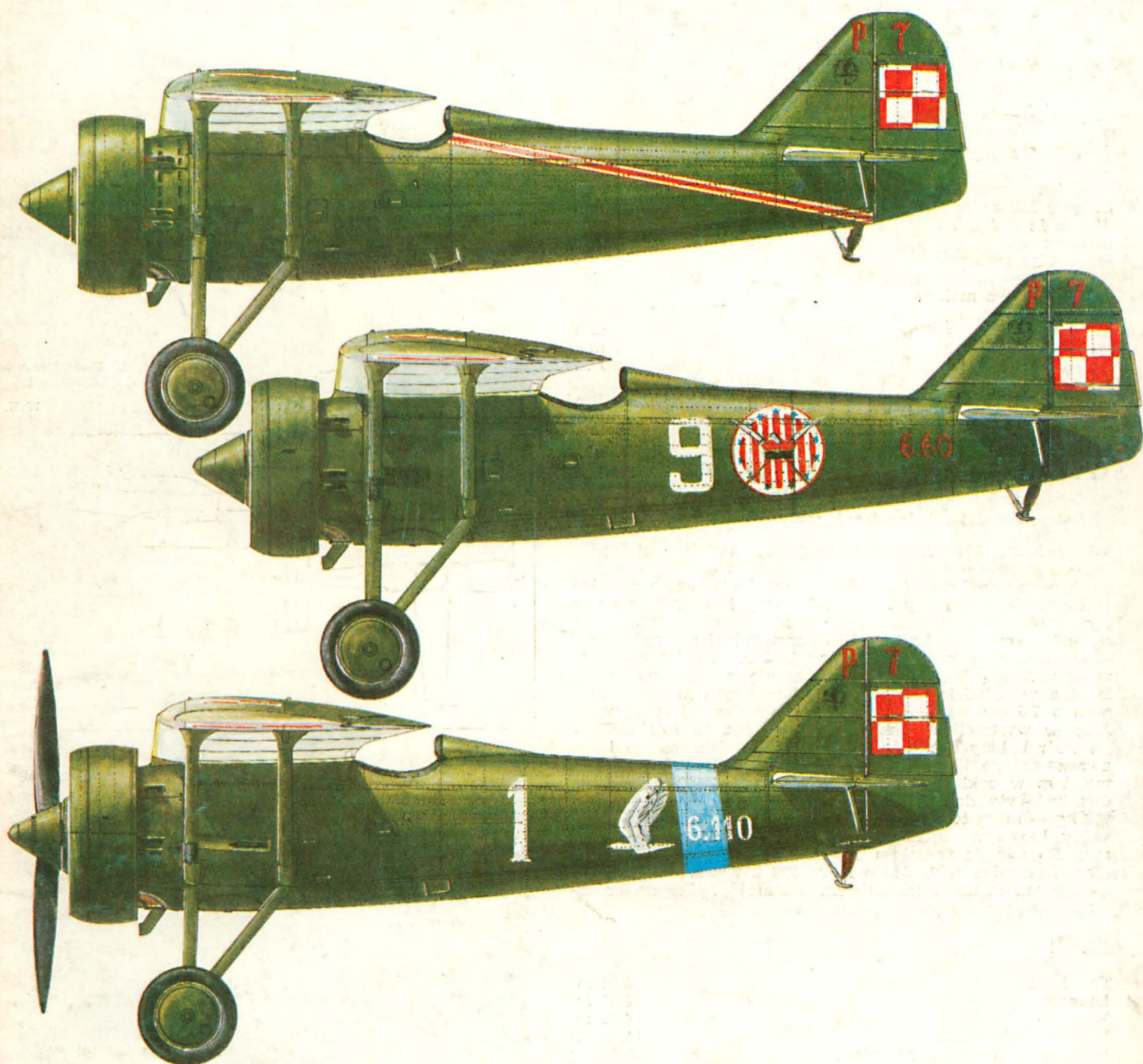


TECHNIKA

6'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



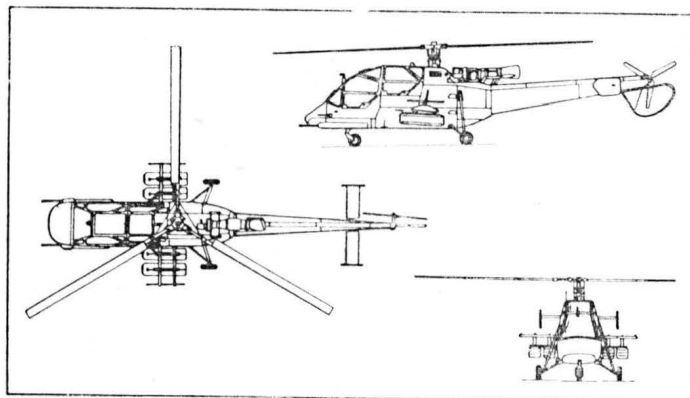
IAR 317 Airfox • Rumunia •

Lekki śmigłowiec szturmowy

W kwietniu 1984 r. wykonał pierwszy lot i wylatał do połowy 1985 r. 100 h prototyp rumuńskiego śmigłowca przeciwzołgowego IAR 317 Airfox. Jest to przeróbka śmigłowca SA316B Alouette IIIB produkowanego w Rumunii od 1971 r. z licencji firmy Aerospatiale. Zmiany polegały głównie na przeprojektowaniu przedniej części kadłuba, przy czym dotychczasowa kabina została zastąpiona kabiną dwumiejscową w układzie tandem, dla pilota i strzelca, z płaskim oszkleniem, typowym dla współczesnych śmigłowców bojowych. Załoga i zbiornik paliwowy są chronione przed pociskami. Napęd śmigłowca stanowi jednowałowy silnik turbinowy Turbomeca Artouste IIIB o mocy 650 kW (880 KM). Śmigłowiec ma zabierać do 600 kg uzbrojenia podwieszanego do belek po bokach kadłuba. Mogą to być kierowane przewodowo pociski przeciwzołgowe (wzorowane na radzieckich AT-3), bomby, zasobniki z rakietami niekierowanymi i zasobniki z działkami. W nosowej części kadłuba śmigłowców seryjnych będą zabudowane dwa stałe karabiny maszynowe lub działka, a w dachu kabiny — celownik. W budowie znajdują się trzy dalsze prototypy.

Dane techniczne

Srednica wirnika	11,02 m
Długość całkowita	12,84 m
Wysokość całkowita	3,00 m
Rozstaw kół	2,60 m
Masa użyteczna	1050 kg
Masa paliwa w zbiorniku wewnętrznym	454 kg
Masa startowa maks.	2200 kg
Prędkość maks.	220 km/h
Prędkość przelotowa	190 km/h
Wznoszenie maks.	10 m/s
Pułap praktyczny	3200 m
Zasięg	
z paliwem w zbiorniku wewnętrznym	525 km
z dodatkowymi zbiornikami	810 km



Fot. L. Zielaskowski

W.K.

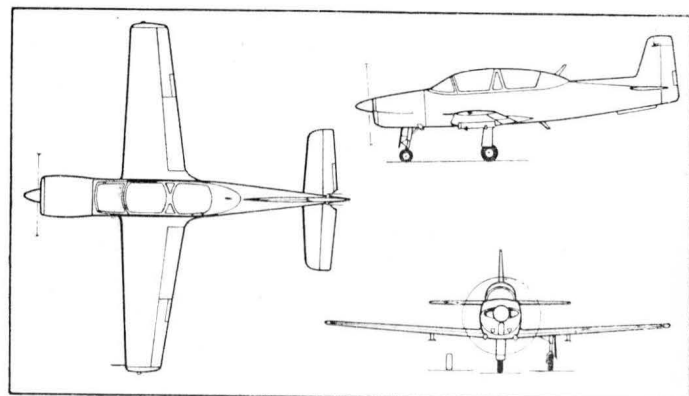
UTVA Lasta • Jugosławia •

Tłokowy samolot szkolno-treningowy

W połowie 1985 r. rozpoczęto próby dwóch prototypów tłokowego samolotu do szkolenia wstępnego i podstawowego o nazwie Lasta (Jaskółka). Zaprojektowany przez jugosłowiański wojskowy instytut lotniczy i budowany przez wytwórnię UTVA, będzie następcą samolotu UTVA-75, przy czym 10 samolotów Lasta serii informacyjnej ma być wprowadzonych do szkolenia w końcu 1986 r. Samolot ma konwencjonalną półskorupową konstrukcję z lekkiego stopu. Kabina w układzie tandem, z miejscem tylnym umieszczonym o 7,6 cm wyżej od miejsca przedniego, jest wyposażony w wyrzucane fotele. Została ona zaprojektowana na wzór kabiny samolotu do szkolenia podstawowego i zaawansowanego UTVA Galeb 4, który będzie kolejnym samolotem w cyklu szkoleniowym. Pod płatem znajdują się dwa uchwyty do ćwiczebnej uzbrojenia o łącznej masie 240 kg — mogą to być dwa pojemniki z 16 rakietami 57 mm każdy lub dwa pojemniki z karabinem maszynowym 7,62 mm. Do napędu samolotu zastosowano 6-cylindrowy silnik Avco Lycoming AE10-540 o mocy 220 kW (300 KM) z trójłopatowym metalowym śmigłem o stałej prędkości obrotowej.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,34 m
Długość	8,04 m
Wysokość	4,45 m
Powierzchnia nośna	11,00 m ²
Masa własna z wyposażeniem	1060 kg
Masa startowa maks.	1630 kg
Prędkość maks. n.p.m.	345 km/h
Wznoszenie maks.	9,0 m/s
Rozbieg przy normalnej masie startowej	320 m
Dobieg	310 m



W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI CZERWIEC 1986

TECHNIKA

6'86

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Żargon fachowy a „poprawna” terminologia lotnicza

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nasz znany językoznawca prof. Witold Doroszewski ma-
wia, że to jest poprawne, czego używają powszechnie lu-
dzie. Choć uznawał zasady poprawnego słowotwórstwa, jed-
nak nie stawiał zdania purystów językowych (zwolenników
czystości i poprawności języka) nad praktykę słowa codzien-
nego. Jak to zwykle bywa, racja jest pośrodku. Należy
korzystać ze wskazówek teoretycznych, lecz także liczyć się
z praktyką życia codziennego.

Warto też zdawać sobie sprawę z pewnej psychoologicz-
nej prawidłowości językowej. Otóż teoretycy siedzący za
biurkami i wykonujący pracę bez nadmiernego pośpiechu
mają tendencję do bardziej rozwlekłego określania przed-
miotów, np. do wielowyrazowego, a za to precyzyjniejszego.
Natomiast tam, gdzie liczą się ułamki sekund, personel la-
tający używa tylko wyrazów krótkich. Dlatego pilot powie
„dodaj gazu”, a nie „zwiększ otwarcie przepustnicy”, „ra-
dar”, a nie „stacja radiolokacyjna”, „rura”, a nie „turb-
binowy silnik odrzutowy”, „pionowzłot” a nie „samolot pion-
owego startu”, „pas” lub „betonka”, a nie „droga startowa”
itd.

Zobaczmy jak sobie z podobnymi problemami radzą za
granicą, gdzie rozwój lotnictwa jest szybszy i na większą
skalę. Stosowane są tam dwa rozwiązania: wyrazy łączone
— często z użyciem tylko rdzenia wyrazu dla skrócenia go
oraz skróty literowe dla terminów wielowyrazowych. Np.
u nas puryści językowi używają terminu: turbinowy silnik
śmigłowy. Po angielsku brzmi to: Turbojet, po rosyjsku
turbowintowej dwigatiel lub TWD, zaś po niemiecku Pro-
pellerturbinenluftstrahltriebwerk, a w skrócie PTL. U nas
przyjął się w wielu publikacjach termin turbośmigłowy, po-
dobnie jak przedtem turbodoładowany. Jest to termin nie za
długi, więc wygodny w użyciu. Lecz purystów drażni po-
łączenie wyrazu obcego pochodzenia „turbo” z rodzimymi
wyrazami, choć uznali już turbosprężarkę, turbozespół, tur-
bodomuchawę, turbodoładowanie itp. Dlatego nie chcą sto-
sować terminu turbowałowy, tylko turbinowy silnik śmi-
głowcowy lub turbinowy silnik wałowy.

