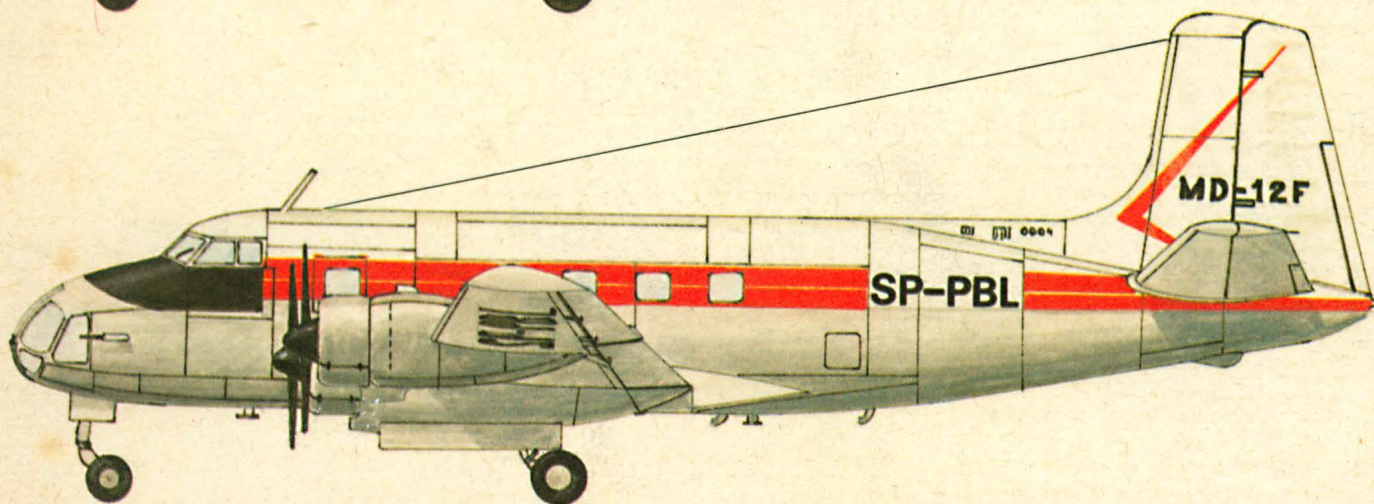
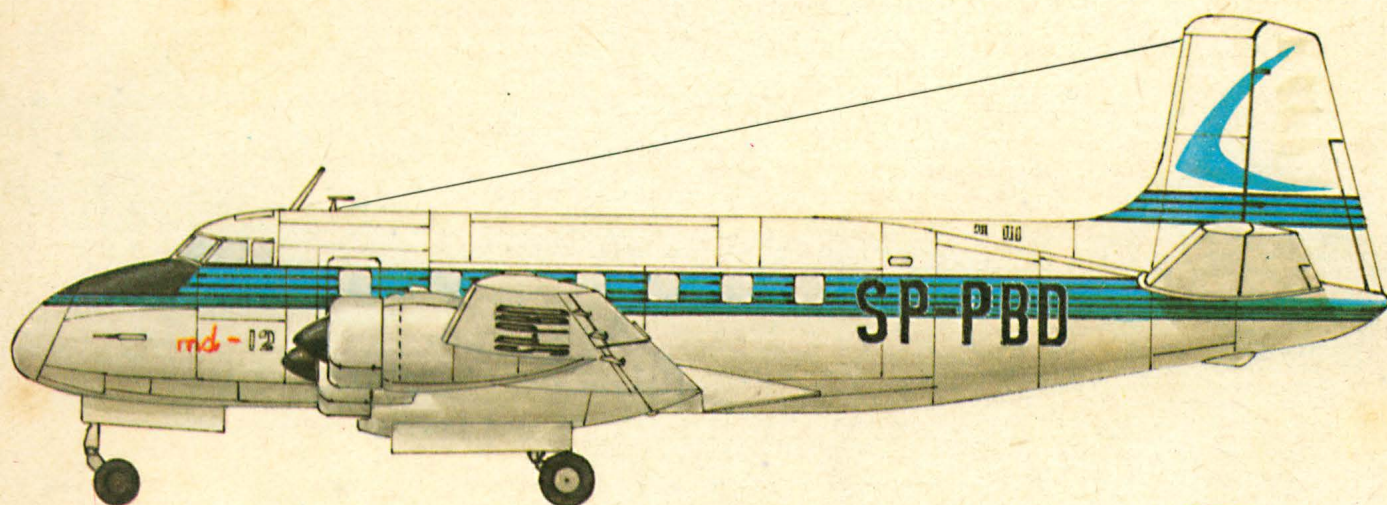
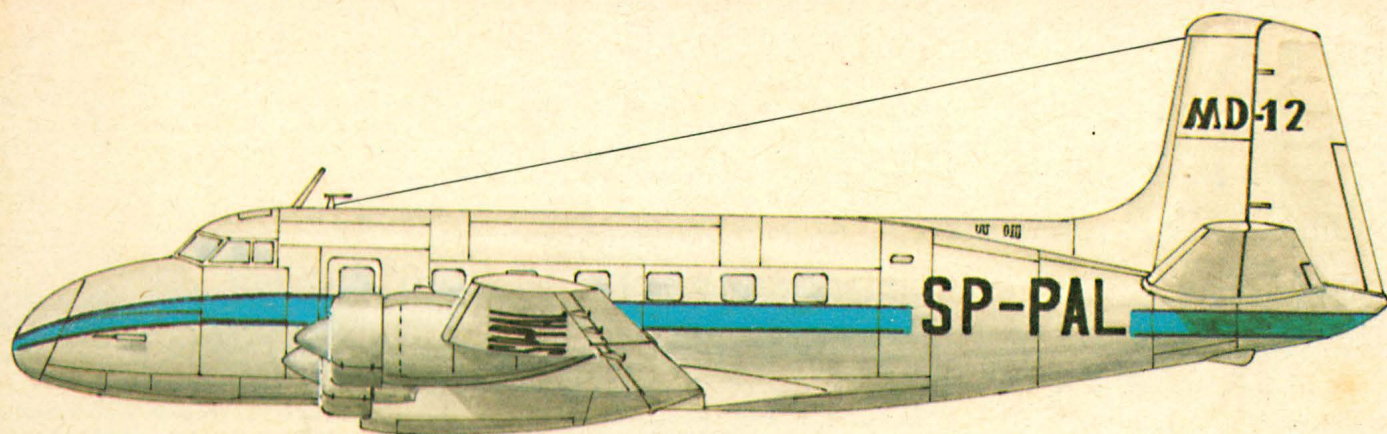


TECHNIKA

10'83

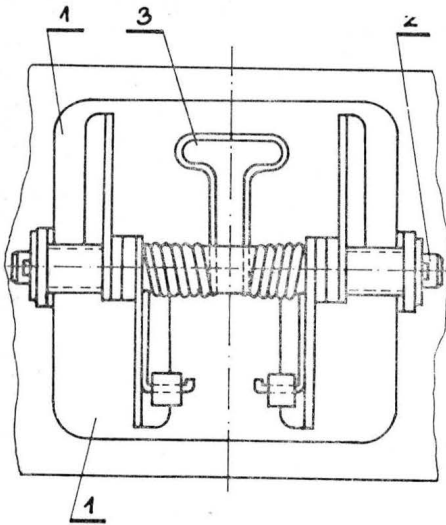
lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania zawór zabezpieczający układ dolo-



towy silnika z zapłonem iskrowym przed wzrostem ciśnienia przy strzale w gaźnik (wynalazca F. Płoszajczak).

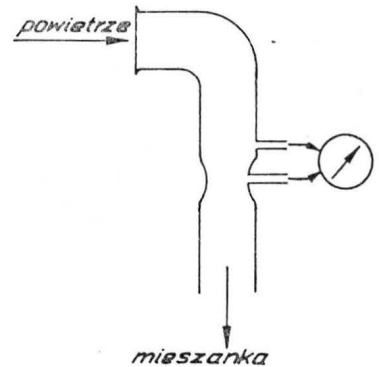
Zawór ma dwudzielne klapki 1, zamocowane zawiasowo na wspólnej osi 2, przebiegającej symetrycznie do otworu obramowania, przy czym sprężyna 3 dociskająca obie klapki znajduje się na osi 2 obrotu kłapek 1.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 7/1981 r., w klasie F02M, pod nr P.224286T.

● Wojskowa Akademia Techniczna im. J. Dąbrowskiego zgłosiła do opatentowania sposób pomiaru mocy gaźnikowego silnika spalinowego (wynalazcy: S. Szczeciński, J. Szczeciński).

Pomiar mocy polega na określeniu różnicy ciśnienia statycznego bezpośrednio na wlocie do gaźnika i ciśnienia statycznego w przekroju minimalnym gardzieli powietrznej silnika. Zasada oceny wartości mo-

cy oparta jest na proporcjonalnej zależności mocy silnika od masowego natężenia przepływu powietrza przez gaźnik.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 5/1981 r., w klasie G01L, pod nr P.223129T.

CONTENTS

GLASS A.: New helicopters and sport airplanes at the Paris Air Show '83. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 4

New helicopters and sport airplanes as well as powered gliders and ultra-light airplanes shown at the 35-th International Paris Aerospace Show have been presented.

BOLIŃSKI P.: Development of VTOL aircraft (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 7

Design concept of the VTOL airplanes built up to the present have been shown. Part I of this article is a review of designs of jet airplanes.

DABROWSKI W., POPOWSKI S., WRONSKI S.: Unconventional gyroscopic measuring instruments used in the aviation and astronautical technology (II). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 10

An attempt to classify gyroscopic measuring instruments has been made in this article. Construction and principle of operation of unconventional gyroscopic instruments have been discussed. Characteristics of these instruments have been presented and compared. Those their features which cause them to be more and more widely used in aviation and astronautical technology devices, have been indicated.

KOZŃIEWSKI J.: Tunnel testing of helicopter models (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 19

Brief outline of development in model testing of helicopters, the types of modern model testing, studies carried on at the Aeronautical Institute in Warsaw and test equipment used by this Institute have been presented.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Electronic digital control systems of aircraft ducted-fan turboprop engines. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 26

Construction and operation of two digital control systems made by Hamilton Standard and Bendix have been described in this article. The advantages provided by digital control systems used for passenger aircraft engines as well as planned applications of these systems have been discussed.

MORGAŁA A.: The history of the SP-OLL mock-up. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 10, p. 30

The history of leaving Moeller Stomo airplanes at Zawiercie in 1945 and repairing one of the for exhibition has been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Neue Hubschrauber und Sportflugzeuge auf dem Pariser Salon '83. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 4

Es werden neue Hubschrauber, Sportflugzeuge, Motor-Segelflugzeuge und überleichte Flugzeuge vorgestellt, die auf dem 35. Luftfahrt- und Weltall-Salon in Paris ausgestellt wurden.

BOLIŃSKI P.: Entwicklung der Vertikalstartflugzeuge (I). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 7

In dem Aufsatz werden Konstruktionslösungen der bisher gebauten VTOL-Flugzeuge dargestellt. Der erste Teil gibt eine Übersicht der Konstruktion von Flugzeugen mit Düsenantrieb.

DABROWSKI W., POPOWSKI S., WRONSKI S.: Nichtkonventionelle Kreisel-Messanordnungen für fliegertechnische und welträumliche Zwecke (II). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 10

In dem Aufsatz wird versucht eine Systematisierung der Kreisel-Messgeräte durchzuführen. Neben der Bau- und Wirkungsweise wird eine Zusammenstellung und Vergleichen der technischen Daten dieser Geräte angeführt. Ausserdem werden Eigenschaften hervorgehoben, die zur vielseitigen Anwendung der Geräte für fliegertechnische und astronautische Zwecke führen.

KOZŃIEWSKI J.: Windkanaluntersuchungen an Hubschrauber-Modellen (I). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 19

Der Beitrag enthält eine kurze Entwicklungsgeschichte der Modelluntersuchungen an Hubschraubern, Arten der heutigen Modelluntersuchungen, die im Institut für Luftfahrttechnik in Warszawa durchgeführten Untersuchungen sowie die zur Verfügung stehenden Versuchsanlagen.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Elektronische Digitalschaltungen zur Steuerung von Doppeldurchfluss-Flugmotoren. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 26

In dem Beitrag wird der Aufbau und die Wirkungsweise von zwei Digitalschaltungen der Firmen Hamilton Standard und Bendix beschrieben. Weiterhin werden Vorteile erwähnt, die die Anwendung der Digitalschaltungen zur Steuerung von Motoren der Passagierflugzeuge gewährleistet, sowie die Pläne für die Anwendung dieser Schaltungen behandelt.

MORGAŁA A.: Geschichte der Makette SP-OLL. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 10, S. 30

Es wird die Geschichte der im Jahre 1945 in Zawiercie hinterlassenen Flugzeuge Moeller Stomo und die Überholung eines von ihnen für Ausstellungszwecke geschildert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А. Новые вертолеты и спортивные самолеты на Парижском Аэросалоне 1983 г. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 10, стр. 4

Представлены новые вертолеты и спортивные самолеты, а также мотопланеры и сверхлегкие самолеты, показанные на 35-м Авиационно-космическом Парижском Салоне.

БОЛИНЬСКИ П. Развитие самолетов вертикального взлета и посадки (I). TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 10, стр. 7

В статье представлены конструктивные решения самолетов ВВП построенных до сих пор. Первая часть составляет обзор конструкций самолетов с реактивными силовыми установками.

ДОМБРОВСКИ В., ПОПОВСКИ С., ВРОНЬСКИ С. Некоventionalные гироскопические измерительные устройства, применяемые в авиационной и астронавтической технике (II ч.). TLiA, т. 38, 1983, № 10, с. 10.

Статья является попыткой систематизации гироскопических измерительных приборов. Описано устройство и принцип работы некоventionalных гироскопических приборов. Дано сравнение характеристик этих приборов. Указаны те свойства приборов, которые расширяют их применение в авиационной и астронавтической технике.

КОЗЬНЕВСКИ Я. Испытания моделей вертолетов в аэродинамических трубах (I). TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 10, стр. 19.

Представлен краткий очерк развития испытаний моделей вертолетов, виды современных испытаний на моделях, испытания веленные в Институте Авиации в Варшаве, а также испытательная аппаратура этого Института.

ГИЛЕВСКИ К., ГРУХАЛЬСКИ Л. Электронные численные системы управления двухконтурными авиадвигателями. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 10, стр. 26.

В статье описаны устройство и работа двух численных систем: фирмы Хамилтон Стандарт и фирмы Бендикс. Рассмотрены достоинства, обеспечиваемые численными системами управления двигателями пассажирских самолетов, а также проекты применений этих систем.

МОРГАЛА А.: История макета SP-OLL. TLiA, Т. XXXVIII, 1983, № 10, стр. 30.

Описана история оставления в 1945 г. в городе Заверце самолетов Моэллер Стомо и выполнения ремонта одного из них для выставочных целей.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII PAŹDZIERNIK 1983

TECHNIKA

10'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Perspektywy rozwoju techniki lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy tłokowa maszyna parowa osiągnęła niemal doskonałość po I wojnie światowej, parowóz w latach trzydziestych osiągnął szczyt swego rozwoju technicznego. Choć był jeszcze w produkcji przez dwadzieścia lat — jednak niewiele się zmienił. Również samochód z silnikiem tłokowym pod względem rozwiązań technicznych zmienia się coraz wolniej. Oczywiście nie chodzi tu o nadwozie, lecz o konstrukcję. Rozwój każdej maszyny początkowo odbywa się dość gwałtownie, a z upływem czasu coraz trudniej jest ulepszyć jego konstrukcję. Wówczas zaczyna się jej drugi etap rozwoju — wprowadzanie nowych materiałów i technologii dla obniżenia kosztów produkcji, a następnie wzrost niezawodności i trwałości maszyny oraz ekonomii jej użytkowania. Ponadto główny wysiłek skupia się na doskonaleniu wyposażenia. Dalszy rozwój techniczny wymaga wynalezienia nowych zasad działania (np. nowych pomysłów z zakresu aerodynamiki) i zupełnie nowych układów konstrukcji, a także znalezienia dla maszyny nowych zastosowań.

Tak właśnie przebiega rozwój samolotu. Na jakim etapie rozwoju znajduje się samolot, szybowiec i śmigłowiec? Samoloty cywilne niewątpliwie są na drugim etapie, na którym sprawy zasadniczych rozwiązań konstrukcyjnych są ustabilizowane. W masowej komunikacji lotniczej średniego i dalekiego zasięgu pierwsze miejsce zdobyły 150÷450-miejscowe duże samoloty poddźwiękowe z silnikami turbowentylatorowymi. W komunikacji lokalnej największą rolę odgrywają samoloty turbośmigłowe o prędkościach 300÷500 km/h. Samoloty służbowe, w zależności od wymaganego zasięgu, są odrzutowe, turbośmigłowe lub tłokowe. Wśród samolotów rolniczych stosowany dotychczas napęd tłokowy stopniowo ustępuje turbośmigłowemu. Samoloty sportowe mają postać ustabilizowaną od wielu lat. Duża ewolucja dokonała się wśród motoszybowców, których silniki osiągają moc 45÷75 kW (65÷105 KM). Wraz z szybowcami mają konstrukcję laminatową, która powoli zdobywa miejsce wśród samolotów sportowych. Największy rozwój techniczny odbywa się obecnie w kategorii samolotów ultralekkich oraz lotni. W bieżącym dziesięcioleciu powinny jednak być osiągnięte takie rozwiązania w tych kategoriach, że spowoduje to stabilizację techniczną, w miejsce obecnych gorączkowych prób i poszukiwań. Można powiedzieć, że najbardziej ustabilizowany jest rozwój techniczny samolotów dużych, a największy ruch konstrukcyjny wśród samolotów najmniejszych. Równocześnie samoloty duże osiągnęły wysoki poziom technologiczny i rozwój w tej klasie — to rozwój bardziej oszczędnych silników oraz lepszego wyposażenia. Czyli ekonomia i nie-

zawodność. Ta problematyka jest zasadnicza dla całego współczesnego lotnictwa cywilnego, lecz dopiero wkracza w dziedzinę samolotów ultralekkich i lotni. Jest to zrozumiałe, gdyż tylko stabilizacja konstrukcyjna i produkcyjna pozwala na zebranie doświadczeń i wzrost niezawodności. Jak widzimy w lotnictwie cywilnym, oprócz rozwoju samolotów ultralekkich, nie należy się spodziewać większych rewelacji.

A jak się przedstawia sytuacja w lotnictwie wojskowym? Niewątpliwie prym w nowościach wiedzy technika rakietowa, do której rozwoju przyczynia się też technika lotnicza. Wystarczy wymienić pociski samonaprowadzające (cruise missiles).

W dziedzinie samolotów bojowych stopniowo zmniejsza się różnica między samolotem myśliwskim, szturmowym, bombowym i rozpoznawczym. Najczęściej buduje się dziś jeden typ samolotu bojowego, który ma kilka wersji, zależnie od przeznaczenia. Nielicznym odstępstwem od tej reguły są bombowce dalekiego zasięgu, samoloty patrolowe morskie oraz uznawane za coraz bardziej atrakcyjne — samoloty szturmowe pionowego i skróconego startu (których rola, w sytuacji gdy lotniska są zniszczone, wzrasta ogromnie). Rozwój samolotu bojowego idzie w kierunku wzrostu zwrotności oraz rozwoju wyposażenia i jego niezawodności. Wojskowe samoloty transportowe rozwijają się podobnie jak cywilne, z tendencją do stosowania większej mocy silników, w celu korzystania z mniejszych i gorzej przygotowanych lotnisk oraz z lotnisk położonych w wysokich górach. W dziedzinie samolotów szkolno-treningowych odchodzi się od szkolenia wyłącznie na samolotach odrzutowych, a wprowadza trzy kategorie samolotów: tłokowe szkolne, turbośmigłowe szkolno-treningowe oraz treningowo-szturmowe odrzutowe.

Największy rozwój wśród wojskowego sprzętu latającego przechodzą obecnie śmigłowce bojowe. Ukształtowały się w nową kategorię śmigłowców i dały początek oddziałom lotnictwa wojsk lądowych. Śmigłowiec szturmowy jest młodą konstrukcją, będzie więc się jeszcze rozwijał. Ostatnio wyłonił się nowy problem: zapotrzebowanie na statek latający do zwalczania śmigłowców bojowych. Wszystko wskazuje na to, że najbardziej do tego celu będzie się nadawał nie samolot, lecz jednomiejscowy śmigłowiec. Dlatego należy się spodziewać pojawienia się śmigłowców myśliwskich.

Obecnie głównymi problemami przy budowie samolotów wojskowych, podobnie jak cywilnych, jest technologia i koszt produkcji oraz ekonomia i niezawodność użytkowa-

cd. na s. 2



BRAZYLIA

● Libia zamówiła 160 turbośmigłowych samolotów treningowych Embraer EMB-312 Tucano. (Air Int. 6/83)



BUŁGARIA

● Linie lotnicze Bałkan przewożą rocznie 2,5 mln pasażerów. Mają one sieć linii długości 80 tys. km. Liczba linii zagranicznych Bałkanu wynosi 41. (FR 6/83)



FRANCJA

● 14 czerwca 1983 r. wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz seryjnego tloko-wego samolotu szkolno-treningowego Epsilon. (Av. Mag. 853)

● 35 Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski 1983 w Le Bourget odwiedziło 700 tys. widzów, w tym 115 tys. specjalistów (28 tys. zagranicznych) oraz 110 delegacji z 61 państw. (Av. Mag. 853)

● Pracownik wytwórni silników SNECMA Claude Chudzik zbudował motoszybowiec laminatowy o układzie kaczki. Silnik 9 kW, rozpiętość 6 m, masa własna 80 kg. (Av. Mag. 853)

● Prowadzone są rozmowy w sprawie zakupu i licencyjnej produkcji francuskiego samolotu myśliwskiego Mirage 2000 w Chinach. (Air Int. 6/83)

● Chiny otrzymały dwa silniki turbowentylatorowe CFM56-2 o ciągu 10 680 daN zakupione we Francji. Mają być wypróbowane na samolocie Trident, których Chiny używają 35 szt.

● Francuskie lotnictwo wojskowe zamówiło 30 samolotów myśliwskich Mirage 2000. (GIFAS 1354)



HOLANDIA

● Egipt zamierza zakupić 10 samolotów Fokker F27M Friendship. (Air Int. 6/83)



IRAK

● Irackie lotnictwo za pośrednictwem Egiptu i Jordanii nabyło samoloty myśliwskie chińskiej produkcji J-6 (MiG-19) i J-7 (MiG-21). Irak ma obecnie 40 J-6, ponad 150 MiG-21 (wraz z J-7), 85 MiG-23, 18 MiG-25, 20 Su-7, 80 Su-20, 40 Mirage F1, 10 Mi-8, 13 Mi-24, 15 Gazelle, 12 Super Frelon, 6 Alouette i kilka Bo-105. Straty w wojnie z Iranem wyniosły 85 samolotów myśliwskich. (Air Int. 6/83)

● Irak zamówił 20 samolotów Mirage F1. (Int. 4/83)



IRAN

● Lotnictwo Iranu nabyło samoloty myśliwskie chińskiej produkcji J-6 (MiG-19), zaś z Izraela otrzymało części zamienne do samolotów Phantom. (Air Int. 6/83)



JAPONIA

● Wytwórnia Mitsubishi opracowuje dalsze wersje swego odrzutowego samolotu służbowego MU-300 Diamond: Diamond II z silnikami JT15D-4 lub TFE731-2 oraz Diamond III. (Av. Mag. 853)



RUMUNIA

● Rumuński przemysł lotniczy opracował nowy samolot szkolny IAR-831 Pelican. (Av. Mag. 853)



SZWECJA

● Wytwórnia MFI opracowuje nowe skrzydła o dużej nośności, których wypróbowanie rozpoczęto w marcu br. na samolocie MFI-15. Skrzydła te mają grubą profil i szczelinową kłapę Fowlera, zajmującą 2/3 rozpiętości.



USA

● 23.2.1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp nowego turbośmigłowego samolotu służbowego Piper Cheyenne 4. (Int. 4/83)

● Wytwórnia Sikorsky otrzymała zamówienia na trzy wojskowe śmigłowce transportowe S-70A (UH-60A Blackhawk) ze Szwajcarii i dwa z Filipin. Ponadto Filipiny zamówiły 17 śmigłowców wojskowych S-76 (UH-76). (FR 6/83, Av. Mag. 853)

● Proponowana jest wymiana silnika J79 na PW-1120 na samolocie myśliwskim F-4 Phantom, co podwyższy jego osiągi. (Av. Mag. 853)

● Wytwórnia Beech opracowuje projekt turbośmigłowego samolotu służbowego Beech Super King Air 300, który będzie dalszym rozwinięciem znanego samolotu King Air 200. (Av. Mag. 853)

● Marynarka wojenna USA zamówiła 15 samolotów E-6A. Jest to odmiana samolotu Boeing 707 służąca jako stacja przekąźnikowa dla okrętów podwodnych. (Air Int. 6/83)

● Lotnictwo wojskowe USA zamówiło 15 samolotów TR-1 będących rozwinięciem samolotu szpiegowskiego U-2. (Air Int. 6/83)

● Prototyp samolotu P-51 Mustang z silnikiem turbośmigłowym T55L, nazwany Piper PA-48 Enforcer, wykonał pierwszy lot 9.4.1983 r. (Air Int. 6/83)



W. BRYTANIA

● W Anglii przechodzi próby argentyński samolot szturmowy IA-58 Pucara, stanowiący zdobycz z wojny o Falklandy. (FR 6/83)

● 26 maja 1983 r. wykonał pierwszy lot służbowy BAe HS125-800 o rozpiętości powiększonej o 1,37 m w stosunku do wersji 125-700 i o polepszonych osiągnięciach. Dotychczas zamówiono 556 samolotów HS125, z czego ponad 500 dostarczono. (Av. Mag. 853)

● Wytwórnia Edgley zebrała zamówienia na 29 samolotów patrolowych Optica. (Air Int. 6/83)

● Fotele wystrzeliwane Martin-Baker mają już na swym koncie uratowanie 5000 lotników. (Int. 5/83)

● Wytwórnia brytyjska British Aerospace, francuska Aerospatiale, amerykańska Lockheed i zachodniemiecka MBB zawarły porozumienie w sprawie wspólnego zaprojektowania wojskowego samolotu transportowego FIMA. (GIFAS 1354)



WŁOCHY

● Wytwórnia SIAI Marchetti opracowuje projekt samolotu S700 Cormaro, będący amfibią rozwiniętą z samolotu SF-500TP Canguro. Drugim projektem jest dwusilnikowy odrzutowy samolot służbowy S266, zabierający 19-30 pasażerów. (Av. Mag. 853)

● Lotnictwo włoskie otrzymało 60 z zamówionych 81 odrzutowych samolotów treningowych Aermacchi MB-339A i zamawia dalszą partię 34 samolotów. (Air Int. 6/83)

● Prototyp śmigłowca szturmowego Agusta A129 Mangusta w br. wykona pierwszy lot. Lotnictwo włoskie zamierza zakupić 100 tych śmigłowców. (Air Int. 6/83)



ZSRR

● Na wystawie osiągnięć techniczno-gospodarczych młodzieży radzieckiej w Moskwie Instytut Politechniczny z Komsomolska nad Amurem wystawił skonstruowany przez studentów jednomiejscowy samolot amatorski napędzany otunelowanym śmigłem pchającym i silnikiem 25 kW. Samolot ma dodatkowe składane w locie skrzydło, stosowane przy starcie i lądowaniu. Prędkość maks. 250 km/h. Samolot jeszcze nie został oblatany. (FR 6/83)

● Samolot Il-86 używany jest na liniach do Berlina, Drezna, Sofii, Frankfurtu n.M., Delhi, Hanoi, Pragi i Aten. (FR 6/83)

● Aeroflot otworzył linię do Argentyny. Jest to 117 zagraniczna linia Aeroflotu, łącząca ZSRR z 94 krajem na świecie. (FR 6/83)

cd. ze s. 1

nia i wyposażenie. Rozwój odbywa się szczególnie szybko w dziedzinie wyposażenia elektronicznego.

Równocześnie okres rozwoju przeżywa to, co nazywa się infrastrukturą lotnictwa, czyli zaplecze obsługowe. Należy

do tego zarówno diagnostyka techniczna i obsługa techniczno-remontowa, jak i kontrola ruchu powietrznego i obsługa naziemna pasażerów oraz przeładunku towarów. Konieczność usprawnienia i potanienia tej działalności wynika z masowości użycia samolotów tak w lotnictwie cywilnym, jak i wojskowym.

Liczba i rodzaj samolotów

i śmigłowców cywilnych

w krajach członkowskich ICAO wg stanu na 31.XII.1981 r.*)

STATYSTYKA LOTNICZA



Rodzaj samolotu, śmigłowca	Handlowe przeds. przew.		Innych użytkowników		Razem		ogółem
	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	
SAMOLOTY							
Turboodczutowe							
4-silnikowe	1 580	—	390	—	1 970	—	1 970
3-silnikowe	2 400	—	80	—	2 480	—	2 480
2-silnikowe	2 530	610	1 340	1 870	3 870	2 480	6 350
1-silnikowe	—	—	10	200	10	200	210
Turbośmigłowe							
4-silnikowe	400	—	120	10	520	10	530
3-silnikowe	—	—	—	—	—	—	—
2-silnikowe	1 090	1 900	400	4 350	1 490	6 250	7 740
1-silnikowe	—	50	—	150	—	200	200
Śmigłowce							
4-silnikowe	210	50	340	10	550	60	610
3-silnikowe	—	60	10	60	10	120	130
2-silnikowe	720	8 380	1 260	32 440	1 980	40 820	42 800
1-silnikowe	—	11 710	—	268 800	—	282 510	282 510
Razem	8 930	24 760	3 950	307 890	12 880	332 650	345 530
ŚMIGŁOWCE							
Turbinowe							
2-silnikowe	100	440	30	700	130	1 140	1 270
1-silnikowe	—	2 790	—	3 650	—	6 440	6 440
Z silnikami tłokowymi							
2-silnikowe	—	20	—	90	—	110	110
1-silnikowe	—	1 250	20	6 910	20	8 160	8 180
Razem	100	4 500	50	7 000	150	15 850	16 000

¹⁾ samoloty śmigłowce o masie 9000 kg (20 000 lb) i powyżej
²⁾ samoloty śmigłowce o masie poniżej 9000 kg (20 000 lb)
*) Bez ZSRR i ChRL

ICAO Statistical Yearbook Doc. 9180/7

Przybliżona liczba godzin lotu i wykorzystania taboru w lotnictwie cywilnym świata w 1981 r.*)

Rodzaj lotów	Tys. godz. lotn. (tys.)	% całości	Liczba samolotów	% całości	Godzin lotu na samolot
Loty regularne	14 700	18,7	38 300	10,6	697
Loty nieregularne	1 600	2,0			
Inne handlowe	10 500	13,5			
Lotnictwo lekkie:			323 200	89,4	159
— loty szkolne	51 400	65,8			
— służbowe i prywatne	12 400	15,9			
— usługi gospodarcze	30 000	38,4			
— usługi	9 000	11,5			
Razem	78 100	100,0	361 500	100,0	216

*) Bez ZSRR i ChRL

Procentowy podział kosztów w transporcie lotniczym świata

	1970	1975	1978	1979	1980	1981
Koszty lotu	26,8	32,5	30,0	34,3	38,9	40,2
w tym: załoga	10,3	8,8	8,5	8,1	7,8	7,5
paliwo	11,2	19,4	18,4	22,8	28,2	30,2
inne	5,3	4,3	3,1	3,4	2,9	2,5
Obsługa techniczna i naprawy	14,3	12,5	12,3	11,4	10,5	10,3
Amortyzacja	10,9	8,1	7,9	6,7	6,2	6,4
Koszty lotniskowe i opłaty	16,7	16,9	17,8	17,0	15,5	15,3
Koszty handlowe	25,1	24,0	25,6	24,4	23,1	22,7
Koszty ogólne i administr.	6,2	6,0	6,4	6,1	5,8	5,1

Ruch przewozowy w niektórych portach lotniczych Europy w 1981 r. Przewozy docelowe bez tranzytu

	Tys. operacji (startów i lądowań)		Tys. pasażerów		Tys. ton towaru	
	ogółem	międzyn.	ogółem	międzyn.	ogółem	międzyn.
Amsterdam	176,6	133,4	9 669	9 570	329,6	329,6
Budapeszt	32,7	—	1 628	—	22,6	—
Barcelona	77,1	—	5 539,8	—	56,1	—
Berlin-Tegel	52,9	7,9	4 414	900	10,5	1,2
Bordeaux	63,9	5,1	1 106	251	—	—
Bruksela	104,0	81,4	5 244	5 241	164,3	164,3
Frankfurt n/M	209,9	137,4	16 915	12 007	590,0	534,2
Genewa	124,8	52,5	4 172	3 458	32,7	24,1
Hamburg	65,8	27,0	4 310	1 913	29,0	12,3
Helsinki	80,7	28,6	3 458	1 972	27,6	22,1
Kopenhaga	153,0	104,2	8 192	6 521	141,1	132,6
Lizbona	45,1	29,1	2 941	2 321	46,2	38,5
Londyn ²⁾	440,9	—	37 393	—	589,5	—
Luksemburg	64,5	13,9	553	553	72,1	72,1
Madryt	117,4	—	9 961	—	151,0	—
Marsylia	91,0	25,4	3 666	1 621	24,2	13,6
Mediolan ¹⁾	—	61,1	6 517	4 106	90,9	82,9
Moskwa-Szeremietiewo	—	43,5	2 928	2 928	89,2	45,2
Nicea	6,9	—	3 214	—	10,9	—
Oslo ¹⁾	138,3	—	4 125	—	26,9	—
Paryż ²⁾	342,7	178,7	27 981	18 255	618,1	579,9
Praga	40,9	20,5	1 606	1 328	8,1	7,3
Rzym ¹⁾	—	77,6	11 230	6 677	126,8	110,0
Sztokholm-Arlanda	90,2	48,6	4 637	3 341	42,5	40,3
Stuttgart	54,4	20,5	2 516	1 325	16,8	8,2
Warszawa	41,6	25,1	1 760	1 143	6,5	4,2
Wiedeń	81,6	49,8	2 916	2 820	35,6	35,4
Zurich	163,4	110,3	7 973	7 537	162,0	155,1

¹⁾ dwa porty, ²⁾ trzy porty

Nowe śmigłowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim '83

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Śmigłowce

Choć nie było nowych konstrukcji, interesujące były nowe wersje i odmiany śmigłowców znajdujących się w produkcji. Francuski Aerospatiale prezentował nowe uzbrojone wersje swych śmigłowców Ecureuil i Dauphine. Włoska Agusta prezentowała m.in. wersję sanitarną śmigłowca A109 z oryginalnym rozwiązaniem umieszczenia noszy w poprzek kadłuba. Ponieważ nosze nie mieściły się w kadłubie, wykonano z obu stron kadłuba odsuwane drzwi

w postaci wystających pudeł, które po zamknięciu obejmują oba końce noszy. Nowością była też uzbrojona wersja wojskowa cenionego amerykańskiego śmigłowca cywilnego Sikorsky S-76 oznaczona H-76. Wytwórnia Bell pokazała prototyp śmigłowca Bell 400 Twin Ranger ze śmigłem ogonowym w pierścieniu. Jest to rozwiązanie inne niż wielołopatkowego fenestronu stosowanego przez Francuzów. Po raz pierwszy w Paryżu pokazano śmigłowiec Hughes H-500E z wydłużoną do przodu osłoną kabiny, śmigłowiec szturmowy Hughes AH-64 Apache i uzbrojoną wersję śmigłowca Sikorsky UH-60A Blackhawk.



