. — z przeznaczeniem do samolotów Sum. W 1937 r. podjęto prace nad silnikiem Merkury VIII — zwiększając jego moc. Na przełomie lat 1938—39 wyprodukowano 100—150 silników Merkury VIII o mocy 840 KM przeznaczonych do samolotów Jastrząb, a później Kobuz. W 1939 r. odbywało się przygotowanie pro-



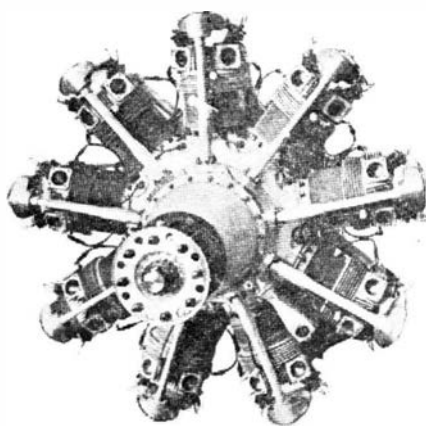
6. Silnik S-29 Mamut o mocy 500 KM



7. Silnik Nowkuńskiego G-594 Czarny Piotrus o mocy 120 KM



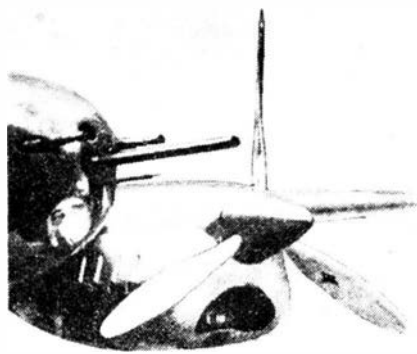
4. Silnik licencyjny Jupiter VII F o mocy 485 KM



5. Silnik licencyjny Mercury IVA o mocy 506 KM



8. Silnik Nowkuńskiego GR-760 o mocy 260 KM



9. Silnik Nowkuńskiego PZL Foka o mocy 430 620 KM

dukcji silników Bristol Herkules o mocy 1375 KM — przeznaczonych do samolotów Miś. Pierwsze seryjne silniki miały być gotowe w połowie 1940 r.

Wytwórnia PZL WS-1 była macierzystym zakładem dla budującej się wytwórni PZL WS-2 w Rzeszowie. Do WS-2 przeszła w latach 1938—39 pewna liczba fachowych pracowników z WS-1 obejmując kierownictwo zakładu. Po powstaniu WS-2, dyrektor naczelny WS-1 został zwierzchnikiem obu wytwórni, a biuro konstrukcyjne WS-1 miało obsługiwać oba zakłady.

W lecie 1936 r. nastąpiła tragiczna śmierć inż. S. Nowkuńskiego w Tatrach. Po jego śmierci kierownictwo nad sprawami silnika Foka

przejął inż. Jan Oderfeld. W 1936 r. wykonano 7 prototypów Foki. Na jesieni 1936 r. silnik zaczęto badać na hamowni. Przez dość długi okres czasu nie można było uzyskać pełnej mocy. W wyniku długich badań inż. W. Strzeszewski i inż. J. Oderfeld usunęli liczne wady, które wystąpiły na silniku. Trwało to jednak ponad dwa lata. Osiągnięto moc trwałą 430 KM przy 3800 obr/min oraz moc startową 620 KM przy ciężarze silnika zaledwie 390 kG. W końcu 1938 r. silniki przekazano do zabudowy na prototypie samolotu Wilk. Próby samolotu wykazały w 1939 r., iż potrzebuje on silników większej mocy — i prace nad silnikiem przerwano, gdyż nie miał wejść do produkcji seryjnej. Inż. J. Oderfeld przystąpił wówczas do opracowania 12-cylindrowego silnika będącego rozwinięciem Foki.

Inż. J. Belkowski wraz z inż. H. Jackowskim w końcu 1936 r. przystąpił do projektowania silnika gwiazdowego Waran o mocy 800/1200 KM. W 1939 r. 5 prototypów silnika znajdowało się w budowie. W jesieni 1938 r. inż. Belkowski rozpoczął projektowanie silnika Legwan o układzie podwójnej gwiazdy i mocy rzędu 2000 KM. Według zamówienia Dowództwa Lotnictwa moc miała być znacznie mniejsza, lecz doświadczenia wytwórni z Morsem i Foką wykazały, iż wojsko jest za mało przewidujące, jeśli chodzi o wzrost mocy silników lotniczych.