W lotnictwie polskim stosuje się mało polskich skrótów
literowych, natomiast adaptuje się skróty obcojęzyczne. Dla
samolotów pionowego startu i lądowania nie przyjął się
skrót PSL, częściej można spotkać VTOL, podobnie dla sa-
molotów skróconego startu nie SSL, lecz STOL. Niewątpli-
wie obowiązek stosowania języka angielskiego jako języka

używanego w rozmowach służby ruchu lotniczego narzuca
stosowanie wielu skrótów dotyczących warunków lotu (np.
IFR, VFR), wyposażenia nawigacyjnego (VOR, ILS, ADF,
DME itd.). W językach angielskim i rosyjskim liczba sto-
sowanych skrótów jest ogromna i wciąż rośnie. Sterowanie
przewodowe określa się w publikacjach angielskich skró-
tem FBW (fly-by-wire), laminat szklany — GRP (glassfibre
reinforced plastic), start — T-O (take-off), samolot wczes-
nego ostrzegania — AWACS, prędkość równoważną —
EAS, a rzeczywistą TAS, okres międzynaaprawczy — TBO,
skrzydło ze skosem do przodu — FSW (forward-sweep wing),
pomocnicze źródło energii — APU. Możliwe, że praktycz-
niejsze okaże się przyjmowanie skrótów obcojęzycznych niż
tworzenie własnych; przynajmniej ułatwi korzystanie z ob-
cej literatury technicznej. Często nie zdajemy sobie sprawy,
że tylko w języku polskim na określenie całki i różniczki
używa się rodzimych nazw, podczas gdy cały świat uży-
wa wyrazów wywodzących się od integral i differentiel.
Nasi zwolennicy czystości języka proponowali zastąpienie
wyrazów sinus, cosinus, tangens wyrazami polskimi: stawa,
dostawa itp., lecz na szczęście nie udało im się to.

Wydaje się, że dziś spolszczanie każdego wyrazu obcego
i skrótu nie ma sensu, gdyż jest niepraktyczne. Jeśli ist-
nieją dwa terminy równoznaczne, jak śmigłowiec i helikop-
ter, to trzeba dążyć do stosowania jednego z nich, lecz nie
to jest najważniejsze. Ważniejsze jest, aby istniała jedno-
znaczność terminów i aby posługiwanie się nimi nie pro-
wadziło do pomyłek. Dlatego bardzo potrzebne są zarówno
słowniki wielojęzyczne, jak i leksykony (słowniki z objaś-
nieniami terminów) oraz encyklopedie słownikowe, gdyż
przyczyniają się do jednoznacznego stosowania wyrazów.
Natomiast przy tworzeniu nowych terminów potrzebny jest
zdrowy rozsądek: powinny być poprawne, nie za długie
i niezbyt skomplikowane, łatwe do zrozumienia i zapamię-
tania oraz nie powinny być dziwolągami językowymi. W ję-
zyku za wzorową uważa się tzw. wymowę teatralną. Po-
prawnej terminologii technicznej niewątpliwie używa się
głównie w instytutach naukowych i wyższych uczelniach,
w życiu nie jest to reguła i z tym też trzeba się pogodzić
Żargon fachowy istnieje i będzie istniał. Ważne jest, aby
nie zamieniał się on jednak w szyfr czy bełkot zrozumiały
tylko dla małego grona wtajemniczonych, jak to zgrabnie
przedstawił Tuwim w żarcie językowym o tym jak „ho-
lajza nieryksztosuje”.



AUSTRIA

● Narodowe linie lotnicze Qantas rozpoczęły wojnę taryfową na trasach łączących Australię z Europą: obniżono taryfy o 17%; głównym konkurentem, który będzie musiał sprostać temu, są brytyjskie linie British Airways. (A. et C. 1080)



CHINY

● Armia zakupiła w Kanadzie, za pośrednictwem przedsiębiorstwa Poly Technologies, 3 odrzutowe samoloty dyspozycyjne Canadair CL-601 Challenger, w wersjach dla 9 i 18 pasażerów. (AviMag 912)

● USA zaproponowały przekazanie wyposażenia pokładowego do myśliwców Shenyang F-8 (awioniki, radarów nawigacyjnych, urządzeń do sterowania bronią itp.). (A. et C. 1081)



FINLANDIA

● Przewozy narodowego przewoźnika Finnair wzrosły w 1985 r. (w stosunku do roku poprzedniego) o 13% (pkm). Liczba pasażerów przewiezionych na liniach międzynarodowych wzrosła o 14,1%, a liczba towarów — o 10,7%. Finnair dysponuje flotą 30 samolotów (początek 1986 r.): 4 DC-10-30, 2 MD-83, 3 MD-82, 18 DC-9 i 3 F-27 Friendship. Zamówiono 8 MD-87, 5 ATR-42 i 5 ATR-72. (A. et C. 1085)



FRANCJA

● Według nie potwierdzonych informacji, ma zostać wznowiony program myśliwca Mirage 4000. (AviMag 905)

● Nie rezygnuje się z lotniskowców — w przyszłym roku ma być budowana nuklearny Richelieu (obecnie francuska flota lotniskowców składa się z dwóch o napędzie konwencjonalnym: Foch i Clemenceau). (A. et C. 1073)



HISZPANIA

● W grudniu 1985 r. kontrolerzy ruchu lotniczego kontynuowali jednodniowe strajki protestując przeciwko niedostatecznym — ich zdaniem — warunkom bezpieczeństwa ruchu nad Hiszpanią. (A. et C. 1073)



HOLANDIA

● W wytwórni Fokker, w Schiphol, zaczęto montaż prototypu Fokkera F-100. (A. et C. 1066)



INDIE

● Utworzono narodowy zarząd cywilnych portów lotniczych, których jest w Indiach ok. 100. (A. et C. 1073)



JAPONIA

● 8 października 1985 r. wykonał pierwszy lot czterosilnikowy samolot eksperymentalny krótkiego startu i lądowania Asuka. Jest on rozwinięciem Kawasaki C-1. Asuka ma pojemność 150 miejsc i może użytkować drogi startowe długości 800 m (dobieg 480 m). Na płatowcu C-1 zastosowano silniki japońskie MiTi/NAL FJR-710-600S o ciągu po ok. 59 kN; wykorzystano efekt powstający przy nadmuchu klap. (A. et C. 1068)



KANADA

● Jednym z kandydatów do przejęcia kontroli nad De Havilland Canada (koszt 112 mln dol.) jest amerykański Boeing. W ten sposób zwiększył on liczbę produkowanych samolotów transportowych (De Havilland Canada produkuje słynnego DHC-6 Twin Ottera, Dash-7 komunikacji lokalnej i Dash-8 komunikacji lokalnej nowej generacji). (A. et C. 1073)



NORWEGIA

● Torpedowany jest przez Scandinavian Airlines System (SAS) projekt rządowy, który uprawniałby towarzystwo norweskie Braathen do obsługi niektórych połączeń międzynarodowych. Trójnarodowy SAS obawia się zagrożenia swej jedności. (A. et C. 1073)



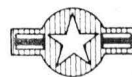
RFN

● W Bawarii obniżono ceny paliwa dla pilotów prywatnych (z inicjatywy F. J. Straussa). (A. et C. 1073)



TURCJA

● Prowadzi się rozmowy mające na celu utworzenie w Turcji bazy treningowej Luftwaffe. Względy ochrony środowiska (hałas) utrudniają umiejscowienie jej na terenie RFN. (A. et C. 1068)



USA

● Boeing ujawnił szczegóły projektu swojego samolotu 150-miejscowego B.7J7 (poprzednio 7-7). Będzie on napędzany dwoma pchającymi silnikami śmigłowentylatorowymi w tylnej części kadłuba. Układ sterowania ma być elektrohydrostatyczny i elektromechaniczny. Silnik śmigłowentylatorowy, własnej koncepcji, ma być uprzednio wypróbowany na Boeingu 727 (zamiast dwóch odrzutowych silników na bokach tyłu kadłuba). Realizacja B.7J7 ma się rozpocząć nie wcześniej niż w 1988 r. (A. et C. 1073)

● Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) zalecił przewoźnikom użytkującym Boeingi 747 systematyczne przeglądy tylnej części kadłuba tych samolotów. Ze swej strony Boeing zaleca pewne modyfikacje tej części. (A. et C. 1073)

● Boeing 737 pobit rekord liczby sprzedanych dwusilnikowych odrzutowych samolotów transportowych: 1532 egz. (poprzedni rekord — DC-9/MD-80 — 1500 egz.). Sprawę przesądziło zamówienie towarzystwa United Airlines na 110 Boeingów 737-300. (A. et C. 1073)



W. BRYTANIA

● W związku z sukcesem handlowym samolotu Jetstream 31 (produkuje się 36 egz. rocznie), zdecydowano się rozwinąć jego wersję Jetstream 41 o pojemności zwiększonej do 24÷27 miejsc. (A. et C. 1068)

● 21 października 1985 r. obchodzono 25-lecie pierwszego lotu samolotu Hawker P.1127 Kestrel, będącego prototypem poprzedzającym Harriera (pierwszy udany i produkowany seryjnie bojowy samolot krótkiego/pionowego startu i lądowania z napędem odrzutowym). Skonstruowano 6 samolotów P.1127, a ten, który wykonał pierwszy lot (ozn. XP831) znajduje się w Muzeum RAF w Hendon. (A. et C. 1068)



WŁOCHY

● W Aeritalia projektuje się dwusilnikową łódź latającą A460 do cywilnego patrolowania obszarów morskich. Przewiduje się też wersję transportową dla 46 pasażerów. (A. et C. 1073)

OGÓLNE

● W końcu 1985 r. odbyło się 25. doroczny Kongres International Civil Airport Authority — międzynarodowych władz cywilnych portów lotniczych. ICAA skupia 236 członków reprezentujących ok. 500 portów lotniczych w 85 krajach świata.

● Trzy towarzystwa lotnicze: Haiti Air, Inex Adria (Jugosławia) i Nurnberger Flugdienst (RFN) zwiększyły liczbę członków IATA do 139. (AviMag 904)

● W wyniku nasycenia systemami informatycznymi administracji przewoźników lotniczych, tzw. „wojny taryfowe” zmieniły charakter. Taryfy konkurencyjne obejmują tylko pewne rejony bądź poszczególne linie i tylko w pewnych okresach. (A. et C. 1073)



Śmigłowce na świecie

Sprzedż śmigłowców cywilnych produkcji USA

Rok	Wartość, mln dol.	Śmigłowce, szt.		
		tłokowe*)	turbinowe*)	razem
1968	57	522
1969	75	534
1970	69	200	282	482
1971	49	180	239	469
1972	90	230	345	575
1973	121	250	520	770
1974	189	200	628	828
1975	274	210	644	854
1976	285	250	507	757
1977	251	270	578	848
1978	328	300	604	904
1979	403	210	819	1029
1980	656	380	986	1366
1981	597	330	742	1072
1982	365	587
1983	269	401
1984	336	418
1985	536	540

*) liczby przybliżone, ... — brak danych

Źródło: Rotor Wing 3/85 i 4/85

Wytwórnia Dassault-Breguet

Nazwa zakładu (miejscowość)	Przeznaczenie	Zatrudnienie	Powierzchnia kryta zabudowań, m ²
Saint Cloud	biura prototypowe, wyposażenie	3 340	76 820
Vélizy	działy różne	1 535	36 415
Melun, Istres, Cazaux	próby w locie	1 540	66 720
Mérignac	produkcja i montaż	1 670	92 390
Colomiers	produkcja i montaż	1 650	65 780
Istres	produkcja i montaż	405	43 700
Argenteuil	produkcja podzespołów	1 650	77 320
Biarritz (Anglet, Parme)	produkcja podzespołów	1 890	61 400
Argonay	produkcja podzespołów	890	34 000
Martignas	produkcja podzespołów	650	30 900
Boulogne	produkcja podzespołów	560	9 135
Razem		15 780	594 685

ródło: Avions Marcel Dassault Bréguet Aviation, 1983 r.

Produkcja śmigłowców we Francji

Nazwa	Zbudowano		Produkcja 1984	Zamówienia na 1985÷1987
	do 1984	do 1985		
SA 315 B Lama	368	374	6	9
SA 342 Gazelle	1020	1103	83	43
AS 350 Ecourel	691			
AS 355 TwinStar	274	1053	69	438
SA 365/6 Dauphin 2	72	198	124	148
SA 332 Puma Super	85	85	—	81
Razem	—	—	282	710

Uwaga: do 28.2.1983 r. Aerospatiale wyprodukowała 6441 śmigłowców. Zatrudnienie wytwórni śmigłowców 8300 osób

Źródło: L'Industrie Française Aéronautique et Spatiale 1984, 1985 r.

Zmiany w strukturze zatrudnienia we francuskim przemyśle lotniczym

	1960 r.		1982 r.	
	osób	%	osób	%
Branże				
— Płatowce, pociski	47 000	58,8	64 116	55,3
— Napędy	16 000	20,0	24 953	21,5
— Wyposażenie	17 000	21,2	26 783	23,2
Razem	80 000		115 852	
Pracownicy				
— Robotnicy	56 000	70	37 073	32
— Technicy i inż.	12 000	15	41 707	36
— Urzędnicy	4 000	5	17 378	15
— Kadra kierownicza	8 000	10	19 694	17

Źródło: L'é formation dans le domaine aéronautique et spatialé, GIFAS, 1983

Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym

Galąz przemysłu	1979	1980	1981	1982	1983	1984
Płatowce, pociski kosmiczne	59 717	61 590	62 863	64 116	62 603	63 145
Napędy	21 871	23 116	24 061	24 953	25 174	25 816
Wyposażenie	24 709	26 077	26 766	26 783	26 269	38 731
Razem	106 297	110 783	113 690	115 852	114 048	127 695

Uwaga: w latach 1979÷81 stan na koniec roku, w latach 1982÷84 na 30.9.