Rys. 1. Śmigłowiec Hughes 500E o nowym kształcie przodu kadłuba



Rys. 4. Bell Twin Ranger z pierścieniem wokół wirnika ogonowego



Rys. 2. Śmigłowiec AS365M Dauphin w wersji uzbrojonej



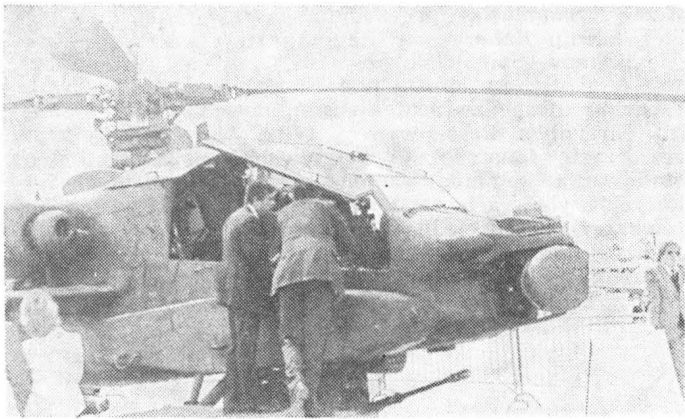
Rys. 5. Sikorsky UH-76, wersja wojskowa śmigłowca S-76



Rys. 3. Odsuwane wystające drzwi w wersji sanitarnej śmigłowca Agusta A109A pozwalające na poprzeczne umieszczenie noszy w kadłubie



Rys. 6. Sikorsky UH-60A Blackhawk z uzbrojeniem



Rys. 7. Śmigłowiec szturmowy Hughes AH-64 Apache

Samoloty sportowe

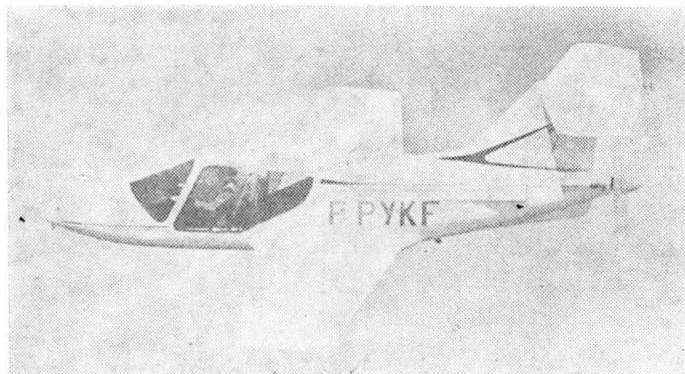
Dużą rewelacją Salenu były nowe francuskie ekonomiczne dwumiejscowe samoloty szkolno-sportowe Robin ATL i Mudry CAP-XS. Pierwszy z nich, laminatowy z usterzeniem motylkowym (Rudlickiego), napędzany jest silnikiem IPX PAL o mocy zaledwie 34 kW (47 KM). Drugi z nich napędzany jest silnikiem Lycoming 82 kW (112 KM). Wytwórnia francuska Socata przedstawiła akrobacyjną odmianę samolotu TB10 Tobago oznaczoną TB11. Spośród konstrukcji amatorskich uwagę zwracał francuski czteromiejscowy laminatowy Orion z pchającym śmigłem, napędzanym silnikiem Lycoming 134 kW. Ciekawe też były samoloty sportowe (Cessna 152 i CP-1320) z silnikami dostawianymi do płynnego gazu (butanu).



Rys. 8. Laminatowy francuski samolot szkolno-sportowy Robin ATL



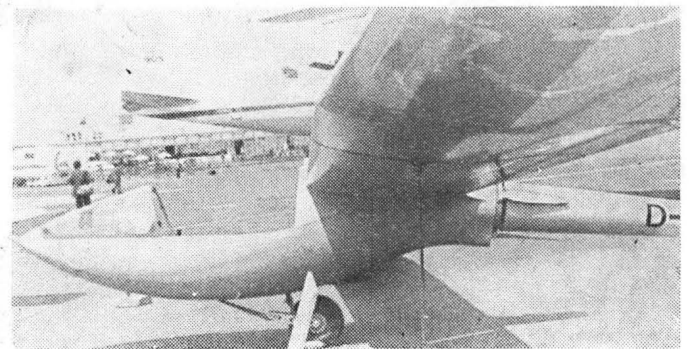
Rys. 9. Samolot szkolno-sportowy Mudry CAP-XS



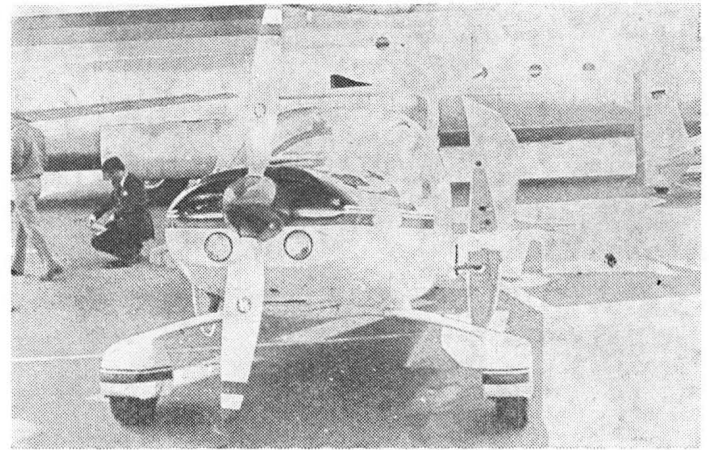
Rys. 10. Francuski czteromiejscowy amatorski samolot laminatowy Orion

TABLICA. Samoloty sportowe i motoszybowce

Nazwa	Silnik, kW	Miejsce pasaż.	Masa całkow., kg	Prędkość maks., km/h
Robin ATL	PAL, 34	2	420	180
CAP-XS	Lyco, 82	2	540	240
Orion	Lyco, 132	4	1050	330
WK-1	..., 45	2	700	190



Rys. 11. Dwumiejscowy motoszybowiec Kuffner WK-1 ze składanym śmigłem na belce ogonowej

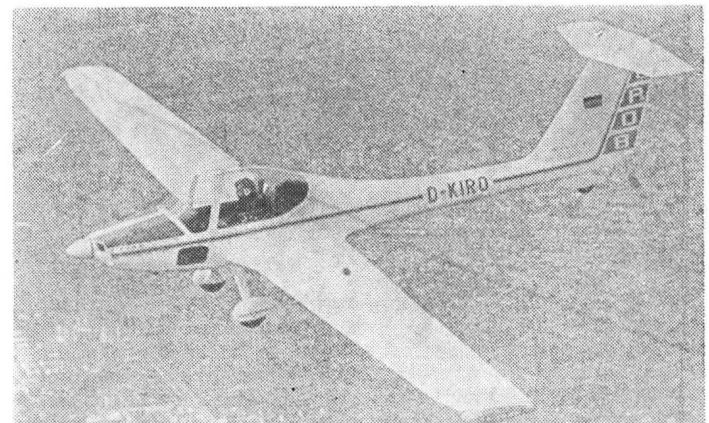


Rys. 12. Motoszybowiec Dimona ze złożonymi skrzydłami

Motoszybowce i szybowce

Najciekawszą konstrukcją był jeszcze nie wykończony zachodnioniemiecki dwumiejscowy laminatowy motoszybowiec Kuffner WK-1 ze śmigłem umieszczonym na pierścieniu na belce ogonowej. Laminatowy dwumiejscowy motoszybowiec francuski Fournier RF-10 był pokazany w nowej wersji z usterzeniem o układzie T. Oko przyciągały dwa już znane zachodnioniemieckie motoszybowce Grob G109B Ranger oraz H36 Dimona, wyróżniające się elegancją. Francuzi pokazali też jednomiejscowy mini-motoszybowiec Lutin 80 o układzie naszego Ogara z pchającym śmigłem o składanych łopatkach.

Uwagę zwracały obejmujące do skrzydeł szybowców i motoszybowców wyposażone w kółko, co ułatwia transport skrzydła. Szybowiec Centrair C 101A Pegase — to odmiana

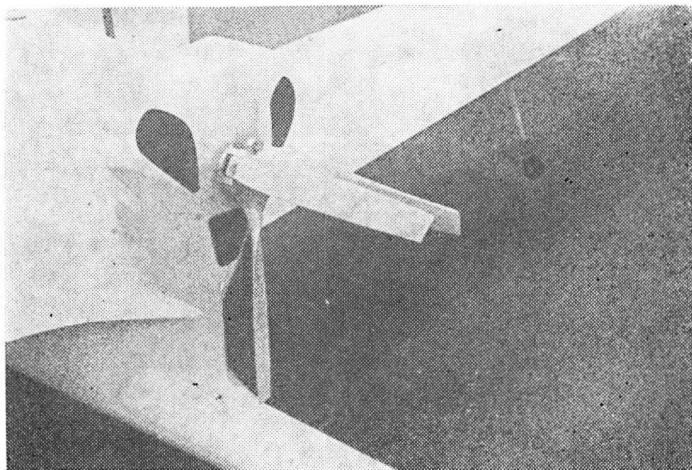


Rys. 13. Zachodnioniemiecki motoszybowiec Grob G-109

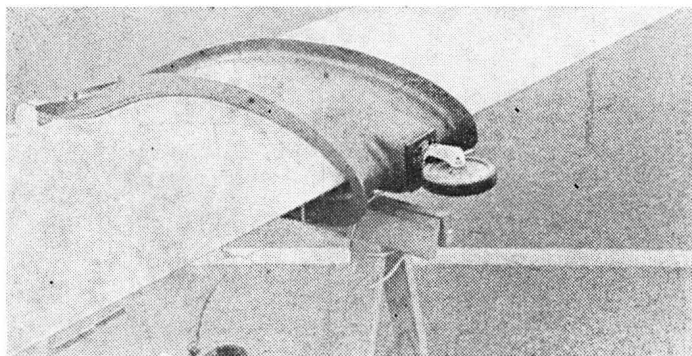
szybowca ASW-20. Pozostałe szybowce wystawione na Salonie nie były nowością. Ciekawostką był natomiast węgierski metalowy dwumiejscowy R-26 Góbé, którego produkcja została wznowiona w br.



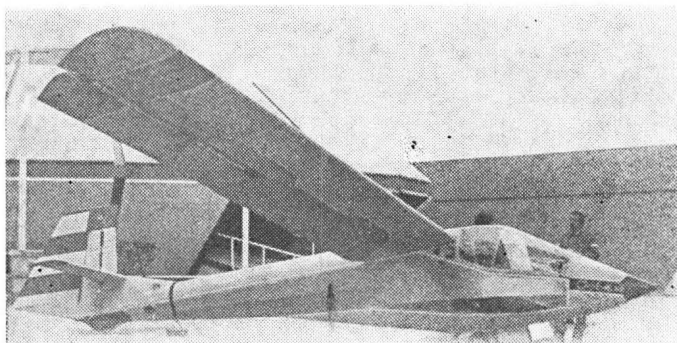
Rys. 14. Jednomiejscowy motoszybowiec Lutin 80



Rys. 15. Napęd jednomiejscowego motoszybowca Lutin 80



Rys. 16. Obejma skrzydła z kółkiem

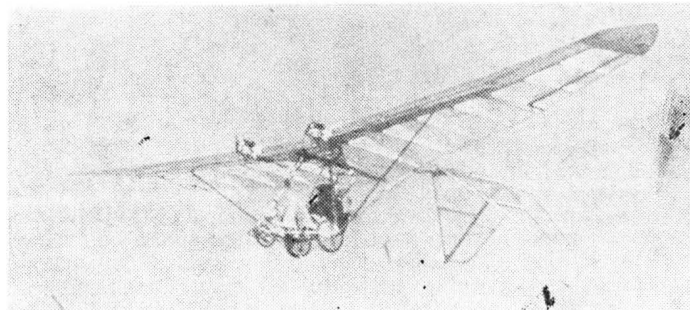


Rys. 17. Węgierski dwumiejscowy szybowiec szkolny R-26 Góbé

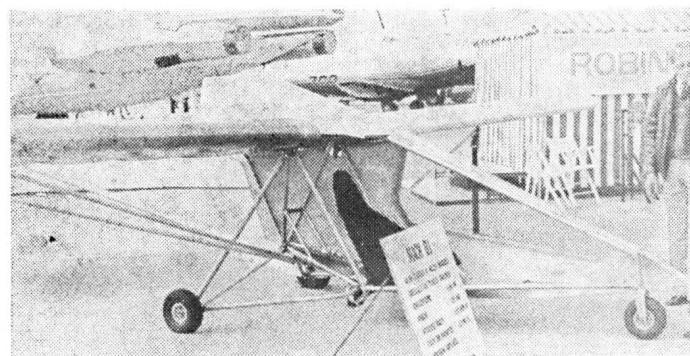
Samoloty ultralekkie

Choć samoloty ultralekkie wywodzą się od lotni, jednak wyraźna jest tendencja do „usamolotowiania” ich konstrukcji. Coraz powszechniejsze staje się sterowanie sterami, a nie przesuwaniem ciała pilota. Coraz więcej samolotów ma skrzydła z dźwigarem, noskiem blaszanym lub kesonem oraz z profilem lotniczym, czyli z obustronnym pokryciem. Maleje liczba linek usztywniających, które zastępują

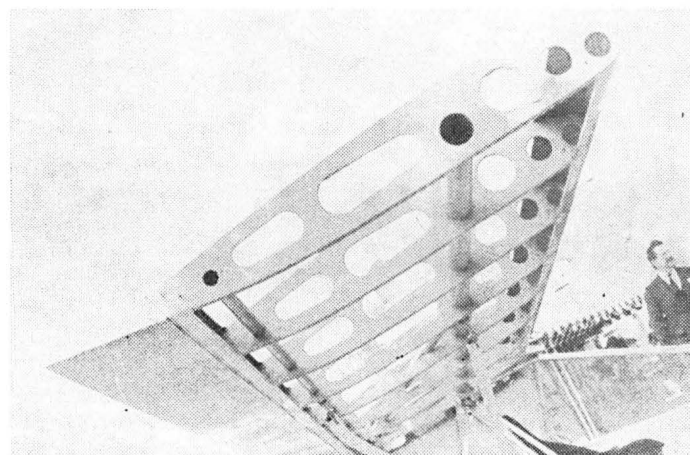
zastrzały. Samolociki przypominające amerykański Quick Silver, jak np. Robertson B1RD mają stery, choć są usztywnione linkami. Samolocik Aero 001, choć usztywniony linkami, miał gruby profil płata i powierzchnie sterowe. Szczególną uwagę zwracał dwusilnikowy Lazair z metalowym skrzydłem kesonowym i tylną jego częścią krytą przezroczystą folią. Prostą i sztywną konstrukcją, godną naśladowania w takich samolocikach oraz szkolnych metalowych szybowcach, miał francuski Mach 01, wystawiony w ciekawy sposób: jedna jego połowka była wykończona, druga zaś bez pokrycia skrzydła i kabiny. Jego skrzydło ma dźwigary rurowe, zaś metalowe żebra są rozstawione



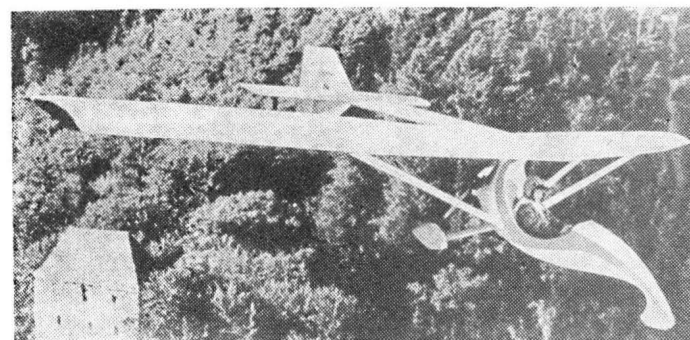
Rys. 18. Dwusilnikowy samolocik ultralekki Lazair



Rys. 19. Samolocik francuski Mach 01



Rys. 20. Konstrukcja skrzydła samolotu Mach 01

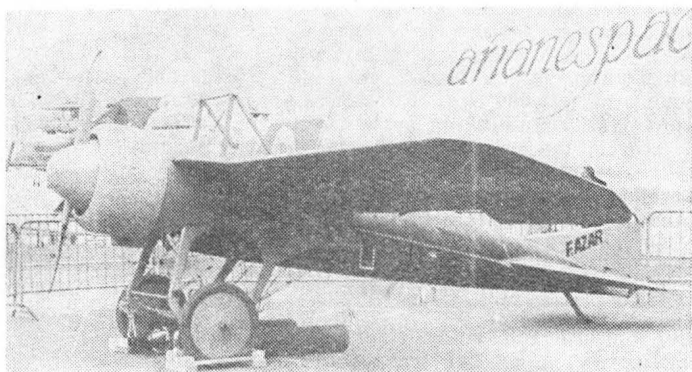


Rys. 21. Laminatowy Hoffmann H 39 Diana z przednią nogą podwozia przypominającą trąbę słońca

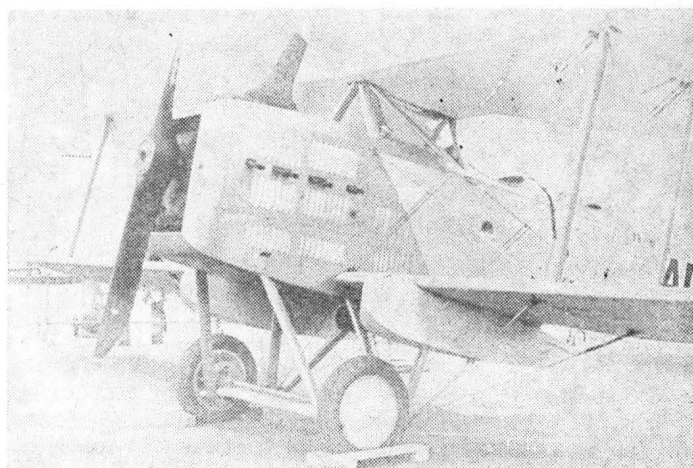
aż co 60 cm. Samolotik zachodniemiecki Diana, choć o nowoczesnej laminatowej konstrukcji, nieco raził przednią golenią podwozia o kształcie trąby słonia.

Eksponaty muzealne

Na lotnisku Le Bourget na terenach wystawowych Salonu mieści się Muzeum Lotnictwa (Musée de L'Air). W czasie Salonu przed muzeum było wystawionych wiele



Rys. 22. Wyścigowy Deperdussin z 1913 r. demonstrowany na Salonie w locie



Rys. 23. Breguet 14 z I wojny światowej. Zdjęcia autora 18 i firmowe 4.

eksponatów muzealnych, m.in. prototyp Concorde czy szczątki samolotu myśliwskiego Mustang. Dwa eksponaty muzealne z kolekcji J. Salis: wyścigowy Deperdussin z 1913 r. i dwupłatowy Breguet 14 z I wojny światowej — były demonstrowane w locie.

Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (I)

Mgr inż. PAWEŁ BOLIŃSKI

Instytut Lotnictwa

Korzyści wynikające z połączenia właściwości pionowego startu i lądowania śmigłowca z większą prędkością maksymalną i ekonomicznością samolotu są oczywiste zarówno z punktu widzenia zastosowań cywilnych, jak i wojskowych. Dlatego też już od ponad 30 lat trwają prace nad samolotami pionowego startu i lądowania (PSL). „Katalizatorem” rozwoju samolotów tego typu był rozwój silników turbinowych, a różnorodność badanych rozwiązań świadczy zarówno o skali trudności zagadnienia, jak i o tym, że ciągle trwają poszukiwania rozwiązań optymalnych dla określonych zastosowań.

Ze względu na sposób realizacji PSL, można wyodrębnić trzy zasadnicze układy samolotów:

— z dodatkowymi silnikami nośnymi, przy czym główny zespół napędowy jest silnikiem wyłącznie marszowym lub jest wspomagany przez silniki nośne podczas startu i lądowania;

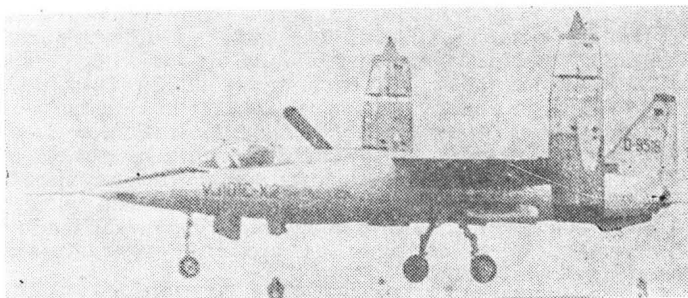
— z jednym silnikiem, który stanowi napęd samolotu we wszystkich fazach lotu. Można tu wyodrębnić następujące rozwiązania: start i lądowanie przy pionowym ustawieniu kadłuba; uzyskanie siły nośnej w wyniku zmiany kierunku ciągu zespołu napędowego przez: obrót dyszy silnika odrzutowego, obrót skrzydła wraz z silnikiem (silnikami) lub obrót wirnika, śmigła, wentylatora, gondoli silnika odrzutowego; zastosowanie dodatkowych urządzeń nośnych jak: wentylatory nośne, wykorzystanie zjawiska eejkcji;

— inne rozwiązania, nie będące klasycznymi śmigłowcami, jak: śmigłowiec ABC, czy koncepcja skrzydła X.

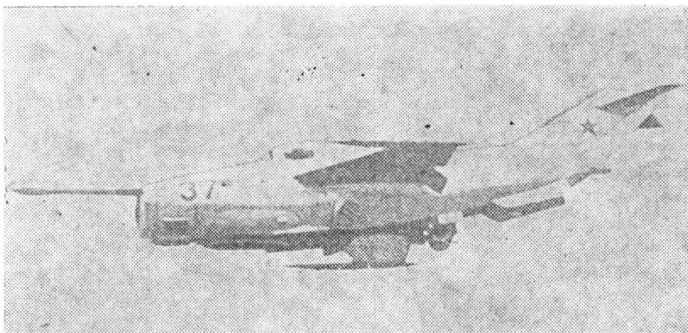
Podane poniżej przykłady konstrukcji samolotów PSL powstałych w ciągu ostatnich 30 lat, z konieczności ujęte w dużym skrócie, niech będą ilustracją rozwoju tej dziedziny lotnictwa oraz poszukiwań takich rozwiązań konstrukcyjnych, które pozwalałyby na wprowadzenie samolotów tego typu do powszechnego użytkowania.

Samoloty PSL z dodatkowymi silnikami startu i lądowania

Samoloty tej grupy to niemal wyłącznie samoloty o napędzie odrzutowym. Koncepcję odrębnego napędu pionowego i poziomego przyjęto w samolotach firmy Dassault Mirage-Balzac i Mirage III-V. Na początku lat sześćdziesiątych firma ta rozpoczęła prace nad samolotem PSL, wykorzystując konstrukcję już istniejącego samolotu Mirage III.

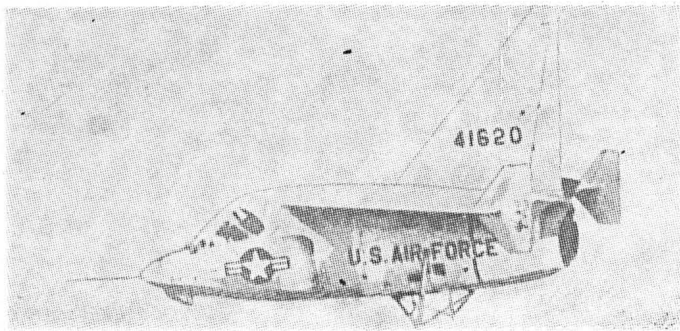


Rys. 1. VJ-101C



Rys. 2. Jak-36

W zmodyfikowanym kadłubie tego samolotu umieszczono osiem silników RB 162 o ciągu 15,7 kN, a silnik Snecma o ciągu 74,5 kN dla lotu poziomego. Prototyp samolotu Balzac V rozbił się w 1964 r., a następny Mirage III-V z silnikiem P & W TF30 o ciągu 82,4 kN osiągnął w locie poziomym 2,04 Ma. W zawisie sterowanie samolotem realizowane było układem dysz zasilanych powietrzem z silników startowych. Największym mankamentem była niewystarczająca sterowność poprzeczna w locie z małą prędkością (co było przyczyną katastrofy Balzaca) oraz zjawisko „zassania” w wyniku opływu samolotu przez strumień gazów odbity od powierzchni ziemi.



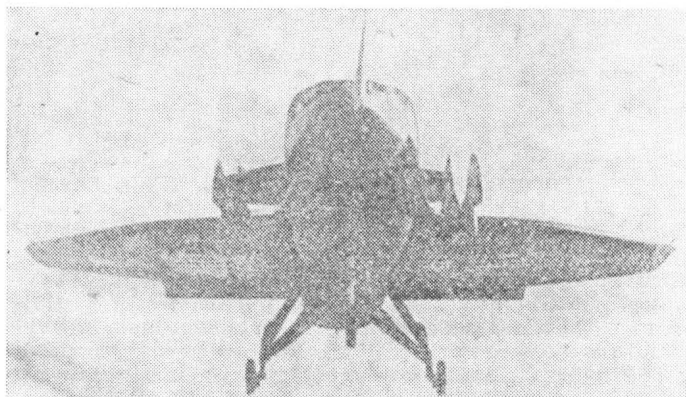
Rys. 3. X-13

Znacznie częściej stosowano układ z silnikami startowymi wspomagającymi główny zespół napędowy podczas startu i lądowania. W 1959 r. w zakładach EWR Sud (RFN) zbudowano samolot VJ-101C. Zakładano, że będzie to samolot przechwytyjący na lata siedemdziesiąte. Napęd stanowiło sześć silników firmy Rolls-Royce RB-145 (po dwa umieszczone w obracanych gondolach na końcach skrzydeł i dwa umieszczone pionowo w przedniej części kadłuba) o ciągu 12,2 kN każdy (16,2 kN z dopalaniem). Masa całkowita samolotu wynosiła ok. 6000 kg. Zbudowano dwie wersje — z dopalaczami i bez dopalaczy w silnikach głównych. Wersja bez dopalaczy została oblatana w 1963 r. i rozbita podczas lotu konwencjonalnego po 50 h prób. Wersja z dopalaczem była pierwszym samolotem PSL, który osiągnął prędkość dźwięku w locie poziomym. Jednym z problemów, jakie wynikły podczas prób było zasysanie przez silniki gorących gazów podczas startu i lądowania z użyciem dopalaczy.

Również w RFN powstał samolot VAK 191B, jako rezultat konkursu rządowego na samolot bojowo-rozpoznawczy. Zespół napędowy samolotu stanowiły silniki firmy Rolls-Royce: dwa silniki RB-162, umieszczone jeden za kabiną pilota i jeden w tylnej części kadłuba, oraz silnik RB-193 o ciągu 45,2 kN z czterema obracanymi dyszami w środkowej części kadłuba. Oprócz systemu dysz użyto do sterowania również silników nośnych. W przypadku awarii jednego z tych silników, drugi zostaje automatycznie wyłączany w celu zapewnienia pilotowi dostatecznego czasu do katapultowania się. Główną wadą układu była mała (12°) możliwość zmiany kąta pochylenia silników nośnych oraz duży opór w przejściowej fazie lotu. Ponieważ ok. 60% ciągu pochodziło od silników startowych, a 40% od silnika głównego, to masa startowa samolotu w przypadku KSL (krótkiego startu i lądowania) była niewiele większa od masy startowej dla startu pionowego, z powodu trudności z rozpędzaniem samolotu do prędkości gwarantującej dostateczną siłę nośną.

W 1967 r. oblatano w RFN samolot Do-31. Był to prototyp samolotu transportowego PSL. Samolot ten miał osiem silników nośnych RB-162 (po 18,65 kN ciągu każdy) zamontowanych w gondolach na końcach skrzydeł i dwa silniki nośno-marszowe zamontowane pod skrzydłami (po 66,72 kN ciągu każdy). Maks. masa startowa wynosiła 21 770 kg. Samolot miał bardzo skuteczny układ stabilizacji i sterowania. Podczas lotów próbnych zachowywał się niezwykle poprawnie, nie wprowadzono go jednak do eksploatacji z powodu zbyt dużego hałasu jak dla samolotu cywilnego.

Jednym z dwóch eksploatowanych obecnie na świecie samolotów PSL jest radziecki naddźwiękowy Jak-36, za-



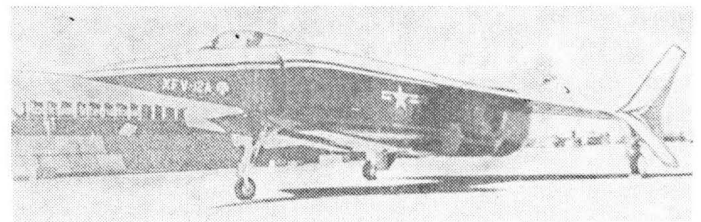
Rys. 4. Ryan — XV-5A

prezentowany po raz pierwszy razem z innymi samolotami PSL na pokazach w 1967 r. Przyjęty układ napędowy wskazuje, że głównym kryterium konstrukcyjnym była właściwość pionowego startu i lądowania, gdyż samolot jest użytkowany na krążowniku Kijów z pokładem przystosowanym do eksploatacji samolotów PSL i śmigłowców.

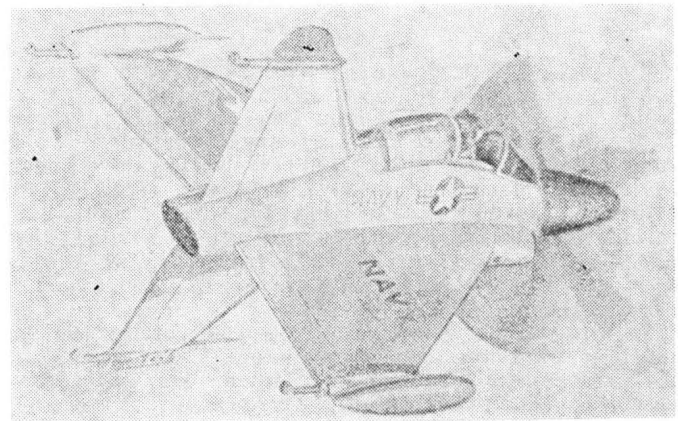
Jak-36 jest średniopłatem, wykonanym w konwencjonalnej technologii z użyciem stopów odpornych na wysoką temperaturę w rejonach dysz wylotowych. Napęd stanowią dwa silniki nośne o ciągu ok. 25 kN umieszczone za kabiną pilota i silnik główny o ciągu 78 kN, mający dwie dysze obrotowe (obracane od 0° do 15° do przodu od osi pionowej). W celu lepszego rozmieszczenia na okręcie, zastosowano składanie skrzydeł. Masa startowa samolotu wynosi ok. 10 000 kg. Równowagę poprzeczną zapewnia układ dysz. Samolot ma system autostabilizacji, dzięki czemu start i lądowania przebiegają bardzo płynnie.

Samoloty z zespołem napędowym realizującym wszystkie fazy lotu

Znacznie bardziej obiecująca od poprzednio opisanych rozwiązań jest koncepcja samolotu PSL, w której zespół napędowy realizuje wszystkie fazy lotu. Rozwiązanie wcześniej opisane ma wiele zalet, gdyż oba silniki (startowy i marszowy) mogą być traktowane oddzielnie, bez kompro-



Rys. 5. XFV-12A

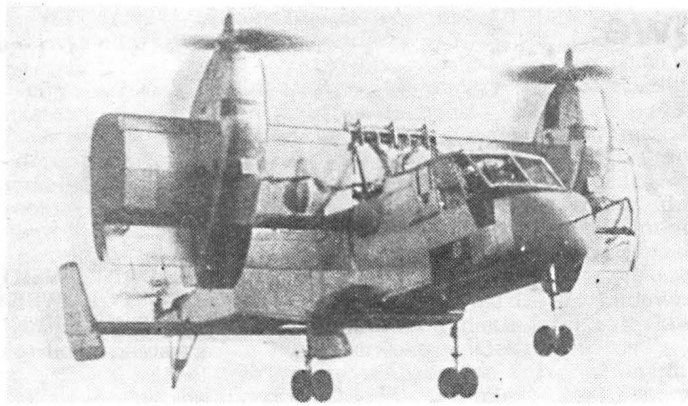


Rys. 6. Convair XFV-1

misów wynikających z podwójnej roli, a ich rozmieszczenie zapewnia większy zakres położenia środka ciężkości. Wady tego układu takie jak: „wożenie” zbytecznej masy i objętości w locie konwencjonalnym, eksploatacja dwóch typów silników na jednym samolocie, złożony układ sterowania jak i to, że silniki dodatkowe nie mogą być użyte do krótkiego startu i lądowania, skłaniają do przyjęcia koncepcji pojedynczego zespołu napędowego. Eliminuje ona te wady, dając dodatkowo możliwość sterowania wektorem ciągu w locie. Natomiast cechą niekorzystną (jest to istotne dla samolotów odrzutowych) jest duży opór falowy wynikający z niekorzystnego rozkładu pola przekroju kadłuba i dużego przekroju poprzecznego silnika.

Na początku lat pięćdziesiątych, kiedy to rozpoczął się gwałtowny rozwój samolotów PSL, powstało dużo samolotów PSL startujących i lądujących przy pionowym ustawieniu kadłuba (skrót ang. VATOL — Vertical Altitude Take Off and Landing). W tym układzie zbudowano samoloty: we Francji — Coleopter, w ZSRR — Turbolet, w W. Brytanii — Bedstead, w USA — XFV-1, XFV-1 oraz odrzutowy X-13, który powstał w wyniku kontraktu z siłami powietrznymi USA.