W 1939 r. prowadzone były rozmowy między PZL WS-1, PZL

WP-1 i Dowództwem Lotnictwa na temat dalszego rozwoju silników lotniczych. Kierownictwo Wydziału Studium Wytwórnii Płatowców chciało, by podjęto budowę silnika o mocy 4000 KM. W PZL WS-1 przeprowadzono analizę tego problemu, pod kierunkiem inż. J. Belkowskiego i nawet wykonano drewnianą makietę silnika o układzie poczwórnej gwiazdy. Analiza ta wykazała, iż silnik o mocy 4000 KM będzie zbyt skomplikowany i zbyt trudny do chłodzenia — czyli co najmniej bardzo niepraktyczny, jeśli okaże się realne jego wykonanie. PZL WS-1 zaproponowało przeto budowę samolotów myśliwskich z dwoma silnikami po 2000 KM.

W 1937 r. PZL WS-1 nabyła dokumentację turbiny spalinowej projektu inż. Józefa Sachsa, inż. Jana Oderfelda i inż. Władysława Bernadzikiewicza. Prace na tym temacie podjął w PZL WS-1 inż. J. Oderfeld. Zaprojektował on wraz z H. Jackowskim doświadczalną turbinę gazową na gazy wylotowe silnika tłokowego Cirrus. W 1938 r. turbina przeszła próby. Prace nad rozwojem napędu odrzutowego miało kontynuować, ale przeszkodził wybuch wojny.

PZL WS-1 wyprodukował w latach 1935—1939 około 900 silników. Produkcja roczna wynosiła 200—220 silników. Maksymalne możliwości produkcyjne zakładu były 3 krotnie większe.

*Dokończenie w następnym numerze*

## Dokończenie ze str. 34

Odlewy następnie poddawane są operacji zacyszczania w celu usunięcia wszelkiego rodzaju nierówności powierzchni i doprowadzenia do zgodności z rysunkiem odlewu i WT.

Po zacyszczeniu odlewy są piaskowane bardzo drobnym piaskiem lub hydropolerowane. Na rys. 17 pokazano kilka odlewów wykonanych w formach kwarcowych, zaś na rysunkach 18, 19, 20 typowe przykłady odlewów z form samonośnych.

Ad 5. Operacje kontrolne wykonania odlewów obejmują: kontrolę międzyoperacyjną, układu chemicznego, własności chemicznych, wymiarową, luminescencyjną, rentgenowską, ostateczną.

Kontrola składu chemicznego przeprowadzana jest w laboratorium odlewniczym sposobem tradycyjnym, na mokro za pomocą spektrografów lub kwantomietru.

Kontrola luminescencyjna odbywa się dwoma sposobami. Dawniej stosowana była luminescencja świetlna (lampa kwarcowa), w ostatnich

latach dla bardziej odpowiedzialnych odlewów stosuje się kontrolę barwnymi wskaźnikami (metoda Ardrex). Umożliwia to bardzo precyzyjne odkrycie wad powierzchniowych odlewów i porównanie z wadami dopuszczalnymi przez WT.

Do wykrycia wad wewnętrznych stosuje się rentgenowanie odlewów. Wykryte wady wewnętrzne kwalifikuje się wg ustalonych wzorców.

Kontrola ostateczna obejmuje analizę orzeczeń z poszczególnych kontroli, sprawdzenie zakończenia wszystkich operacji ujętych w technologii, oględziny zewnętrzne oraz wypisanie atestów odlewniczych.

Wytapianie odlewów metodą wytapianych modeli jest pracochłonne, wymaga wysokich kwalifikacji od wykonawców, stosowane materiały są stosunkowo drogie i w większości importowane. Biorąc jednak pod uwagę zmniejszenie czasu obróbki mechanicznej i zużycia materiałów jest bardzo opłacalne i przynosi duże efekty ekonomiczne.

Nie budzi żadnych wątpliwości konieczność ilościowego rozwoju tej gałęzi odlewnictwa w oparciu o budowę odlewni precyzyjnej. Rozwój przemysłu maszynowego, motoryzacyjnego i precyzyjnego będzie się w coraz większym stopniu opierał o odlewy precyzyjne. Kierunki rozwoju poszczególnych etapów w procesie technologicznym obserwowane w odlewnictwie światowym pokazano na rysunkach 21—25. Przedstawione na rysunkach w wielkim uproszczeniu tendencje rozwojowe technologii wykonania odlewów metodą wytapianych modeli świadczą, że stosowane w odlewni WSK Rzeszów odmiany tej metody oraz materiały w nich stosowane są zgodne z tendencjami w odlewnictwie światowym.