Źródło: L'Industrie Française Aéronautique et Spatiale 1983, 1984, 1985

A. G.

ERRATA

W Technice Lotniczej i Astronautycznej nr 10/1985 zauważono następujące błędy:

- s. 3, szpalta 2, wiersz 11 od góry jest: turbo-śmigłowce, powinno być: turbośmigłowe
 - s. 20, szpalta 1, wiersz 41 od góry jest: 10÷15 m, powinno być: 10÷15 cm
 - s. 22, szpalta 1, wiersz 12 od góry jest: zestaw żeber, powinno być: rozstaw żeber.
- Autorów i Czytelników przepraszamy

REDAKCJA

Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (I)

Dr inż. ANDRZEJ ADAMOWICZ
Mgr inż. MIECZYŚLAW PIĞŁAS
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W lotnictwie współczesnym, zarówno wojskowym jak i cywilnym, poważną grupę statków powietrznych w dalszym ciągu stanowią samoloty z napędem tłokowym. Eksploatowane w kraju lotnicze silniki tłokowe charakteryzują się najczęściej gwiazdowym układem cylindrów oraz chłodzeniem powietrzem.

Jak wykazuje praktyka, niesprawności tych silników są spowodowane przede wszystkim uszkodzeniami instalacji elektrycznej (ok. 45%), zespołu cylindrowego (ok. 20%), układu smarowania (ok. 15%), układu zasilania paliwem (ok. 10%), instalacji rozruchu (ok. 5%) i układu korbowego (ok. 2%).

Z punktu widzenia bezpieczeństwa latania najistotniejsze są te uszkodzenia, w wyniku których występują trudności w uzyskaniu niezbędnego w danych warunkach lotu ciągu, przerwy w pracy silnika bądź jego wyłączenie się z pracy.

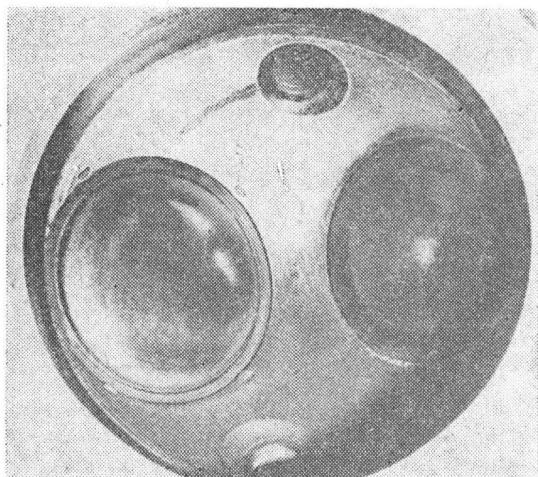
Najlichniesz grupą niesprawności jest związana z uszkodzeniami instalacji elektrycznej silnika. Składają się na nie przede wszystkim uszkodzenia świec zapłonowych oraz niewłaściwa praca iskrowników. Objawiają się one w zasadzie nierównomierną pracą silnika, co w określonych sytuacjach może stanowić zagrożenie bezpieczeństwa latania. Podobne objawy występują w przypadku niesprawności układu zasilania paliwem. Sprowadzają się one najczęściej do niewłaściwego funkcjonowania gaźnika.

Niesprawności układu smarowania występują w praktyce w postaci nieszczelności układu oraz uszkodzeń filtra oleju i nie są groźne dla właściwego funkcjonowania silnika.

Poniżej przeanalizowano spotykane w silnikach tłokowych uszkodzenia zespołu cylindrowego (tuleje, głowice, tłoki) oraz układu korbowego (wał korbowy wraz z korbowodami), które — jak wynika z praktyki — stwarzają istotne zagrożenie dla bezpieczeństwa latania.

Uszkodzenia cylindrów

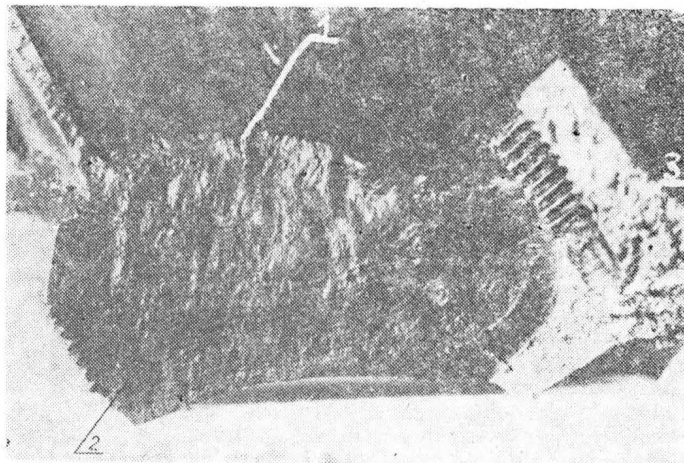
Uszkodzenia cylindrów są dość częstym zjawiskiem spotykanym w eksploatacji silników tłokowych. Niektóre z tych uszkodzeń mają istotny wpływ na właściwe funkcjonowanie silnika, a nawet mogą uniemożliwić jego pracę. Znajomość ich oraz towarzyszących im objawów może pozwolić w procesie obsługiwanian na działania mające na celu wczesne wykrywanie uszkodzeń oraz stosowanie właściwych przedsięwzięć profilaktycznych. Cylindry w zasadzie należą do nienaprawialnych elementów silnika. Praktycznie naprawa silnika polega na wymianie uszkodzonego cylindra na nowy. Poniżej przedstawiono najczęściej spotykane uszkodzenia cylindrów, przy czym uszkodzenia gładzi cylindra rozpatrzono łącznie z uszkodzeniami tłoków.



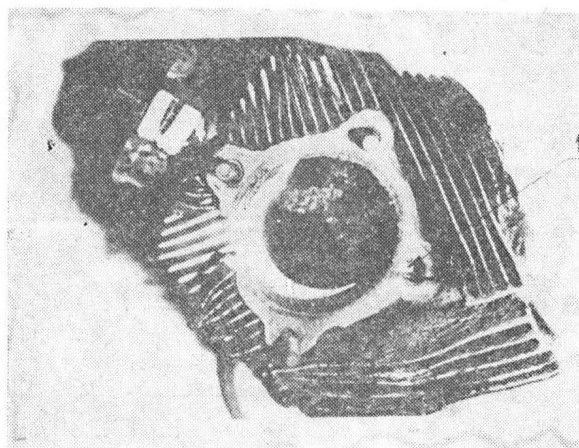
Rys. 1. Przebieg pęknięcia głowicy cylindra silnika ASz-62IR

Pęknięcia głowic cylindrów. Uszkodzenia głowic cylindrów zdarzają się często, przede wszystkim w silnikach ASz-62IR. Występują one przede wszystkim w postaci pęknięć, przebiegają zwykle od otworu świecy zapłonowej do gniazda zaworu wylotowego (rys. 1) i mają charakter zmęczeniowy. Ich przyczyną jest nadmierna, lokalna koncentracja naprężeń, powodująca zmniejszenie wytrzymałości zmęczeniowej materiału głowicy. Koncentracja naprężeń może powstać w wyniku:

- nierównomiernego rozkładu pola temperatur w głowicy,
- wystąpienia wad odlewniczych w postaci zażużlenia, pęcherzy gazowych i naprężeń odlewniczych,
- niewłaściwego montażu tulejek pod świece zapłonowe,
- nadmiernego dokręcenia śrub dwustronnych lub nakrętek mocujących kolektor wylotowy do głowicy,
- przegrzania głowicy,
- przeciążenia głowicy, mogącego powstać podczas uderzenia hydraulicznego,
- wyłączenia silnika bez wcześniejszego jego ochłodzenia.



Rys. 2. Makrobudowa złomu zmęczeniowego głowicy: 1 — ogniska pęknięcia, 2 — złom zmęczeniowy, 3 — dołom

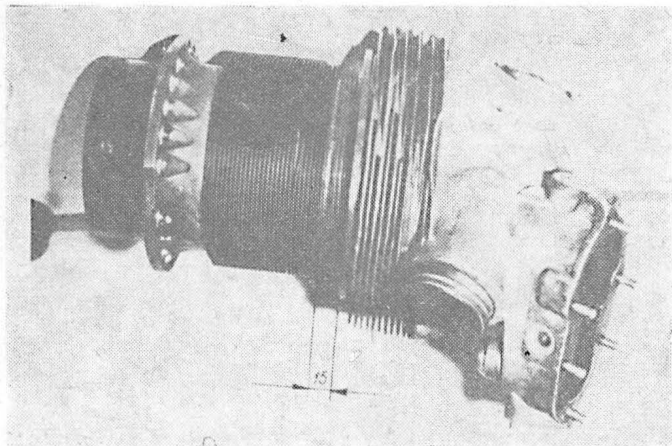


Rys. 3. Widok pęknięcia zmęczeniowego głowicy, rozpoczynającego się od śruby dwustronnej mocowania rury wylotowej: 1 — miejsce pęknięcia

Na rys. 2 pokazano makrobudowę złomu zmęczeniowego głowicy silnika ASz-62IR. Pęknięcie zmęczeniowe rozwijało się od zewnętrznej powierzchni głowicy na przecięciu płaszczyzn uźebrowania poziomego i pionowego, między gniazdem zaworu wylotowego a gniazdem świecy. Przyczyną zmniejszenia wytrzymałości zmęczeniowej była w tym przypadku wada odlewnicza na zewnętrznej powierzchni głowicy.

W innym przypadku (rys. 3) pęknięcie zmęczeniowe zaczęło się rozwijać od śruby dwustronnej mocującej rurę wylotową do głowicy. Przyczyną pęknięcia była nadmierna koncentracja naprężeń, mogąca powstać zarówno przy niewłaściwym montażu śruby w zakładzie produkcyjnym lub remontowym, jak też w czasie eksploatacji w wyniku nadmiernego dokręcania nakrętek mocujących rurę wylotową. Pęknięcia w głowicach cylindrów rozwijają się powoli i można je łatwo wykryć wzrokowo w czasie kontroli cylindrów. Można je rozpoznać po śladach przedmuchu gazów lub wyciekania oleju. Dla tego typu uszkodzeń charakterystyczne są też efekty akustyczne — podczas obracania śmigła słychać syczenie wydostającego się przez szczelinę powietrza, a w czasie próby silnika występują „strzały”.

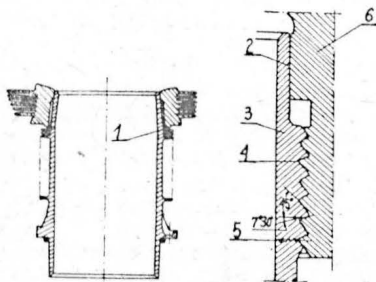
Z analizy danych statystycznych wynika, że pęknięcie głowicy na odcinku między gniazdem świecy a gniazdem zaworu wylotowego występuje na silnikach ASz-62IR do 14 serii. Na silnikach od 15 serii, w wyniku wprowadzenia zmian konstrukcyjnych głowicy (polegających m.in. na pogrubieniu ścianki na odcinku między zaworami), nie zauważono dotychczas ich pęknięcia.



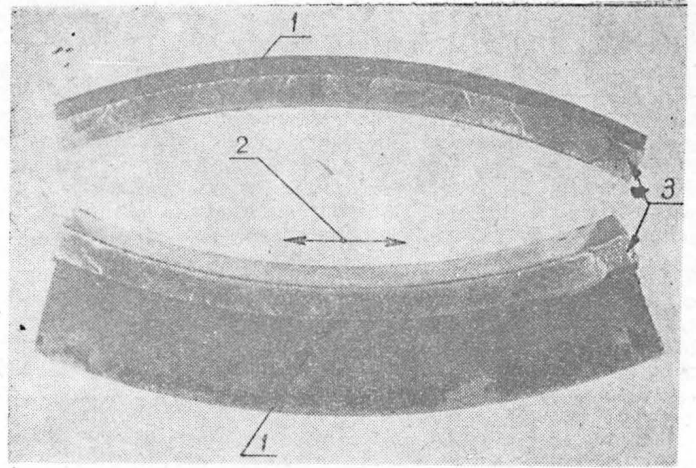
Rys. 4. Widok wysuniętej głowicy cylindra silnika ASz-82T

Pęknięcia lub złamania żeber chłodzących głowicę. Uszkodzenia te są przeważnie skutkiem brutalnej obsługi (tj. uderzeń) lub przegrzania cylindrów. Usuwa się je przez wybranie części materiału żebra na odcinku pęknięcia. Dopuszczalna liczba pęknięć, ich rozmieszczenie i głębokość są określone dla każdego silnika (związane jest to z pogorszeniem się warunków chłodzenia głowicy występującego po wycięciu części żebra).