Prace nad samolotem PSL napędzonym silnikiem odrzutowym rozpoczęto pod koniec lat czterdziestych. W 1953 r. platforma testowa z silnikiem odrzutowym wykonała pierwszy pilotowany zawis. Pierwsze zawisy X-13 wy-

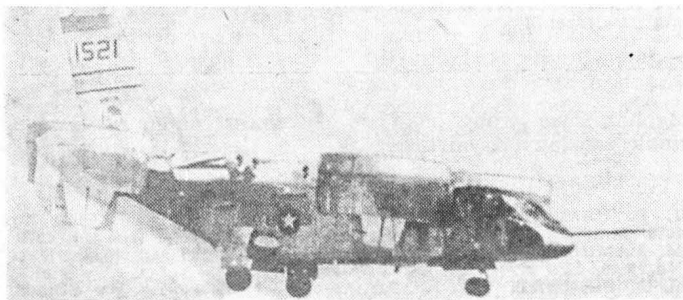


Rys. 7. Canadair CL-84

konał w 1956 r., a w 1957 r. zaprezentowano wszystkie fazy lotu, łącznie z pionowym startem i lądowaniem ze specjalnej platformy samochodowej przy użyciu haka zamontowanego w części nosowej kadłuba. X-13 był napędzany silnikiem Rolls-Royce Avon o ciągu 44,48 kN. Masa startowa samolotu wynosiła 3290 kg. Sterowanie podłużne i kierunkiem zrealizowano przez użycie odchylanej dyszy wylotowej silnika, a poprzeczne przez dysze umieszczone na końcach skrzydeł i zasilane sprężonym powietrzem z silnika. Zastosowano automatyczną stabilizację w celu zapewnienia stateczności w przejściowych fazach lotu i w celu zrównoważenia dużego momentu żyroskopowego powstałego wskutek wirowania mas silnika odrzutowego. X-13 zakończył pomyślnie program prób odbywając 120 lotów. Program został przerwany ze względu na większe zapotrzebowanie na samolot P/KSL niż na samolot wyłącznie PSL. W ostatnich latach w USA występuje ponownie ożywienie zainteresowania koncepcją samolotu myśliwskiego startującego i lądującego z lotniskowca w pozycji pionowej. Prowadzone są zarówno prace studialne jak i próby laboratoryjne.

O samolocie Harrier napisano już do tej pory bardzo wiele, gdyż był to pierwszy samolot PSL wprowadzony do seryjnej produkcji i eksploatacji, a użycie Harrierów w wojnie o Falklandy dodatkowo przyczyniło się do rozreklamowania tego samolotu. O ostatecznym sukcesie koncepcji samolotu z jednym silnikiem nośno-marszowym z przekreśnianymi dyszami wylotowymi spalin zdecydowało głównie kompleksowe podejście do problemu — rozwój jednostki napędowej przeznaczonej tylko dla tego typu samolotu oraz konsekwencja w pracach nad udoskonalaniem samolotu. Kluczem sukcesu był dwuprzepływowy silnik Pegasus, który obecnie osiąga 95,630 kN ciągu, przy czterech dyszach obrotowych, z których dwie przednie są zasilane powietrzem z wentylatora, a dwie tylne gorącymi gazami wylotowymi. Wentylator i sprężarka obracają się w przeciwnych kierunkach, eliminując momenty żyroskopowe. Silnik jest też źródłem powietrza dla dysz sterujących umieszczonych na końcach skrzydeł oraz z przodu i z tyłu kadłuba.

W 1960 r. prototyp samolotu P.1127 Kestler wykonał swój pierwszy lot. Od tego czasu zbudowano wiele ulepszonych wersji samolotu — Mk.2, Mk.3, Sea Harrier, Big Wing Harrier oraz podjęto w 1978 r. w USA licencyjną produkcję pod oznaczeniem AV-8A. Kolejnym krokiem w rozwoju Harriera była wersja AV-8B opracowana przez firmę McDonnell Douglas. Dzięki daleko idącym modyfikacjom osiągnięto dwukrotne zwiększenie zasięgu oraz udźwigu. Zmiany te obejmowały: nowe skrzydło o profilu nadkrytycznym, urządzenia podkadłubowe do zwiększenia siły nośnej w zawisie, podwyższoną kabinę pilota oraz osprzęt dający większą niezawodność i łatwość obsługi. Ponad 23%



Rys. 8. Bell X-22A

masy struktury samolotu zostało wykonane z tworzyw wzmocnionych włóknem węglowym, w tym: skrzydło, kabina i całe usterzenie poziome. O skali ulepszeń niech świadczy fakt, że tylko 3% masy samolotu służy bezpośrednio PSL. Harrier jest samolotem łatwym w pilotażu, gdyż jedyną dodatkową dźwignią w kabine pilota jest dźwignia zmiany kąta dysz wylotowych silników. Dysze te mogą być obrócone o 90° w ciągu 1 s, co pozwala na sterowanie wektorem ciągu w locie. Dalszą zaletą tego układu jest możliwość stosowania KSL oraz techniki „ski jump”, znacznie zwiększającej udźwig samolotu. Główną niekorzystną cechą jest natomiast duży opór aerodynamiczny w zakresie okołodźwiękowym i dlatego, mimo że stosunek ciągu do ciężaru jest większy niż 1, nie jest on samolotem naddźwiękowym.

Poszukując nowych rozwiązań napędów samolotów PSL, które pozwalałyby na zwiększenie ciągu statycznego silnika i jednocześnie pozwoliłyby na zwiększenie prędkości maksymalnej samolotu, zaczęto rozważać zwiększenie ciągu przez zastosowanie wentylatorów nośnych oraz przez wykorzystanie zjawiska eejkcji.

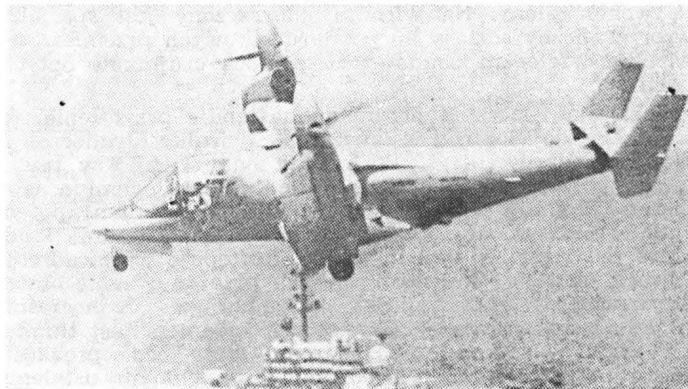
Przy zastosowaniu wentylatorów nośnych możliwe są dwa rozwiązania:

— przez połączenie wentylatora z silnikami wałem napędowym. Układ ten wymaga zastosowania wałów przenoszących duże moce z dużymi prędkościami obrotowymi, przekładni, sprzęgieł itp., co powoduje wzrost masy i obniża niezawodność,

— przez sprzężenie gazodynamiczne — w tym rozwiązaniu gazy wylotowe z silników odrzutowych doprowadzone układem przewodów napędzają końcówki łopatek wentylatorów. Przy przejściu do lotu poziomego zawór zwrotny kieruje gazy do dyszy wylotowej.

Właśnie ten układ został zastosowany w samolocie Ryan XV-5. Silnik J-85 o ciągu 11,6 kN napędzał trzy wentylatory: dwa na skrzydłach o średnicy 1,59 m i jeden o średnicy 0,91 m w części nosowej samolotu. Od 1969 r. prowadzono intensywnie próby w locie w szerokim zakresie prędkości i dla różnych rodzajów manewrów. Ujawniły one trudności ze sterowaniem ciągiem w różnych stanach lotu przede wszystkim ze względu na długi czas reakcji zespołu napędowego na zmianę ciągu silnika. XV-5 wykazywał również bardzo ograniczone właściwości KSL.

Zwiększenie ciągu silnika przez wykorzystanie zjawiska eejkcji wydaje się być obiecującą koncepcją, gdyż nie są wykorzystywane elementy wirujące. Wzrost ciągu następuje dzięki mieszaniu się strumienia gazów wylotowych z powietrzem zasysanym z otoczenia w specjalnych kanałach umieszczonych w skrzydłach.



Rys. 9. Bell XV-15

Na początku lat sześćdziesiątych ten układ badano na samolocie XV-4A Hummingbird. Pierwszy lot tego samolotu odbył się w 1964 r. Samolot o masie 3266 kg był napędzany dwoma silnikami o ciągu 14,68 kN każdy. Zamiast spodziewanego 40% wzrostu ciągu osiągnięto tylko 20%. Zjawisko to wykorzystano również w konstrukcji samolotu Rockwell XFV-12A, którego pierwsze próby rozpoczęto w 1978 r. Samolot ten jest zbudowany w układzie kaczki. Składową pionową siły nośnej w zawisie wytwarzają urządzenia eejktorowe umieszczone w skrzydłach i w usterzeniu poziomym, które mają kształt trapezoidalny i rozciągają się wzdłuż płatów. Gazy wylotowe są doprowadzane przez odwracacz ciągu i zespół kanałów. Sterowanie w zawisie i w locie poziomym z małą prędkością

Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (II)

Mgr inż. WITOLD DĄBROWSKI
 Mgr inż. STANISŁAW POPOWSKI
 Mgr inż. SŁAWOMIR WRÓŃSKI
 Instytut Lotnictwa

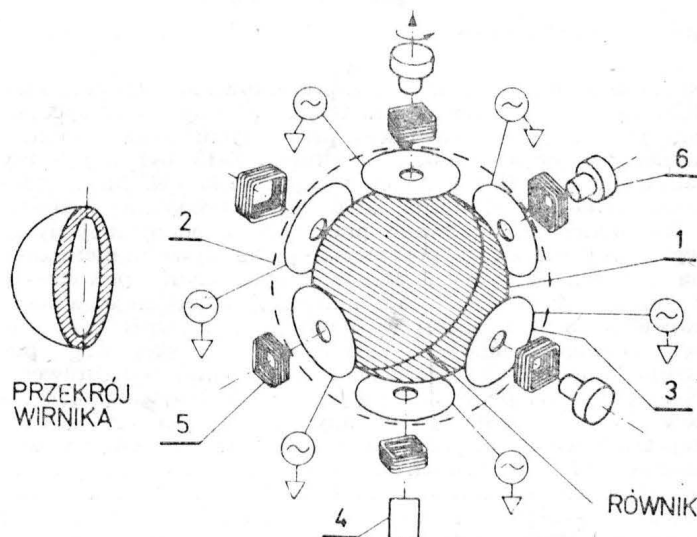
Giroskop z zawieszeniem elektrostatycznym

Giroskop z zawieszeniem elektrostatycznym jest oparty na zasadzie zachowania krętu, o stałym stanie skupienia elementu ruchomego, o zawieszeniu elektrostatycznym, napędzie elektrycznym, dwóch osiach pomiarowych, ruchu obrotowym elementu ruchomego, mierzący położenie i prędkości kątowe, mający fotoelektryczny przetwornik pomiarowy.

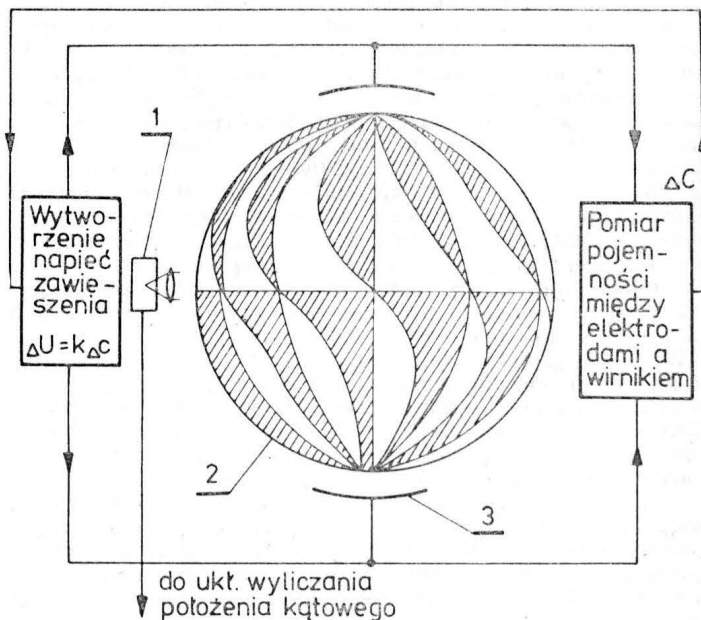
Giroskop z zawieszeniem elektrostatycznym jest rozwiązaniem całkowicie eliminującym połączenia mechaniczne między wirnikiem a obudową. Dzięki takiemu rozwiązaniu osiągnięto duże dokładności pomiaru i dryf 10^{-4} deg/h (tabl. 2 — cz. I, art., *TLiA* nr 9/83). Prace nad tym typem giroskopu rozpoczęto na początku lat pięćdziesiątych.

Rys. 11 przedstawia budowę takiego giroskopu. Podstawowy element to sferyczny wirnik 1, wykonany z materiału o dużej przewodności elektrycznej, mający postać cienkościennej sfery, pogrubionej w okolicach równika. Wirnik ten umieszczony jest w hermetycznej, ceramicznej osłonie 2, na wewnętrznej powierzchni której umieszczony jest system elektrod podtrzymujących 3. Elektrody te pełnią również funkcję pojemnościowego przetwornika położenia, którego zadaniem jest mierzenie odchylenia wirnika od położenia centralnego. Cały układ utrzymany jest w wysokiej próżni (od $13 \cdot 10^{-5}$ do 10^{-6} Pa) za pomocą pompy próżniowej 4. Ma to na celu zminimalizowanie siły lepkości działającej na wirnik, a również umożliwia doprowadzenie dużych potencjałów do elektrod bez wystąpienia wyładowań elektrycznych. Wielkość szczeliny między wirnikiem a obudową wynosi od kilku dziesiątych do kilku setnych milimetra. Napęd sferycznego wirnika zapewnia dwufazowy silnik indukcyjny, którego uzwojenia 5 umieszczone są wokół osłony. Na wirniku umieszczony jest specjalny wzór graficzny służący do pomiaru kątowych przemieszczeń wirnika względem obudowy za pomocą czujników optycznych 6.

Z chwilą włączenia przyrządu następuje przyłożenie potencjałów do elektrod i zawieszenie wirnika. Jednocześnie układ pomiarowy (rys. 12) mierzy odpowiednio w trzech osiach pojemności elektryczne między elektrodami a wirnikiem. Sygnały pomiarowe powodują takie zmiany potencjałów elektrod, aby kulisty wirnik zajął dokładnie środkowe położenie. W tym momencie następuje wprowadzenie w ruch obrotowy kulistego wirnika przez włączenie obwodu uzwojeń stojana silnika napędowego. Jednocześnie włączone zostają uzwojenia, których zadaniem jest tłumienie drgań wirnika. Po rozpedzeniu sfery do prędkości nominalnej rzędu 120 000 obr/min i dokładnym ustaleniu osi obrotu dzięki istnieniu zgrubień ścianki, uzwojenia napędowe zostają wyłączone i dalsza praca następuje w wybiegu. Dokładna, stabilna i długotrwała praca bez napędu jest możliwa dzięki zminimalizowaniu sił i momentów szkodliwie oddziałujących (hamujących) na wirnik. Po jednokrotnym rozpedzeniu ruch obrotowy sfery utrzymuje się



Rys. 11. Budowa giroskopu o zawieszeniu elektrostatycznym [21]: 1 — wirnik, 2 — osłona ceramiczna, 3 — elektrody podtrzymujące, 4 — pompa próżniowa, 5 — uzwojenie dwufazowego silnika indukcyjnego, 6 — czujnik optyczny



Rys. 12. Schemat zawieszenia elektrostatycznego i pomiaru w jednej z osi: 1 — przetwornik fotoelektryczny, 2 — wirnik, 3 — elektroda zawieszona

cd. ze s. 9

jest realizowane przez zmianę powierzchni każdego z dyfuzorów. Przejście z zawisu do lotu poziomego odbywa się przez jednoczesny obrót wszystkich elementów urządzenia ejektorowego, które dla lotu z dużą prędkością są chowane w cienkich płatach. W locie poziomym odwracacz ciągu silnika jest otwarty, a siłą nośną wytwarzają skrzydła. Samolot o masie 8845 kg, napędzany silnikiem PW-400 o ciągu 133,4 kN, ma docelowo osiągać prędkość 2 Ma.

Dotychczasowe próby pokazały, że wzrost ciągu nie osiąga jednak założonych wartości.

LITERATURA

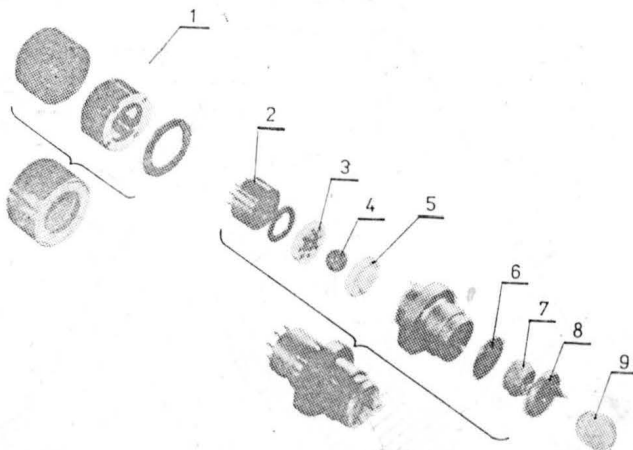
1. J. P. CAMPBELL: Development of V/STOL Aircraft 1950 to 1970. Journal of the American Helicopter Society, vol. 24, 1979.
2. M. LAMBERT: Bell Tilt-Rotor: The next V/STOL? *Flight Int.* No. 3699, 1980 r.
3. R. F. SIEWERT: V/STOL Technology — Where Do We Stand? Journal of the American Helicopter Society, vol. 24, 1979.
4. Jane's All the World's Aircraft 1954-1982.

przez okres kilkunastu tysięcy dni (!) [8]. Informację o względnych przemieszczeniach wirnika, a tym samym o położeniu obiektu, zapewnia optyczny układ odczytu. Jeden giroskop elektrostatyczny mierzy przemieszczenia kątowe wokół dwóch prostopadłych osi.

Mimo wielu trudności w wykonaniu tego typu przyrządów, związanych ze skomplikowaną technologią wykonania wirnika, z koniecznością utrzymania wokół niego wysokiej próżni, z koniecznością dobrego ekranowania (duży wpływ zewnętrznych pól elektrycznych) i wielu innych, giroskopy te już dzisiaj pozwalają na osiągnięcie dryfu rzędu 10^{-4} deg/h. Wartość ta nie jest osiągnięta przez większość znanych typów giroskopów. Jedynie bardzo rozbudowane giroskopy pływakowe mają zbliżoną dokładność, ale koszty ich wykonania są bez porównania większe.

Istnieją różne praktycznie realizowane rozwiązania giroskopów elektrostatycznych. Jednym z pierwszych, przewidzianym do układu nawigacji atomowych łodzi podwodnych, nosicieli balistycznych rakiet typu Polaris, był system MONITOR firmy Honeywell. Nie wszedł on jednak do produkcji z powodu zbyt wysokiej ceny. Rozwinięciem tego systemu był układ GEANS również przewidziany do nawigacji. Używany był na niektórych samolotach typu B-52.

Jednocześnie z powstaniem systemu GEANS firma Autonetics przystąpiła do opracowania systemu nawigacji inercyjnej MIKRON, opartego na giroskopach elektrostatycznych. Innowacją w giroskopach tego systemu było wprowadzenie do kulistego, berylowego wirnika małego niewyważenia, które powodowało oscylacje wirnika (poza jego ruchem obrotowym). Takie rozwiązanie pozwoliło na wykorzystanie elektrody podtrzymującej również do pomiaru przemieszczeń kątowych. Dodatkowo w takim układzie możliwy jest pomiar przyspieszeń liniowych.



Rys. 13. Budowa giroskopu o zawieszeniu elektrostatycznym stosowanego w systemie nawigacji N73 firmy Rockwell: 1 — elementy silnika napędowego, 2 — obudowa próżniowa, 3 — górna część osłony z elektrodami, 4 — wirnik, 5 — dolna część osłony z elektrodami, 6 — pierścień podpierający, 7 — geter, 8 — złącze elektryczne, 9 — dla porównania wielkości dziesięć centów

Najnowszym systemem nawigacji inercyjnej wykorzystującym giroskopy elektrostatyczne jest układ N 73 firmy Rockwell (rys. 13). Układ ten jest aktualnie badany w samolocie A-10. Przewiduje się wykorzystanie tego systemu w samolocie B-1, a także w układach nawigacji i sterowania rakiet Minuteman I, II, III oraz rakiet Polaris. Przewiduje się wykorzystanie tego systemu na śmigłowcach Bell UH-1H (Bell 205), a także w układach nawigacji pocisków typu Cruise.

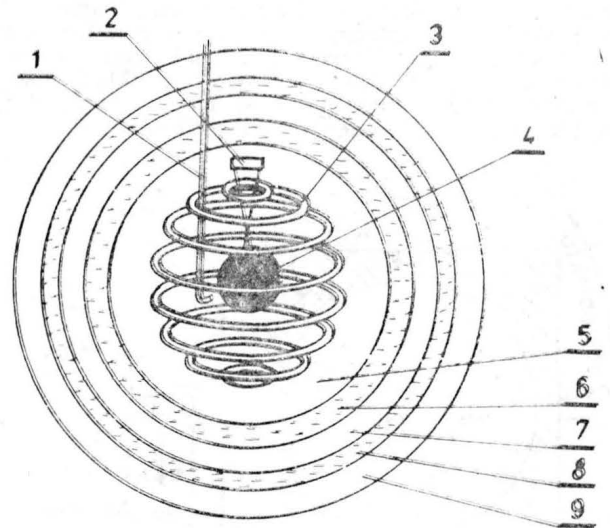
Giroskop z zawieszeniem magnetycznym

Giroskop z zawieszeniem magnetycznym oparty jest na zasadzie zachowania krętu, o stałym stanie skupienia elementu ruchomego, zawieszeniu magnetycznym, napędzie elektrycznym lub pneumatycznym, dwóch osiach pomiarowych, ruchu obrotowym elementu ruchomego, mierzący położenie i prędkość kątową z fotoelektrycznym przetwornikiem pomiarowym.

Giroskopy z zawieszeniem magnetycznym powstały przez analogię do giroskopów z zawieszeniem elektrostatycznym [1, 10, 27, 28]. Rozwój ich nastąpił po odkryciu zjawiska nadprzewodnictwa i efektu Meissnera.

Wirnik w postaci ferromagnetycznej kuli umieszczony jest w polu magnetycznym wytworzonym przez system uzwojeń (rys. 14). Dzięki zjawisku nadprzewodnictwa uży-

skanemu w temperaturze bliskiej 0 K przepływ prądu, a tym samym działanie pola magnetycznego, utrzymuje się po odłączeniu zasilania. W pierwszych rozwiązaniach wirnik był rozpędzany pneumatycznie (wyływ parującego helu do próżni), w późniejszych napęd realizowano w sposób elektryczny. Położenie wirnika określano za pomocą przetwornika fotoelektrycznego.

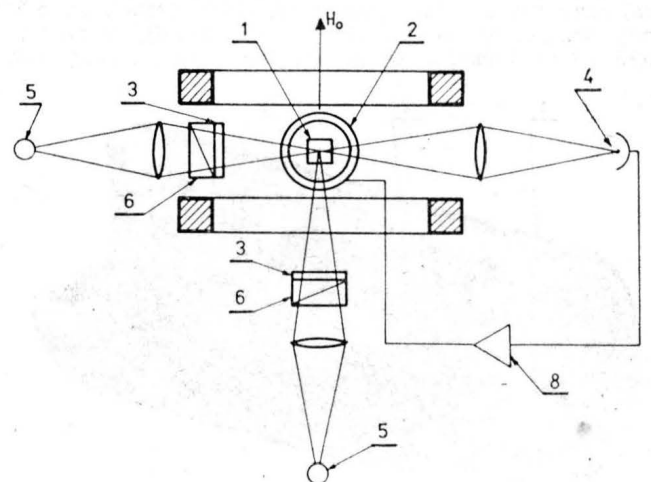


Rys. 14. Idea zawieszenia magnetycznego z wykorzystaniem nadprzewodnictwa [10]: 1 — doprowadzenie czynnika napędowego, 2 — odczytujący przetwornik fotoelektryczny, 3 — uzwojenia zawieszenia magnetycznego, 4 — wirnik, 5 — wewnętrzna komora próżniowa 10^{-7} mm Hg, 6 — ciekły hel, 7 — próżnia 10^{-8} mm Hg, 8 — ciekły azot, 9 — próżnia 10^{-5} mm Hg

Giroskop oparty na zjawisku magnetycznego rezonansu jądrowego

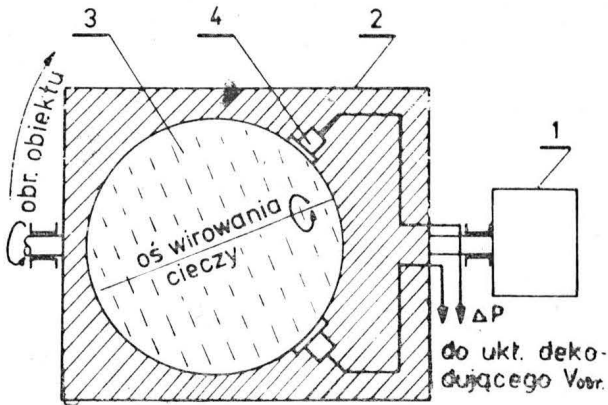
Perspektywnym rozwiązaniem jest giroskop wykorzystujący doskonały wirnik (nie wymagający ani napędu, ani zawieszenia), jakim jest atom i jego jądro [1, 13, 28 29]. W tym idealnym wirniku obok wektora krętu istnieje wektor momentu magnetycznego. Pole magnetyczne wywołuje precesję wektora momentu magnetycznego. Obserwując położenie wektora momentu magnetycznego określa się położenie wektora krętu w przestrzeni inercyjnej. Oddziałując na wektor magnetyczny można również zorientować kręt w przestrzeni. Nakładając zmienne pole magnetyczne lub oświetlając medium promieniowaniem o częstotliwości rezonansowej, można wykryć zmiany położenia momentu magnetycznego w przestrzeni inercyjnej. Korzyści z przedstawionego rozwiązania są oczywiste. Podstawowe kłopoty to: dobór odpowiedniego medium, konieczność bardzo dokładnego pomiaru małych częstotliwości (10^{-8} Hz) i uzyskania bardzo dobrego ekranowania.

Prace laboratoryjne doprowadziły do optymistycznych wyników (0,03 deg/h). Jedno z rozwiązań przedstawione jest na rys. 15. Jako substancję roboczą wykorzystano



Rys. 15. Schemat działania giroskopu wykorzystującego magnetyczny rezonans jądrowy na parach rtęci [29]: 1 — komora absorpcyjna 199 Hg, 201 Hg, 2 — uzwojenia prądu stałego, 3 — ćwierćfalówka, 4 — cewka Helmholtza, 5 — źródło światła 204 Hg, 6 — polaryzator liniowy, 7 — fotodetektor, 8 — wzmacniacz

mieszaninę izotopów rtęci. Oś pomiarowa wyznaczona jest przez pole magnetyczne H_0 wywołane cewką Helmholtza. Zwiększenie efektu orientacji jąder uzyskano przez napromieniowanie medium światłem w osi pomiarowej. W celu określenia położenia wektora momentu magnetycznego, a także przesunięcia fazowego (powstałego wskutek obrotu) stosuje się metody optyczne. Przez medium robocze przepływa światło spolaryzowane, która zostaje modulowana wskutek obrotu wektora momentu magnetycznego i w postaci zmian intensywności wiązki rejestrowana za pomocą fotoelementu. Otrzymany sygnał jest mierzony i oddziałuje w sprzężeniu zwrotnym na układ. Jak na razie giroskopy te działają tylko w laboratoriach. Z tym typem giroskopu wiąże się jednak duże nadzieje.



Rys. 16. Przekrój wirnika giroskopu z wirującą cieczą: 1 — silnik histerezy, 2 — wirnik, 3 — wirująca ciecz, 4 — przetwornik ciśnienia

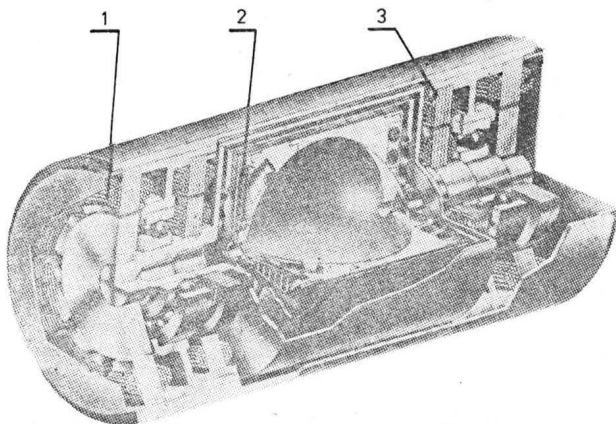
Giroskop z wirnikiem cieczowym

Giroskop z wirnikiem cieczowym jest oparty na zasadzie zachowania krętu, o ciekłym stanie skupienia elementu ruchomego, zawieszeniu hydrostatycznym, elektrycznym napędzie elementu ruchomego, dwóch osiach pomiarowych, ruchu obrotowym elementu ruchomego, mierzący prędkość kątową, z pojemnościowymi przetwornikami pomiarowymi.

Giroskop tego typu jest ciekawym rozwiązaniem, które pojawiło się dzięki wysiłkom firmy Sperry na początku lat sześćdziesiątych (rys. 16). Przyrząd ten wykorzystuje efekt chwilowego zachowania kierunku osi wirowania cieczy w przestrzeni inercyjnej podczas ruchu przyrzędu.

Budowę takiego typu giroskopu przedstawia rys. 16 i 17 [5, 14]. Na rys. 16 silnik histerezy 1 napędza wirnik 2, wewnątrz którego w wydrążonej sferycznej przestrzeni znajduje się płyn o dużej gęstości i małej lepkości 3. Na powierzchni sferycznego wydrążenia umieszczone są pod kątem 45° do osi wirnika, symetrycznie co 90° , cztery pomiarowe przetworniki ciśnienia 4. Giroskop ten uzupełnia układ określania zmian położenia osi wirującej cieczy w oparciu o zmierzone ciśnienia.

W stanie ustalonym oś wirowania płynu pokrywa się z kierunkiem prędkości kątowej silnika. W wyniku obrotu przyrzędu względem dowolnej osi prostopadłej do osi wirnika, ciecz przez krótką chwilę ($0,001 \div 1$ s) zachowuje kierunek wirowania w przestrzeni inercyjnej, a następnie dzięki siłom lepkości wraca do kierunku osi napędowej.



Rys. 17. Budowa giroskopu z wirującą cieczą typu SYG-2000 firmy Sperry [14]: 1 — silnik napędowy, 2 — przetwornik ciśnienia, 3 — wirujący transformator wzbudzenia przetwornika

Podczas tego całego procesu następują na powierzchni sfery zmiany ciśnień, które odzwierciedlają mierzoną prędkość kątową. Otrzymany z przetworników ciśnień zmienny sygnał jest proporcjonalny do mierzonej prędkości, a jego faza niesie informację o kierunku.

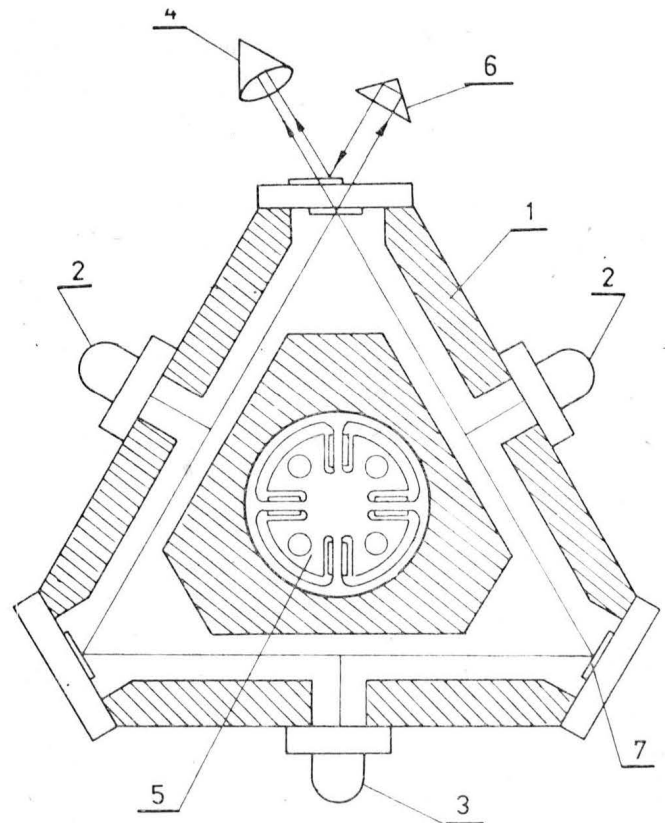
Giroskop tego typu zawiera ok. dwukrotnie mniej części niż podobnej klasy giroskop klasyczny z zawieszeniem kardana. Poza tym może on być wykonany z dość dużymi tolerancjami, co znacznie obniża koszty wytwarzania. Z innych zalet należy wymienić brak histerezy oraz pomiar w dwóch prostopadłych osiach przez jeden giroskop (tabl. 2 — cz. I art., TLIA nr 9/83).

Taki giroskop typu SYG-2000 (rys. 17) badała firma Sperry Gyroscope Co. w latach sześćdziesiątych. Osiągnięto dryf $0,5 \text{ deg/h}$ i przewidywano jego zmniejszenie do wartości $0,01 \text{ deg/h}$. Były plany wykorzystania tego giroskopu na doświadczalnym raketoplanie X-15. Również firma Garret wyprodukowała w pełni przydatny do celów automatyki lotniczej giroskop tego typu.

Giroskop laserowy

Giroskop z pierścieniowym laserem gazowym

Idea giroskopu laserowego powstała na początku lat sześćdziesiątych. Długoletnie próby prowadzone przez lic-

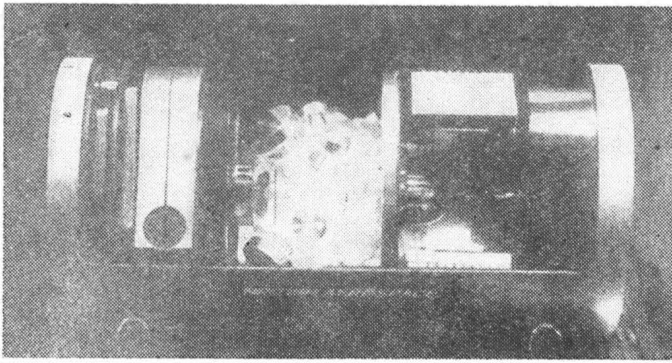


Rys. 18. Schemat budowy giroskopu laserowego: 1 — rezonator optyczny, 2 — anoda, 3 — katoda, 4 — przetwornik pomiarowy, 5 — urządzenie powodujące vibracje rezonatora optycznego, 6 — pryzmat, 7 — lustro

ne firmy dały oczekiwane efekty dopiero po dwudziestu latach wyteżonej pracy. Giroskopy tego typu mają wyeliminowane elementy mechaniczne, co stanowi bezsprzeczną wyższość nad układami mechanicznymi.