## Literatura

1. Luśniak L., Stachanezyk J.: *Kierunki rozwojowe technologii produkcji odlewów metodą wytapianych modeli.*
2. Lefer H.: *Lepsze materiały formierskie do wytwarzania form skorupowych dla metody precyzyjnego odlewania.* Cleveland Ohio „Giesse-ri” 1970, nr 9 rocznik 57.

WAŚKOWSKI W.

#### **Решающие годы воздушного транспорта**

Представлены факторы, которые вызвали в настоящее время критическое положение многих рейсовых авиалиний. Причину этого положения автор видит прежде всего в возрастании цен горючего, развитии спирали инфляции и её результатах, нестабильности новых валют, более быстром росте количества мест в самолетах чем их потребления, конкуренции чартерных самолетов и др.

Представлены результаты вызванные этими факторами и данные иллюстрирующие дефициты отдельных авиалиний.

В окончании указаны методы, которые по мнению автора должны быть применены для возможности преодоления авиалиниями существующего кризиса.

JARZĘBIŃSKI L.

#### **Опытный самолет Fs-28 Avispa**

В статье представлено описание опытного самолета сконструированного по необычной схеме. Самолет выполнен целиком из пластмасс.

Отличные летные данные получены в результате: выдержании ламинарного обтекания, применения толкающего воздушного бншта и предельной гладкости конструкции.

#### **Ультразвуковые волны при подведении энергии**

В статье описываются исследования и результаты экспериментальных работ, проведенных для ослабления ударных волн в ультразвуковом потоке. Формирование ударной волны в исследованиях достигалось путем введения снаружи электроэнергии.

Предлагаемый электродинамический метод является единственным, который позволяет восстановить часть истраченной мощности.

GRZYWACZ R.

#### **Анализ методов испытаний сопротивления аэродромных поверхностей предназначенных для тяжелых самолетов**

Оговорен применяемый в Польше метод ЛЦД для определения действительного сопротивления аэродромных поверхностей а также новый метод предложенный Комиссией Транспорта СОВ-а.

Указаны недостатки и достоинства этих методов.

HARPULA S., GILARSKI W.

#### **Гочная отливка авиационных деталей и тербокомпрессоров по методу выплавленных моделей**

В статье описывается технология изготовления точных отливок по методу выплавленных моделей. Приведены типовые примеры применения этого метода для отливки авиационных деталей и тербокомпрессоров.

Обращено внимание на экономические преимущества, получаемые при применении отливки по методу выплаквивания моделей.

GLASS A.

#### **Польские авиационные двигатели — (часть I)**

Представлены первые польские авиационные двигатели построенные до I мировой войны а также развитие производства авиационных двигателей в фабриках Польские Заводы Шкоды в годах 1926—1935 и в Государственных Авиационных Заводах (PZL.) — Двигателестроительный Завод № 1 в годах 1936—1939. Приведены свдные технические данные авиационных двигателей польской конструкции построенных в годах 1918—1939.

## INFORMACJE DLA AUTORÓW

Artykuł powinien być związany z tematyką poruszaną na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* (patrz TLiA nr 11/1972) i nie może być publikowany w innych czasopismach.

Pożądanе jest uprzednie uzgodnienie tematu artykułu z Redakcją.

**TEMAT I UJĘCIE.** Temat artykułu powinien być możliwie wąski, ale potraktowany wyczerpująco. Należy unikać powtarzania wiadomości ogólnie znanych, ujętych w wydawnictwach książkowych.

Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Należy unikać skrótów, rzadko stosowanych określeń obcych, żargonu fachowego. Wprowadzane nowe lub bardzo specjalistyczne terminy należy starannie zdefiniować.

Tytuł powinien być dostatecznie jednoznaczny i precyzujący temat, ale nie przesadnie opisowy.

Układ treści powinien być przejrzysty, podział na rozdziały, podrozdziały i akapity logiczny i konsekwentny.

**OBJĘTOŚĆ ARTYKUŁU** nie powinna przekraczać 12 stron maszynopisu (30 wierszy po 50 znaków) wraz z materiałem ilustracyjnym i tablicami.

**MASZYNOPIS.** Autor zobowiązany jest dostarczyć artykuł w dwóch egzemplarzach — oryginał i kopię. Na oddzielnej stronie należy podać adres (z kodem), numer telefonu oraz miejsce pracy autora.

W treści artykułu nie należy stosować podkreśleń, rozstrzelania liter ani też pozostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny być one umieszczone, zaznacza się na marginesie pisząc: rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. I, tabl. II itd.

Tablic ani podpisów pod rysunkami nie należy umieszczać w treści artykułu, lecz przepisać je w dwóch egzemplarzach na osobnych kartkach, stosując kolejną numerację stron, łącznie z zasadniczą treścią artykułu. Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone kolejnymi cyframi lub literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

**ILUSTRACJE.** Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu (nie wklejać w tekście), zaznaczając kolejny numer u dołu rysunku lub na odwrocie fotografii.