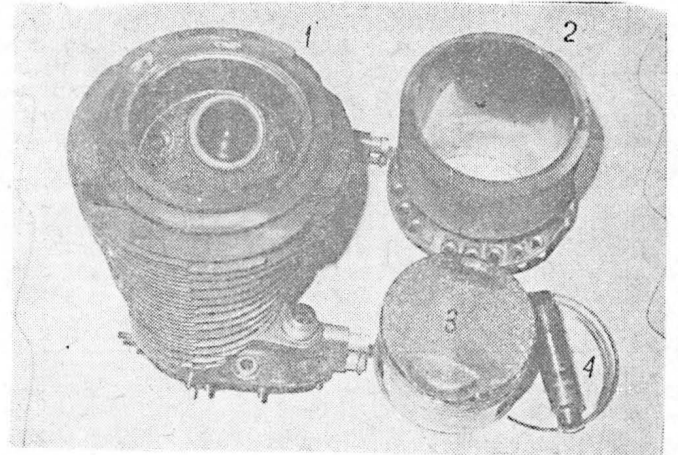
Obluzowanie się głowicy w cylindrze. Spowodowane ono może być hydraulicznym uderzeniem w cylindrze lub nadmierną temperaturą głowicy. Objawem wystąpienia tego uszkodzenia jest zauważalny przedmuch gazów (połączony jest on z efektami akustycznymi) przez połączenie gwintowe głowicy z tuleją i osadzenie się sadzy na żebrach w miejscu przedmuchu gazów. Ponadto luz głowicy można wyczuć przy energicznym szarpaniu za nią. Na rys. 4 przedstawiono uszkodzenie cylindra nr 1 silnika ASz-82T, polegające na wysunięciu się głowicy z tulei cylindra o 15 mm. Spowodowane ono było przekroczeniem dopuszczalnej temperatury głowicy, w wyniku czego nastąpiło osłabienie skurczowego połączenia gwintowego tulei z głowicą. W warunkach zmiennych obciążeń doprowadziło to do zużycia się gwintu głowicy. Wysunięcie głowicy nastąpiło pod działaniem ciśnienia gazów.



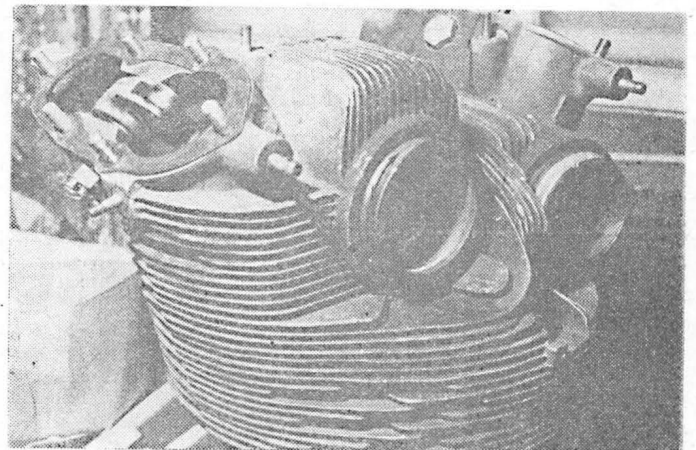
Rys. 5. Umiejscowienie pęknięcia tulei cylindra: 1 — miejsce pęknięcia, 2 — powierzchnia uszczelniająca (wisk), 3 — tuleja cylindra, 4 — gwint piłowy, 5 — płaszczyzna pęknięcia zmęczeniowego tulei, 6 — głowica cylindra



Rys. 6. Makrobudowa złomu pękniętej tulei cylindra: 1 — ogniska zmęczenia, 2 — kierunek propagacji pęknięcia, 3 — strefa dołomu



Rys. 7. Widok cylindra z oderwaną głowicą: 1 — głowica, 2 — tuleja cylindra, 3 — tłok



Rys. 8. Widok głowicy cylindra silnika ASz-82T z obluzowanym łącznikiem „kominka” wylotowego (możliwość przemieszczeń zaznaczono strzałkami)

Pęknięcie tulei cylindra. Pęknięcie tulei cylindra następuje (zarówno w silnikach ASz-62IR, jak i ASz-82T) na wrębie ostatniego zwoju gwintu połączenia tulei z głowicą (rys. 5) i ma charakter zmęczeniowy. Pęknięcie zmęczeniowe rozwija się zawsze od powierzchni dna wrębu gwintu (rys. 6). Miejsce pojawiania się pęknięć tulei znajduje się w strefie największej koncentracji naprężeń w tulei, ponieważ:

— do tego miejsca sięga krawędź dolnej części głowicy; w części tulei obejmowanej przez głowicę występują znaczne naprężenia ściskające, naciski rozłożone są równomiernie na wszystkie zwoje gwintu;

— przekrój ścianki tulei, mierzony w płaszczyźnie wrębu gwintu, jest najmniejszy;

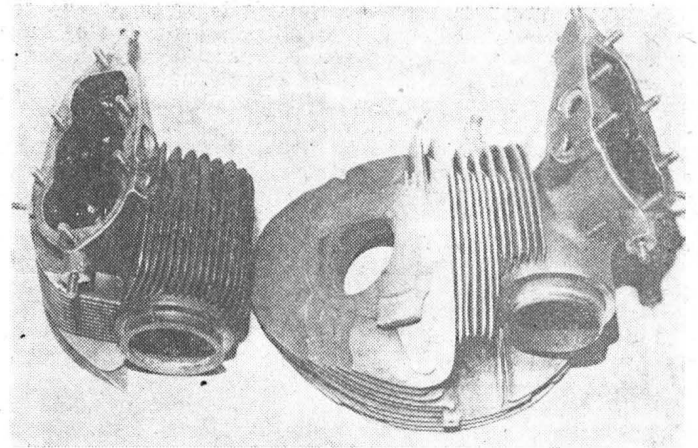
— podczas pracy silnika część obciążeń rozciągających tuleję przenoszona jest przez głowicę, dlatego na krawędzi połączenia tulei i głowicy (miejsce pęknięcia pokazane

na rys. 5) występuje w tulei nagły wzrost naprężeń rozciągających.

Mając na uwadze zmienność występowania tych naprężeń podczas pracy silnika można stwierdzić, że przyczyną pęknięcia zmęczeniowego mogą być niewielkie rysy na dnie wrębu gwintu, pozostawione po obróbce mechanicznej, lub nadmierna lokalna koncentracja naprężeń, powstała np. wskutek znacznej nierównomierności rozkładu temperatury w tej części cylindra. Objawy pęknięć tulei cylindrów są podobne jak w przypadku pęknięć głowicy cylindrów.

Nie zauważone w porę pęknięcie tulei może doprowadzić do oderwania się głowicy od cylindra (rys. 7). Zaistnienie takiego faktu w powietrzu zmusza załogę do wyłączenia uszkodzonego silnika, co w przypadku samolotów jednosilnikowych (np. An-2) oznacza konieczność przymusowego lądowania w przygodnym terenie.

Obluzowanie się łącznika „kominka” wylotowego w silniku. Uszkodzenie takie (rys. 8) spotyka się dość często w praktyce eksploatacyjnej silnika ASz-82T. Łącznik „kominka” wylotowego wkręcony jest w głowicę, przy czym jest to połączenie nierozłączne (skurczowe). Do łącznika za pomocą zamka (półpięścienie z taśmą ściągającą) przymocowany jest „kominek” wylotowy, który z kolei za pośrednictwem łącznika rurowego połączony jest za pomocą strzemięcia z kolektorem wylotowym gazów. Łącznik rurowy powinien być zamocowany luźno, tak aby można nim swobodnie poruszać (luz między „kominkiem” a łącznikiem, luzy pomiędzy uchem na kolektorze i uchem na „kominku” a strzemięciem). Ma to na celu zmniejszenie obciążeń dynamicznych działających podczas pracy silnika na łącznik „kominka” wylotowego. Do czasu wprowadzenia tego warunku łączniki były ciasno dopasowywane do „kominka”



Rys. 9. Widok uszkodzonej głowicy silnika ASz-82T

wylotowego i kolektora, co w wielu przypadkach (oprócz ich obluzowywania się w głowicy) było przyczyną pęknięć, a nawet urwania się części głowicy (rys. 9).

Obluzowanie się gniazda świecy zapłonowej. Następuje ono zwykle przy zbyt silnym dokręceniu świecy (szczególnie na gorącym silniku), w przypadku przepalenia gwintu świecy bądź też przy wkręcaniu i wykręcaniu świec z gorącego silnika. Zwiększone opory tarcia przy wykręcaniu świecy mogą doprowadzić do osłabienia osadzenia gniazda w głowicy.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Silnik Rolls-Royce do europejskiego samolotu myśliwskiego EFA

W związku z programem budowy nowoczesnego europejskiego samolotu myśliwskiego EFA firma Rolls-Royce opracowała silnik badawczy XG-40, który ma stać się podstawą rozwoju silnika do napędu nowego samolotu. Zbudowano dwa silniki XG-40, których badania umożliwią sprawdzenie nowych rozwiązań technicznych pozwalających na zbudowanie silnika przewyższającego pod każdym względem amerykański silnik podobnej klasy General-Electric F404. Próby pierwszego silnika XG-40 miały rozpocząć się w połowie 1986 r., drugiego — o bardziej zaawansowanych rozwiązaniach — rok później. Celem programu jest zbudowanie silnika o stosunku ciągu do masy 10:1 w połowie lat 90. i 12:1 w końcu XX w. Warto przypomnieć, że dla silników RB199 i F404 stosunek ten wynosi 7,5:1. Silnik XG-40 znacznie różni się od silnika RB199 zarówno pod względem układu, jak i osiągow. Jest to silnik nie trójlecz dwuwałowy, a jego osiągi są zoptymalizowane na zakres liczby Ma od 0,9 do 1,6 i zakres wysokości od 30 000 do 40 000 m zamiast na warunki przelotowe na małych wysokościach. Na poziomie morza ciąg z dopalaniem wynosi 8000÷8900 daN, natomiast na dużych wysokościach jest o 80% większy od ciągu silnika RB199, przy jednostkowym zużyciu paliwa o 30% mniejszym. W celu zapewnienia właściwości szturmowych samolotu, jednostkowe zużycie paliwa w locie przy ziemi bez dopalania będzie równe zużyciu paliwa silnika RB199.

Jednowałowa wytwornica silnika XG-40 ma 5-stopniową sprężarkę i jednostopniową turbinę. Zaprojektowano również sprężarkę 3-stopniową, lecz przewiduje się, że dopiero po 3÷4 latach osiągnie ona ten sam spręż co sprężarka 5-stopniowa przy zadowalającej sprawności i zapasie statecznej pracy. Udoskonalenia zespołów będą wprowadzane do silnika badawczego stopniowo, wiele z nich wyniknie z rozwoju silnika RB199.

Nie jest jeszcze jasne, w jaki sposób XG-40 stanie się

silnikiem myśliwca EFA — jest możliwe, że drugi silnik badawczy będzie już takim silnikiem, z pierwszymi zespołami dostarczonymi przez MTU i Fiata, przez firmy wchodzące wraz z Rolls-Roycem w skład stowarzyszenia Turbo-Union kierującego rozwojem silnika RB199.

W. K.

Doświadczalny samolot STOL Lockheed HTTB

Firma Lockheed rozpoczyna badania nowych rozwiązań technicznych przyszłych samolotów STOL przy użyciu „łatającego laboratorium” HTTB (High Technology Test Bed), którym jest cywilna wersja samolotu Hercules, L-100-20. Badania mają objąć urządzenia zwiększające siłę nośną, nowoczesne układy sterowania oraz nowe systemy obrazujące i nawigacyjne. Samolot został wyposażony w system komputerowy LADS (Lockheed Airborne Data System), który może opracowywać równocześnie 1000 wielkości pomiarowych. Jako pierwszą modyfikację aerodynamiczną samolotu wprowadzono duże trójkątne płyty przed statecznikami kierunku i wysokości, co ma poprawić właściwości w locie z małą prędkością. Następnie mają być zastosowane nowe dwuszczelinowe klapy i zmodyfikowana krawędź natarcia płata w celu zwiększenia siły nośnej. Do tego dojdzie zwiększenie ciężkości lotek, spoilerów i steru kierunku oraz zmniejszenie ster kierunku. Wymienione zmiany aerodynamiczne wzięte łącznie mają zwiększyć siłę nośną o 25%, co potwierdzają badania tunelowe.