Giroskop laserowy (rys. 18) składa się z wielokątnego (najczęściej trójkątnego) rezonatora optycznego wykonanego z bloku kwarcowego 1. Objętość tunelu rezonansowego wypełnia mieszanina helowo-neonowa wzbudzana poprzez anody 2 i katodę 3 wysokim napięciem. Wzbudzone molekuly gazu powodują emisję fotonów, dając dwie wiązki światła spójnego, które rozpraszają się w obu kierunkach rezonatora. Układ giroskopu laserowego uzupełnia przetwornik pomiarowy 4, porównujący częstotliwości obu wiązek światła oraz urządzenie 5 powodujące vibracje rezonatora optycznego, w celu zwiększenia zakresu pomiarowego dla małych, mierzonych prędkości obrotowych.

Z chwilą obrotu giroskopu względem osi prostopadłej do płaszczyzny rezonatora, wskutek różnic dróg optycznych zmieniają się częstotliwości obu wiązek, co zostaje zmierzone w postaci dudnień interferujących wiązek.

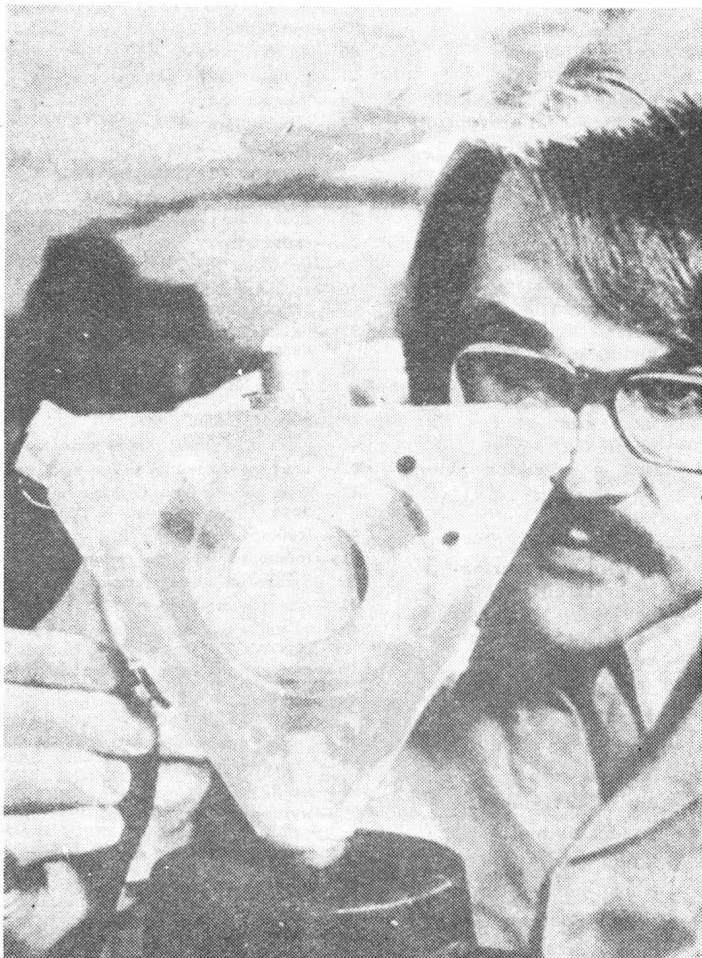


Rys. 19. Trójosiowy giroskop laserowy firmy British Aerospace

Jakkolwiek zasada działania tego typu giroskopu jest prosta, to jego realizacja napotykała i napotyka na liczne trudności. Jednym z większych problemów jest pomiar małych prędkości kątowych. W giroskopie laserowym występuje progowa wartość mierzonej prędkości obrotowej, poniżej której ze względów technicznych pomiar jest niemożliwy. Aby obniżyć jej wartość, a tym samym zwiększyć dokładność przyrządu, poszczególne firmy stosują różne oryginalne metody. Firma Sperry rozwiązała ten problem przez oscylacje kątowe lusterek znajdujących się w narożach rezonatora [13]. Inne firmy wprowadzają dodatkowe wibracje całego rezonatora optycznego przez elementy piezoelektryczne umieszczone w centrum bloku kwarcowego [23].

Trzy giroskopy laserowe tworzą kompletny układ pomiarowy prędkości kątowych, wykorzystywany np. do nawigacji inercyjnej (rys.19).

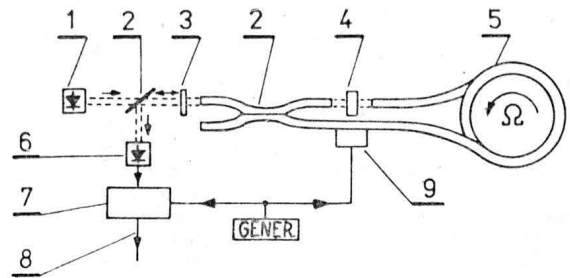
Zaletą giroskopu laserowego jest brak części ruchomych. Również dokładność pomiaru w szerokim zakresie mierzonych prędkości kątowych jest bardzo duża (tabl. 2). Na dokładność pomiaru nie ma wpływu wielkość działającego przyspieszenia. Giroskopy laserowe działają natychmiast po



Rys. 20. Kwarcowy blok rezonatora optycznego giroskopu laserowego

włączeniu zasilania. Poza tym charakteryzuje je duża stabilność pracy, łatwość regulacji i duża niezawodność. Jedynym ograniczeniem jest dość wysoka cena.

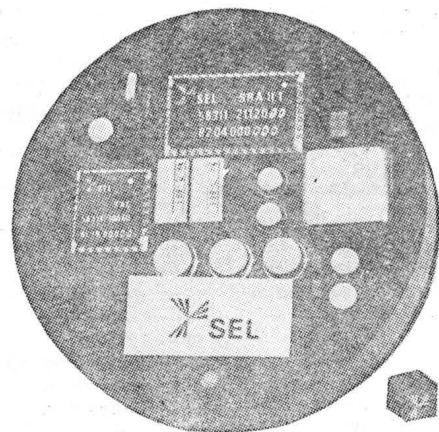
Najbardziej zaawansowana w badaniach i produkcji tych przyrządów jest firma Honeywell [30]. Rozpoczęła ona produkcję giroskopów typu GG 1342 oraz GG 1328 z przeznaczeniem do pocisków kierowanych. Odmiany giroskopów tej firmy mają pracować w inercjalnych układach odniesienia (IRS), które konstruowane są z przeznaczeniem dla nowej generacji samolotów Boeing 757, 767, 737-300. Kombinacja układu IRS i INS (inercjalny system nawigacji) z giroskopami laserowymi ma być zastosowana na prototypowym samolocie AV-8B oraz w testowym samolocie AFT 1/F-16. Również firma Litton opracowuje system INS z wykorzystaniem takich przetworników do samolotów A310 oraz A300-600. Układ z giroskopami laserowymi proponuje również przemysł francuski pod nazwą Sextan dla śmigłowców Puma oraz dla nowego francusko-zachodniemieckiego śmigłowca MBB/Aerospatiale PAH-2 pod nazwą SV-2 (SFENA) (rys. 20).



Rys. 21. Zasada działania giroskopu ze światłowodem [32]: 1 — dioda laserowa, 2 — rozdzielacz światła, 3 — polaryzator, 4 — depolaryzator, 5 — szpula ze światłowodem, 6 — detektor, 7 — wzmacniacz synchroniczny, 8 — sygnał wyjściowy, 9 — modulator fazy

Giroskop z laserem półprzewodnikowym i światłowodem

Wszystko wskazuje na to, że przyszłość jednak należy do mikroelektroniki i optoelektroniki. Trwają prace nad giroskopem laserowym wykorzystującym światłowód jako rezonator optyczny [13, 31, 32]. Długość optycznego toru wynosi 500÷2500 m. Światłowód nawinięty jest na szpuli wewnątrz której znajduje się półprzewodnikowa dioda laserowa emitująca wiązkę światła koherentnego oraz detektor i układ elektroniczny do obróbki sygnału pomiarowego (rys. 21).



Rys. 22. Giroskop laserowy ze światłowodem firmy SEL [31]

Takie rozwiązanie można nazwać przełomowym, gdyż do dziedziny techniki, w której niepodzielnie królowała mechanika, została z powodzeniem wprowadzona elektronika. Rys. 22 przedstawia rozwiązanie firmy SEL, która przewiduje wprowadzenie tego typu giroskopu do produkcji po 1984 r. Inne firmy oceniają czas wprowadzenia do eksploatacji na 5÷7 lat [13].

TERMINY LOTNICZE POLSKIE (I)

- 1 — lotnictwo
- 2 — aerostat
- 3 — balon
- 4 — sterowiec
- 5 — samolot
- 6 — szybowiec
- 7 — śmigłowiec
- 8 — wiatrakowiec
- 9 — spadochron
- 10 — wodnosamolot
- 11 — w. lódziowy, lódź latająca
- 12 — amfibia
- 13 — atmosfera
- 14 — aerodynamika
- 15 — przepływ
- 16 — ciśnienie
- 17 — c. statyczne
- 18 — c. dynamiczne, c. prędkości
- 19 — c. całkowite
- 20 — nadciśnienie
- 21 — podciśnienie
- 22 — opór (aerodynamiczny)
- 23 — o. tarcia
- 24 — o. kształtu
- 25 — o. profilowy
- 26 — o. indukowany
- 27 — o. falowy
- 28 — płat nośny, skrzydło
- 29 — profil aerodynamiczny, skrzydłowy, p. lotniczy
- 30 — kąt natarcia
- 31 — siła nośna, wypór
- 32 — prędkość dźwięku
- 33 — p. poddźwiękowa
- 34 — p. naddźwiękowa
- 35 — liczba Macha
- 36 — dane techniczne
- 37 — rozpiętość (skrzydeł)
- 38 — długość (samolotu)
- 39 — wysokość (s.)
- 40 — powierzchnia nośna, p. skrzydeł
- 41 — rozstaw kół
- 42 — kąt zaklinowania, k. nastawienia
- 43 — k. wzniosu (skrzydła), wznios (s.)
- 44 — masa własna (ciężar własny)
- 45 — m. całkowita (ciężar całkowity)
- 46 — osiągi
- 47 — prędkość maksymalna
- 48 — p. przelotowa
- 49 — wznoszenie, p. wznoszenia
- 50 — pułap (praktyczny)
- 51 — zasięg
- 52 — rozbieg
- 53 — długość startu, start na 15 m
- 54 — długość lądowania, lądowanie z 15 m
- 55 — dobieg
- 56 — zespół napędowy
- 57 — silnik (lotniczy)
- 58 — s. tłokowy
- 59 — s. (turbo-)odrzutowy
- 60 — s. turbośmigłowy
- 61 — śmigło
- 62 — moc
- 63 — m. startowa

K.D.

CZESKIE

- 1 — letectví, letectvo
- 2 — letadlo lehčí vzduchu, aerostat
- 3 — balon
- 4 — říditelný balón, vzducholoď
- 5 — letoun
- 6 — kluzák, větroň, bezmotorové letadlo
- 7 — vrtulník, helikoptéra
- 8 — vírník, autogira
- 9 — padák
- 10 — hydroplán, vodní letoun
- 11 — létací člun
- 12 — obojživelný letoun
- 13 — atmosféra
- 14 — aerodynamika
- 15 — proudění
- 16 — tlak
- 17 — statický tlak
- 18 — dynamický tlak
- 19 — celkový tlak
- 20 — přetlak
- 21 — podtlak
- 22 — (aerodynamický) odpor
- 23 — třecí o.
- 24 — tvarový o.
- 25 — o. profila
- 26 — indukovaný o.
- 27 — vlnový o.
- 28 — nosná plocha, křídlo
- 29 — (aerodynamický) profil
- 30 — úhel náběhu
- 31 — nosná síla, vztlak
- 32 — rychlost zvuka
- 33 — podzvuková rychlost
- 34 — nadzvuková r.
- 35 — Machovo číslo
- 36 — technické údaje
- 37 — rozpětí
- 38 — délka
- 39 — výška
- 40 — nosná plocha
- 41 — rozchod podvozka
- 42 — úhel nastavení
- 43 — úhel vzepětí (křídla)
- 44 — vlastní hmota
- 45 — celková h.
- 46 — výkony
- 47 — maximální rychlost
- 48 — cestovní r.
- 49 — stoupačí r.
- 50 — dostup
- 51 — dolet
- 52 — rozjezd
- 53 — délka startu
- 54 — d. přistání
- 55 — dojezd
- 56 — motorová skupina
- 57 — motor
- 58 — pístový m.
- 59 — proudový m.
- 60 — turbovrtulový m.
- 61 — vrtule
- 62 — výkon
- 63 — startový v.

SERBO-CHORWACKIE

- 1 — avijacija
- 2 — aerostat
- 3 — balon
- 4 — dirizabl
- 5 — avion
- 6 — planer, jedrilica, bezmotorni avion
- 7 — helikopter
- 8 — autožir
- 9 — padobran
- 10 — hidroavion
- 11 — leteći čamac
- 12 — amfibija
- 13 — atmosfera
- 14 — aerodinamika
- 15 — strujanje
- 16 — pritisak
- 17 — statični p.
- 18 — dinamični p., zaustavni p.
- 19 — ukupni p.
- 20 — natpritisak
- 21 — podpritisak
- 22 — (aerodinamički) otpor
- 23 — o. trenja, tarni o.
- 24 — o. vrtloga
- 25 — o. profila
- 26 — induktivni o.
- 27 — o. valova
- 28 — nosiva površina, krilo
- 29 — profil krila, aeroprofil
- 30 — napadni ugao
- 31 — uzgona sila
- 32 — brzina zvuka
- 33 — podzvučna b.
- 34 — nadzvučna b.
- 35 — Mahov broj
- 36 — tehnički podaci
- 37 — razmah krila
- 38 — dužina aviona
- 39 — visina a.
- 40 — (nosiva) površina
- 41 — razmah točkova
- 42 — ugao klina
- 43 — u. diedra
- 44 — (težina praznog aviona)
- 45 — (maksimalna t. u poletanju)
- 46 — performanse
- 47 — maksimalna brzina
- 48 — b. krstarenja
- 49 — penjanje, b. penjanja
- 50 — praktični vrhunac
- 51 — dolet
- 52 — dužina staze zaleta
- 53 — d. zaleta do 15 m
- 54 — sletanje sa 15 m
- 55 — protrčavanje
- 56 — pogonska grupa
- 57 — (avionski) motor
- 58 — klipni m.
- 59 — (turbo-)mlazni m.
- 60 — turbo-elisni m.
- 61 — elisa, eliza, helisa
- 62 — snaga
- 63 — s. na poletanju

BUŁGARSKIE

- 1 — авиация
- 2 — аеростат
- 3 — аеростат, балон
- 4 — дирижабъл, управляем аеростат
- 5 — самолет
- 6 — безмоторник, планер
- 7 — вертолет, хеликоптер
- 8 — авгожир
- 9 — парашут
- 10 — хидроплан, водосамолет
- 11 — в. тип легяща лодка
- 12 — амфибия
- 13 — атмосфера
- 14 — аеродинамика
- 15 — течение, поток
- 16 — налягане, натиск, напор
- 17 — статично налягане, статичен напор
- 18 — динамично н., динамичен напор скоростен напор
- 19 — пълно н., пълнен напор
- 20 — свърхналягане
- 21 — вакуум, подналягане, разреждане
- 22 — (аеродинамично) съпротивление
- 23 — с. на триенето
- 24 — с. на формата
- 25 — профилно с.
- 26 — индуктирано с.
- 27 — с. на вълните, вълново с.
- 28 — носещо крило
- 29 — аеродинамичен профил
- 30 — ъгъл на атаката
- 31 — подемна сила, двигателна с.
- 32 — скорост на звука, звукова скорост
- 33 — дозвучова с.
- 34 — свърхзвукова с.
- 35 — число на Мах, Махово ч.
- 36 — техническа характеристика, технически данни
- 37 — размах на крилата, распереност на к.
- 38 — дължина (на самолета)
- 39 — височина (на с.)
- 40 — носеща площ
- 41 — разстояние между двете колела
- 42 — ъгъл на закланване (на крилото)
- 43 — ъгъл на напречно сечение на крилото
- 44 — (собствено тегло)
- 45 — (общо т.)
- 46 — летателни характеристики
- 47 — максимална скорост
- 48 — с. на прелитане, пътна с., крайсерска с.
- 49 — излитане, с. на и., с. на изкачване
- 50 — таван
- 51 — далечина (на полета)
- 52 — разбег при излитане
- 53 — (дължина на излитане)
- 54 — (д. на качане)
- 55 — изтъркаване
- 56 — задвижващ агрегат
- 57 — двигател
- 58 — бутален д.
- 59 — турбореактивен д.
- 60 — турбовитлов д.
- 61 — витло
- 62 — мощност
- 63 — излетна м., стартова м.

Samolot treningowo-szturmowy, dwumiejscowy

KONSTRUKCJA. Metalowa, półskorupowa. Dolnopłat z chowanym podwoziem.

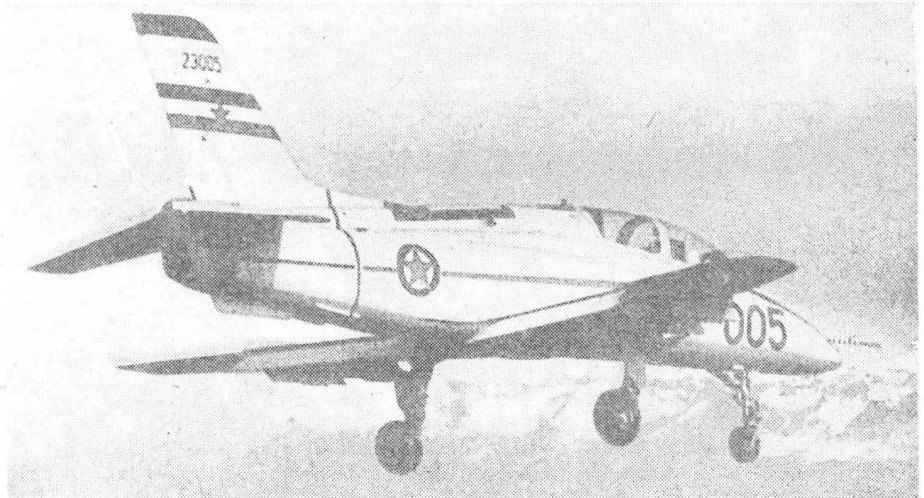
Płat. Niedzielony, wolnonośny, trapezowy, ze skosem 22° i wzniosem 1,5°. Część przykadłubowa o poszerzonej cięciwie. Konstrukcja dwudźwigarowa z integralnym frezowanym pokryciem w częściach położonych bliżej kadłuba i z pokryciem frezowanym chemicznie przy końcach skrzydeł. Mocowany do kadłuba w sześciu punktach. W skrzydłach wzniki umożliwiające dostęp do mechanizmów sterowania i instalacji. Na skrzydłach kierownice strug. Lotki bezszczelinowe. Kłapy Fowlera, każda mocowana na trzech wysięgnikach. Napęd lotek popychaczami, ze wspomaganiami hydraulicznymi i sztucznym czuciem. Lotki wychylane różnicowo. Napęd kłap hydrauliczny ze sterowaniem elektrycznym. Pod skrzydłami cztery wysięgniki na uzbrojenie podwieszane lub dodatkowe zbiorniki paliwa. W skrzydle chowane jest podwozie i mieszczą się zbiorniki paliwa.

Kadłub. Półskorupowy, dzielony. Tylna część wraz z usterzeniem odejmuwana w celu zapewnienia dostępu do silnika, mocowana czterema sworzniami. Pod tyłem kadłuba płytowy hamulec aerodynamiczny uruchamiany hydraulicznie. Kabina ciśnieniowa, klimatyzowana. Instalacja tlenowa wysokociśnieniowa z zapasem tlenu na 2 h 30*min. Tablice przyrządów konwencjonalne. Tylny fotel umieszczony o 250 mm wyżej od przedniego w celu zapewnienia dobrej widoczności z tylniej kabiny. Fotele wystrzeliwane Martin Baker Mk.18 (wysokość 0 m/prędkość min. 165 km/h) lub Mk.110 (zerofzero). Osłony kabiny otwierane na prawa stronę. Pod kadłubem zamki na podwieszenie pojemnika z działkami oraz rakiet startowych. Na końcu kadłuba, nad dyszą wylotową, znajduje się pojemnik ze spadochronem hamulacym. W przodzie kadłuba przedział na wyposażenie elektroniczne. Po bokach kadłuba wloty powietrza do silnika.

Usterzenie. Poziome płytowe, trapezowe ze skosem 25° i wzniosem ujemnym 10°. Ster kierunku wyważony masowo. Sterowanie nopychaczowe ze wspomaganiami hydraulicznymi i sztucznym czuciem w układzie steru wysokości. Na stateczniku pionowym antena UKF.

Podwozie. Z kołem przednim, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie chowane do przodu, głównie w skrzydła. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce kół hydrauliczne. Sterowanie kółkiem przednim hydraulicznie.

Napęd. Silnik turbodrzutowy Rolls-Royce Viper Mk. 632 (budowany z licencji w Jugosławii) o ciągu 1780 daN, masie własnej 358 kg i zużyciu paliwa 0,97 kg/daN/h. Trzy



elastyczne zbiorniki paliwa w kadłubie zaabiną, dwa w skrzydłach. Łączna pojemność zbiorników 1720 l. Napełnianie zbiorników opadowe (grawitacyjne) w ciągu 8 min, wlew paliwa na gorze kadłuba zaabiną. Na przykadłubowych wysięgnikach podskrzydłowych można podwiesić dwa zbiorniki po 312 l.

Instalacje. Zdwojona wysokociśnieniowa instalacja hydrauliczna służąca do uruchamiania kłap, wspomaganie lotek i steru wysokości, chowania podwozia, uruchamiania hamulca aerodynamicznego i hamulców kół oraz sterowania kołem przednim. Upust powietrza ze sprężarki silnika jest źródłem sprężonego powietrza dla instalacji ciśnieniowej i klimatyzacji kabiny, ubiorów przeciwprzyspieszeniowych, odlodzenia wiatrochronu oraz dla utrzymania ciśnienia w zbiornikach paliwa. Prądnicą 9 kW prądu stałego 28 V i akumulator niklowo-kadmowy są źródłami energii elektrycznej. Możliwy jest samodzielny rozruch silnika. Dwie przetwornice o łącznej mocy 600 VA zasilają prądem zmiennym 115 V 400 Hz wyposażenie elektroniczne i przyrządy pokładowe. W skład instalacji oświetleniowej wchodzi reflektor do lądowania 250 W (w dziobie kadłuba) oraz światło do kołowania 50 W (na goleni podwozia przedniego). Kabina ciśnieniowa, klimatyzowana z instalacją tlenową.

Wyposażenie. Do lotów bez widzialności. Radiostacja UKF EAS ER4.671D, radiokompas Marconi AD.370B, VOR/ILS Collins VIR-30, odbiornik radiolatarni Iskra 75R4, odległościomierz Collins DME 40, radiowyśokościomierz TRT AHV-6.

Uzbrojenie. Celownik żyroskopowy Ferranti D282. Uzbrojenie podwieszane o masie 1350 kg. Pod kadłubem podwieszany zasobnik z dwulufowym działkiem 23 mm GSz-23 i 200 pociskami. Pod skrzydłami cztery wysięgniki, na których może być podwieszane uzbrojenie o masie 1200 kg (2 x 350 kg na wysięgnikach bliżej kadłuba, 2 x 250 kg na wysięgnikach bliżej końców skrzydeł): bomby 250 kg lub 340 kg, uchwyty potrójne SN-3-050 na trzy bomby 150 kg, pojemniki S-8-16 (zawierające osiem bomb odłamkowych 16 kg), pojemniki KPT-150 (zawierające 54 bomby przeciwczołgowe lub 40 bomb odłamkowych), wyrzutnie L-128-04 na cztery rakiet 128 mm, wyrzutnie L-57-16MD na 16 rakiet 57 mm, wyrzutnie na dwie rakiety HVAR, pojemnik fotorozpoznawczy z kamerami fotograficznymi i pojemnik z oświetleniem nocnym.

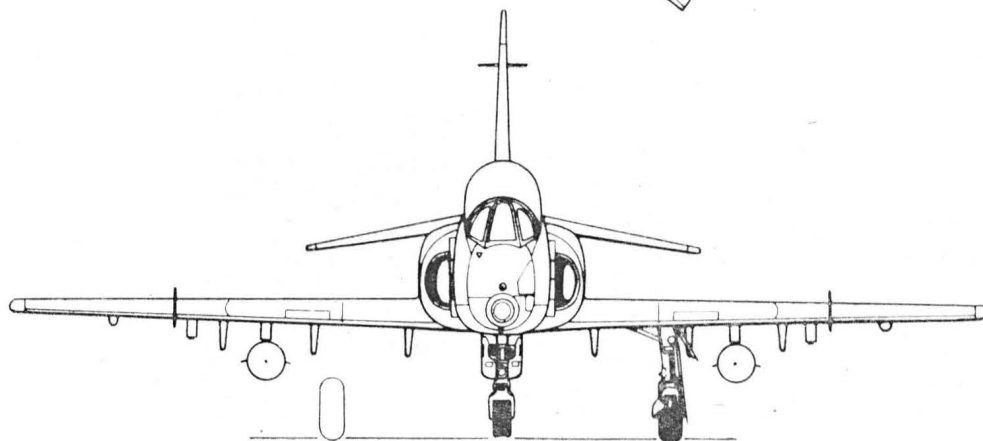
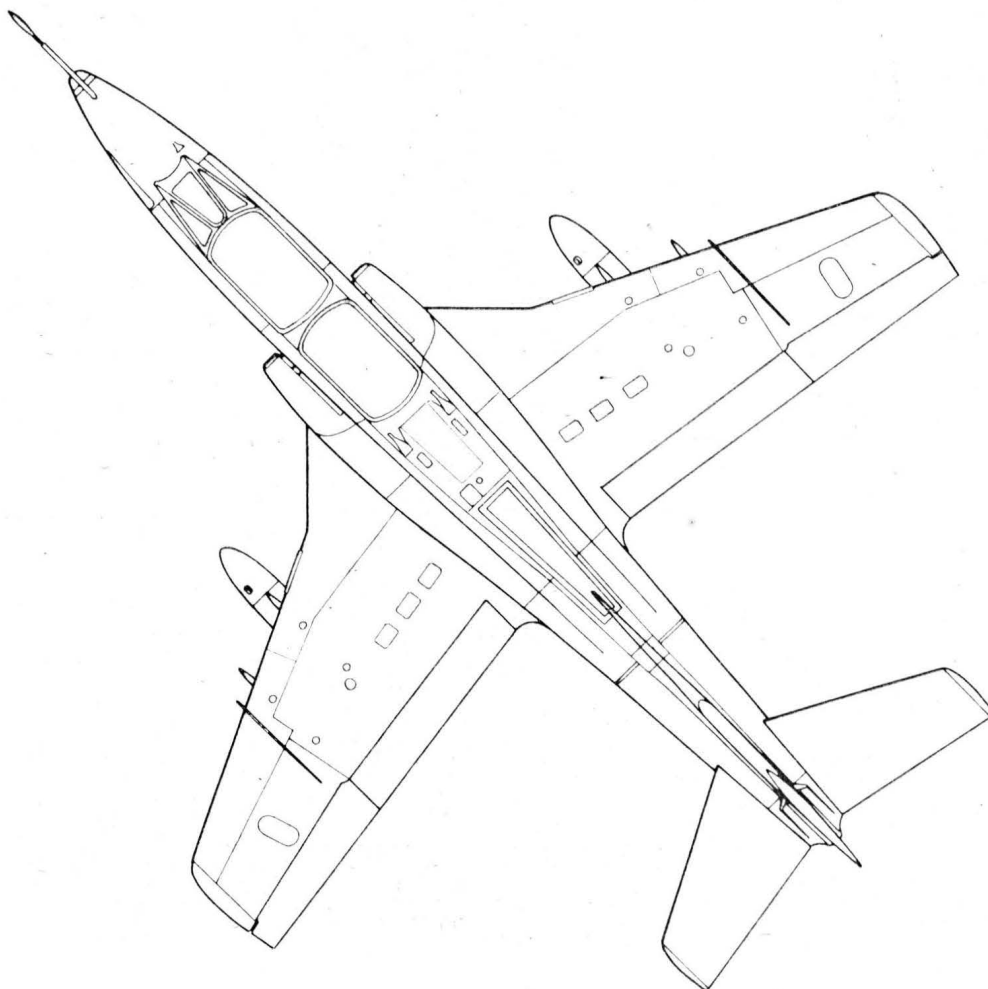
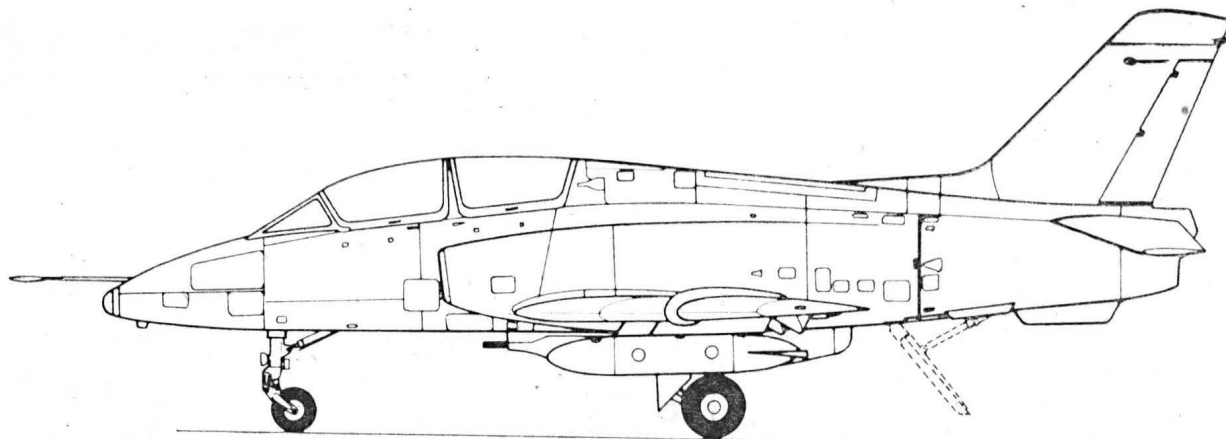
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Super Galeb powstał w oparciu o doświadczenia z produkcji i użytkowania samolotu szkolno-treningowego Soko G-2 Galeb. G-2 Galeb wykonał pierwszy lot w 1961 r., a do produkcji wszedł w 1963 r. Jego jedyną modyfikacją była wersja szturmowa nosząca nazwę Jastreb. Super Galeb nie stanowi bezpośredniego rozwoju Galeba, lecz jest zupełnie nową konstrukcją. Prototyp samolotu G-4 Super Galeb wykonał pierwszy lot 17.6.1978 r. Po próbach sześciu prototypów samolot zmodyfikowano, m.in. nadając usterzeniu poziomemu ujemny wznios. Zmodyfikowane prototypy stały się wzorem dla produkcji seryjnej, którą rozpoczęto w 1983 r. na potrzeby jugosłowiańskiego lotnictwa wojskowego.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,88 m
Długość	11,86 m
Wysokość	4,28 m
Rozstaw podwozia	3,49 m
Powierzchnia nośna	19,5 m ²
Masa własna	3250 kg
Masa użyteczna w wersji treningowej	1510 kg
Masa użyteczna w wersji szturmowej	2860 kg
Maks. masa użyteczna w wersji szturmowej	3080 kg
Masa całkowita w wersji treningowej	4760 kg
Masa całkowita w wersji szturmowej	6110 kg
Maks. masa całkowita w wersji szturmowej	6330 kg
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+8/-4,2
Osiągi (przy masie całk. 4760 kg)	
Prędkość maks. (H = 6000 m)	910 km/h
Prędkość maks. (H = 0 m)	870 km/h
Prędkość dopuszczalna	M = 0,8
Prędkość przelotowa	700 km/h
Prędkość min. bez kłap	210 km/h
Prędkość min. na kłapach (masa całk. 3800 kg)	165 km/h
Wznoszenie (H = 0 m)	30 m/s
Czas wznoszenia na H = 8000 m	6 min
Pałap	14 750 m

Promień zakrętu przy M = 0,6 na H = 2500 m	1000 m
Promień zakrętu przy M = 0,6 na H = 10 000 m	3000 m
Przeciążenie w zakręcie przy M = 0,65 na H = 2500 m	4 g
Rozbieg	600 m
Start na H = 15 m	950 m
Rozbieg przy masie całk. 6110 kg	1200 m
Start na H = 15 m przy masie całk. 6110 kg	1550 m
Rozbieg przy masie całk. 6110 kg z rakietami startowymi	750 m
Start na H = 15 m przy masie start. 6110 kg z rakietami startowymi	1050 m
Dobieg przy masie całk. 3800 kg	550 m
Dobieg przy masie całk. 3800 kg ze spadochronem hamującym	280 m
Lądowanie z H = 15 m przy masie całk. 3800 kg	750 m
Zasięg przy masie całk. 5190 kg z działkami i 2 wyrzutniami rakiet (na małej wysokości)	600 km

A.G.



Samolot myśliwski

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy grzbietopłat odrzutowy metalowej konstrukcji z chowanym podwoziem.

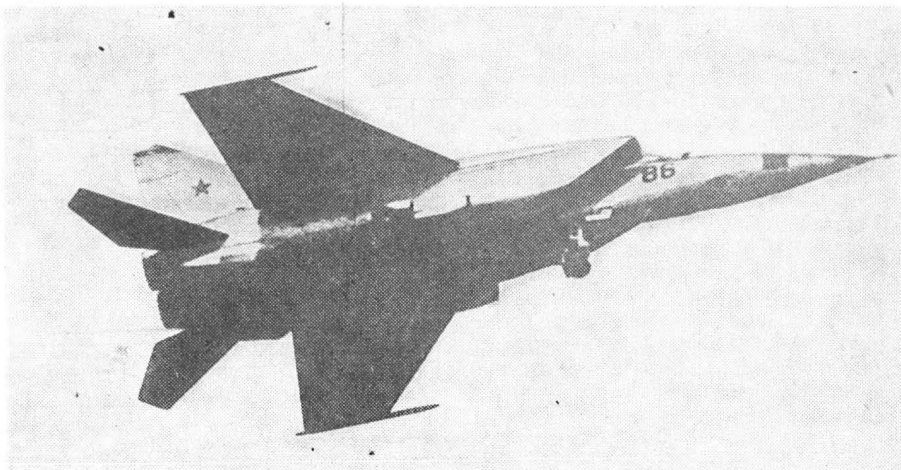
Plat. Trapezowy o skosie krawędzi natarcia ok. 40° zmniejszonym o 2° w częściach końcowych, począwszy od zewnętrznych wysięgników na uzbrojenie podwieszane. Krawędź spływu o skosie 8°. Skos płata mierzony w 1/4 ciężkości 32°. Wznios ujemny 4°. Na wierzchu płata kierownice strug w miejscu wewnętrznych wysięgników na uzbrojenie podwieszane. Konstrukcja skrzydeł dźwigarowa, stalowa. Krawędź natarcia z tytanu. Wnętrze skrzydeł aż po końce stanowią integralne zbiorniki paliwa. Małe lotki duralowe w środkowej części każdego ze skrzydeł. Klapy duralowe szczelinowe, zajmujące ponad 1/3 rozpiętości skrzydeł. Na końcach skrzydeł smukłe wrzecionowate wysięgniki przeciwflatterowe zawierające wyposażenie elektroniczne. Płat bez słotów i spoilerów.