Rysunki oraz wykresy mogą być wykonane w tuszu lub w ołówku (szkicowo), w sposób zgodny z Polskimi Normami i nie budzący wątpliwości w przypadku przerysowywania ich w Redakcji. Skala rysunków 2:1 (do zmniejszenia), uwzględniając przy tym, że szerokość szpalty w czasopiśmie wynosi 8 cm, szerokość kolumny — 17 cm, wysokość kolumny — 25,5 cm.

Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części (np. krzywe na wykresach) cyframi arabskimi lub literami, objaśnionymi w legendzie.

Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi Redakcji opisanie w sposób zgodny z wymaganiami drukarskimi. Minimalne wymiary fotografii (z wyjątkiem mikroskopowych) — 9 × 12 cm.

**SPIS LITERATURY.** Autorzy są zobowiązani do podawania na końcu artykułu wykazu źródeł wykorzystanych przy opracowywaniu tematu.

Przytaczając nie będące osobistym dorobkiem autora wzory, poglądy, dane liczbowe, wykresy, tablice itp., należy bezwzględnie podać odsyłacz do spisu literatury, ujęty w nawiasy kwadratowe (np. [2]). Powoływanie się na źródła nie obowiązuje, gdy chodzi o wiadomości ogólnie znane.

Spis literatury powinien zawierać przy książkach — nazwisko i pierwszą literę imienia autora (bez tytułów), pełny tytuł książki, miejsce wydania, rok, wydawcę i ewentualnie numery stron; przy czasopismach — nazwisko i imię autora, tytuł artykułu, nazwę czasopisma, rok, numer i ewentualnie stronę.

**HONORARIA AUTORSKIE** płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie, w wysokości ustalonej przez *Centralny Urząd Wydawnictw* pismem okólnym nr 120 z dn. 15.XII 1955 r. oraz *Monitor Polski* nr 28 z dn. 3.VII 1973 r.

Materiałów nie zamówionych Redakcja nie zwraca.

Redakcja zastrzega sobie prawo ewentualnych skrótów oraz opracowania redakcyjnego zgodnie z opublikowanymi wymaganiami.



# SZD-36a Cobra 15



# SZD – 36 A COBRA 15

## SINGLE – SEAT STANDARD CLASS HIGH PERFORMANCE SAILPLANE

- Wooden and glass-fibre structure
- Airbrakes in wings
- Retractable 350 mm wheel
- Standard equipment: total energy rate-of-climb indicator 5 m/s, rate-of-climb indicator 30 m/s, airspeed indicator, altimeter, bank and turn indicator
- Provision for oxygen and radio
- Pedals adjustable in flight
- Backrest adjustable on the ground

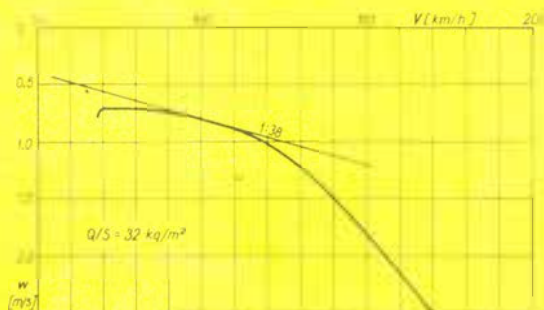
### TECHNICAL DATA

Span	15 m
Length	6.98 m
Height	1.59 m
Wing area	11.6 m <sup>2</sup>
Aspect ratio	19.4
Wing section	Wortmann FX 61-168/FX 60-1261
Empty weight	275 kg
Max useful load	130 kg

Normal T-O weight	385 kg
Max weight	405 kg
Wing loading	29 – 35 kg/m <sup>2</sup>
Max L/D	38
– at speed	97 km/h
Min sink	0.68 m/s
– at speed	73 km/h
Min speed	67 km/h
Never exceed speed	250 km/h
Permissible load factor	+6/-3



## SUCCESSOR OF THE FAMILY OF FOKAS



- Second place at the World Gliding Championships in 1970, USA
- 3000 SZD gliders built
- Every third diamond badge won on SZD gliders
- SZD gliders flying in 36 countries

Manufacturer  
Zakłady Szybowcowe Bielsko  
ul Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biała, POLAND

Exportert  
PEZETEL FEL  
of Aviation Industry  
ul Przemysłowa 26  
00-950 Warszawa, POLAND  
POBox 371 Cable Pezetel  
Phone 28-50 71, Telex 313430