W czasie prób samolot HTTB ustanowił na początku 1985 r. trzy rekordy czasu wznoszenia dla samolotów skróconego startu: po rozbiegu 430 m osiągnął wysokość 3000 m w czasie 3 min 57,4 s, 6000 m — w czasie 9 min 0,35 s i 9000 m — w czasie 17 min 41,71 s. Masa startowa wynosiła 44 724 kg.

Badania przy użyciu samolotu HTTB będą przeprowadzane również na odległych lotniskach. W tym celu w pomieszczeniu towarowym samolotu zostanie zabudowana „przestrzeń mieszkalna” łącznie z urządzeniem do opracowywania danych. Opracowane wyniki pomiarów będą przekazywane za pomocą radia z samolotu do ośrodka badawczego i tam natychmiast analizowane.

W. K.

Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce

Mgr inż. RYSZARD KRÓL

Podstawowymi metalowymi materiałami konstrukcyjnymi płatowca i silnika są: stopy aluminium, stale konstrukcyjne i specjalne, stopy żarowytrzymałe, stopy magnezu oraz stopy tytanu.

Stopy aluminium stosowane w lotnictwie polskim to stopy do przeróbki plastycznej, utwardzone dyspersyjnie, oznaczone cechą PA. Stopy aluminium z zawartością manganu umocnione przez zgniot są odporne na korozję i stosowane do wyrobu zbiorników, przewodów, złączy instalacji paliwowych i olejowych, pokrycia kadłubów i skrzydeł. Stopy aluminium z zawartością magnezu mają podobne właściwości i zastosowanie jak stopy Al-Mn. Stopy te zawierają fazy międzymetaliczne pochodzenia hutniczego: Al_2Cu , Al_2CuMg , $Al_2Mg_3Zn_3$, Al_3Mg_2 , Al_4Si_2Fe , Al_3Fe , Mg_2Si , $MgZn_2$, które pełnią rolę składnika utwardzającego.

Najpowszechniej stosowane są stopy duraluminiowe: bezcynkowe (np. PA6N, PA7N) stosowane na obciążone części konstrukcji lotniczych; zawierające cynk (np. PA9, PA29N, PA30N, PA31, PA33), które dzięki zawartości Cu, Mg i Mn prócz dobrych właściwości wytrzymałościowych mają dużą plastyczność na gorąco. Oprócz durali są stosowane stopy aluminium do przeróbki plastycznej, utwardzane dyspersyjnie, np. PA10N, PA4N, PA45.

Stopy odlewnicze oznaczone są cechami: AK, AG, AM. Stopy z dodatkiem krzemu, tzw. siluminy, mają dobre właściwości odlewnicze, stosowane są na tłoki i głowice silników lotniczych. Stopy typu AlCuTi, AlCu4Mg, AlCu4MgAg i AlCu4Zn3Mg mają najwyższe właściwości spośród stopów odlewniczych [1]. Stopy PA28 i PA29 o dostatecznej wytrzymałości i dobrym wskaźniku lekkości w temp. 400÷÷500 K są stosowane do produkcji łopatek wirników i kierownic sprzężarek, tłoków i kadłubów silników gwiazdowych. Kadłuby zewnętrzne sprzężarek i łożysk oraz kadłuby i głowice silników tłokowych wykonywane są ze stopów LA2A, LA4 [2, 3].

Stale. W nowoczesnych konstrukcjach lotniczych stosowane są stale konstrukcyjne wysokowytrzymałe, które uzyskuje się przez zapewnienie prawidłowej budowy krystalicznej lub w wyniku jej celowego zaburzenia.

Do stali stopowych do ulepszenia cieplnego zalicza się stale chromowo-molibdenowe i chromowo-niklowo-molibdenowe: 40HM i 40HNMA, stale chromowo-manganowo-krzemowe i chromowo-manganowo-krzemowo-niklowe: 30HGSA, 35HGSA, 30HGSNA [1]. Łopatki wirników i aparatów kierowania sprzężarek wykonywane są z gatunków 30HGSA, 18HNWA, 40HNMA, bywają one często powierzchniowo utwardzane przez azotowanie lub chromowanie. Stale do nawęglania 12H2N4A, 12HN3A i do azotowania 38HMJA są stosowane do wyrobu sworzni i kół zębatych, stale 18HN4WA, 25HNWA, 40HNMA — do wyrobu korbów [2].

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo są stalami bezwęglowymi niklowymi, utwardzanymi dyspersyjnie wydzieleniami faz międzymetalicznych. W Polsce opracowane są dwa gatunki tych stali: N18K8M5T i N18K9M5T. Osnową stali jest martenzyt niklowy z udziałem austenitu szczątkowego: dyspersyjne fazy utwardzające stanowią Ni_3Mo , NiTi, Fe_2Mo , Fe_2Ti , FeMo, FeTi, Fe,Mo. Stale te stosowane są do wyrobu cienkościennych zbiorników ciśnieniowych, tłoków, cylindrów hydraulicznych, kół zębatych przekładni mocy, części podwozia [1].

Stale odporne na korozję zawierają do 18% Cr i małe ilości Ni, Mo lub Ti. Zależnie od struktury, dzielą się na stale ferrytyczne o niskiej zawartości węgla (np. OH13, OH17T), martenzytyczne o pełnej przemianie $\alpha \rightarrow \gamma$ (np. 4H13), ledeburyczne z wydzieleniami węglików pierwotnych (np. H18). Stale te są stosowane do wyrobu części połączeń: śrub, sworzni, sprężyn i części osprzętu hydraulicznego.

Stale żaroodporne i żarowytrzymałe charakteryzują się

TABLICA 1. Stopy żarowytrzymałe produkcji radzieckiej [1]

Stopy	Skład chemiczny, %															Wytrzymałość na pełzanie R_p , MPa						
	C	Mn	Si	Cr	Ni	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	B	Zr	Fe	inne	815°C		890°C		1090°C		
	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h	100 h	1000 h				
Stopy n kłob do przeróbki plastycznej																						
EI437	0,08	0,4	0,6	21	—	—	—	—	—	2,5	0,75	—	0,01	4,0	—	—	—	—	—	—	—	
EI437A	0,08	0,4	0,6	20,5	—	—	—	—	—	2,5	0,75	—	0,01	4,0	—	—	540	150	—	—	—	
EI437B	0,06	0,4	0,6	20,5	—	—	—	—	—	2,5	0,75	0,01	0,01	4,0	—	—	550	200	280	—	—	
EI445R	0,08	0,5	0,6	18,5	—	—	4,5	4,5	—	2,5	0,7	0,01	0,01	4,0	—	—	700	230	460	—	—	
EI598	0,12	0,5	0,6	17,5	—	—	5,0	2,8	0,9	2,4	1,4	0,01	0,02	0,5	—	—	720	280	380	—	—	
EI607	0,08	1,0	0,8	16	—	—	—	—	1,3	2,0	0,7	—	—	3,0	—	—	—	—	—	—	—	
EI607A	0,08	1,0	0,8	16	—	—	—	—	1,3	1,0	0,7	—	—	3,0	—	—	—	—	—	—	—	
EI617	0,12	0,6	0,6	15	—	—	3,0	6,0	—	2,0	2,0	0,02	—	5,0	0,3 V	—	740	260	500	—	—	
EI698	0,08	0,4	0,7	14,5	—	—	2,1	—	1,8	2,3	1,3	—	—	4,0	—	—	700	300	—	—	—	
EI766	0,08	0,5	0,5	10	—	—	6,0	5,0	—	—	—	—	—	5,0	—	—	700	320	560	—	—	
EI826	0,12	0,6	0,6	14,5	—	—	3,2	6,0	—	2,0	2,0	0,015	0,02	5,0	0,3 V	—	820	380	540	—	—	
EI867	0,1	0,3	0,6	9,0	—	—	14	10,3	5,0	—	—	—	—	4,0	0,6 V	—	900	450	580	—	—	
EI929	0,12	0,5	0,5	10,5	—	—	—	5	5,5	—	1,7	4,0	0,02	—	5,0	0,6 V 0,1 Ba 0,6 V 0,1 Ba	920	450	600	—	—	
Stopy nikłowe żarowytrzymałe																						
NW300	0,1	—	—	15,5	—	—	—	—	—	1,7	5,0	0,1	—	5,0	—	—	900	400	700	230	500	150
WZ36L1	0,08	—	—	11	—	—	4,1	3,0	—	0,5	5,0	0,1	—	1,5	0,9 V	—	780	450	650	250	400	100
WZ36L2	0,06	—	—	20,5	—	—	—	—	—	2,5	3,7	0,03	—	1,5	—	—	800	280	500	140	250	50
ŻS3	0,14	—	—	16	—	—	4,0	5,5	—	1,9	1,9	0,02	—	8,0	0,3 V	—	560	300	400	100	—	—
ŻS6	0,14	—	—	12,5	—	—	4,8	7,0	—	2,5	5,0	0,02	—	2,0	—	—	—	350	—	80	—	—
ŻS6K	0,16	—	—	11,5	—	—	5,0	4,0	5,0	—	2,8	5,5	0,02	0,02	—	—	900	520	780	320	560	150
WL7-45Y	0,16	—	—	20	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,5	—	—	—	—	—	—	—	—
WZ98	0,1	—	—	25	—	—	—	—	—	0,5	0,35	—	—	4,0	—	—	400	200	—	—	—	—
L114	0,3	—	—	11	—	—	1,1	3,5	3,5	—	2,6	0,04	0,01	1,5	—	—	—	450	—	—	—	—
Stopy kobaltowe żarowytrzymałe																						
EK4	0,15	maks.	maks.	25	3,0	min.	4,5	maks.	—	—	—	—	—	maks.	0,03 S	—	—	—	—	—	—	—
	0,25	0,6	0,5	28	3,75	58	5,5	0,5	—	—	—	—	—	1,5	0,04 P	—	—	—	—	—	—	—

TABLICA 2. Radzieckie stopy tytanu stosowane w konstrukcjach lotniczych [8]

Oznaczenie stopu	Skład chemiczny	R_m , MPa	K , kmJ/cm ²	A , %	Z , %
WT5	Ti-5Al	735÷932	29,4÷58,8	8÷16	25÷50
WT5-1	Ti-5Al-2,5Sn	735÷932	39,2÷78,4	10÷15	25÷40
OT4-1	Ti-1,5Al-1,0Mn	588÷735	—	15÷25	35÷70
OT4	Ti-3,5Al-1,5Mn	686÷932	—	10÷20	34÷55
WT4	Ti-5,0Al-1,5Mn	833÷980	—	12	—
OT4-2	Ti-6,0Al-1,5Mn	980÷1080	—	10÷13	30÷36
AT3	Ti-3Al-1,5 (Fe, Cr, Si, B)	735÷980	—	13	—
AT4	Ti-4Al-1,5 (Fe, Cr, Si, B)	833÷1030	—	10	—
WT18	Ti-7Al-1Zr-1Mo-1Nb-0,2Si	931÷1078	—	10÷22	—
WT6S	Ti-5Al-3V	833÷981	—	12	—
WT6	Ti-6Al-4V	931÷1078	29,4	8÷13	25÷60
WT3-1	Ti-6Al-2,5Mo-2Cr-0,3Si-0,5Fe	1019÷1157	24,5÷39,2	14÷20	43÷60
WT14	Ti-4,5Al-3Mo-1V	912÷1079	49	6÷8	35
WT16	Ti-2,5Al-5Mo-5V	888÷980	46	12	40
WT22	Ti-5Al-5Mo-5V-1Fe-1Cr	1078÷1226	30	8	20÷65
WT23	Ti-4,5Al-2Mo-4,5V-0,6Fe-1Cr	1373	—	—	—
WT8	Ti-6,5Al-3Mo-0,3Si	1029÷1225	29,4÷49,0	10÷18	32÷55
WT9	Ti-6,5Al-3Mo-0,3Si-0,8÷2,5Zr	1079÷1275	—	8÷14	—
WT15	Ti-3Al-8Mo-11Cr-1Zr	880÷1020	49÷98	12÷25	35÷55
TS6	Ti-3Al-5Mo-6V-11Cr	1372÷1471	—	—	—

TABLICA 3. Materiały stosowane we współczesnych konstrukcjach lotniczych [9]