Kadłub. W przedniej części o przekroju okrągłym, następnie owalnym, w części środkowej prostokątny, przechodzący w przekrój owalny. Po bokach kadłuba prostokątne wloty powietrza z górną krawędzią wysuniętą do przodu, odsunięte nieznacznie od kadłuba dla oddzielenia warstwy przysięennej powietrza. Wielkość przekroju wlotów regulowana elektronicznie. Konstrukcja kadłuba ze stali i duralu. W środkowej części wlotów wnęki podwozia głównego. Pod spodem tyłu kadłuba płytowy hamulec aerodynamiczny. Po bokach spodu tyłu kadłuba płetwy ustępczające. Przód kadłuba, wykonany z tworzyw sztucznych przepuszczających promieniowanie elektromagnetyczne, mieści wyposażenie elektronowe, głównie radiolokacyjne. Wiatrochron z szybą pancerną. Osłona kabiny otwierana na bok. Kabina ciśnieniowa z podłączeniem ciśnienia dla ubioru przeciwprzysięeniowego pilota. Fotel wystrzeliwany podobny jak w samolocie MiG-21, stosowany od wysokości 0 m i prędkości 150 km/h. Za kabiną mieszczą się zbiorniki paliwa i silniki. Tylna część kadłuba odcimowana w celu uzyskania dostępu do silników podczas prac obsługowych i przy wymianie silników. W tyle kadłuba na górze między silnikami pojemnik na dwa spadochrony hamujące. Na przodzie kadłuba umocowana dwuska prędkościomierz. W wersji dwumiejscowej MiG-25U w przedniej części kadłuba dodatkowa kabina dla instruktora. Kabinę wyposażono schodkowo dla zapewnienia dobrej widoczności z tylnej kabiny.

Usterzenie. Usterzenie poziome trapezowe, płytowe ze skosem krawędzi natarcia 50°. Usterzenie pionowe o skosie 60° podwójne, rozchylone o 15° na boki. Stery bez klapek. Konstrukcja stalowa z tytanowymi krawędziami natarcia i duralowym pokręciem części tylnej. Stateczniki służą jako anteny.

Podwozie. Trójzespolowe z kołami przednimi. Podwozie przednie sterowane, wahaczowe, z amortyzatorem w goleni, z podwójnymi kołami i błotnikami, chowane do przodu w kadłub. Zespoły podwozia głównego jednokolowe, chowane do przodu w kadłub (koła zajmują położenie pionowe po bokach wlotów powietrza). Koła główne o średnicy 1,2 m wyposażone w hamulce i urządzenie przeciwpoślizgowe.

Naped. Dwa silniki turboodrzutowe Tumanski R-31 o ciągu po 7500 daN (10 800 daN z dopalaniem), a w E-266M (MiG-25M) R-266 o ciągu po 9000 daN (13 730 daN z dopalaniem). Do silników stosowany wtrysk wody z metanolem dla zwiększenia ciągu. Dysze wylotowe silników o regulowanej geometrii. Zbiorniki paliwa: dwa za kabiną,



dwa wokół kanałów wlotowych powietrza do silników oraz zbiorniki integralne w skrzydłach. Łączna pojemność zbiorników paliwa 17 400 l (14 000 kg).

Wyposażenie. Radiolokator rozpoznawczy i kierunkowy oraz nawigacyjny w przodzie kadłuba. Radiostacja UKF, radiokompas, wskaźnik radiolaterni i ILS (wyposażenie do lotów bez widzialności). Urządzenie rozpoznawcze „swoj-obcy” oraz urządzenie ostrzegawcze — syrena z odbiornikami na końcach skrzydeł i stateczników pionowych. Chowane reflektory do lądowania na spodzie przedniej części wlotów powietrza. Na przedniej goleni podwozia światło kołowania. W wersji rozpoznawczej 5 kamer fotograficznych (w przodzie kadłuba kamery do fotografowania skośnego i pionowego). W wersji rozpoznania elektronicznego wyposażenie do wykrywania stacji radiolokacyjnych.

Uzbrojenie. Cztery podskrzydłowe wysięgniki z zamkami na podwieszanie czterech pocisków raketowych powietrze-powietrze, naprowadzonych na podczerwień lub radiolokacyjnie. Wersje rozpoznawcze oraz treningowa dwumiejscowa bez uzbrojenia.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp wykonał pierwszy lot w 1965 r. w 1965 r. na wersji rekordowej (pozbawionej uzbrojenia i wszelkiego zbędnego do lotu rekordowego wyposażenia) E-266 ustalono pierwsze międzynarodowe rekordy prędkości. 16.3.1965 r. A. Fiodotow uzyskał prędkość 2319 km/h w obwodzie zamkniętym 1000 km (rekordy: z obciążeniem 1000 kg, 2000 kg i bez obciążenia). 5.10.1967 r. A. Fiodotow uzyskał wysokość absolutną 29 977 m (rekordy: z obciążeniem 1000 kg i 2000 kg), a M. Komarow prędkość 2981 km/h w obwodzie zamkniętym 500 km. 27.10.1967 r. P. Ostapienko uzyskał prędkość 2920 km/h w obwodzie zamkniętym 1000 km (rekordy: z obciążeniem 1000 kg, 2000 kg i bez obciążenia). W dniu 9 lipca 1967 r. samolot został zademonstrowany na pokazach podczas święta lotnictwa w Domodedowo pod Moskwą. Rekordy ustalone na E-266 który był pierwszym w świecie samolotem z podwójnym usterzeniem pionowym na kadłubie spowodowało, że w USA przystąpiono do projektowania samolotu myśliwskiego F-15 Eagle o podobnym układzie. W 1970 r. MiG-25 wszedł do użytku jako samolot myśliwski przechwytujący. W latach 1971-1975 samoloty MiG-25 były używane przez Egipt. Od 1979 r. MiG-25 jest

stosowany przez Algierię i Syrię, a od 1980 r. przez Indie i Libię. W 1973 r. na E-266 zostały ustalone dalsze rekordy międzynarodowe. A. Fiodotow 8.4.1973 r. osiągnął prędkość 2605 km/h w obwodzie zamkniętym 100 km, a 25.7.1973 r. osiągnął wysokość absolutną 36 240 m oraz ustalił rekord wysokości absolutnej 35 200 m z obciążeniem 1000 i 2000 kg. B. Orłow 4.6.1973 r. ustalił rekord czasu wznoszenia: 2 min 50 s na 20 000 m, a P. Ostapienko tegoż dnia 2 min 12 s na 25 000 m i 4 min 4 s na 30 000 m. W 1975 r. weszła do użycia dwumiejscowa wersja treningowa MiG-25U. W 1975 r. zostały ustalone nowe rekordy na odmianie E-266M z silnikami R-266 po 13 730 daN ciągu. A. Fiodotow 17.5.1975 r. ustalił rekordy czasu wznoszenia 2 min 34 s na 25 000 m i 4 min 12 s na 35 000 m, zaś P. Ostapienko tego samego dnia 3 min 10 s na 30 000 m. Na wersji rekordowej E-133 (zmodyfikowany MiG-25U) S. Sawicka ustaliła rekordy kobiece: 22.6.1975 r. prędkość 2683 km/h na bazie, następnie 31.8.1977 r. wysokość w locie poziomym 21 209 m, 21.10.1977 r. prędkość 2466 km/h w obwodzie zamkniętym 500 km i 12.4.1978 r. prędkość 2333 km/h w obwodzie zamkniętym 1000 km. A. Fiodotow 22.7.1977 r. na E-266M z obciążeniem 1000 kg i 2000 kg uzyskał rekordową wysokość 37 080 m, a 31.8.1977 r. wysokość absolutną 37 650 m. Ten absolutny rekord światowy nadal nie jest pobity. Łącznie na tym typie samolotu pobito 26 rekordów międzynarodowych. Od 1971 r. w użyciu wersja rozpoznawcza wysokościowa MiG-25R wyposażona w 5 kamer fotograficznych, a bez uzbrojenia. Od 1974 r. w użyciu wersja rozpoznania elektronicznego. MiG-25M — wersja z silnikami o większym ciągu, odpowiedzialna E-266M. MiG-25 używany jest w ZSRR, Algierii, Indiach, Libii i Szwajcarii. Mimo blisko 20 lat służby jest uważany za jeden z najlepszych samolotów myśliwskich tzw. przeważni powietrznej.

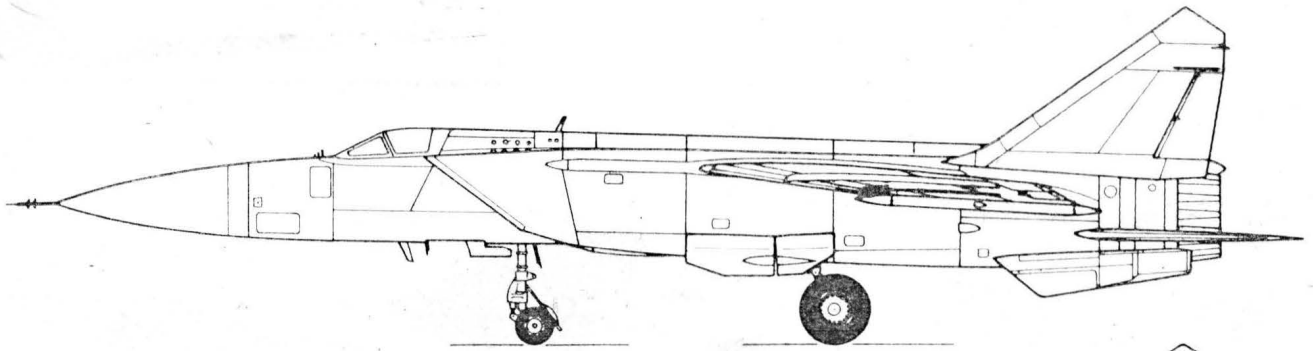
LITERATURA

1. E. CICHOSZ: Rozwój samolotów nadźwiękowych. Warszawa 1980 r.
2. P. BUTOWSKI: MiGi odrzutowe. *Skrzydłata Polska* 9/1981, s. 8-10.
3. P. BUTOWSKI: Nowoczesne samoloty bojowe ZSRR. *Przegląd Wojsk Lotniczych i WOPK* nr 2/1982, s. 45-54.
4. P. BUTOWSKI: Samoloty MiG. *Wojskowy Przegląd Techniczny* nr 2/1981 r.

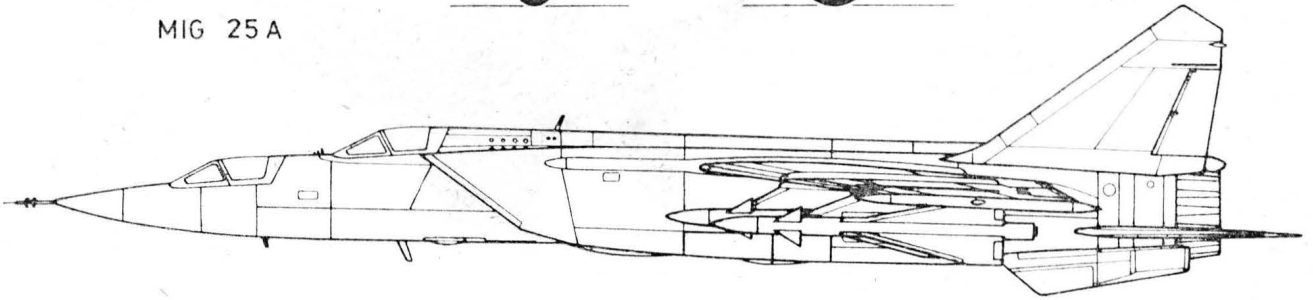
DANE TECHNICZNE (przybliżone)

Rozpiętość	14,0 m	Prędkość maks. (M = 2,8)	3700 km/h
Długość	21,0 m	Prędkość min.	270 km/h
Wysokość	5,6 m	Wznoszenie	200 m/s
Powierzchnia nośna	56 m ²	Pułap	25 000 m
Masa własna	20 000 kg	Zasięg	1000 km
Masa użyteczna	15 000 kg		
Masa całkowita	25 000 kg		

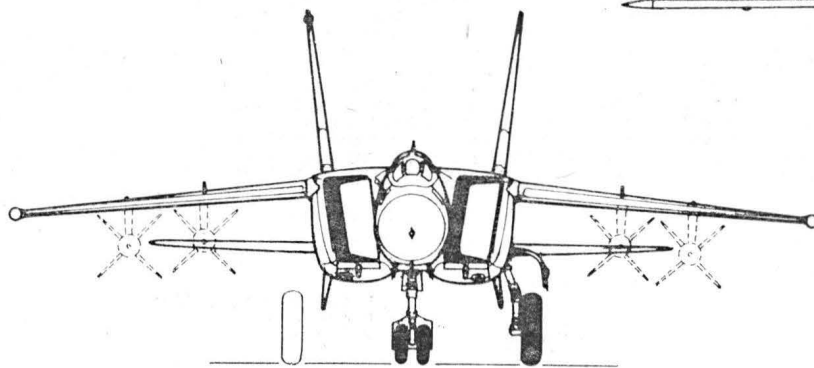
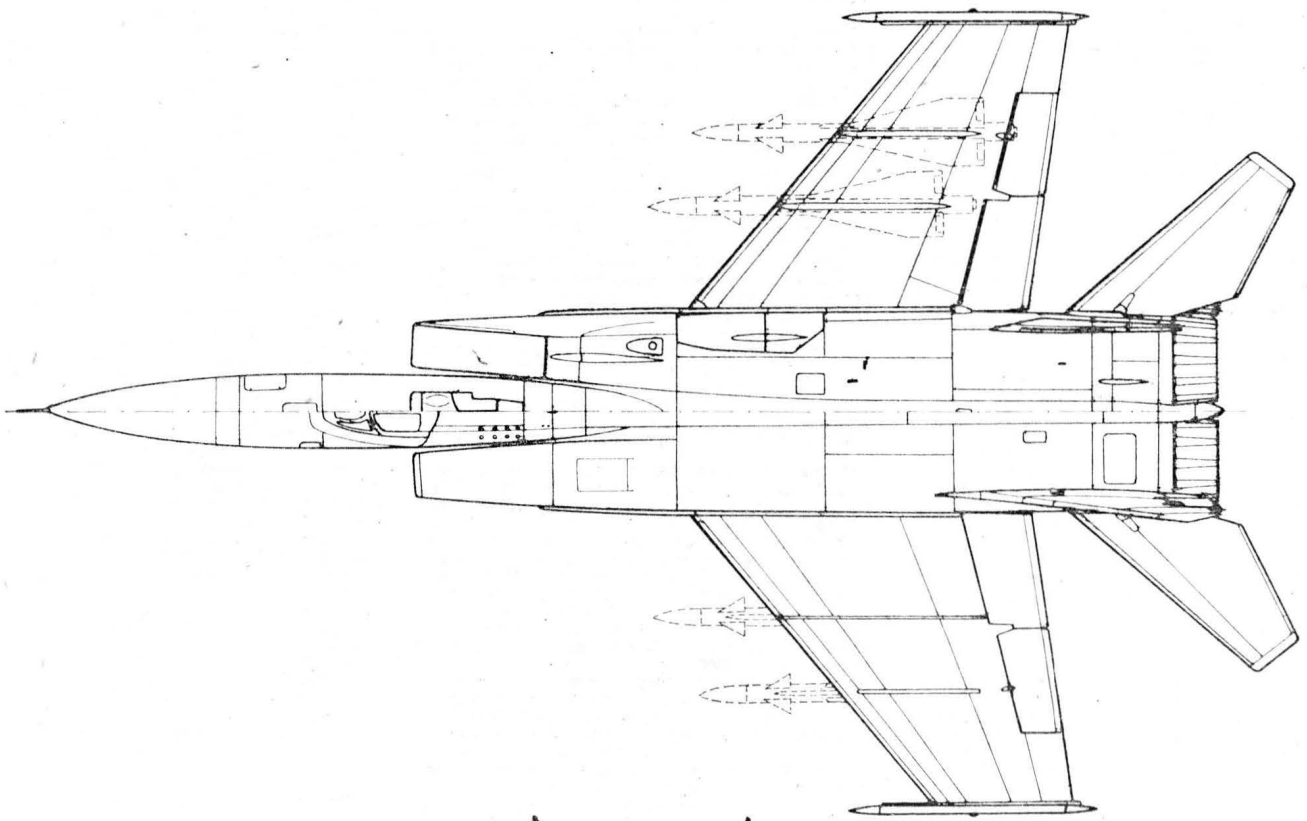
A.G.



MIG 25 A



MIG 25 U



Tunelowe badania modeli śmigłowców (I)

Mgr inż. JAN KOŹNIEWSKI
Instytut Lotnictwa

Badanie modelowe wiroplątów, prowadzone na specjalnych stoiskach w tunelach aerodynamicznych, jak również próby swobodnie latających modeli, można podzielić na trzy grupy:

- modele eksperymentalne nowych koncepcji rozwiązań konstrukcyjnych,
- modele przeznaczone do podstawowych badań aerodynamiki wiroplątów,
- modele do badań rozwojowych.

Modele eksperymentalne

Modele eksperymentalne były i są budowane w celu sprawdzenia realności radykalnie nowych koncepcji rozwiązań konstrukcyjnych. W artykule podano kilka przykładów takich modeli z historii rozwoju wiroplątów.

W 1784 r. Launoy i Bienvenu przed Zgromadzeniem Francuskiej Akademii Nauk zademonstrowali prosty latający model śmigłowca napędzany cięciwą napinanego łuku, wykazując tym techniczną możliwość lotu realizowanego za pomocą wirnika nośnego. Podobny model wykonał w 1796 r. sir George Cayley.

W 1842 r. W. H. Phillips skonstruował latający model śmigłowca napędzanego reakcją pary wodnej wypływającej z końców łopat. Była to zapewne pierwsza próba bezpośredniego napędu łopat.

Pierwszy lot modelu śmigłowca poruszanego maszyną parową został zrealizowany przez Enrico Forlaniniego w 1877 r. Model ten był wyposażony w dwa przeciwbieżne wirniki. Ww. modele udowodniły, że koncepcja lotu z wirnikiem nośnym jest możliwa do zrealizowania, a moment obrotowy wirnika może być zrównoważony.

We wczesnych latach dwudziestych bieżącego stulecia Juan de la Cierva, natknąwszy się na trudności w lotach swojego pierwszego autożyra (wiatrakowca), uciekł się do eksperymentu z modelami. Zbudował on swobodnie latający model z napędem gumowym i wirnikiem wyposażonym w poziome przeguby łopat. W ten sposób eksperyment przeprowadzony na modelu stał się punktem zwrotnym w rozwoju techniki śmigłowcowej

W latach trzydziestych Arthur Young przeprowadził próby z dwułopatowym wirnikiem huśtawkowym i prętem ustającąjącym. Do eksperymentów użył modeli swobodnie latających, napędzanych elektrycznie. Wynaleziony przez Younga system ustępczania został zastosowany w licznych śmigłowcach firmy Bell.

Do bardziej współczesnych przykładów prób przeprowadzanych na modelach eksperymentalnych należą wykonane w firmie Lockheed latające, kierowane radiem, modele śmigłowców z wirnikiem bezprzegubowym ustępcznym zrostkopowo.

Firma Sikorsky Aircraft eksperymentowała w tunelu z modelem śmigłowca o średnicy 2,74 m, wyposażonym w wirnik teleskopowy, którego wielkość przy dużych prędkościach lotu mogła być zmniejszana do 60% średnicy początkowej.

W laboratorium Navy Ship Research and Development Centre prowadzono prace nad eksperymentalnym modelem wirnika ze sterowaną cyrkulacją.

Firma Sikorsky sprawdziła swoją koncepcję układu ABC, składającego się z dwóch sztywnych przeciwbieżnych wirników, na modelu o średnicy 1,83 m. Badania przeprowadzono za pomocą szybko poruszającego się wózka w laboratorium Princeton.

Modele do badań podstawowych

Charakterystyczna dla pracy wirnika nośnego duża złożoność zjawisk mechanicznych i aerodynamicznych powoduje, że materiał empiryczny potrzebny do poznania poszczególnych zjawisk i ich związków jest trudny do uzyskania. Jednocześnie informacje o możliwie „czystych” zjawiskach są potrzebne do badania i weryfikacji modeli ma-

tematycznych tych zjawisk. Nie jest możliwe uzyskanie takich danych ani z badań rzeczywistych wirników śmigłowców w locie, ani nawet z badań ich możliwie wiernych modeli. Do tego właśnie celu przeznaczone są modele do badań podstawowych.

Modele te, zazwyczaj mniejsze, charakteryzują się uproszczoną budową i działaniem. Przy badaniach podstawowych nie jest wymagane podobieństwo rozwiązań konstrukcyjnych ani też podobieństwo dynamiczne, bowiem nie są to modele oparte na oryginałach. Zwiększa to swobodę wyboru parametrów pracy urządzenia. Istotną natomiast sprawą jest „wyodrębnienie” interesującego nas zjawiska i zapewnienie możliwości śledzenia jego przebiegu. Na tego rodzaju modelach badano m.in. związki zachodzące w sterowności i stateczności wirnika i ruchu jego łopat, oderwanie dynamiczne na łopatach, zjawiska związane ze skończoną liczbą łopat i inne.

Modele do badań rozwojowych

Spełniają one funkcję pomocniczą w projektowaniu nowych typów wiroplątów albo w ich modyfikacji i rozwoju konstrukcji. Tego rodzaju prace modelowe prowadzi się w Instytucie Lotnictwa w Warszawie i dlatego modelom do badań rozwojowych poświęcę nieco więcej uwagi.

Celem takich badań jest sprawdzenie ewentualnie potwierdzenie przewidywań opartych na obliczeniach, dostarczenie konstruktorom ilościowych informacji, gdy obliczenia teoretyczne nie są dostatecznie pewne albo gdy brak jest takich obliczeń. Badania modelowe mogą być podstawą do identyfikacji nieprzewidzianych problemów i zjawisk o istotnym dla konstrukcji znaczeniu.

Modelowe badania rozwojowe, po opanowaniu ich techniki, wymagają mniejszych nakładów finansowych niż próby śmigłowców w locie. Powodem jest oczywiście niski koszt wykonania modeli w porównaniu z kosztem budowy prototypów.

Systematycznie prowadzone próby laboratoryjne pozwalają na zbadanie i porównanie wariantów rozwiązań i umożliwiają prześledzenie w stosunkowo krótkim czasie wpływu zmian parametrów konstrukcyjnych na przebieg interesujących nas właściwości. Próby śmigłowca w locie — dzięki możliwości śledzenia zjawisk w ich rzeczywistej skali — są niewątpliwie jedyną metodą wiernie przedstawiającą badane zjawiska. Badania w locie mogą być prowadzone jednak tylko na gotowym obiekcie, a więc nie mogą być stosowane we wczesnym okresie projektowania, tzn. wówczas, gdy konstruktorzy mają najmniej informacji o właściwościach swojej konstrukcji.

Podczas prób w powietrzu nie zawsze można zrealizować potrzebny zakres stanów lotu, czy to ze względu na bezpieczeństwo, czy też na trudność osiągnięcia i utrzymania określonych stanów lotu.

W przeciwieństwie do problemów ograniczających możliwość stosowania badań śmigłowców w locie — próby modeli wiroplątów prowadzone na stoiskach badawczych w tunelach aerodynamicznych pozwalają uzyskać charakterystyki badanych obiektów w szerokim zakresie parametrów ich pracy. Ponadto badania modelowe nie są obciążone ryzykiem życia załogi i zniszczenia kosztownego prototypu, wymagają jednak trudnych do spełnienia warunków podobieństwa, co sprawia, że próby modelowe wiroplątów są bardziej złożone niż modeli płatowców.

Pomiary aerodynamiczne modeli samolotów w tunelach stały się podstawą racjonalnego projektowania prawie od początku rozwoju techniki lotniczej, natomiast badania tunelowe wiroplątów rozwinęły się dopiero w latach sześćdziesiątych, a więc ze znacznym opóźnieniem w stosunku do konstruowania śmigłowców. Obecnie jednak prowadzone w tej dziedzinie wszechstronne badania wskazują na duże perspektywy rozwoju modelowych badań wiroplątów.

Firma Boeing-Vertol badała model wirnika nośnego o średnicy 4,27 m z przegubami elastomerowymi. Modele łopat konstrukcji laminatowej miały właściwy, zgodny

z kryteriami podobieństwa, rozkład mas i sztywności. Modelowana była również sztywność głowicy i tarczy sterującej.

W Anglii w Royal Aircraft Establishment w Farnborough prowadzono prace nad modelem bezprzegubowego wirnika śmigłowca WG-13 Lynx. Średnica tego wirnika wynosiła 2,54 m. Łopaty były konstrukcji laminatowej. Zastosowano kryterium zgodności liczby Froude'a. Rozkład mas i sztywności łopat oraz głowicy odpowiadał warunkom podobieństwa. Głównym celem było zbadanie właściwości aerospężystych wirnika z małą sztywnością przegubów w płaszczyźnie wirnika.

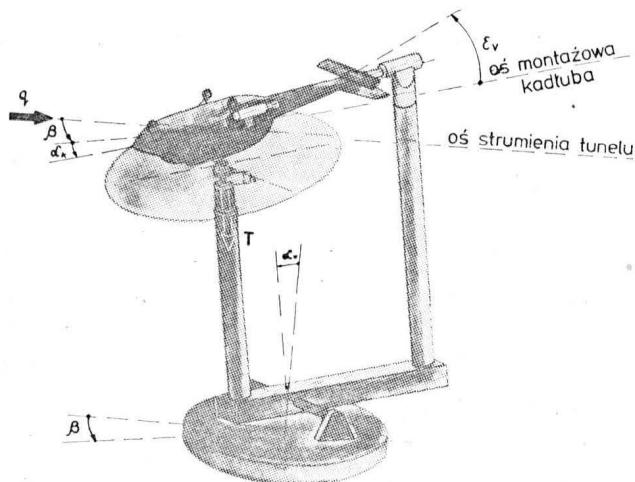
Firma Sikorsky badała wirnik modelu śmigłowca S-56 o średnicy 2,74 m. Jako kryterium podobieństwa przyjęto zgodność liczby Macha. Łopaty konstrukcji metalowej spełniały warunki podobieństwa dynamicznego. Badano równocześnie wirnik spełniający warunek zgodności liczby Froude'a. W tym przypadku zachowanie podobieństwa dynamicznego wymagało łopat o znacznie mniejszej sztywności. Zastosowano konstrukcję laminatową z kartonowym pokryciem części spływowej.

Uniwersalne stoisko, zbudowane przez Deutsche Forschung- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, powstało w RFN. Umożliwia ono dokonywanie badań kompletnych modeli śmigłowców z wirnikiem o średnicy 4 m. Wirniki są oczywiście dynamicznie podobne. Łopaty mają konstrukcję laminatową. Stosuje się warunki stałości liczby Macha. Urządzenie badawcze DFVLR może być stosowane w tunelach o zamkniętej przestrzeni pomiarowej:

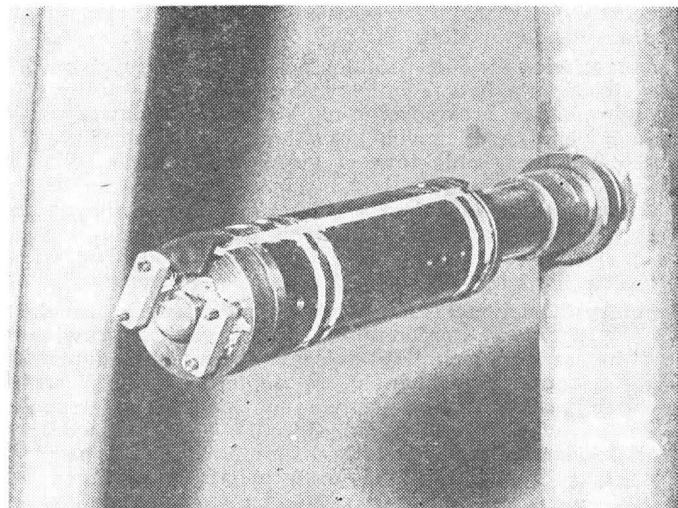
— Volkswagen w Wolfsburgu o wymiarach 7×5 m i prędkości 50 m/s,

— Daimler-Benz w Stuttgarcie o wymiarach $7,4 \times 4,9$ m i prędkości 80 m/s.

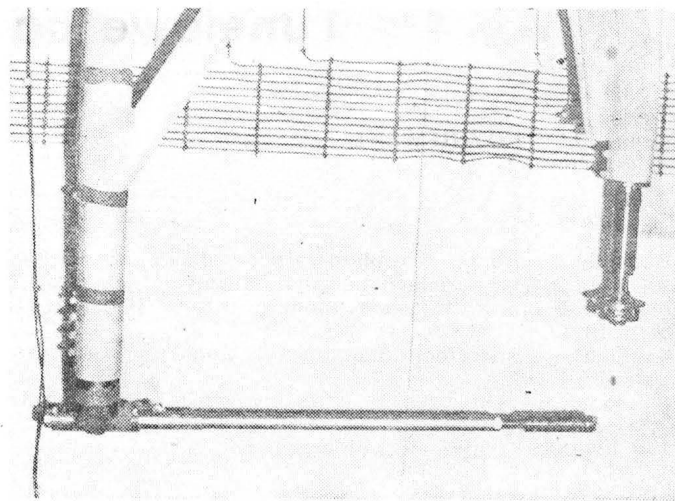
Firma Boeing-Vertol prowadziła prace z modelami całych śmigłowców (średnica wirnika 1,68 m) zawieszonych kardanowo, co umożliwiało swobodne ich pochylanie



Rys. 1. Schemat stoiska do badań modeli śmigłowców w tunelu aerodynamicznym



Rys. 2. Sześciokładowa waga grotowa do pomiaru obciążeń aerodynamicznych modelu kadłuba. Fot. A. Prystopki



Rys. 3. Waga wirnikowa i waga grotowa na stoisku badawczym. Fot. W. Garbarczyk

i przechylanie. Przedmiotem badań były zjawiska rezonansu ziemnego i rezonansu w locie oraz porównanie uzyskanych wyników z obliczeniami. W modelu tym zastosowano kryterium liczby Froude'a.

W USA w tunelu Langley V/STOL zbudowano stoisko o podobnym rozwiązaniu jak w Instytucie Lotnictwa w Warszawie. Można na tym stoisku badać całe modele śmigłowców oraz wzajemne oddziaływania wirnika i kadłuba.

We Francji badania takie prowadzone są w tunelu S-2 w Chalais-Meudon. Modele wirników o średnicy 1,5 m umieszczone są na maszcie zawieszonym od góry na łukowych prowadnicach ze środkiem krzywizny położonym w środku głowicy badanego wirnika. W przypadku gdy pomiarom poddawany jest również model kadłuba, jest on niezależnie od wirnika zamocowany od dołu na wadze aerodynamicznej tunelu.

Badania modelowe śmigłowców w Instytucie Lotnictwa

Potrzeba prowadzenia takich prac łączy się ze specjalnością naszego przemysłu lotniczego, w którym istotne miejsce zajmuje produkcja śmigłowców oraz prowadzenie prac rozwojowych. W Zakładzie Aerodynamiki powstało laboratorium badań modelowych śmigłowców. Zbudowano stoisko badawcze przystosowane do pomiarów w pięciometrowym tunelu aerodynamicznym oraz wiele innych urządzeń pomiarowych. W ostatnich latach w laboratorium tym przeprowadzono badania nad modelami śmigłowców w tunelu:

— pomiary rozkładu ciśnienia na powierzchni kadłuba śmigłowca. Model kadłuba podczas tych badań znajdował się w strumieniu tunelu i jednocześnie odmuchiwany był przez pracujący model wirnika nośnego;

— w takich samych warunkach symulujących rzeczywisty stan lotu śmigłowca zostały przeprowadzone pomiary sześciu składowych aerodynamicznych obciążeń kadłuba. Podczas tych badań model kadłuba był osadzony na sześciokładowej tensometrycznej wadze kadłubowej;

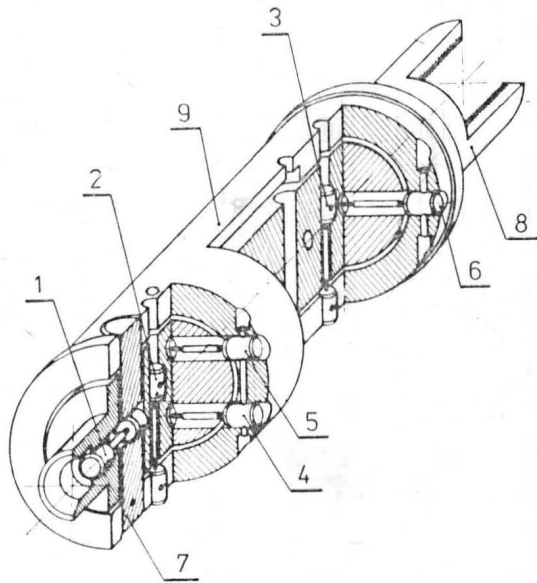
— najpoważniejszą pracą były badania dynamiczne podobnego modelu wirnika. Pomiarom podlegało sześć składowych średnich obciążeń działających na pracujący model wirnika nośnego. Rejestrowany był również przebieg zmiany siły w popychaczu sterowania łopaty w funkcji azymutu położenia łopaty.

Urządzenia badawcze w Instytucie Lotnictwa

Podstawowym wyposażeniem laboratorium jest stoisko badawcze (rys. 1) konstrukcji dr. Jerzego Kotlińskiego. Podczas pomiarów stoisko to jest wstawiane do otwartej przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego o średnicy 5 m. Ustawienie stoiska jest takie, że przy zerowym kącie natarcia wirnika jego środek znajduje się w osi tunelu. Na tym urządzeniu można niezależnie prowadzić badania modeli wirników i kadłubów. Można również montować jednocześnie te dwa elementy tworząc w ten sposób konfigurację śmigłowca i śledzić wzajemne oddziaływanie wirnika nośnego i kadłuba.