Material	Typ sprzętu	Wyszczególnienie
Stopy aluminium D16 (PA7N)	MiG-21, Su-7 Mi-2	— Kształtowniki w kadłubie
D16AT, D16T D16ATW D16AM	Su-7 Mi-2 Mi-8 Lis-5	— Dźwigar i pokrycie statecznika, szkielec i pokrycie tylnej części kadłuba Podstawowy materiał kadłuba Dyski wewnętrzne i pierścienie zewnętrzne układu paliwowego
D1	MiG-21 Lis-5	— Ucha, kolnierze, ściągacze i łopatki pędni; tulejki i rurki skrzynki napędów, śruby, pokrywy, rurki i tulejki skrzynki napędowej
AL4	Lis-5	— Pokrywa kadłuba, gardziele komór spalania, wirówka i tuleja skrzynki napędów
AL5 (AK51)	Lis-5	— Kadłuby wentylatora, wtryskiwacze pędni; kolierz i pokrywy napędu pompy paliwowej, wsporniki kolektora paliwowego, kadłub zaworu drenażowego
AL9 (AK7)	Mi-2	— Drażek sterowy, wsporniki mechanizmów kierowania
AK4 (PA29N) AK4-1 (PA30N)	MiG-21 Mi-2, Mi-8, Mi-24	— Korpus zbiornika tłumika hydraulicznego wirnika głównego
AK6 (PA31) AK6-1	Lis-5 Su-7 MiG-21 An-26	— Oprawa łożysk — Wirniki sprężarki i wentylatora — Bębny kół Węzeł pochylni
W95 (PA9)	MiG-21 Mi-8	— Wręgi i podłużnice kadłuba
W95AT, W95T, W95ATW	Su-7	—
Stop aluminium	MiG-23 An-26	— Wręgi i belki siłowe kadłuba; zbiorniki i płyty zbiorników, dźwigary i żebra skrzydeł, pokrycie kadłuba, skrzydeł i stateczników, dyfuzor wlotowy
	Mi-2 Mi-8	— Wręgi i belki kadłuba; dźwigary, żebra i podłużnice skrzydeł i usterzenia; pokrycie kadłuba, skrzydeł i usterzenia; kolektory wydechowe, części układów sterowania silnikiem i samolotem, wręgi i pokrycie gondoli silników, zbiorniki i przewody rurowe oleju i paliwa
	Mi-24	— Fotele, środkowa część kadłuba
	PZL-104 PZL-106A	— Wręgi i podłużnice kadłuba, tunele dopływu powietrza, osłony i wręgi przedziałów przekładni głównej wentylatora
	PZL-110 TS-11 PZL-M18 PZL-M20 SO-3	— Wręgi, podłużnice i kształtowniki kadłuba; dźwigary, wręgi i żebra skrzydeł i statecznika, fotele i ławki, zbiorniki, dźwigary i konstrukcje ulowe płatów nośnych, części układów sterowania, pokrycie
		— Dźwigary skrzydeł, pokrycie skrzydeł i kadłuba
		— Konstrukcja krzyżowa ogona, dźwigary skrzydeł, zbiorniki paliwowe, zbiorniki paliwa, rozpórki i klapki szczelinowe
		— Zbiorniki paliwa, konstrukcja kadłuba, skrzydeł i ogona
		— Pokrycie samolotu
		— Dźwigary skrzydeł, płyty pokrycia burt, łopaty śmigła
		— Konstrukcja kadłuba i skrzydeł, pokrycie
		— Kadłub wlotu, zbiornik oleju, kadłub zespołu pomp
AMc (PA1N) AMg (PA20N)	MiG-21, Su-7 Lis-5	— Części wentylatora, deflektor skrzynki napędów, instalacje ściekowe skrzybi pomp
AMcAM, AMcAP AMgAM, AMgM	Lis-5 Mi-8	— Dodatkowe zbiorniki paliwa, tunel wlotowy przedziału silnikowego
		— Zbiorniki olejowe, przewody rurowe instalacji hydraulicznej
Stale 10, 15, 25, 45, 65	Lis-5	— Części konstrukcji silnika, śruby, nakrętki, podkładki, pierścienie, trójniki, sprężyny
12HN3A	Lis-5, 37F2	— Koła zębate pomp olejowych i paliwowych, sworznie, przetyczki, śruby, wałeczki, tłoczki, suwaki, listwy pomp paliwowych
12H2N4A	Lis-5 Mi-8	— Koła zębate, kolki skrzynki napędów
18HNWA	Lis-5	— Koła zębate przekładni
30HGSA	MiG-21, Su-7 Lis-5 MiG-23 Mi-2 Mi-8	— Tulejki, wały sprężarki, koła zębate pomp olejowych, części układu paliwowego
30HGSNA	MiG-21, Su-7	— Rurki paliwowe
40HNWA	Lis-5 Mi-8	— Wręgi kadłuba
1H18N9T	MiG-21, Su-7 Lis-5	— Węzły nośne kadłuba, śruby części układu sterowania, części podwozia
H18N10T	Su-7	— Wały zespołu sterowania, części mocowania silnika
50HFA	MiG-21, Su-7 Mi-2	— Części mocowania łopatek sprężarki; tulejki, śruby, podkładki, zawory, skrzynki
4H14N14W2M	Lis-5 37F2	— Koła zębate i śruby przekładni
		— Kątowniki sprężarki — osłona; pierścienie, kolki, czopy, tulejki komory spalania; rurki, kolanka, płytki, pierścienie kolektora, nakrętki rozpylacza, sworznie układu paliwowego; kolierz drenażowy, dna stożka, pokrywy owiewki, wsporniki, prowadnice, listwy, pasy
		— Kolektory rozpylające ppoż.
		— Sprężyny mechanizmów MP
		— Sworznie, osie
		— Tulejki, suwaki, zawory pomp paliwowych

cd. na s. 9

1	2	3
HWC	MiG-21 Lis-5	—
H15N5D2T	MiG-23	Dysza małego gazu układu paliwowego
EI347	37F2	Zbiornik nr 2 i węzły siłowe kadłuba
EI415	Lis-5	Suwaki rozrzędu pomp NR
Chromowo-manganowo-krzemowa	MiG-21 An-26	Tarcze turbiny
Niklowo-chromowo-krzemowa	An-26	Widelki steru
Chromowo-krzemowa	Mi-24	Części siłowe podwozia
Chromowo-molibdenowa 4120N, 30HMA2	PZL-M18	Części mechanizmów podwozia
Chromowo-manganowa	PZL-M18	Konstrukcja kadłuba
Stal	37F2 An-26 PZL-106A	Łączniki skrzydeł
Stopy żarowytrzymałe ŁK4	Lis-5	Kadłub i osiewki sprężarki, podpora aparatu kierującego, korpus i osłony dyszy nastawnej Korpus sprężarki silnika napędowego, prowadnice klap Konstrukcja kadłuba
WE7-45U	Lis-5	Łopatkę aparatu kierującego sprężarki
EI437B	Lis-5	Łopatkę aparatu kierującego turbiny
EI736	CTD-350	Łopatkę turbiny
NIMONIK	CTD-350	Łopatkę sprężarki i silnika
Stop niklowy	CTD-350	Łopatkę turbiny silnika
EI867	GTD-350 SO-3	Łopatkę turbiny silnika
Stop żarowytrzymały	55 37F2	Łopatkę turbiny silnika
Stopy magnezu MA2 ME5 (GA8)	Lis-5 MiG-21 Lis-5 Mi-2 Mi-8 Mi-24 TS-11	Kolektor paliwa, komory spalania, zasłonka dyszy wylotowej Części rury żarowej, łopatkę aparatu kierowniczego i turbiny, tarcze turbiny
ME5T4	Su-7	Kadłub pomp olejowych
ME8	Mi-8	Skrzynki pomp olejowych, skrzynki i pokrywy skrzyni napędów Prowadnice drzwi, obudowa przekładni pośredniczącej napędu Kadłuby przekładni pośredniczących, części układu sterowania Kadłuby przekładni pośredniczących Bębny kół
Stop magnezu	MiG-23 An-26 Mi-2 Mi-8 Mi-24 SO-3	Części konstrukcji kadłuba
Stopy tytanu WT1, WTI-1	Su-7	Części układu sterowania samolotem, części stateczników Węzły siłowe, kadłuby i pokrywy przekładni, części fotela Części układu sterowania, korpus bloku układu hydraulicznego Korpusy przekładni i pompy olejowej, wirnik wentylatora Kadłub kabiny, wirnik wentylatora, części układu sterowania Kadłub skrzynki napędów
Stop tytanu	MiG-23 Lis-5 An-26 Mi-2 Mi-24 GTD-350	Węzły i pokrywa wewnętrzna tylnej części kadłuba, wolno pływająca dysza silnika Korpusy, pierścienie, łopatkę wirników i aparatów kierujących sprężarki Części pokrycia kadłuba, węzły i przegroda przeciwpożarowa gondoli silnika Przegrody przeciwpożarowe, obudowa wentylatora Płyta sufitowa, przegroda przeciwpożarowa Części silnika

tym, że zawierają dodatki stopowe: chrom, aluminium lub krzem o wyższym powinowactwie z tlenem niż żelazo. Dodatki te tworzą tlenki Cr_2O_3 , Al_2O_3 , SiO_2 , które powstają na powierzchni stali i stanowią szkodliwą powłokę dla tlenu dyfundującego w głąb stali, zapobiegają utlenianiu stali, zapewniają żaroodporność. Ze stali żarowytrzymałych (np. 4H14N14W2M) wykonywane są rury wylotowe w silnikach turboodrzutowych [1]. Części kadłubów turbin wykonywane są ze stali EI961, WZ102, EI417, H18N6T, wały turbin ze stali 18HNWA, 40HNMA, 13H14 [3]. Osłony komór spalania, w których temp. osiąga 500÷600 K, wykonywane są ze stali żaroodpornej gatunku 1H18N9T. Rury ogniowe nagrzewające się do temp. 1000÷1200 K wykonywane są z żarowytrzymałych stali chromoniklowych H23N18 [4].

Stopy żarowytrzymałe stosowane są do wyrobu części zespołów silników turboodrzutowych, w których temp. osiąga wartości w komorze spalania 1150°C, na łopatkach kierujących 1100°C, na łopatkach wirujących 1000°C, na tarczach wirnika 800°C, na wale turbiny 700°C.

Stopy na osnowie żelazowo-niklowej i kobaltowej mogą pracować w temp. 1050÷1100°C, stopy na osnowie metali wysokotopliwych chromu, wanadu, niobu, molibdenu, tantalu i wolframu mogą pracować w temp. 1000÷1600°C.

Stopy żelazowo-niklowe utwardzone wydzieleniami faz $Ni_3(Al, Ti)$, Fe_3W , Fe_3Mo są wykorzystywane do wyrobu części turbin. Stopy niklowe utwardzane wydzieleniami fazy $Ni_3(Al, Ti)$: ZS3, ANW-300, ZS6K są wykorzystywane do wyrobu łopatek pierwszych stopni wieńców dyszowych, stopy EI437b służą do wyrobu łopatek drugich stopni wieńców dyszowych [1, 3].

Żarowytrzymałe stopy kobaltowe wykorzystywane są, głównie w USA, w Europie i w niewielkim stopniu w ZSRR. Zawierają one znaczne ilości niklu 10÷30%, są utwardzane wydzieleniami faz węglkowych i $(Co, Ni)_3(Al, Ti, Nb)$. Stopy kobaltowe (np. ŁK-4) są stosowane do wyrobu części silników turboodrzutowych takich jak obudo-

wy komór spalania, wsporniki i łopatkę kierującą, łopatkę wieńców dyszowych pierwszego i drugiego stopnia [3, 6].

W konstrukcjach lotniczych użytkowanych i produkowanych w Polsce występują stopy żarowytrzymałe produkcji radzieckiej (tabl. 1). W przyszłości wzrost właściwości żarowytrzymałych stopów niklowych i kobaltowych będzie dokonywany przez krystalizację jednokierunkową, monokrystalizację i utwardzanie dyspersyjne [5].

Stopy magnezu. Magnez zaliczany jest do najbliższych metali — jego masa właściwa wynosi 1,74 g/cm³. Stopy magnezu nie są odporne na korozję, osiągają wytrzymałość na rozciąganie 120÷340 MPa. Odlewnicze stopy magnezu, np. GA3, są stosowane na: proste szczelne korpusy pomp, armaturę, a GA6 — na odlewy silnie obciążone i odlewy o złożonym kształcie. Stopy do przeróbki plastycznej GM i GA3 stosuje się na mało obciążone części konstrukcji lotniczych. GA6, GA5, GA8 — na obciążone części konstrukcji. GZ3, GZ5 — na bardzo silnie obciążone elementy lotnicze, GME — na średnio obciążone części lotnicze i pokrycie samolotów i śmigłowców. Stopy magnezu są materiałami konstrukcyjnymi wykorzystywanymi na kadłuby sprężarek i łożysk, członów i pokrywy kadłubów [1].

Stopy tytanu. Tytan jest metalem o małej masie właściwej, występuje w dwóch odmianach alotropowych o masach właściwych Ti_α — 4,5 g/cm³, Ti_β — 4,3 g/cm³. Stopy tytanu powinny mieć dostateczną wytrzymałość, dobre właściwości plastyczne, dobrą spawalność, znaczną odporność na rozpręszczenie się szczeliny. W rzeczywistości mają one niską hartowność, dużą niejednorodność składu chemicznego i fazowego, niską odporność na kruche pęknięcie ze wzrostem zawartości dodatków stopowych. Stopy tytanu sklasyfikowano na podstawie składu fazowego. Stopy jednofazowe o heksagonalnej sieci krystalicznej i strukturze α są stabilne do temp. 400÷500°C, spawalne, plastyczne, nie podlegają jednak obróbce cieplnej. Stopy jednofazowe o strukturze β i sieci krystalicznej regularnej przestrzennie centrycznej mają dobrą plastyczność i spa-

walność po zahartowaniu i wysoką wytrzymałość po starzeniu. Są odporne na korozję, ze względu na niską żarowytrzymałość są rzadko wykorzystywane. Stopy dwufazowe $\alpha + \beta$ mają dobre właściwości mechaniczne i technologiczne. Są przydatne do przeróbki plastycznej, mają wysoką wytrzymałość na rozciąganie i żarowytrzymałość, są trudno spawalne, podlegają obróbce cieplnej [8].

Stopy WT8 oraz WT10 są stosowane do wyrobu łopatek stopni wylotowych sprężarek o dużych wartościach sprężu [4].

Stopy tytanu produkcji radzieckiej (tabl. 2) są stosowane w konstrukcjach lotniczych wykorzystywanych w lotnictwie polskim.

Stopy miedzi. Czysta miedź wykorzystywana jest do budowy lamp elektronowych, aparatury próżniowej, przewodów elektrotechnicznych.

Mosiądze, tzn. stopy miedzi z cynkiem, dzielą się na odlewnicze i do przeróbki plastycznej. Mosiądze odlewnicze charakteryzują się dobrym wypełnianiem formy i rzadkopolnością. Nadają się do odlewania swobodnego, kokilowego i ciśnieniowego; wadą jest skłonność do odparowywania cynku. Mosiądze do przeróbki plastycznej stosowane są w stanie utwardzonym przez zgniot. Z mosiądzów dwuskładnikowych wykonuje się rurki włoskowate, chłodnicowe, węzownice, membrany manometrów, części tłoczone i kute. Mosiądze niklowe stosowane są do wyrobu części sprężynujących.

Brązy, czyli stopy miedzi z cyną, są stosowane w elektrotechnice, mechanice precyzyjnej i mechanice. Brązy z dodatkiem aluminium są stosowane na silnie obciążone części maszyn, silników, części osprzętu i aparatury. Odkuwki wykorzystywane są w przemyśle lotniczym. Brązy z dodatkiem krzemu lub ołowiu są stosowane do wyrobu łożysk. Brązy manganowe odporne na działanie wysokich temperatur są stosowane do wyrobu turbin, silników spalinowych i części elektrotechnicznych.

Przykłady zastosowań stali i stopów metali

Dostępna literatura pozwala na zestawienie niektórych materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Tabl. 3 [9] uwzględnia samoloty (płatowce) MiG-21, MiG-23, Su-7, An-26, PZL-106A Kruk, PZL-104 Wilga, PZL-110 Koliber, PZL-M18 Dromader, PZL-M20 Mewa, TS-11 Iskra; śmigłowce (płatowce) Mi-2, Mi-8, Mi-24; silniki Lis-5, 37-F2, 55, SO-3, GTD-350. W tabl. 3 podano radzieckie oznaczenia gatunków materiałów (w nawiasach podano odpowiedniki polskie); w przypadku stali oznaczenia radzieckie i polskie są takie same. Dla nowszych typów sprzętu nie podano gatunków materiałów, lecz tylko rodzaj materiałów.

LITERATURA

1. J. CHODOROWSKI i in.: *Materiałoznawstwo lotnicze*. Wydawnictwa PW, Warszawa, 1980 r.
2. S. SZCZECIŃSKI i in.: *Silniki tłokowe*. WKiŁ, Warszawa, 1981 r.
3. S. SZCZECIŃSKI i in.: *Zespoły wirnikowe silników turbiniowych*. WKiŁ, Warszawa, 1982 r.
4. S. SZCZECIŃSKI i in.: *Turbinowe silniki odrzutowe*. WKiŁ, Warszawa, 1983 r.
5. E. GRUSZCZYŃSKI: *Stan obecny i kierunki rozwoju materiałów na elementy lotniczych silników turbiniowych*. V Konferencja Naukowo-Techniczna „Technologia przepływowych maszyn wirnikowych”, Rzeszów, 1983 r.
6. A. WOŹNIAK I i in.: *Znaczenie cyrkonu i obróbki cieplnej w żarowytrzymałych odlewniczych stopach przeznaczonych na elementy silników odrzutowych*. V Konferencja Naukowo-Techniczna „Technologia przepływowych maszyn wirnikowych”, Rzeszów, 1983 r.
7. J. SIENIAWSKI i in.: *Ocena przydatności odkuwek ze stopu tytanu Ti-6Al-2Cr-2Mo na dyski sprężarek stosowanych w lotnictwie*. V Konferencja Naukowo-Techniczna „Technologia przepływowych maszyn wirnikowych”, Rzeszów, 1983 r.
8. R. KRÓL: *Stopy tytanu i ich zastosowania w konstrukcjach lotniczych*. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 10, 1984 r.
9. R. KRÓL i in.: *Przegląd nowoczesnych materiałów lotniczych stosowanych w nowych statkach powietrznych produkowanych i użytkowanych w kraju*. ITWL, Warszawa, 1984 r. (praca nie publikowana).

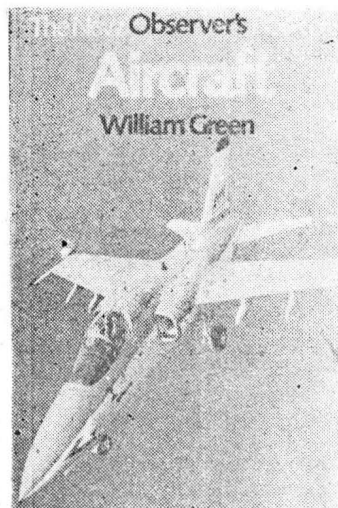
KSIAZKI LOTNICZE

GREEN W.: *The New Observer's Book of Aircraft*. Wyd. 34. F. Warne, London 1985, s. 256. Cena £ 2.50.

Od 34 lat co roku jest wydawana książeczka „Samoloty” z serii „Książek Obserwatora” (wyd. kieszonkowe). Stanowi ona przegląd najnowszych samolotów i śmigłow-

tów i nowych ich wersji, nowe wersje seryjne, samoloty, których dane zostały ostatnio opublikowane oraz projekty, których prototypy mają być oblatane w danym roku, a także samoloty, które w danym roku wchodzi do produkcji seryjnej. Ponieważ w dziedzinie śmigłowców nie ma tak dużo nowości — prócz prototypów są przedstawione ostatnie wersje seryjne. Z polskich samolotów w wydaniu z 1985 r. jest zaprezentowany PZL-130 Orlik, z konstrukcji radzieckich An-32, An-72, An-124, Il-86, Jak-38, Ka-27, Mi-8, Mi-14PL, Mi-17, Mi-24, Mi-26, MiG-23, MiG-27, MiG-29, MiG-31, Su-24, Su-25, Su-26, Su-27 i Tu-22M. Książeczka ukazuje się co rok wiosną i jest bardzo dobrym kieszonkowym informatorem zawierającym aktualności lotnicze.

A.G.



ców świata, zawiera opisy 105 samolotów i 37 śmigłowców. Opisy samolotów zajmują po dwie strony druku i składają się na nie: zdjęcie, rysunek w trzech rzutach (z rzutem od dołu, a nie od góry), dane techniczne, informacja o oblocie prototypu, produkcji, eksporcie i użyciu oraz o wersjach. Opisy śmigłowców są ilustrowane tylko fotografią. Za najnowsze konstrukcje uznawane są: prototypy nowych samolo-

TAYLOR M. J. H., MONDEY D.: *Milestones of Flight*. Jane's, London 1983, s. 288. Cena £ 5.95.—

Niejednokrotnie potrzebna jest nam informacja kto, kiedy, gdzie dokonał czegoś w dziejach lotnictwa. Dlatego książka „Kamienie milowe lotu” jest bardzo przydatną pozycją. Jest to kronika światowego lotnictwa zawierająca ok. 5000 dat i faktów, zilustrowana ok. 500 fotografiami. Są to informacje o pierwszych lotach poszczególnych typów statków latających, o lotach rekordowych i wyczynowych, o datach utworzenia przedsiębiorstw lotniczych czy wojsk lotniczych poszczególnych krajów, lotniczych akcjach wojskowych, decyzjach dotyczących akcji czy przedsięwzięć i dzia-

łań lotniczych i innych wydarzeniach lotniczych. Kronikę rozpoczyna nieudana próba lotu króla Bładuda w 863 r. p.n.e., a kończy czwarty lot wahadłowca kosmicznego Columbia 27 czerwca 1982 r. W książce jest wymienionych trochę wydarzeń z dziejów polskiego lotnictwa; jako najważniej-



sze — latający model Burattiniego w 1647 r., skoki spadochronowe Kuparentki w 1808 r. i próby Czesława Tańskiego z lotnią (1894+-1896). Cennym uzupełnieniem kroniki jest indeks nazw samolotów, nazwisk i wydarzeń. Książka jest najpełniejszą z dotychczas wydanych chronologii lotnictwa światowego.

A.G.

Samolot patrolowy i do zwalczania okrętów podwodnych

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbosmigłowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

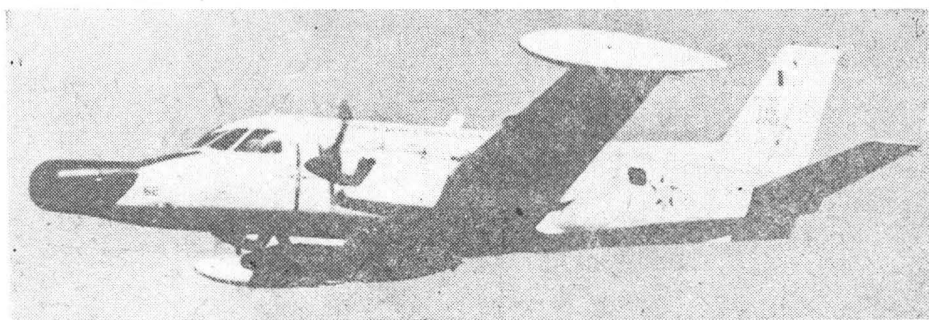
Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 23016 (mod.) u nasady i NACA 23012 (mod.) przy końcówce, wznios 7°, kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja dwuczściowa, dwudźwigarowa, półskorupowa. W kesonie międzyczłownikowej integralne zbiorniki paliwowe, do końcówek mocowane dodatkowe zbiorniki zewnętrzne o kształcie kropłowym. Na nosku prawego skrzydła może być montowany silny reflektor (kosztem jednego zaczepu do podwieszania uzbrojenia). Pod skrzydłami — cztery zaczepy do podwieszania uzbrojenia. W nosku skrzydła jest przeprowadzony układ sterowania lotkami oraz są umieszczone reflektory do lądowania i kolowania. Na krawędzi spływu — dwusegmentowe, dwuszczelinowe kłapy Fowlera. Fragmenty kłap stanowią zakończenia gondol silnikowych. Lotki szczelinowe, wyważone masowo, na lewej lotce kłapka wyważająca. Konstrukcja kłap i lotek metalowa. Każda kłapa i lotka zawieszona w trzech punktach. Gondole silników i podwozia głównego półskorupowe, metalowe. Do przedniego dźwigar są mocowane okucia gołeni podwozia głównego. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego. Możliwość zamontowania instalacji przeciwoślonej na noskach skrzydeł.