Wielkość stoiska została określona średnicą modelu wirnika. Przyjęto, że średnica ta wynosi ok. 2,5 m. Przy ta-

kim stosunku średnicy przestrzeni pomiarowej (otwartej) tunelu do średnicy badanego wirnika, błędy wynikłe ze skończonych wymiarów strumienia tunelu są znikome. Ponadto otwarta przestrzeń pomiarowa tunelu umożliwia badania stanów lotu z małymi prędkościami, a przy za-



Rys. 4. Schemat konstrukcji wagi grotowej: 1-6 — elementy pomiarowe, 7 — sworznień korpusu, 8 — grot, 9 — korpus

trzymanym tunelu modelowanie stanu zawisu. Skala badanych modeli wynosi ok. 1:6.

Stoisko przedstawione na rys. 1 składa się z dwóch masztów oraz łączącej je konstrukcji. Wewnątrz przedniego masztu znajduje się łożyskowanie wału napędu wirnika. Maszt tylny stanowi podstawę do mocowania modeli kadłubów. Zmiana kąta natarcia α badanego modelu dokonywana jest przez pochylanie obu masztów wraz z łączącą je konstrukcją wokół poziomej osi. Potrzebny kąt ślizgu modelu β ustawia się obrotem podstawy stoiska względem pionowej osi głównej wagi aerodynamicznej tunelu. Napęd stanowi silnik prądu stałego o mocy 45 kW. Prędkość obrotowa wirnika może być zmieniana w sposób ciągły do 1700 obr/min. Przeciętna stosowana prędkość wynosi 1550 obr/min. Przy średnicy np. 2,6 m uzyskuje się obwodową prędkość końców łopat 210 m/s, co odpowiada stosowanej obecnie prędkości końców łopat śmigłowców. Największa prędkość strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu podczas badań wirników wynosiła 51 m/s, co przy prędkości obwodowej 210 m/s dawało wartość współczynnika prędkości $\bar{V} = V/\Omega R = 0,240$, zaś przy prędkości obwodowej zmniejszonej do 137 m/s pozwalało na uzyskanie $\bar{V} = 0,370$.

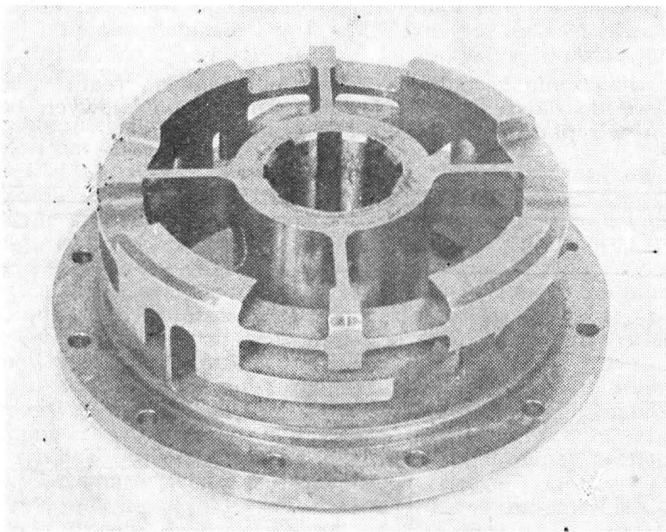
Gdy program badań wymaga dokonywania pomiarów na kadłubie, wówczas jego model umieszcza się na stoisku we właściwym położeniu względem wirnika, tworząc konfigurację modelowanego śmigłowca. Brak połączenia między kadłubem i wirnikiem pozwala na dokonywanie niezależnych pomiarów ich obciążeń i tym samym na badanie ich wzajemnego oddziaływania.

Model kadłuba jest osadzony na znajdującej się w jego wnętrzu sześciokładowej wadze tensometrycznej (rys. 2). Waga ta, nazwana „grotową”, łączy się z tylnym masztem stoiska za pomocą długiego pręta „grota” (rys. 3). Grot przechodzi przez środek belki ogonowej kadłuba bez styku z konstrukcją modelu. W ten sposób mierzone obciążenia aerodynamiczne kadłuba przenoszą się jedynie na wagę grotową.

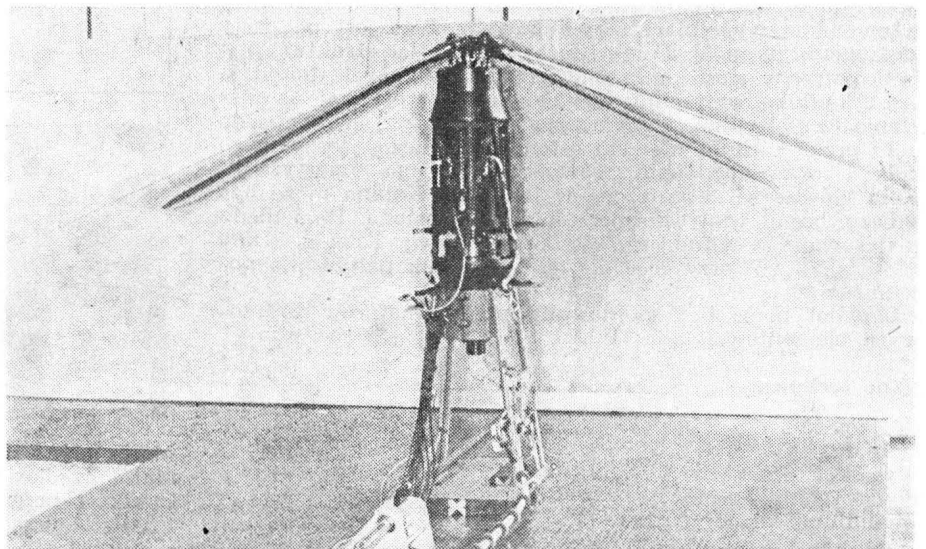
Wewnętrzna konstrukcja wagi grotowej pokazana jest na rys. 4. Wytwarzane przez wagę sygnały pomiarowe powstają w układach mostkowych utworzonych przez tensometry oporowe naklejone na sześć ściskanych-rozciąganych elementów pomiarowych wagi.

W niektórych badaniach, np. kadłuba z nadmuchem wirnika, wystarczy tylko znajomość i kontrola wielkości ciągu modelu wirnika, który wytwarza odpowiedni nadmuch na model kadłuba. W badaniach tych zastosowano dość proste urządzenie pomiarowe z obracającą się wraz z wałem, pokazaną na rys. 5, wagą wirnikową, przystosowaną jedynie do pomiaru ciągu oraz momentu obrotowego wirnika. Źródłem sygnałów pomiarowych w tej wadze są układy mostkowe tensometrów naklejonych na frezowane elementy zginane.

W urządzeniu tym istnieje jedynie ręcznie ustawiany mechanizm zmiany skoku ogólnego łopat, nie ma natomiast mechanizmu sterowania okresowego. Ustawianie skoku ogólnego wymaga wyłączania tunelu i zatrzymywania obrotów stoiska. Urządzenie z obracającą się wagą, z powodu wymienionych ograniczeń, nie nadaje się do prowadzenia wnikliwszych badań modeli wirników. Na rys. 3 widoczne są zmontowane na stoisku badawczym obie wagi



Rys. 5. Czteroskładowa obrotowa waga wirnikowa. Fot. W. Garbarczyk



Rys. 6. Jednostka pomiarowo-sterująca PS wraz z modelem wirnika. Fot. W. Garbarczyk

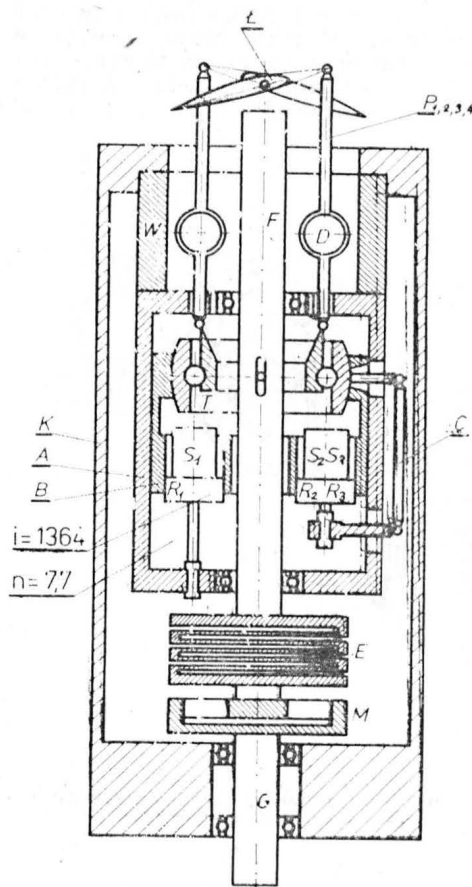
— grotowa i wirnikowa. Sygnały pomiarowe wytwarzane w tensometrach naklejonych na obracających się częściach wirnika i wagi wirnikowej wymagają wielokanałowego kolektora prądowego. Kolektor taki znajduje się na stoisku pod przednim masztem w osi wału.

Dalszy rozwój wyposażenia stoiska stanowi jednostka pomiarowo-sterująca PS (rys. 6). Urządzenie to, przeznaczone do prowadzenia badań modeli wirników nośnych, montowane jest na przednim maszcie stoiska. W jednostce PS znajduje się pięcioskładowa, nieobrotowa waga tensometryczna mierząca ciąg wirnika, dwie składowe siły poprzeczne działającej w płaszczyźnie wirnika oraz momenty pochylający i przechylający wirnik. Szósta składowa obciążenia wirnika — moment kręjący — mierzona jest momentomierzem tensometrycznym. Urządzenie PS ma mechanizm zmiany skoku ogólnego oraz okresowego z tarczą sterującą. Zarówno zmiany skoku ogólnego, jak i dwu składowych sterowania okresowego, dokonuje się za pomocą trzech silników elektrycznych. Zdalne sterowanie silników elektrycznych pozwala na zmianę parametrów pracy modelu wirnika, bez konieczności przerywania dmuchu tunelu i zatrzymywania stoiska. Znajdujące się w jednostce pomiarowo-sterującej popychacze skoku łopaty wyposażone są w dynamometry pierścieniowe, co umożliwi pomiar wielkości siły działającej w popychaczach i uzyskanie przebiegów zmienności tej siły jako funkcji azymutu położenia łopaty. Schemat konstrukcji jednostki PS pokazany jest na rys. 7.

Opisane wyżej urządzenie jest na tyle uniwersalne, że pozwala na prowadzenie prac nad dwu-, trzy- i czterołopatowymi modelami wirników. Dotychczasowe badania dotyczyły wirników przegubowych, jednak jest również możliwe badanie wirników bezprzegubowych.

Ze względu na ograniczoną objętość artykułu, dokonałem tylko pobieżnego opisu najistotniejszych elementów wyposażenia pomiarowego, za jakie uważam stoisko oraz wagi. Na całość laboratorium składają się jeszcze inne urządzenia, jak układ pomiarowy i układ automatycznej rejestracji wyników pomiarów, urządzenia do wzorcowania wag, przyrządy do pomiarów rozkładów sztywności modeli łopat.

Wydaje się, że zbudowane w ciągu wielu lat pracy w Instytucie Lotnictwa urządzenia badawcze oraz uzyskane



Rys. 7. Schemat mechanizmu jednostki pomiarowo-sterującej PS: A — obudowa mechanizmów sterowania skokiem łopaty, B — przesuwana tuleja sterowania skokiem ogólnym łopaty, C — popychacze przestawiania tarczy sterującej, D — dynamometry na popychaczach, E — element elastyczny, F — wał wirnika, G — wał napędu, K — korpus jednostki PS, Ł — łopaty momentomierz, M — momentomierz, P_{1,2,3,4} — popychacze sterowania łopatami, R_{1, R₂, R₃} — reduktory silników, S₁ — silnik sterowania skokiem ogólnym łopaty, S₂, S₃ — silniki sterowania okresowego łopaty, T — tarcza sterująca, W — pięcioskładowa waga

doświadczenia zespołu pracowników stanowią realną podstawę do dalszego rozwoju laboratorium modelowych badań wiroplatów w tunelu aerodynamicznym.

PROTOTYPY

Hoffmann H 39 Diana • RFN •

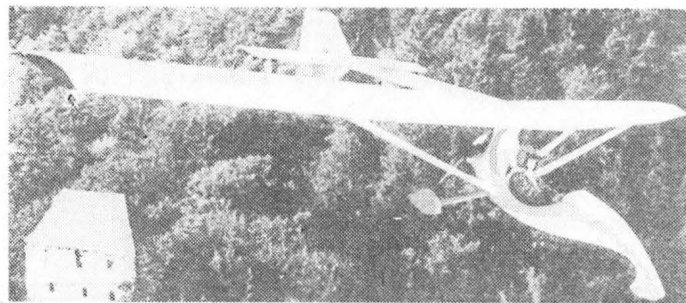
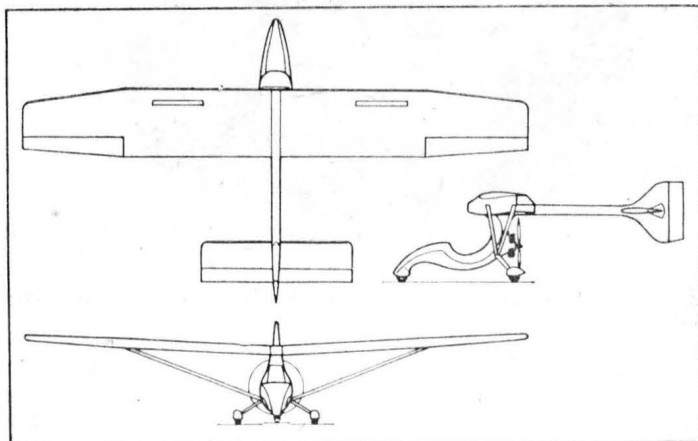
Ultralekki samolot sportowy

H 39 Diana jest jednoosobowym ultralekkim samolotem z silnikiem o mocy 21 kW (28 KM), z pchającym śmigłem. Przy projektowaniu samolotu wykorzystano doświadczenia z zakresu aerodynamiki zdobyte w czasie prac nad motoszybowcem H 36 Dimona. W płacie zastosowano profil Wortmann FX63-137, który zapewnia dużą siłę nośną, nawet przy małych prędkościach lotu, oraz — nie bez wpływu profilu usterzenia Wortmann FX71-L-150 — korzystne właściwości w przeciągnięciu. Struktura samolotu jest wykonana jako skorupowa z tworzywa epoksydowego zbrojonego włóknem węglowym, kevlarem i włóknem szklanym, wzmocniona wypełniaczem piankowym. Płat jest podparty zastrzałami typu V. Dzięki dużej sztywności struktury nie było potrzeby stosowania ścięgien stabilizujących. Przednia część kadłuba wytrzymuje — zgodnie z przepisami — uderzenia wielokrotnie przekraczające wartość g. Wygięty do dołu przód kadłuba stanowi osłonę przedniego, sterowanego koła i prawdopodobnie równocześnie jego amortyzację. Koła główne są zaopatrzone w hamulce. Kabina może być zabezpieczona wiatrochronem lub pełną osłoną. Do napędu zastosowano 4-cylindrowy silnik gwiazdowy Koenig SD570 o mocy 21 kW przy 4000 obr/min. Zbiornik paliwa ma pojemność 20 l.

Samolot może być montowany przez amatorów z gotowych elementów.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	5,60 m
Wysokość	2,02 m
Powierzchnia nośna	12,50 m ²
Wydłużenie płata	8
Masa własna	95 kg



Maks. masa startowa	215 kg
Maks. prędkość dopuszczalna	135 km/h
Prędkość przelotowa	100 km/h
Prędkość przeciągnięcia	40 km/h

W.K.

Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (III)

5.3. Sterowność podłużna

5.3.1. Siła na drążku na jednostkę g*)

5.3.1.1. Proponowane kryteria ilościowe dla siły P na drążku na jednostkę przyspieszenia g odnoszą się do warunków lotu normalnego. Do warunków wychodzących poza te, które mogą być uważane za normalne, należy odnieść inne kryteria.

5.3.1.2. Siła na drążku, potrzebna do osiągnięcia współczynnika obciążenia normalnego $n = 2$, nie powinna przekraczać 45 kG (100 lb, 441,4 N), natomiast siła na drążku potrzebna do osiągnięcia obciążenia dopuszczalnego nie może być mniejsza od 23 kG (50 lb, 225,6 N).

5.3.1.3. Dyskusja

Pilot samolotu komunikacyjnego zazwyczaj stara się uniknąć sytuacji, w której pasażerowie byłiby poddani przyspieszeniom pionowym przekraczającym 1/8 g do 1/4 g . Gdy gradient sił wynosi 45 kG (100 lb, 441,4 N) na 1 g , to podane granice odpowiadają siłom 5,4 ÷ 11,2 kG (12 ÷ 25 lb, 55 ÷ 110,8 N) na drążku, co nie jest uważane za wielkość nadmierną. Z drugiej strony, bardzo niski poziom siły na drążku na jednostkę przyspieszenia został wypróbowany w samolocie DC-8, w którym poziom ten obniżono sztucznie do 5,9 kG (13 lb, 57,9 N), przy tym dodano tarcie o wielkości 2,5 kG (5,6 lb, 24,5 N).

W wyniku prób przekonano się, że powstają przy tym niebezpieczne oscylacje indukowane przez pilota (tzw. PIO — Pilot Induced Oscillations).

5.3.1.3.1. Rys. 7 pokazuje wpływ różnych czynników na gradient siły na drążku. Czynnikami tymi są ciężar i położenie środka ciężkości samolotu, wysokość, prędkość i konfiguracja.

5.3.1.4. Próby

Zalecane granice odnoszą się do krytycznej kombinacji prędkości i położenia środka ciężkości, spodziewanej podczas normalnego użytkowania samolotu. Spełnienie zaleceń powinno być wykazane dla warunków:

a. W celu wykazania zgodności z zaleceniem nt. maksymalnych sił na drążku — ustalony zakręt lub ustalony manewr w płaszczyźnie pionowej („wyrwanie”), dla współczynnika obciążenia $n = 2$ dla prędkości równej prędkości wyważenia (tj. dla samolotu wyważonego podłużnie przy tej prędkości, z jaką ma być wykonany manewr).

b. W celu wykazania zgodności z zaleceniem nt. minimalnych sił na drążku, potrzebnych do osiągnięcia współczynnika obciążenia dopuszczalnego, nie jest intencją tych zaleceń, aby rzeczywiście osiągnąć obciążenie dopuszczalne. Zmiana siły na drążku w funkcji obciążenia pionowego powinna być zmierzona do takich wielkości obciążeń, które pozwalają na stosunkowo wiarygodną ekstrapolację tej zmienności aż do obciążeń dopuszczalnych. Pomiaru mogą być wykonane w ustalonym zakręcie albo w warunkach ustalonego manewru pionowego, przy prędkości równej prędkości wyważenia.

Warunki dla próby a i b podaje tabl. 4.

Jeżeli nie występują specjalne „okoliczności łagodzące”, zmiana siły ze zmianą dodatniego przyspieszenia normalnego nie powinna stać się ujemna.

Uwaga: Typowymi „okolicznościami łagodzącymi” są:

a) zwiększone opory ruchu układu przy dużych momentach zawiasowych steru wysokości,

b) takie położenie koła sterowego do stosunku do fotela pilota, które utrudnia pilotowi przykładanie znaczniejszych sił.

5.4. Sterowność poprzeczna i kierunkowa

5.4.1. Sterowność w zakrętach

5.4.1.1. Skuteczność lotek powinna, ogólnie biorąc, być wystarczająca dla:

a) utrzymania samolotu w równowadze w każdej sytuacji, gdy wystąpi niesymetria oddziaływań aerodynamicznych, masowych lub sił od napędu,

b) utrzymanie położenia samolotu w warunkach wiatru bocznego albo podczas zamierzonego wykonywania ślizgu,

c) utrzymania albo szybkiego odzyskania położenia samolotu podczas lotu w burzliwej atmosferze,

d) wykonania startów i lądowań z wiatrem bocznym,

e) wykonania manewrów związanych z użytkowaniem samolotu.

Zmiana kursu albo manewr związany ze ślizgiem są zwykle najbardziej wymagającymi pod względem sterowności poprzecznej manewrami, jakie pilot zamierza wykonywać.

5.4.1.2. Kryteria

5.4.1.2.1. Kryteria ilościowe, stanowiące absolutne minimum (odpowiadające ocenie pilota (PR) równej 6,5) przedstawione są poniżej.

Powinno być możliwe, przy użyciu najstosowniejszej kombinacji wychyleń sterów, przechylenie samolotu o 60°, zaczynając od ustalonego zakrętu z przechyleniem 30°, w ten sposób, aby znalazł się w przeciwnym zakręcie. Dotyczy to wykonania manewru zarówno w lewo, jak i w prawo. Manewr nie powinien trwać ponad 11 s w konfiguracji startowej z nieczynnym silnikiem krytycznym, ani ponad 7 s w konfiguracji do lądowania ze wszystkimi silnikami czynnymi.

Uwagi:

1. Minimalne prędkości przechylenia są podane powyżej, ale żądane jest uzyskanie prędkości większej niż 12 ÷ 15°/s.

2. Minimalne prędkości przechylenia, podane wyżej, mogą okazać się ograniczeniami dla wyboru V_z oraz prędkości progowej (Threshold Speed).

5.4.1.2.2. Ponadto powinno być możliwe:

a) podczas podejścia, uzyskanie zmiany toru lotu w zakresie umiarkowanej odległości (poprzeczne przesunięcie o 100 m na długości 1000 m),

b) we wszystkich warunkach, utrzymanie zamierzonego toru lotu podczas występowania czynników zakłócających (turbulencja albo wystąpienie awarii silnika).

Uwaga: Dla manewru zmiany toru lotu typu „przesunięcie równoległe w bok” czas, jaki byłby wymagany w warunkach minimum dla kategorii II zbliża się do zera. W tych warunkach żadne rozsądne — możliwe do uzyskania — właściwości w sterowności poprzecznej nie byłyby wystarczające, toteż jedynym rozwiązaniem jest zmniejszenie błędów pozycji w kierunku poprzecznym na wysokości decyzji do takiej wielkości, która nie wymagałaby wykonania manewru.

TABLICA 4

Warunki	a. Maks. siła na drążku na jednostkę g	b. Min. siła na drążku na jednostkę g
Prędkość wyważenia	V_A schowane schowane skrajne przednie nie większa niż 150 m (500 ft) maks.	V_{MO}/M_{MO}^* schowane schowane skrajne tylne maks. użytkowa min.
Podwozie		
Kłapy		
Położenie środka ciężkości		
Wysokość		
Ciężar samolotu		

*) Oznaczenie to należy rozumieć nie jako iloraz, ale jako zastosowanie albo V_{MO} albo M_{MO} w zależności od tego, co stanowi ograniczenie dla danego samolotu w konkretnym stanie lotu.

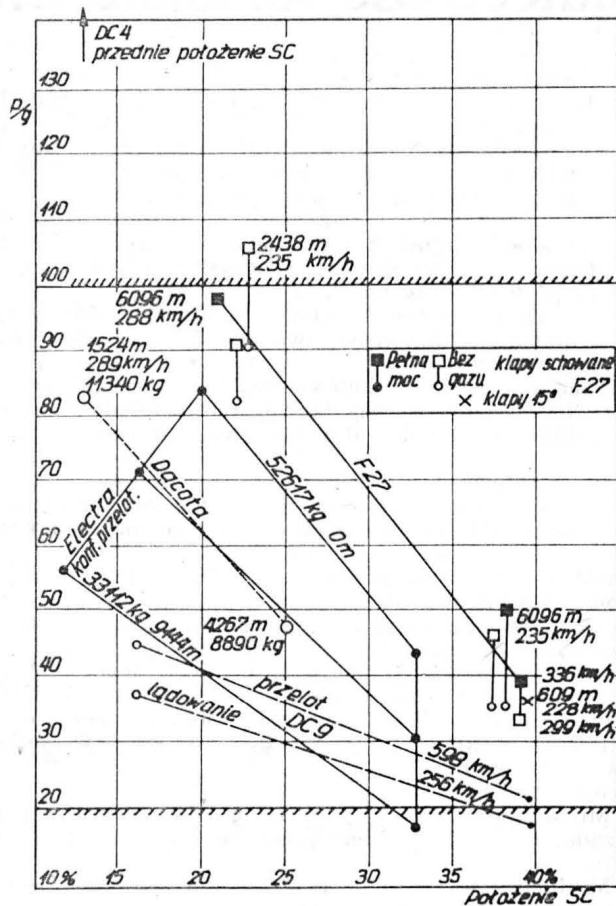
*) Zgodnie z oryginałem, do określenia sterownicy używa się tu słowa „drążek”, jednak dane odnoszą się do ogólnie rozumianego organu sterowania podłużnego.

6. Inne właściwości lotne

6.1. Charakterystyka lotu z dużą prędkością

6.1.1. Trudności związane ze sterowaniem samolotów odrzutowych transportowych notowano zarówno podczas lotu z dużą prędkością w burzliwej atmosferze, jak i podczas unoszenia w spokojnym powietrzu. Przyczynami tych trudności mogły być takie czynniki, jak ograniczone możliwości układu sterowania podłużnego, nieodpowiednie przygotowanie, niedostateczne wyszkolenie pilota albo niezadawalające właściwości wyprowadzania (powrotu do poprzedniego stanu).

Wskutek wpływu ściśliwości oraz zjawisk związanych



Rys. 7. Siła P na drążku na jednostkę g. Uwaga: na rysunku zachowano oryginalną skalę lb/g

z aeroelastycznością, zdolność samolotu do manewrowania na dużych wysokościach i przy wysokich liczbach Macha jest ograniczona przez takie czynniki jak maksymalna siła nośna skrzydła, utrata możliwości efektywnego sterowania poprzecznego, nieefektywność układu sterowania trymerami itp. Opracowanie wymagań w tym zakresie nie zależy wyłącznie od rozwoju techniki lotniczej, ale także od rozwoju meteorologii i fizjologii. Wymagania te były na ogół podawane w postaci jakościowej.

Bardziej szczegółowe i ujęte ilościowo wymagania podano niżej.

6.1.2. Możliwości w zakresie sterowności poprzecznej

Sterowność podczas zakrętów przy dużych prędkościach powinna być taka, aby:

a) przy prędkościach do V_{MO}/M_{MO} minimalny czas zmiany przechylenia o 60° nie powinien przekraczać 7 s,

b) przy prędkościach wyższych od V_{MO} minimalny czas zmiany przechylenia o 60° nie powinien przekraczać 11 s. (Jeśli sterowanie kierunkowe wywiera niekorzystny wpływ na przechylenie, czas ten może być powiększony do 14 s. Te wartości powinny być uważane za absolutne minima — ocena pilota PR = 6,5).

6.1.3. Warunki wytrącenia z równowagi

a. Niewyważenie

TABLICA 5. Granice pionowej prędkości wiatru (vertical wind shear)

Przedział wysokości		Zmiana prędkości wiatru	
m	ft	m/s na 1000 m	kt na 1000 ft
2400	8000	46	27
1800	6000	56	33
1200	4000	78	46
900	3000	96	57
600	2000	125	73
300	1000	184	109

Należy rozważyć zakłócenia toru lotu związane z warunkami niewyważenia związanymi z niewłaściwym działaniem układów sterowania, albo prawdopodobnymi błędami wyważenia spowodowanymi działaniem pilota różnym od tego, które podane jest w podpunkcie b.

b. Niezamierzone wychylenie sterownic

Możliwa do przyjęcia metoda symulacji wytrącenia z równowagi przez niezamierzony ruch sterownic obejmuje:

1. Wprowadzenie samolotu w nurkowanie pod kątem $7,5^\circ$ przez 20 s, albo

2. Zmniejszenie współczynnika obciążenia pionowego samolotu do wielkości 0,5 na 10 s.

Uwaga: Kryteria te są analizowane przez Komitet Zdolności do Lotu ICAO i mogą być zmienione.

c. Wytrącenie przez podmuch

Zakłócenia związane z podmuchami, które należy rozważać, obejmują:

1. Podmuch z przodu, który może działać w kierunku powodującym największe zaburzenie, zawartym między liniami odchylonymi o 30° w górę i w dół od toru lotu. Prędkość podmuchu — 15 m/s (50 fps) EAS na wysokościach do 6000 m (20 000 ft). Na wysokościach powyżej 6000 m prędkość podmuchu może być liniowo zmniejszana do 7,5 m/s (25 fps) na wysokości 15 000 m (50 000 ft), zaś powyżej tej wysokości pozostaje stała. Należy przyjąć czas narastania oraz czas zanikania podmuchu nie większy niż 2 s, zaś czas trwania — nie większy niż 30 s.

2. Pionowy podmuch o tej samej wielkości jak w pkt 1. Należy rozważyć strefę narastania podmuchu między 30 m (100 ft) a 300 m (1000 ft). Podczas przelotu przez taki podmuch, intensywność buffetingu nie powinna przekraczać takiej, przy której samolot jest sprawdzany jako sterowny i która nie zagraża wytrzymałości samolotu.

3. Przejście przez prąd powietrzny „jet stream”, którego charakterystyki są podane niżej, przy prędkości unoszenia lub opadania, które odpowiadają normalnemu użytkowaniu samolotu. W obu przypadkach należy rozważać gradient dodatni oraz ujemny. Zmianę wiatru powyżej osi prądu należy przyjmować jako równą zmianie poniżej osi, ale mającą znak przeciwny.

Uwaga: Powyższe zmiany prędkości wiatru mogą prowadzić do zmian prędkości takich samych — w przybliżeniu — jak zmiany spowodowane niezamierzonym wychyleniem sterownic, z tą jednak różnicą, że w tych ostatnich nie występuje wpływ wrażliwości samolotu na podmuchu. Być może byłoby możliwe, na podstawie obliczeń dokonanych dla niektórych certyfikowanych samolotów, znalezienie prostego kryterium, które obejmowałoby wpływ wrażliwości na podmuchy oraz które pozwoliłyby zamienić nurkowanie pod kątem $7,5^\circ$ albo przy obciążeniu $n = 0,5$ jakimś innym bardziej głębokim albo płaskim nurkowaniem.

4. Wytrącenie spowodowane niestatecznością spiralną

Po wyważeniu samolotu w locie poziomym z każdą prędkością w zakresie do V_{MO}/M_{MO} , uzyskuje się wstępne przechylenie o 45° , następnie sterownice i po upływie 10 s, albo też po upływie 3 s od włączenia się sygnalizacji o przekroczeniu dopuszczalnej prędkości (uwzględniając to kryterium, które wystąpi wcześniej), rozpoczyna się manewr wyprowadzenia.

Wyprowadzenie do lotu poziomego odbywa się przy współczynniku obciążenia normalnego nie większym od 1,5 s.

Uwaga: Kąt przechylenia przyjmuje się równy 45° albo też maksymalnemu kątowi, który może wystąpić przy uszkodzeniu (nieprawidłowym działaniu) pilota automatycznego przy prędkości V_{MO}/M_{MO} .

Opracował A.K.



Antoni Gołędzinowski (1929 ÷ 1983)

W dniu 22 lipca 1983 r. po 23 latach współpracy odszedł z naszej redakcji na zawsze dr inż. Antoni Gołędzinowski, od 1960 r. redaktor działu technologii. Zabrał Go nieszczęśliwy wypadek, utonął w morzu podczas urlopu.

Dr A. Gołędzinowski był wybitnym znawcą technologii lotniczej oraz miał ogromny talent do praktycznego rozwiązywania problemów technologicznych. Urodził się w rodzinie chłopskiej (ojciec Franciszek, matka Józefa z Magdziaków) 12 lutego 1929 r. w miejscowości Koczajec pow. Pruszków. Szkołę podstawową ukończył w latach 1936÷1943, Gimnazjum Mechaniczne w Pruszkowie w latach 1943÷1946, Liceum Lotnicze w Warszawie w latach 1946÷1949. W latach 1949÷1955 studiował na Politechnice Warszawskiej, uzyskując tytuł magistra inżyniera lotnictwa. W latach 1947÷1951 ukończył kursy: przodowników modelarstwa lotniczego, spadochronowy, szybowcowy, mechaników lotniczych i pilotażu samolotowego, będąc członkiem Aeroklubu Warszawskiego.

Podczas studiów od października 1952 r. do stycznia 1954 r. pracował na stanowisku konstruktora, a następnie starszego konstruktora w Centralnym Biurze Konstrukcyjnym Obrabiarek w Pruszkowie. Zakład ten, wykorzystujący wówczas doświadczenie Zrzeszenia Mechaników Polskich z

Ameryki (z którego powstał), był dobrą szkołą rozsądnego rozwiązywania problemów technologicznych i organizacyjnych. A. Gołędzinowski często podkreślał jak wiele dała Mu praktyka w tym dobrze zorganizowanym środowisku specjalistów o dużym doświadczeniu. Od stycznia 1954 r. do czerwca 1955 r. pełnił funkcję starszego asystenta na Politechnice Warszawskiej. W czerwcu 1955 r. rozpoczął pracę w warsztacie (później Zakład Doświadczalno-Produkcyjny) Instytutu Lotnictwa, gdzie przepracował 22 lata na różnych stanowiskach, począwszy od kierownika sekcji, następnie kierownika oddziału, aż do głównego technologa i zastępcy dyrektora zakładu. Po włączeniu Instytutu Lotnictwa do Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich PZL-Okecie i przeniesieniu Zakładu Doświadczalno-Produkcyjnego do Centrum od 1 lipca 1976 r. do 31.12.1977 r. był głównym technologiem Zakładu Doświadczalnego Centrum.

Podczas swej pracy w Instytucie Lotnictwa rozwiązał wiele trudnych problemów technologicznych, m.in. kierował opracowaniem technologicznym silnika odrzutowego SO-1, osprzętu i wyposażenia lotniczego opracowanego w Instytucie oraz aparatury pomiarowej, a także zajmował się teorią obrotów krytycznych w związku z wyważaniem wirników silników odrzutowych.

W 1975 r. A. Gołędzinowski rozwiązał trudny problem związany z technologią wykonania łopatek sprężarek i ich trwałością zmęczeniową, który stał się tematem Jego pracy doktorskiej pt. „Wpływ obróbki luźnymi środkami w pojemnikach na żywotność łopatek sprężarkowych silników turbinowych” obronionej na Politechnice Warszawskiej.

Od 1 stycznia 1978 r. pracował w Zakładzie Aparatury Naukowej Unipan w Warszawie, początkowo jako kierownik wydziału mechaniki, a następnie od 15.2.1982 r. jako szef produkcji. W Unipanie położył wielkie zasługi w zakresie rozwiązywania problemów organizacyjno-technicznych oraz w sposób zasadniczy przyczynił się do wzrostu produkcji, rozwoju i unowocześnienia technologii wytwarzania aparatury naukowo-technicznej. Wśród załogi Unipanu cieszył się dużym autorytetem, szacunkiem i sympatią. Był zawsze bardzo wrażliwy na sprawy ludzkie, stąd Jego kontakty z załogą były bardzo serdeczne.

Dr A. Gołędzinowski w 1972 r. otrzymał Srebrny Krzyż Zasługi, a w 1974 r. Srebrny Medal „Za zasługi dla obronności kraju”. Był wieloletnim członkiem SIMP oraz ZNP, w związku z pełnieniem funkcji asystenta w Katedrze Technologii Lotniczej na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej oraz prowadzeniem wykładów na kursach doskonalących i zawodowych.

Publikacje dr A. Gołędzinowskiego w *Technice Lotniczej i Astronautycznej* przy poważniejszych tematach podpisywane były pełnym nazwiskiem, zaś w przypadku krótkich notatek — AG do 1972 r. i GOL później.

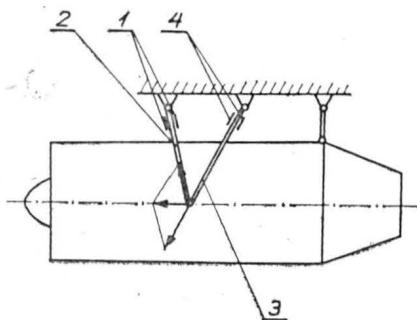
Dr A. Gołędzinowski łączył dużą wiedzę z umiejętnościami praktycznymi, zdolność rozwiązywania trudnych problemów z dbałością o efekty ekonomiczne i koszty produkcji, inicjatywę, energię i stanowczość z życzliwością i umiejętnością postępowania z ludźmi. Nie miał zwyczaju rezygnowania z prawdy, sprawiedliwości, rozsądku i swej racji, nie brakło Mu odwagi cywilnej. Odszedł od nas nie tylko ceniony specjalista i redaktor, lecz także dobry Kolega i prawy, szlachetny człowiek. Jego postawę będziemy starać się naśladować.

Cześć Jego pamięci!

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania układ do pomiaru ciągu silnika spalinowego (wynalazcy: A. Pęski, C. Drużny). Układ wg wynalazku pozwala na bezpośredni pomiar ciągu wytwarzanego przez silnik samolotu zarówno przed startem, jak i w locie.

Silnik przymocowany jest w trzech



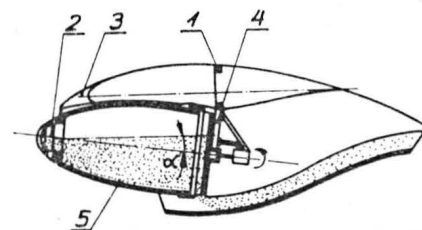
punktach do struktury nośnej samolotu łącznikami przegubowymi, przy czym jeden z łączników utworzony z prętów ma kształt litery V. Układ charakteryzuje się tym, że na prętach 2 i 3 łącznika w kształcie litery V naklejone są tensometry 1 i 4 połączone w elektryczny układ pomiarowy.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 9/1981 r., w klasie G01L, pod nr P.218954.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania zbiornik agrolotniczy materiałów sypkich (wynalazcy: E. Margański, M. Kopicz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie konstrukcji takiego zbiornika, który spełnia warunki prawidłowego, równomiernego wysypu i jest dogodny w załadunku materiału wsadowego.

Zbiornik stanowi bryła obrotowa, najlepiej paraboloidalna, zawieszona w kołnierzu przednim 2, umocowanym na wysięgniku

3 oraz w tylnym zawieszeniu głównym 4 dźwigiara 1 skrzydła, przy czym oś wzdłuż-



na zbiornika 5 jest pochylona względem poziomu pod kątem α większym lub równym kątowi ustawienia samolotu na ziemi.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 9/1981 r., w klasie B65D, pod nr P.221970T.

Elektroniczne cyfrowe układy sterowania dwuprzepływowych silników lotniczych

Mgr inż. KAZIMIERZ GILEWSKI
Mgr inż. LUDWIK GRUCHALSKI

Stosowane obecnie hydromechaniczne układy sterowania silników lotniczych przedstawiają skomplikowane zespoły, składające się z mechanizmów suwakowych, aneroidów, sprężyn, układów dźwigniowych, obrotowych, krzywkowych itp. o złożonych kształtach, wyrafinowanej kinematyce oraz o dużym stopniu trudności wykonania.

Wprowadzane udoskonalenia silników lotniczych, mające na celu zwiększenie ciągu, zmniejszenie zużycia paliwa, zmniejszenie masy silników i uproszczenie ich eksploatacji powodują dalszą komplikację układów sterowania, zwiększenie liczby zespołów i części przy jednoczesnym zwiększeniu wymagań dotyczących dokładności i niezawodności sterowania. Niektóre skomplikowane hydromechaniczne układy sterowania składają się z kilku tysięcy części.

Pomimo ogromnego postępu w technologii wykonania, układy hydromechaniczne w coraz mniejszym stopniu spełniają stawiane im rosnące wymagania. Składa się na to wiele przyczyn, wśród których najważniejsze to:

- mała czułość układów hydromechanicznych, na co wpływ mają opory ruchu poruszających się części, bezwładność, luzy w połączeniach, zmiana wymiarów elementów pośredniczących,
- trudność utrzymania założonych charakterystyk sterowania wskutek histerezy elementów sprężystych, zużycie trących się części, wpływ temperatury itp., co zmusza do częstej regulacji układów,
- trudność, a niekiedy niemożliwość, dokładnego wprowadzenia programu sterowania,
- ograniczenie niezawodności układów,
- wysoki stopień skomplikowania,
- utrudniona eksploatacja,
- brak kontroli stanu silnika oraz samokontroli układu sterującego.

W związku z tym coraz większego znaczenia nabierają zarówno częściowo, jak i w pełni elektroniczne układy sterowania. Stało się to możliwe dzięki osiągnięciom w mikroelektronice, zwłaszcza w zastosowaniu układów scalonych oraz we wprowadzeniu techniki cyfrowej.

Program sterowania silnikiem sprowadza się, najogólniej, do wykonania przez układ sterowania trzech grup operacji: przeliczeniowej, wykonawczej oraz przekształceń i przekazania sygnałów. Elektroniczny układ sterowania, realizując powyższy program, nie tylko poszerza możliwość sterowania silnikiem o zakres dotychczas niedostępny dla układów hydromechanicznych, lecz również pozwala na spełnienie przez układ jakościowo innych funkcji, a mianowicie funkcji kontrolnych zarówno w odniesieniu do silnika, jak i do własnego układu.

Wprowadzenie elektronicznych układów sterowania będzie zależało od szybkości uzyskania wyników eksploatacji wstępnej egzemplarzy doświadczalnych. Planowane jest wprowadzenie układów dwuetapowo:

- w pierwszym etapie jako układu nadzorującego hydromechanicznego układu sterowania,
- w drugim etapie jako w pełni elektronicznego cyfrowego układu sterowania silników lotniczych.

Nadzorujący elektroniczny układ sterowania

Nadzorujący elektroniczny układ sterowania jako układ analogowy jest pierwszym krokiem do wprowadzenia elektronicznego cyfrowego układu sterowania. Współpracuje on z hydromechanicznym układem sterowania. Wprowadzenie tego układu nie pozwala na pełne wykorzystanie elektronicznych w sterowaniu silników lotniczych, pozwala jednak na usunięcie wielu zasadniczych niedoskonałości układu hydromechanicznego.

Główne zalety tego układu są następujące:

- położenie dźwigni sterowania silnikiem na zakresach ciągu startowego i maksymalnego jest zawsze stałe (na oporze), niezależnie od temperatury i ciśnienia otoczenia,

— zależność rzeczywistego ciągu od położenia dźwigni sterowania silnikiem jest ściśle liniowa,

— położenie dźwigni sterowania silnikiem przy wzroście nie wymaga korekcy ze strony pilota, zakres korygowany jest przez elektronikę automatycznie w zależności od p_0 i T_0^* na wejściu do silnika oraz Ma lotu, zgodnie z założonymi programami; parametry określające ciąg regulowane są bezpośrednio, dzięki czemu zachowany jest stały ciąg podczas startu oraz następuje zmniejszenie zarzutu temperatury gazów na zakresach przejściowych,

— dokładniej ograniczane są graniczne, dopuszczalne temperatury gazów i prędkości obrotowe,

— zapewniona jest (w niepełnym zakresie) nieprzerwana kontrola stanu i wykrywanie usterek na silniku,

— elektronika steruje tylko ustalonymi zakresami pracy, sterowanie na zakresach przejściowych oraz sterowanie ograniczeniem ciśnienia za sprężarką wykonuje układ hydromechaniczny.

Elektroniczny cyfrowy układ sterowania

Elektroniczny układ sterowania spełnia wszystkie funkcje regulacji umożliwiając pełne wykorzystanie elektroniki w sterowaniu silnikami lotniczymi. Duże możliwości przebiegowe oraz elastyczność schematów mikroelektronowych pozwala na realizację złożonych programów optymalizacji charakterystyk silnika oraz spełnienie dodatkowych funkcji nie do wykonania w układach hydromechanicznych. Główne funkcje i zalety tego układu są następujące:

— automatyczne sterowanie ciągiem wg dokładniejszych i optymalnych programów w porównaniu z nadzorującym elektronicznym układem sterowania, ze zwiększoną niezawodnością i bez ograniczenia zakresu działania,

— pełne wyeliminowanie histerezy sterowania i możliwość uzyskania minimalnych sił na dźwigni sterowania silnikiem,

— automatyczny rozruch z korekcją temperatury na wyjściu ze sprężarki i wejście na bieg jałowy przy minimalnym obciążeniu temperaturowym,

— ograniczenie temperatury za turbiną, ciśnienia za sprężarką i prędkości obrotowej w całym zakresie eksploatacji silnika,

— optymalne charakterystyki przyspieszania i decelacji,

— stała prędkość obrotowa biegu jałowego niezależnie od wielkości odbioru powietrza i mocy,

— automatyczne sterowanie ciągiem odwróconym,

— ekonomiczny program ograniczania ciśnienia za sprężarką,

— optymalne sterowanie położeniem łopatek kierowniczych sprężarki, zapewniające dużą sprawność na zakresach ustalonych i maksymalny zapas statecznej pracy na zakresach przejściowych,

— sterowanie luzem promieniowym na końcach łopatek sprężarki i turbiny,

— śledzenie termodynamicznego cyklu pracy silnika, kontrola stanu silnika, wykrywanie i sygnalizacja usterek oraz wskazywanie przyczyn ich powstania.

Elektroniczny układ sterowania pozwala wyeliminować:

- konieczność interwencji pilota podczas rozruchu silnika, startu samolotu, wznoszenia oraz lotu (również w turbulencji),

— niewłaściwy sposób zmiany zakresu pracy silnika, powodujący nadmierne zużycie paliwa oraz niepotrzebne przeciążanie silnika, obniżające jego trwałość międzypalniczą,

— nieuzasadnione zwiększenie temperatury gazów na wszystkich zakresach pracy,

— wpływ temperatury otoczenia na pracę silnika na danym zakresie,

- pracę silnika na nieoptymalnych zakresach,
- różnicę w ustawieniu zakresu pracy silników na samolotach wielosilnikowych, prowadzącą do rozstrojenia zakresu ich pracy,
- wodzenie dźwigni sterowania silnikami przy automatycznej regulacji ciągu,
- nierówny czas przyspieszania silników, prowadzący do skrętu samolotu, szczególnie niebezpiecznego przy włączeniu odwracaczy ciągu na oblodzonym pasie,
- asymetrię ciągu przy włączonych odwracaczach ciągu,
- trudność obserwacji przyrządów kontroli silników podczas startu z nierównego pasa startowego.

Rozwój elektronicznych cyfrowych układów sterowania

Prace nad w pełni elektronicznym układem sterowania silników lotniczych rozpoczęły się w 1976 r. w firmach: Boeing, Pratt and Whitney, Hamilton Standard, Bendix. Próby przeprowadzono z silnikiem JT9D-70 samolotu Boeing 747.

Program obejmował trzy etapy:

- zbadanie możliwości spełnienia wymagań technicznych przyszłych silników lotniczych i ich układów automatycznego sterowania przy użyciu różnorodnych schematów ideowych i ich rozwiązań konstrukcyjnych,
- przeprowadzenie badań stoiskowych silnika JT9D-70 z wybranym układem sterowania i dopracowanie układu z wykorzystaniem wyników badań,
- modyfikacja układu w celu jego zabudowy na seryjnym silniku JT9D-70 i przeprowadzenie prób w locie.

Konieczność wykonania tych prac wynikała z kilku powodów. Na przyszłych samolotach będą stosowane silniki o bardziej złożonym cyklu roboczym, co komplikuje zasady sterowania i zwiększa wymagania co do liczby spełnianych funkcji, jak i jakości sterowania. Istnieje również pilna potrzeba odciążenia pilota od niektórych funkcji sterowania i przekazania ich układowi automatycznego sterowania oraz w związku z tym silniejszego powiązania układu z układami sterowania samolotu. Ważną sprawą jest obniżenie kosztów eksploatacyjnych, zmniejszenie zużycia paliwa, zmniejszenie pracochłonności obsługi oraz zwiększenie trwałości z jednoczesnym zwiększeniem niezawodności silników.

W tym celu rozpatrzono cztery warianty układów sterowania silników:

- hydromechaniczny stosowany obecnie na seryjnym silniku JT9D-70,
- nadzorujący, w którym elektroniczny regulator koryguje charakterystyki hydromechanicznego regulatora optymalizując je wg dokładniejszych przebiegów i podwyższając w związku z tym jakość sterowania,
- elektroniczny układ wykonujący wszystkie funkcje sterowania i dublujący go uproszczony układ hydromechaniczny włączający się w przypadku uszkodzenia układu głównego,
- w pełni elektroniczny dwukanałowy układ, w którym

każdy z kanałów zapewnia wykonanie wszystkich funkcji sterowania, przy czym drugi kanał jest kanałem rezerwowym.

W wyniku przeprowadzonej analizy stwierdzono całkowitą niemożliwość spełnienia ww. wymagań przez układ hydromechaniczny i po rozważeniu pozostałych wariantów pod względem niezawodności pracy, łatwości eksploatacji i ekonomii za najbardziej optymalny uznano wariant czwarty.

Do badań w locie przygotowano dwa układy sterowania: układ EEC-102-4 firmy Hamilton Standard, zbudowany na półprzewodnikowych elementach metalotlenkowych, o masie 7,7 kg i wymiarach 280 × 355 × 76 mm i układ EHL-2 firmy Bendix zbudowany na mikroelementach poziomu z 1979 r. o masie 10,3 kg i wymiarach 205 × 356 × 90 mm.

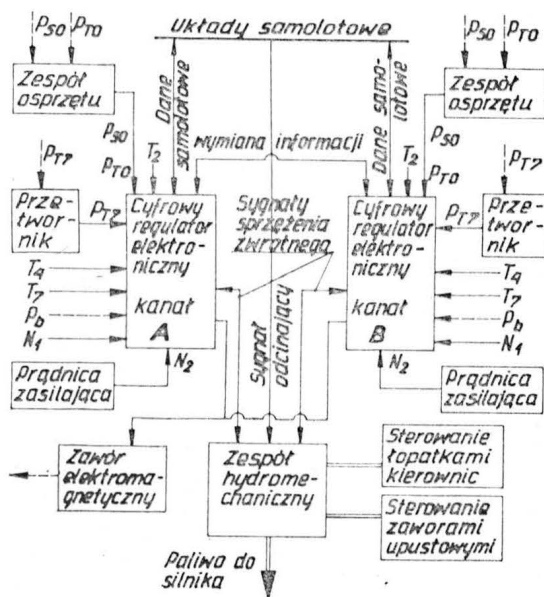
Zgodnie z wymaganiami firmy Boeing do pamięci elektronicznych maszyn cyfrowych każdego z układów wprowadzono dwa warianty programów sterowania. Pierwszy wariant programu opracowano w oparciu o ww. wymagania dotyczące przyszłych układów sterowania, drugi wariant programu opracowano w oparciu o wymagania dotyczące seryjnego hydromechanicznego układu sterowania silnika JT9D-7. Układy zabudowano na pierwszym i czwartym silniku samolotu Boeing 747. W locie normalnym, w którym nie przewidywano badań nowych układów, sterowanie odbywało się wg drugiego programu, co pozwalało normalnie eksploatować samolot, w lotach specjalnych, przy wykonywaniu badań, układ był przełączany na program pierwszy.

Opis elektronicznych układów sterowania

Układy zaprojektowane przez firmy Hamilton Standard i Bendix różnią się nieznacznie pod względem schematów ideowych, jak i rozwiązań konstrukcyjnych.

Układ firmy Hamilton Standard, EEC 102-4, składa się z dwóch kanałów, z których każdy przedstawia niezależny kanał sterowania. Na rys. 1 przedstawiono schemat układu, gdzie pokazano oddzielnie dla każdego kanału A i B cyfrowe regulatory elektroniczne i wspólny dla obydwu kanałów zespół hydromechaniczny, w którym znajdują się wszystkie zespoły przetwarzające i wykonawcze elektronicznej części układu. Każdy z regulatorów otrzymuje sygnały od swojego kompletu nadajników parametrów silnika, od układów samolotowych, dane o warunkach lotu oraz sygnały sprzężenia zwrotnego od zespołu hydromechanicznego. Między regulatorami istnieje sieć połączeń dla wymiany informacji. Każdy z regulatorów zasilany jest z własnej prądnicy prądu przemiennego. Dozowanie paliwa odbywa się w zespole hydromechanicznym, sterowanie łopatkami kierownic sprężarki i zaworami upustowymi odbywa się za pomocą sygnałów hydraulicznych. W celu zapewnienia pełnego i szybkiego otwarcia zaworu upustu powietrza wykorzystywany jest zawór elektromagnetyczny. Z obu kanałów podawane są sygnały na dwuuzwojeniowe momentowe silniki wspólnego zespołu hydromechanicznego zabudowanego na pompie paliwowej wysokiego ciśnienia, zaprojektowanej specjalnie do współpracy z elektronicznym układem sterowania. Nadajniki położenia mechanizmów wykonawczych wchodzących w skład zespołu są zdwojone i działają na zasadzie transformatorów sinus-cosinus.

Rozruch silnika przebiega wg zaprogramowanego stosunku natężenia przepływu paliwa do ciśnienia za sprężarką G_p/P_{T_4} jako funkcji prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia N_2 sprowadzonej do temperatury T_1 za sprężarką. Sprowadzenie to pozwala zoptymalizować program rozruchu dla gorących powtórnych rozruchów silnika. W przypadku uszkodzenia nadajnika T_4 , sprowadzenie odbywa się do temperatury na wejściu do wentylatora T_2 . W procesie rozruchu ogranicznik temperatury gazów za turbiną T_7 zmniejsza natężenie przepływu paliwa G_p , jeżeli temperatura gazów T_7 przekroczy wartość dopuszczalną. W niskich temperaturach rozruch przełączany jest ręcznym przełącznikiem na program wzbogaconego przepływu paliwa. Na zakresie biegu jałowego układ utrzymuje stałą prędkość obrotową N_2 niezależnie od warunków otoczenia i wielkości odbioru mocy od silnika dla potrzeb samolotu. Ten sposób regulacji zapewnia najmniejszy możliwy ciąg na ziemi, co ułatwia sterowanie samolotem na ziemi zmniejszając jednocześnie zużycie paliwa. Prędkość obrotowa biegu jałowego w locie jest nieco większa. Przejście na bieg jałowy w locie odbywa się automatycznie od sygnału z układów chowania i wypuszczania klap i podwozia. Prędkość obrotowa biegu jałowego w locie N_2 jest korygowana w zależności od temperatury na wejściu T_2 i wysokości, w ten sposób, aby



Rys. 1. Schemat elektronicznego układu sterowania silników lotniczych firmy Hamilton Standard: linie przerywane — sygnały pneumatyczne, linie cienkie — sygnały elektryczne, linie podwójne — sygnały hydrauliczne

czas osiągnięcia zakresu przejścia na drugi krąg nie przekraczał 5 s.

Sterowanie zakresami powyżej biegu jałowego może odbywać się automatycznie i ręcznie. Za miernikiem ciągu przyjęto całkowity spręż silnika, który jest wystarczająco dokładnym odpowiednikiem ciągu. Układ koryguje zadaną wartość sprężu całkowitego II_T w zależności od temperatury, wysokości i prędkości lotu z uwzględnieniem odbioru powietrza na potrzeby samolotu.

Przyspieszanie silnika i przejście na bieg jałowy odbywa się z ograniczaniem natężenia przepływu paliwa wg programu G_p/P_{T_4} korygowanego przez temperaturę T_2 .

Sterowanie położeniem łopatek kierujących sprężarki odbywa się w zależności od prędkości obrotowej N_2 sprowadzonej wg temperatury na wejściu do sprężarki wysokiego ciśnienia T_3 . Ponieważ temperaturę T_3 trudno jest określić bezpośrednim pomiarem, dlatego posłużono się jej wartością obliczeniową. Oblicza się ją w następujący sposób: przekrój wylotowy dyszy kanału wentylatora silnika jest stały, w związku z tym stosunek T_3/T_2 dla wentylatora jest funkcją N_1 sprowadzonej do temperatury T_2 . Mnożąc ten stosunek przez T_2 regulator daje obliczeniową wartość T_3 .

Sterowanie elementami mechanizacji sprężarki ma na celu zapewnienie odpowiedniego zapasu statecznej pracy sprężarki. Przy przyspieszaniu i zmniejszaniu prędkości obrotowej regulator utrzymuje przez okres przejściowy łopatki kierownic w położeniu przymkniętym. W tym celu wykorzystuje się sygnał zmiany położenia dźwigni sterującej i sygnał prędkości zmiany N_2 .

Sterowanie upustem powietrza ze sprężarki odbywa się wg funkcji P_b/P_{T_4} i liczby Ma lotu, gdzie: P_{T_2} — ciśnienie całkowite na wejściu do wentylatora, P_b — ciśnienie w komorze spalania. Sterowanie upustem z uwzględnieniem warunków lotu wpływa na zmniejszenie zużycia paliwa. Przy zmniejszeniu prędkości obrotowej upust powietrza zostaje włączony, aby zwiększyć zapas statecznej pracy sprężarki. Podobna operacja, lecz przy nieco innych zasadach, ma miejsce przy rozruchu silnika, włączeniu odwracacza ciągu oraz przy innych przejściowych zakresach pracy.

Eliminacja wpływu defektów powstających w układzie oparta jest na założeniu, że głównym kanałem jest kanał A i on wykonuje funkcje sterowania tak długo, dopóki stan jego nie różni się od kanału B. W przypadku pierwszego defektu w kanale A następuje przełączenie układu na kanał B. Następne defekty oceniane są wg specjalnego programu, który aktywizuje bardziej sprawny kanał kierując się zasadą mniejszego niebezpieczeństwa defektu w pracującym kanale. W przypadku, gdy oba kanały są niesprawne zostają one odłączone, a mechanizmy wykonawcze przedstawiają elementy sterujące w położenie najbezpieczniejszej pracy silnika, a więc na minimalny przepływ paliwa, otwarcie kierownic, otwarcie zaworów upustowych. Sprawdzenie sprawności nadajników odbywa się przez porównanie ich wskazań ze wskazaniami czujników dublujących. W przypadku całkowitej niesprawności dla niektórych nadajników przewidziano przejście na wartość obliczeniową mierzonego parametru. Sprawdzenie elektronicznej części odbywa się znanymi sposobami, jak np. kontrola operacji, testowaniem itp.

Blokowy schemat układu sterowania firmy Bendix, przedstawiony na rys. 2, jest zbliżony do opisanego układu firmy Hamilton Standard. Układ ma oddzielne cyfrowe regulatory elektroniczne, wspólny hydromechaniczny zespół wykonawczy oraz inne zbliżone elementy układu. Rozwiązania konstrukcyjne części elektronicznej i hydromechanicznego zespołu wykonawczego różnią się istotnie od odpowiednich zespołów firmy Hamilton Standard.

Cyfrowy regulator elektroniczny składa się z pięciu głównych zespołów: zespołu formowania sygnałów wejściowych, multipleksera i przetwornika sygnałów na formę cyfrową, procesora i pamięci, zespołu formowania sygnałów wyjściowych oraz bloku zasilania. W regulatorze wykorzystuje się dwa mikroprocesory: obróbki danych wejściowych i sterowania. Podobnie jak poprzednio, jeden z kanałów jest kanałem głównym.

Wyniki prób

W wyniku przeprowadzonych badań w locie elektronicznego układu sterowania zabudowanego na silniku JT9D osiągnięto następujące rezultaty:

- Zmniejszenie obciążenia załogi

Ustawienie zakresu pracy silnika odbywa się przez przesunięcie dźwigni sterowania silnikiem we wcześniej okre-

ślone położenie, dalsza korekcja w zależności od warunków lotu i parametrów otoczenia odbywa się automatycznie.

Brak mechanicznego układu przekazywania ruchu dźwigni sterowania silnikami zmniejsza siły potrzebne do jej przestawienia, zwiększa czułość sterowania i eliminuje wpływ hysterezy.

Układ polepsza charakterystyki dynamiczne silnika i koryguje zakres pracy przy włączeniu odbioru powietrza.

Dokładne i pewnie działające ograniczenia granicznych dopuszczalnych parametrów silnika zmniejszają konieczność stałej obserwacji przyrządów przez pilota.

Spręż całkowity odpowiadający ustawieniu dźwigni sterowania dla każdego zakresu pracy i warunków lotu osiąga wartość optymalną bez konieczności dodatkowego manipulowania dźwigniami sterowania poszczególnych silników.

- Oszczędność paliwa

Uzyskuje się ją w wyniku optymalizacji charakterystyk silników wyeliminowania częstych manipulacji dźwigniami sterowania.

- Niezawodność eksploatacyjna

Wg liczby wyłączeń w locie oraz opóźnień odlotów niezawodność eksploatacyjna kształtuje się na poziomie 2-3 razy wyższym niż stosowanych obecnie układów hydromechanicznych. Przewiduje się, że w 1984 r. „nalot” elektronicznych układów sterowania wyniesie powyżej 3 mln h, a średni czas przypadający na jedno uszkodzenie powyżej 5000 h.

- Zmniejszenie pracochłonności

Znaczne zmniejszenie pracochłonności przeglądów gorącej części silnika uzyskuje się w wyniku wyeliminowania przypadków zarzutów temperatury gazów i zmniejszenia czasu pracy silnika na zawyżonych zakresach bez uzasadnienia.

Wyeliminowano prace związane z korygowaniem charakterystyk sterowania i związane z tym próby silnika na ziemi. Wbudowane układy samokontroli pozwalają na wykrycie usterek z prawdopodobieństwem powyżej 95% i zmniejszenie pracochłonności obsługi.

Przeestrojenie elektronicznego układu w związku z możliwymi modyfikacjami samolotu jest prostsze niż w hydromechanicznych układach sterowania.

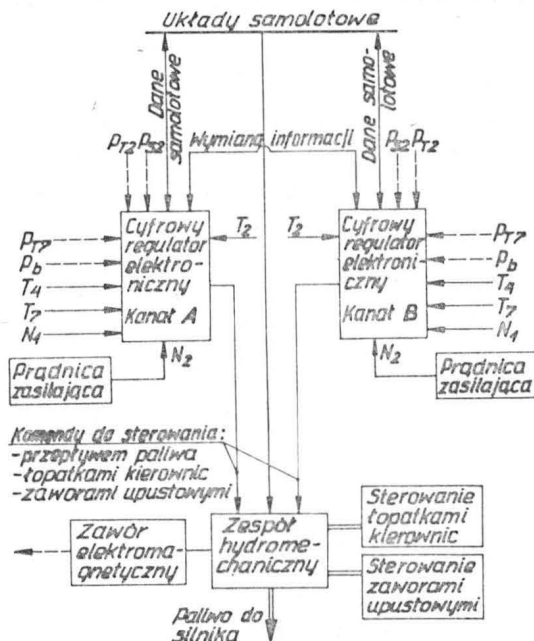
- Polepszenie charakterystyk silnika

Polepszenie charakterystyk silnika związane jest z wprowadzeniem automatycznego sterowania zakresem pracy wg wartości sprężu silnika.

Utrzymywanie stałej prędkości obrotowej biegu jałowego przy zniżaniu daje istotną oszczędność paliwa, a wybór optymalnej jej wartości przed lądowaniem ułatwia przejście na drugi krąg dzięki zmniejszeniu czasu przyspieszania.

Wprowadzony program sterowania upustem powietrza wg optymalnych charakterystyk zmniejsza zużycie paliwa.

Dokładne sterowanie położeniem łopatek kierownic zwiększa zapas statecznej pracy, zapewniając stabilną pra-



Rys. 2. Schemat elektronicznego układu sterowania silników lotniczych firmy Bendix: linie przerywane — sygnały pneumatyczne, linie cienkie — sygnały elektryczne, linie podwójne — sygnały hydrauliczne

cę na zakresach przejściowych i dobrą powtarzalność charakterystyk dynamicznych silnika.

Zapewnienie łatwego i prostego wykonywania operacji sterowania silnikami przez załogę daje możliwość optymalnego przebiegu procesów gazodynamicznych w silniku. Istnieje również możliwość aktywnego sterowania luzami między korpusem a łopatkami turbin, zapewniającego zmniejszenie zużycia paliwa w warunkach przelotowych.

Ww. rezultaty osiągnięto w czasie prób w locie elektrycznych układów sterowania przeprowadzonych w latach 1979÷81. Wyniki prób potwierdziły możliwości konstrukcyjno-technologiczne oraz przydatność do szerokiego zastosowania tego rodzaju układów w silnikach samolotów komunikacyjnych.

Wymagania konstrukcyjne

Elementy elektroniczne zabudowane bezpośrednio na silniku spełniają odpowiedzialną rolę, dlatego powinny być zabezpieczone przed oddziaływaniem na nie wysokich i zmiennych temperatur, wstrząsów i drgań, przed dostaniem się paliwa, oleju, płynu hydraulicznego, wody, pyłu itp., przed zakłóceniami elektromagnetycznymi oraz na wypadek uderzenia pioruna.

Elementy te powinny być chronione przez umieszczenie ich w hermetycznych korpusach chłodzonych paliwem, zamocowanych na zawieszaniach nie przenoszących drgań.

Wysokie wymagania stawiane są odnośnie do niezawodności pracy elementów elektronicznych.

Zastosowanie

Pierwszy analogowy układ elektroniczny wprowadzony był na silniku Olympus na samolocie Concorde.

Na wojskowych samolotach przeszły badania nowe w pełni elektroniczne układy sterowania typu FADEC (Full Authority Digital Engine Control).

Nadzorujące elektroniczne układy sterowania przewiduje się wprowadzić w 1983 r. na silnikach:

- CF6-80-A/A1 na samolocie A-310, typ układu PMS (Power Management Control),
- IT9D na samolocie Boeing 767, typ układu EEC (Electronic Engine Control).

W pełni elektroniczny układ typu FADEC wprowadzono na silniku PW 2037 (dawne oznaczenie JT10D) na samolocie Boeing 757. Układ FADEC wykonuje wszystkie funkcje sterowania, przy czym:

- przekazywanie komend od dźwigni sterowania silnikiem odbywa się w formie cyfrowej;

— elementami układu są mikroelektroniczne nadajniki, przetworniki sygnałów analogowych, przeliczniki;

— układ ma dwa równoległe, identyczne, niezależne kanały ze swoimi nadajnikami i zasilaniem;

— pracują nieprzerwanie dwa kanały, lecz tylko jeden spełnia funkcje sterowania;

— istnieje możliwość przełączenia kanałów w przypadku usterki, co zwiększa ogólną niezawodność układu;

— jest również możliwość wykorzystania połączeń krzyżowych między kanałami w przypadku np. braku części informacji lub przejścia na sygnał obliczeniowy zamiast sygnału nadajnika.

* * *

Rozpoczęty proces elektroniczacji układów sterowania silników lotniczych świadczy o przekroczeniu pewnej bariery technicznej. Pozostaje do przekroczenia bardzo ważna bariera technologiczna, polegająca na uzyskaniu przez elektroniczny układ sterowania niezawodności co najmniej równej niezawodności stosowanych obecnie układów hydro-mechanicznych oraz wiążąca się z nią bariera ekonomiczna, polegająca na opłacalności wprowadzenia tego układu do eksploatacji. Należy się spodziewać, że postęp w tych dziedzinach będzie równie szybki, chociaż nie będzie łatwy.

Wprowadzenie elektronicznych układów sterowania silników lotniczych jest ważnym krokiem w kierunku automatyzacji sterowania samolotem. Układ pozwala w najbardziej kompleksowy sposób zoptymalizować pracę silnika, a łącznie z automatyką sterowania samolotu zoptymalizować lot samolotu umożliwiając uzyskanie oszczędności paliwa w stopniu w zasadzie nieosiągalnym przy innych układach sterowania i przyczyniając się jednocześnie do zwiększenia trwałości silnika, w konsekwencji do zwiększenia bezpieczeństwa lotu.

Brak części ruchomych, łatwość zamiany modułów układów bez konieczności następnej kontroli pracy silnika, utrzymanie charakterystyk sterowania podczas całego okresu eksploatacji bez potrzeby częstego sprawdzania i regulacji, jak również ciągłe śledzenie parametrów pracy silnika umożliwiając we właściwym czasie wykrycie usterek oraz usunięcie przyczyny ich powstawania ułatwia obsługę techniczną obniżając tym samym koszty eksploatacji.

LITERATURA

1. G. DIENGER, B. BIALOJAN: Electronic engine control for commercial aircraft. *Interavia* nr 4/81.
2. J. KUHLEBERG, W. ZIMMERMAN: Flight testing of an all electronic propulsion control system. AIAA Pap., 1980.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.**

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — **PRENUMERATA STAŁA**, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratory indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 28 lutego — na II kwartał,
- do 31 maja — na III kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Bartycka 20, tel.: 40-37-31.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadziło od 1.07.1983 r. prenumeratę ulgową dla:

- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto jw. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat jw.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi:

- kwartalnie 120 zł
- półrocznie 240 zł
- rocznie 480 zł

Historia makiety SP-OLL

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Pod koniec kwietnia 1951 r. przechodnie ujrzeli przed Dworcem Głównym w Sosnowcu jak niewielka grupa młodych ludzi za pomocą dźwigu ustawia na postumencie zgrabny samolot. Większość gapiów skwitowała: makieta... i tyle, wielkie coś! Takie już tu stały. Jednak ci, którzy mieli cokolwiek do czynienia z lotnictwem spostrzegli ze zdumieniem, że jest to oryginalna konstrukcja, samolot, który zapewne latał i prawdopodobnie mógł jeszcze unosić się w powietrzu. Sylwetka i gabaryty znamionowały szybką maszynę sportową, wyglądem zbliżoną do myśliwca. Był to jednak samolot zupełnie nieznan. Kto go zbudował, do czego był przeznaczony i skąd w tak świetnym stanie znalazł się na postumencie? Pytania same się nasuwały, ale trudno było znaleźć wówczas na nie odpowiedź.

Od opisywanego zdarzenia upłynęło z górą 30 lat. W tym czasie udało się zebrać szczątkowe informacje, które ułożone jak mozaika pozwoliły na odtworzenie historii interesującego nas samolotu, będącego w swoim czasie ozdobą placu w centrum Sosnowca.

W połowie lat trzydziestych III Rzesza zbroiła się intensywnie, szkoląc przy tym liczne zastępy specjalistów. Istniało wielkie zapotrzebowanie na lotniczy sprzęt szkolny i treningowy. Inż. H. G. Moeller, absolwent politechniki w Oldenburgu, będący właścicielem niewielkiej wytwórni lotniczej w Hamburgu, wystąpił w 1936 r. z inicjatywą opracowania słabosilnikowego samolotu spełniającego warunki właściwe do nauki pilotażu podstawowego i mogącego spełniać funkcje maszyny przejściowej. Można byłoby

szkolić na nim uczniów pilotów, kandydatów do lotnictwa myśliwskiego, ograniczając liczbę stosowanych typów do jednego. Tani i łatwy w eksploatacji skróciłby czas szkolenia usprawniając przy tym przebieg i upraszczając program kursu.

Prototyp, nazwany Stomo 3V3, napędzany silnikiem płaskim Kroeber M4 o mocy 13,2 kW (18 KM) z rejestracją D-YDOL został oblatany w październiku 1937 r. i wkrótce potem rozbity na pokazach lotniczych.

Drugi egzemplarz z rejestracją D-YDAL, mający niewielkie zmiany w stosunku do poprzednika, osiągnął prędkość w locie 152 km/h ($h=0$). Kolejny samolot Stomo 3V11 (Stürmer), D-YNER, otrzymał mocniejszy silnik rzędowy Zündapp o mocy 39 kW (53 KM). Miał przy tym skrócony przód kadłuba, wzmocnione podwozie i zastosowane klapy krokodylowe. W kwietniu 1939 r. podjęto na nim próbę pobicia rekordu prędkości lotu uwieńczoną sukcesem. Uzyskano przy tym prędkość 185,2 km/h na dystansie 100 km i 187,7 km/h na dystansie 1000 km. Obydwa wyniki zostały zarejestrowane przez FAI jako międzynarodowe rekordy w tej klasie maszyn.

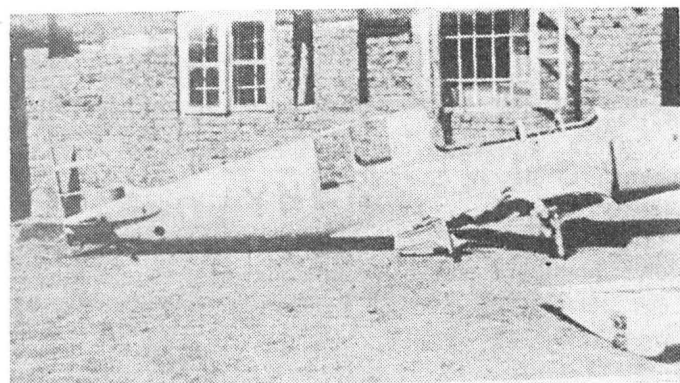
Ostatni samolot Moellera — Stomer z rejestracją D-EFIB, miał kabinę dwuosobową i stanowił wzorzec konstrukcji użytkowej, przeznaczonej do szkolenia pilotów myśliwskich. Produkcja seryjna miała być podjęta w zakładach Heinkla i w tej sprawie została nawet zawarta umowa wstępna. Sylwetka i układ konstrukcyjny tych samolocików nawiązywały w pewnym stopniu do znanego samolotu myśliwskiego He-112. W połowie 1939 r. dalsze prace zostały jednak wstrzymane, a potencjał przemysłowy zakładów nastawiony na intensywne dostawy sprzętu bojowego.

W 1942 r. inż. Hans G. Moeller został mianowany Treuhänderem, czyli zarządcą komisarycznym jednego z zagarniętych przedsiębiorstw przemysłowych w Warthenau O/S, czyli w polskim Zawierciu, leżącym wówczas na terenach włączonych do III Rzeszy. Licząc się zapewne z możliwością uruchomienia produkcji swoich samolotów, sprowadził z silnie bombardowanego Hamburga drugi i trzeci egzemplarz Stomo 3V3 D-YDAL i Stomo 3V11 D-YNER. Sprzyjała temu zamierzona budowa w pobliżu Zawiercia dużego lotniska Udetfeld.

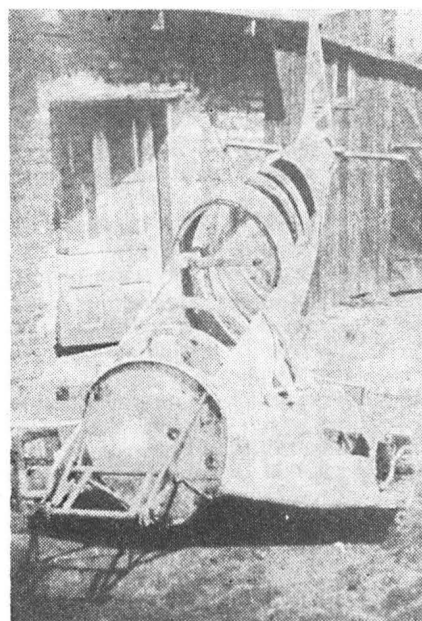
Szybkie postępy wojsk radzieckich w ofensywie styczniowej 1945 r. sprawiły, że uciekający Niemcy, unosząc



Rys. 1. Wrak samolotu Moeller Stomo 3V3 po przewiezieniu z Zawiercia do Grodźca w 1946 r. Fot. S. Meus



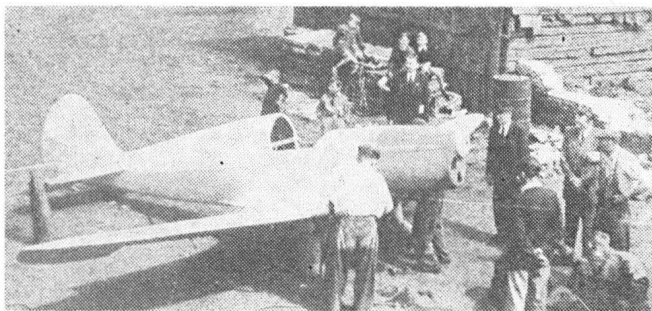
Rys. 2. Szczątki dwukrotnego rekordzisty świata, Moeller Stomo 3V11 Stürmer przed warsztatem modelarskim przy ul. Wiejskiej w Sosnowcu



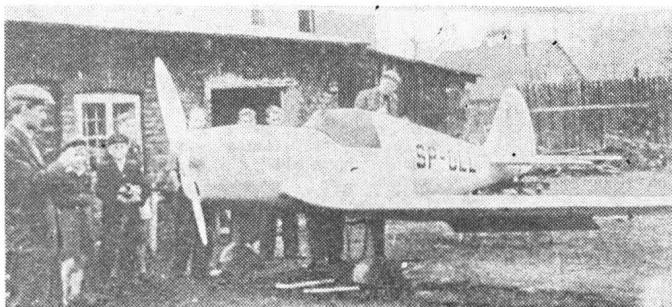
Rys. 3. Rozmiary zniszczenia kadłuba Stomo 3V11

cało skórę, porzucali wszelki dobytek. Nieproszeni goście wynieśli się zatem z Zawiercia, pozostawiając samoloty.

Dopiero wiosną 1946 r. Stanisław Meus, kierownik Szkoły Szybowcowej M. K. Sosnowiec-Grodziec, otrzymał informację o niezidentyfikowanych zdobycznych samolotach w Zawierciu. Niezwłocznie zorganizowano transport, przewożąc obydwu zdewastowane płatowce do Grodzca, gdzie złożono je w szkolnej składnicy sprzętu mieszczącej się w zabudowaniach dawnego dworu. Liczono się z odbudową samolotów, ale pobieżne oględziny wykazywały, że przechowywane przez wiele miesięcy w nieodpowiednich warunkach miały znacznie naruszoną konstrukcję: rozklejone wręgi i zdeformowaną sklejkę pokrycia. Ponadto całe fragmenty pokrycia były wycięte, brakowało silników i kół podwozia. Nie stwarzało to wielkich nadziei na dopuszczenie do lotu przez KCSP, nawet po pieczołowicie przeprowadzonym remoncie i doprowadzeniu do stanu używalności (rys. 1).

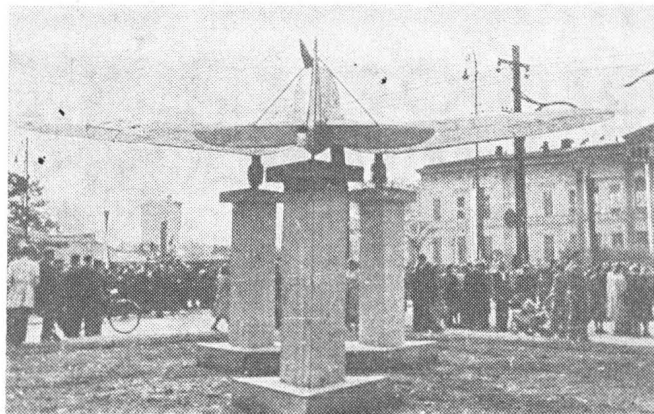


Rys. 4. Samolot — makieta w trakcie odbudowy



Rys. 5. Ukończony SP-OLL, pierwszy z lewej Stanisław Meus

Szkolę zlikwidowano w 1948 r. a wraki przewieziono do Sosnowca, gdzie pieczę nad nimi przejął Oddział Miejski Ligi Lotniczej. Na początku 1951 r. kierownik OMLL Stanisław Meus podjął inicjatywę odbudowy jednego z wraków z przeznaczeniem na ekspozycję propagującą Ligę Lotniczą. Przedsięwzięcie podjęto w nader zaimprovizowanych warunkach, na podwórku jednej z kamienic czynszowych przy ul. Wiejskiej w Sosnowcu. Rekonstrukcji poddano bardziej nadający się do ekspozycji wrak zdobywcy rekordów, ex D-YNER (rys. 2), który jakkolwiek miał znaczne ubytki w pokryciu i innych elementach (rys. 3), ale wykonanie było możliwe w warsztacie modelarskim, jakim dysponował Oddział. Oprócz kompletnego remontu pokrycia, uzupełniono brakujące wręgi i żebra. Wykonano nową osłonę kabiny, nowe koła podwozia i dodatkowe usztywnienie stateczników usterzenia ogonowego. Ponieważ nie było silnika — wykonano nowy przód osłony z osi i piastą do mocowania śmigła. Nadzór nad całością pełnił nieoceniony Stanisław Meus, pilot A.S.I. i inicjator wszelkich poczynań lotniczych na terenie Sosnowca. Prace



Rys. 6. SP-OLL na postumencie przed Dworcem Głównym w Sosnowcu

przebiegały szybko (rys. 4) i wkrótce można było podziwiać kompletnie odbudowany płatowiec.

Pomalowany na kolor kości słoniowej, z czerwonymi elementami ozdobnymi, przedstawiał się nader efektownie. Na osłonie silnika umieszczono napis „Liga Lotnicza Sosnowiec”, na kadłubie i skrzydłach symboliczną rejestrację SP-OLL, a na stateczniku pionowym emblemat Ligi Lotniczej (rys. 5). Oficjalne przekazanie makiety nastąpiło w przeddzień 1 Maja 1951 r. Odtąd przez wiele miesięcy zgrabna sylwetka ozdabiała plac przed dworcem kolejowym w Sosnowcu (rys. 6), wzbudzając zrozumiałe zainteresowanie i czyniąc reklamę Lidze Lotniczej.

Dane techniczne samolotu Moeller Stomo 3V11 Stürmer, ex D-YNER, przebudowanego w 1951 r. na makiety SP-OLL

Rozpiętość	7,60 m
Długość	5,90 m
Wysokość	1,60 m
Powierzchnia nośna	9,60 m ²
Masa własna	215 kg
Masa użyteczna	125 kg
Masa całkowita	340 kg
Prędkość maks.	215 km/h
Prędkość przelotowa	190 km/h
Prędkość lądowania z wychylonymi klapami	50 km/h
Prędkość wznoszenia	5,4 m/s
Zasięg	650 km
Pułap	5200 m
Rozbieg	80 m
Dobieg	140 m.

Konstrukcja

Jednomiejscowy, jednosilnikowy dolnopłat wolnonośny z podwoziem stałym. Konstrukcja całkowicie drewniana.

Skrzydła jednodźwigarowe z dźwigarem pomocniczym, pokrycie ze sklejki. Kłapy krokodylowe. Lotki szczelinowe, wychylane różnicowo, pokryte płótnem.

Kadłub skorupowy z wręgami usztywniającymi pokrycie, wykonane z grubej sklejki położonej sposobem diagonalnym.

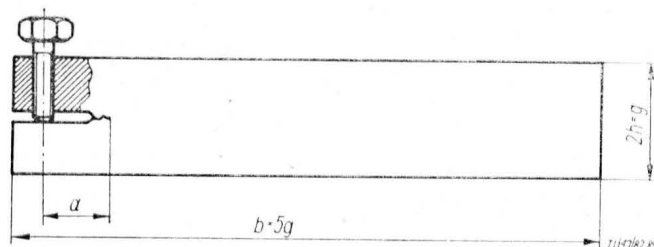
Usterzenie wyważone masowo. Pokrycie stateczników — ze sklejki, sterów z płótna.

Podwozie wolnonośne, widełkowe. Owiewka z blachy aluminiowej.

Amortyzatory olejowo-powietrzne.

Silnik: 4-cylindrowy, rzędowy, chłodzony powietrzem Zündapp Z-9-0920 o mocy 39 kW (53 KM). Śmigło drewniane dwułopatowe o skoku stałym.

Errata! W numerze 7/83 TLiA na kol. 32 z przyczyn technicznych nie został zamieszczony rysunek 9. Rysunek wraz z podpisem zamieszczamy. Również z przyczyn technicznych na I okł. tegoż numeru został pominięty rzut boczny samolotu TS-16 Grot. Zamieścimy go w późniejszym terminie. Autorów artykułu i Czytelników przepraszamy



Rys. 9. Obciążana śrubowo próbka typu rozłamywanej belki — DCB (lub BL — DCB)

REDAKCJA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Perspektywy rozwoju techniki lotniczej	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba i rodzaj samolotów i śmigłowców cywilnych w krajach członkowskich ICAO wg stanu na 31.XII.1981 r.; Przybliżona liczba godzin lotu i wykorzystanie taboru w lotnictwie cywilnym; Procentowy podział kosztów w transporcie lotniczym świata; Ruch przewozowy w niektórych portach lotniczych Europy w 1981 r. Przewozy docelowe bez tranzytu	3
A. Glass: Nowe śmigłowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim'83	4
P. Boliński: Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (I)	7
W. Dąbrowski, S. Popowski, S. Wroński: Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astro- nautycznej (II)	10
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze polskie, czeskie, serbochorwackie i bułgarskie (I)	14
KARTOTEKA TLiA: Soko G-4 Super Galeb — Jugosławia	15
Mikojan MiG-25 — ZSRR	17
J. Koźniewski: Tunelowe badania modeli śmigłowców (I)	19
PROTOTYPY: Hoffman H 39 Diana — RFN	22
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Kryteria ilościowe charakteryzujące sta- teczność samolotu (III)	23
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ: [Antoni Gołędzinowski]	25
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	25
K. Gilewski, L. Gruchalski: Elektroniczne cyfrowe układy sterowania dwuprzepływowych silników lotniczych	26
A. Morgała: Historia makiety SP-OLL (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOT- NICZEJ)	30
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty komunikacyjne MD-12: I, II i III prototyp —
rys. K. Cieślak

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

WYDAWNICTWO



SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. [A. Gołędzi-
nowski], mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż.
W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K.
Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górnicki, mgr inż.
A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-
rzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż.
B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż.
T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowal-
ski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr
inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr
inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Młostorek, mgr inż.
Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stan-
kiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wołński, mgr
inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0818-1300-83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-76. Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

GLASS A.: Nowe śmigłowce i samoloty
sportowe na Salonie Paryskim'83. TLiA, t.
XXXVIII, 1983, nr 10, s. 4Przedstawiono nowe śmigłowce i samo-
loty sportowe oraz motoszybowce i samo-
loty ultralekkie pokazane na 35 Lotniczo-
-Kosmicznym Salonie Paryskim.BOLIŃSKI P.: Rozwój samolotów pionowe-
go startu i lądowania (I). TLiA, t.
XXXVIII, 1983, nr 10, s. 7W artykule przedstawiono rozwiązania
konstrukcyjne samolotów PSL zbudowanych
do chwili obecnej. Część pierwsza stanowi
przebieg konstrukcji samolotów o napędzie
odrzutowym.DĄBROWSKI W., POPOWSKI S., WRON-
SKI S.: Niekonwencjonalne giroskopowe
urządzenia pomiarowe stosowane w tech-
nicie lotniczej i astronautycznej (II). TLiA,
t. XXXVIII, 1983, nr 10, s. 10W artykule dokonano próby usystematy-
zowania giroskopowych urządzeń pomiaro-
wych. Omówiono budowę i zasadę działania
niekonwencjonalnych przyrządów girosko-
powych. Zestawiono i porównano charak-
terystryki tych przyrządów. Wskazano na te
ich cechy, które powodują coraz szersze
stosowanie w urządzeniach techniki lotni-
czej i astronautycznej.KOŹNIEWSKI J.: Tunelowe badania mode-
li śmigłowców (I). TLiA, t. XXXVIII,
1983, nr 10, s. 19Przedstawiono krótki zarys rozwoju ba-
dań modelowych śmigłowców, rodzaje
współczesnych badań modelowych, badania
prowadzone w Instytucie Lotnictwa w War-
szawie oraz urządzenia badawcze tego In-
stytutu.GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Elektro-
niczne cyfrowe układy sterowania dwu-
przepływowych silników lotniczych. TLiA,
t. XXXVIII, 1983, nr 10, s. 26W artykule opisano budowę i działanie
dwóch układów cyfrowych: firmy Hamilton
Standard i firmy Bendix. Omówiono kor-
zyści, jakie zapewniają cyfrowe układy
sterowania silnikami samolotów pasażer-
skich i plany zastosowań tych układów.MORGAŁA A.: Historia makiety SP-OLL.
TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 10, s. 30Opisano dzieje pozostawienia w 1945 r.
w Zawierciu samolotów Moeller Stomo i
wyremontowania jednego z nich w celach
wystawowych.

cd. na II s. okładki



Zebrań Sekcji Głównej Lotniczej SITK

21 czerwca br. w Domu Technika w Warszawie odbyło się zebranie Sekcji Głównej Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji, na którym przekazano informacje nt. aktualnej działalności Zarządu Sekcji. Kol. kol. Dorota Kujawska i Jan Smoleński omówili podstawowe tezy redagowanego przez Sekcję raportu o stanie polskiego lotnictwa komunikacyjnego.

Informacje kol. D. Kujawskiej dotyczyły gospodarki Polskich Linii Lotniczych jako głównego przewoźnika w kraju. Pomimo ogromnych trudności w pracy PLL LOT w 1982 r., przy poważnie zmniejszonej załodze przedsiębiorstwa, zmniejszonym ilościowo i nieodpowiednim sprzęcie, wysokich cenach paliwa, nieuregulowanej polityce dewizowej, zlikwidowanych połączeniach i niskim standardzie obsługi pasażerskiej — LOT w ub. roku wypracował akumulację blisko 2 mld zł. Prognozuje się, że dopiero za 3 lata praca przewoźnika PLL LOT osiągnie stan z 1981 r.

Jako pilne postulaty na dziś można wymienić zapewnienie bezpieczeństwa lotów, uregulowanie problemu pokrywania potrzeb dewizowych LOT-u, wprowadzenie rozsądnej polityki finansowej oraz podwyższenie jakości usług.

Kol. J. Smoleński zapoznał zebranych ze swym obszernym opracowaniem nt. infrastruktury, niezbędnej dla lotnictwa komunikacyjnego w Polsce. Materiał ten, omawiający program optymalny i minimalny w zakresie lotnisk: międzynarodowych, zapasowych, wojewódzkich oraz II i III poziomu — stanowić będzie fachowy podkład do opracowania raportu.

Na plan pierwszy opracowanie wysuwa dezyderaty w sprawie budowy portu Okęcie II oraz zabezpieczenia ruchu lotniczego.

W drugiej części zebrania kol. Zdzisław Hyla, sekretarz generalny SITK, poinformował o przebiegu posiedzenia Komisji Sejmowej Komunikacji i Łączności, w dniu 13 maja br., w którym uczestniczył jako przedstawiciel społecznego stowarzyszenia branżowego.

Podstawę do dyskusji sejmowej nt. lotnictwa cywilnego stanowiła informacja przekazana przez Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego, a skierowana do Sejmu za pośrednictwem Ministerstwa Komunikacji. Materiał ten — w ślad za sugestiami NIK-u — przesądza, że agendy lotnictwa cywilnego zostaną scentralizowane w jednym resorcie (zamiast w sześciu!) oraz że status prawny tej branży będzie skodyfikowany w opracowanej ustawie. Co się tyczy sprzętu, to: samoloty An-24 mają zapas rezerwowy i będą w eksploatacji po 1990 r., zaś do dalekiego zasięgu będą służyć Il-62M. Poseł Pasternak w koreferacie zwrócił uwagę na brak ze strony władz dostatecznych działań zmierzających do uporządkowania sytuacji w lotnictwie cywilnym oraz że Sejm oczekuje ustawy i integracji w tej dziedzinie gospodarki narodowej. Podczas dyskusji posłowie stwierdzili, że informacja o lotnictwie cywilnym nie jest wyczerpująca i kompletna, czego przykładem jest zamieszczenie jedynie wzmianki nt. portu lotniczego Okęcie II. Należy nadmienić, że za rychłym ustawowym uporządkowaniem i rozwojem lotnictwa cywilnego wypowiedziało się Ministerstwo Łączności.

Plenarne zebranie Zarządu SL SIMP

23 czerwca 1983 r. odbyło się dziesiąte w bieżącej kadencji plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP.

Po odczytaniu protokołu z poprzedniego posiedzenia i zapoznaniu członków Zarządu z działalnością Prezydium, omówiono realizację planu pracy. Dokonano niezbędnej korekty terminów imprez, przy czym ustalono, że spotkanie „okrągłego stołu” w sprawie problemów produkcji samolotu Mewa odbędzie się jesienią br. w Mielcu i będzie przygotowane przez kolegów z WSK.

Również z powodu zbliżającego się okresu urlopowego było konieczne przesunięcie terminu koleżeńskie spotkanie, zaplanowanego w celu omówienia problemu awioniki w Polsce. Fakt ten wpłynął na opóźnienie (do października) opracowania raportu dotyczącego tej dziedziny.

W związku z odbyciem 9 czerwca br. zebrania Zespołu Historycznego Zarządu Sekcji, na którym omówiono główne problemy i kierunki działania Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, powstała potrzeba zorganizowania w październiku 1983 r. spotkania dyskusyjnego nt. muzealnictwa lotniczego w Polsce.

W marcu br. odbyło się pierwsze — z planu pracy — lotnicze seminarium w Społecznej Wszechnicy SIMP w Rydzynie, poświęcone zasadom eksploatacji sprzętu lotniczego, które okazało się dla naszej branży bardzo pożyteczne i twórcze.

Na plenarnym zebraniu kol. Lech Jarzębiński zreferował stan przygotowania następnego seminarium nt. metod oceny trwałości sprzętu lotniczego. W organizacji tej imprezy współpracują kol. kol. Borzyszkowski i Lamparski. Przewiduje się zorganizowanie cyklu studiów seminaryjnych w tej dziedzinie, w których uczestniczyć będą przedstawiciele producentów oraz użytkowników cywilnych i wojskowych. Seminarium jesienne poświęcone będzie ocenie trwałości płatowców.

Do organizacji w IV kwartale 1983 r. seminarium nt. metrologii w lotnictwie przystąpi zespół naukowców z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.

Temat planu pracy pn. Zebranie integrujące stowarzyszenia lotnicze wzbudził ożywioną dyskusję. Postanowiono przeprowadzić sondażowe rozmowy z zarządami stowarzyszeń i związków pracujących dla lotnictwa.

Zarząd Sekcji ustalił klucz do wyboru delegatów na Zgromadzenie Sprawozdawczo-Wyborcze Delegatów Sekcji w związku z XXV Walnym Zjazdem Delegatów SIMP w 1984 r. Przewiduje on wybór jednego delegata na 50 członków Sekcji, jednak nie mniej niż jednego delegata z samodzielnego, środowiskowego Koła oraz dwóch — z oddziału Sekcji Lotniczej.

Przewodniczący Oddziału Sekcji Lotniczej mniej niż jednego delegata z samodzielnego członków Zarządu z historią, celami i organizacją lotniczych konkursów rysunkowych dla dzieci i młodzieży, organizowanych przez Oddział Poznański. W III konkursie w 1983 r. wzięło udział 1500 dzieci. Zarząd Sekcji będzie współdziałał w ogólnokrajowym konkursie w 1984 r., ufunduje nagrody i zapewni propagandę.

Zarząd Główny SIMP powiadomił Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej, że jej aktywność i praca zostały ocenione jako wyróżniające.

Współpraca Prezydium ZG SIMP z sekcjami

Prezydium Zarządu Głównego SIMP postanowiło — w okresie przed XXV Walnym Zjazdem Delegatów SIMP — zacieśnić współpracę z sekcjami naukowo-technicznymi przez zaznajamianie się na bieżąco z ich kierunkami prac, działalnością i problemami. W tym celu przedstawiciele sekcji będą zapraszani na posiedzenia prezydialne. Pierwsze takie spotkanie już się odbyło w Gdańsku podczas wyjazdowego zebrania Prezydium ZG SIMP.

Spotkanie z Prezydium Komitetu NOT

W kwietniu br. w siedzibie Zarządu Głównego SIMP odbyło się spotkanie przedstawicieli ZG SIMP z Prezydium Komitetu Naukowo-Technicznego NOT ds. Techniki i Gospodarki Obronnej. W spotkaniu wzięł udział działacz Sekcji Lotniczej SIMP członek Prezydium Zarządu Sekcji w poprzedniej kadencji gen. bryg. mgr inż. Zdzisław Pietrucha. Tematem spotkania było przedstawienie prac kół wojskowych SIMP, związanych z działalnością naszego stowarzyszenia oraz omówienie ich zamierzeń na 1983 r.

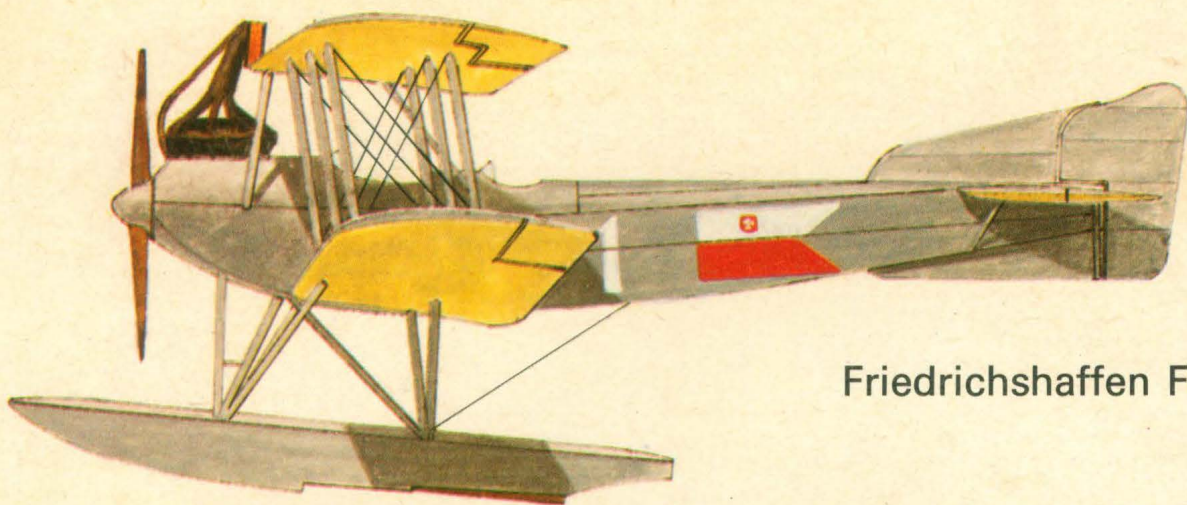
W Wojsku Polskim działają koła SIMP, zrzeszające ponad 4000 członków. Jednym z nich jest koło przy Centralnym Ośrodku Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych im. gen. W. Wróblewskiego w Oleśnicy. Liczy ono ponad 200 członków. W 1982 r. zorganizowano wiele interesujących i cennych imprez, np.: siedem wystaw, a wśród nich wystawę sprzętu lotniczego wojskowego i cywilnego, książek technicznych, projektów racjonalizatorskich i wynalazczych oraz jedenaście konkursów, w których wzięło udział 2300 uczestników. W celach szkoleniowych wygłoszono 11 referatów i odczytów oraz zorganizowano 37 pokazów filmów technicznych dla 4,5 tys. osób.

Działalność członków wojskowych kół SIMP uwzględnia przede wszystkim popularyzację informacji naukowo-technicznej, szkolenie i doskonalenie kadr, nowości organizacyjno-techniczne, wreszcie doradztwo dla dowódców, w celu rozwiązania występujących problemów. Ta ostatnia forma działalności opiera się na zaleceniu naczelnego kierownika Wojska Polskiego. Doceniana jest też działalność na rzecz rozwoju Stowarzyszenia przez pracę z młodymi ludźmi, zajmowanie się nimi, pokazywanie co można osiągnąć będąc członkiem SIMP. Jest to szczególnie istotne w szkołach oficerskich, gdzie kształtuje się charakter przyszłych działaczy społecznych.

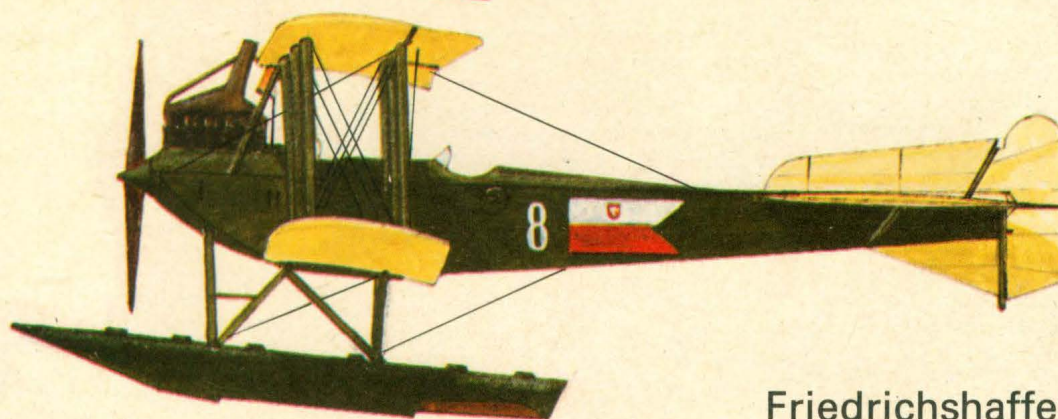
Obrona interesów inżynierów i techników

Polscy inżynierowie i technicy usilnie popierają akcję Zarządu Głównego SIMP zmierzającą do podniesienia roli i znaczenia kadr technicznych w gospodarce narodowej. Przewidując podjęcie tego problemu na forum XXV Walnego Zjazdu Delegatów SIMP, przewodniczący ZG SIMP kol. prof. J. Kaczmarek, podczas zebrania Prezydium Zarządu Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Krakowie, zwrócił się z prośbą o zgromadzenie i dostarczenie do Zarządu Głównego informacyjno-statystycznych danych o sytuacji placowej inżynierów i techników mechaników.

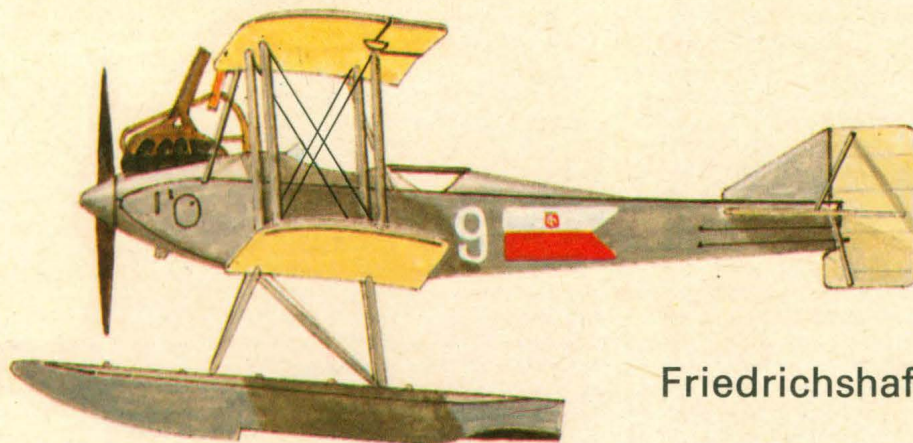
Wodnosamoloty polskiego lotnictwa 1920 ÷ 1923



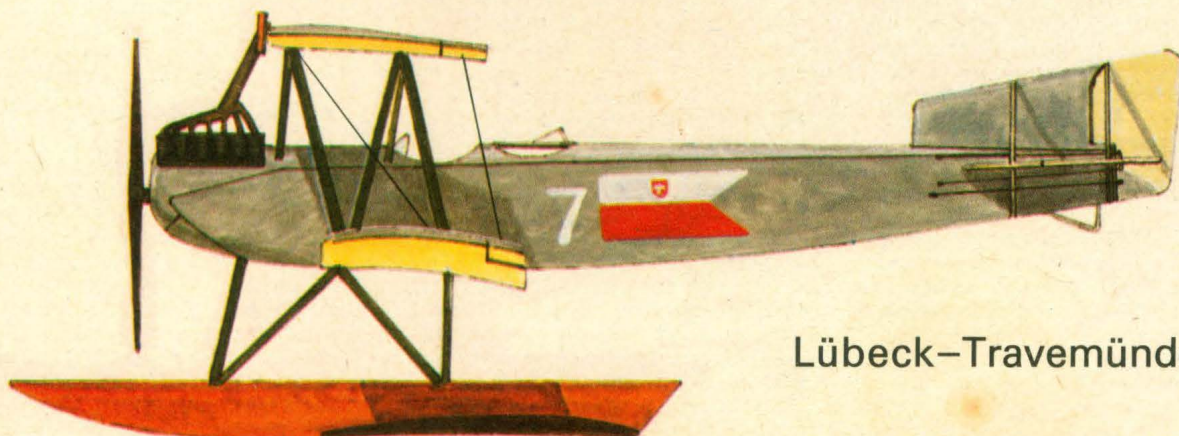
Friedrichshaffen FF-49b



Friedrichshaffen FF-33E



Friedrichshaffen FF-33L



Lübeck-Travemünde F-4