Kadłub. Przekrój owalny, lekko spłaszczony u dołu i u góry. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Na nosku kadłuba nabadowany radar osłonięty dielektryczną kopułą. W przedniej części kadłuba mieści się wyposażenie radioelektroniczne, dostępne przez lukę z obu stron, pod nim — wnęka podwozia przedniego. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, oszklenie z siedmiu płaskich szyb. Na przednich szybach wycieraczki. Za miejscami pilotów siedzenia pozostałych członków załogi: z lewej strony obserwatora, z prawej — nawigatora, za obserwatorem — stanowisko operatora radaru. Za operatorem radaru, z lewej strony kadłuba, znajdują się bloki wyposażenia radioelektronicznego, a z prawej (pod wyjściem awaryjnym) — pneumatyczna tratwa ratunkowa, za którą znajduje się fotel drugiego obserwatora. Dalej mieści się toaleta, a obok niej miotacz flar. Wejście do kabiny — z lewej strony tylnej części kadłuba. W tylnej części kadłuba — zespoły instalacji klimatyzacyjnej. Wrgł tej części kadłuba są skośne — ich płaszczyzny pokrywają się z płaszczyznami dźwigarów statecznika pionowego. Pod podłoga kabiny są prowadzone układy sterowania. Kabinowa część kadłuba szczelna, ciśnieniowa. W kabinie jest łącznie 14 okien, ostatnia para okien może być otwierana podczas lotu. Końcowa owiewka kadłuba z tworzywa sztucznego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Konstrukcja stateczników trójdźwigarowa, półskorupowa, metalowa. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Oba segmenty steru wysokości i ster kierunku zawieszony w trzech punktach. Na sterze kierunku i lewym segmencie steru wysokości kłapki wyważające. Na grzbiecie kadłuba przed statecznikiem pionowym trójkątna płetwa ustaczejniająca z kompozytu szklano-epoksydowego, w niej wlot powietrza do instalacji klimatyzacyjnej. Usterzenie pionowe uzupełnione trójkątną płetwą ustaczejniająca pod kadłubem. Na noskach

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,96 m
Długość	14,83 m
Wysokość	4,91 m
Długość kadłuba	14,38 m
Rozpiętość usterzenia	7,54 m
Cieciwa skrzydła u nasady	2,33 m
Cieciwa skrzydła przy końcówce	1,37 m
Rozstaw podwozia	4,94 m
Baza podwozia	4,26 m
Srednica śmigła	2,36 m
Prześwit śmigła	0,28 m
Powierzchnia skrzydła	29,00 m ²
Powierzchnia lotek	2,16 m ²
Powierzchnia kłap	4,90 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego (z płetwami)	7,12 m ²
Powierzchnia steru kierunku	1,69 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	9,82 m ²
Powierzchnia steru wysokości	4,31 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,49



stateczników może być montowana instalacja przeciwoślonej.

Sterowanie. Lotki i stery wychylane za pomocą układów linkowych, kłapy i kłapki wyważające — elektromechanicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol silnikowych. Golenie teleskopowe. Sterowane koła przednie zawieszony na wahaczowym półwielu, pojedyncze koła główne — na półwielcach, wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Ogumienie: przednie — GoodYear 6.50-8, główne — Kléber-Colombes 620X210.12. Amortyzacja olejowo-gazowa. Kierunek chowania wszystkich zespołów — ku przodowi.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbosmigłowe Pratt-Whitney of Canada PT6A-34 o mocy 559 kW każdy. Śmigła trójłopatowe metalowe, o stałych obrotach, z możliwością ustawiania w chorągiewkę i odwracania ciągu Hartzell HC-B3TN-3C/T10178H-8R. Łoża silników spawane z rur stalowych. Wyłoty spalin skierowane na boki. Osłony zespołów napędowych metalowe.

Instalacje. Paliwowa — cztery integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej poj. 1914 l i zbiorniki na końcach skrzydeł o poj. 318 l każdy — łącznie 2550 l paliwa. Olejowa — łączna pojemność dwóch zbiorników 8,7 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, służy do sterowania podwoziem i hamulcami. Elektryczna — napięcie 24/28 V prądu stałego, dwa prądorozruszniki 200 A, dwie przetwornice 250 VA 115/26 V 400 Hz prądu zmiennego, dwa akumulatory 24 V/36 Ah. Tlenowa — butle i indywidualne maski załogi. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie naciśnienie w szczelnej części kadłuba. Przeciwoślonejowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników, noski łopat śmigła odladane elektrycznie.

Wyposażenie. Radar AN/APS-128 (wykrywający obiekt o przekroju 150 m² z odległości do 96 km), bezwładnościowy system nawigacyjny Litton LN-33, pilot automatyczny Bendix M4-C, dwa radiokomasy DFA-74A, VOR/ILS VIR-31A, radiodalmierz DME-40, radiowysokościomierz ALA-51, IFF AN/APX-92, system łączności VHF/DF DF-301E, system łączności dalekiego zasięgu 618T-3B. Jako wyposażenie dodatkowe — reflektor poszukiwawczy.

Uzbrojenie. Na czterech (lub trzech w przypadku zamontowania reflektora) węzłach podwieszonych po dwa pociski rakietowe powietrze-woda. W tylnej części kabiny miotacz granatów dymnych lub flar (flara o światłości 200 000 cd pali się przez 120 s opadając na spadochronie z prędkością ok. 2,5 m/s).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Początki samolotu sięgają 1965 r., kiedy to rząd Brazylii postanowił zastąpić starzejące się samoloty

Beech-18 własną nową konstrukcją. Samolot, którego projekt oznaczono IPD-PAR 6504, opracowywał zespół kierowany przez francuskiego inż. Maxa Holsta. Prototyp, oznaczony YC-95, oblatano 1968-10-26 (już bez udziału M. Holsta). W tym samym czasie utworzono spółkę akcyjną EMBRAER (Empesa Brasileira de Aeronáutica), która rozpoczęła produkcję seryjną tego samolotu pod oznaczeniem EMB-100 (z silnikami PT6A-20). Równocześnie podjęto opracowanie nowej, 12-miejscowej wersji tego samolotu, oznaczonej EMB-110 — z przedłużonym kadłubem, z prostokątnymi oknami i silnikami PT6A-27. Oblatano ją 1972-08-09 i wyprodukowano 60 egz. Następne wersje to:

— EMB-110A — wersja do regulacji systemów radionawigacyjnych lotnisk brazylijskich. 3 egz. dostarczono w 1977 r.,

— EMB-110B — wersja fotogrametryczna i do poszukiwań geologicznych, wykonano 7 egz., dostawy od 1976 r.,

— EMB-110C — podstawowa wersja pasażerska, zbliżona do wojskowej EMB-110, produkowana w trzech wariantach (15-, 12- i 16-miejscowym), eksportowana do Chile i Urugwaju,

— EMB-110E — wersja dyspozycyjna rozwinięta z EMB-110C, istnieje jej wariant EMB-110E(J) ze specjalnym wyposażeniem wnętrza,

— EMB-110K1 — silniki PT6A-34, przedłużony kadłub, duży luk ładunkowy w tyle kadłuba. 20 egz. zamówionych przez FAB dostarczono od 1977 r.,

— EMB-110P — silniki PT6A-27 lub -34, 18-miejscowa wersja pasażerska dla brazylijskich linii lotniczych, oblatana w styczniu 1976 r.,

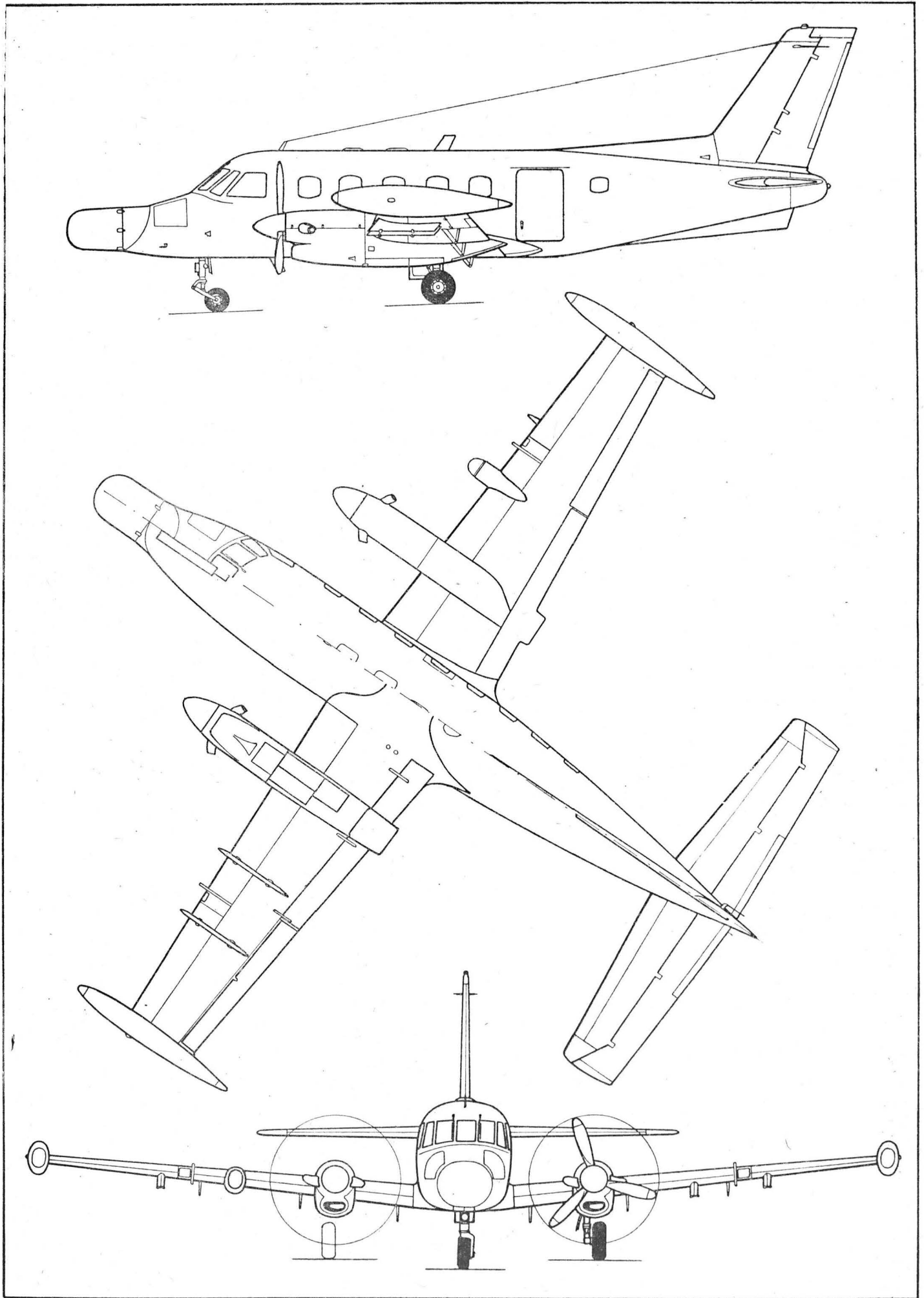
— EMB-110P1 — wariant pasażersko-towarowy, wnetrze przystosowane do szybkiej zmiany wyposażenia,

— EMB-110P2 — rozwinięcie EMB-110P1, powiększony luk ładunkowy, 21 miejsc pasażerskich,

— EMB-110S1 — wersja do poszukiwań geologicznych, z magnetometrem, zbliżona do EMB-110C, silniki PT6A-34, wykonano 1 egz.

Rozwinięciem EMB-110 jest nowy EMB-111, przeznaczony do patrolowania morskich szeregów gospodarczych, zwalczania okrętów podwodnych, obserwacji skażeń i ew. udzielania pomocy rozbitkom. Oblatano go w sierpniu 1977 r., pierwsze dostawy dla FAB rozpoczęto wiosną 1978 r. EMB-111 jest produkowany w 2 wariantach: EMB-111(M) dla FAB (M=Marinha) i EMB-111(N) dla Chile (N=Naval); różnią się one szczegółami wyposażenia. W brazylijskim lotnictwie wojskowym (FAB) samolot EMB-111 nosi oznaczenie P-95.

Masa własna	3900 kg
Masa do kołowania	7030 kg
Masa startowa maks.	7000 kg
Masa do lądowania maks.	5450 kg
Masa bez paliwa	5150 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	241,38 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	6,26 kg/kW
Prędkość maks. (H=3050 m)	360 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna (H=3050 m)	347 km/h
Prędkość min.	135 km/h
Wznoszenie maks.	6,0 m/s
Wznoszenie z 1 silnikiem wyłączonym	0,8 m/s
Pułap maks.	7770 m
Pułap z 1 silnikiem wyłączonym	4025 m
Zasięg maks. (rezerva 45 min)	2945 km
Długość trwania lotu (2470 l paliwa)	8,5 h
Rozbieg	650 m
Start na 15 m	1050 m
Lądowanie z 15 m	640 m
Dobieg	450 m
Promień zakrętu na ziemi	12,80 m



Śmigłowiec bojowy

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy, dwusilnikowy, turbinowy śmigłowiec o konstrukcji mieszanej w układzie jednowirnikowym z wirnikiem ogonowym i płatem pomocniczym, ze stałą podwoziem.

Wirnik główny. Czterolopatowy, obrys łopaty prostokątny w części środkowej, trapezowy u nasady i przy końcówce. Łopaty mocowane przegubowo do głowicy. Konstrukcja łopat: dźwigar noskowy ze stali nierdzewnej, część spływowa z kompozytowych segmentów przekładkowych. Kształt końcówek specjalnie dobrany w celu obniżenia hałasu.

Wirnik ogonowy. Dwulopatowy, obrys łopaty trapezowy. Konstrukcja typu półszywnego. Dźwigary noskowe łopat ze stali nierdzewnej, części spływowe z kompozytowych segmentów przekładkowych.

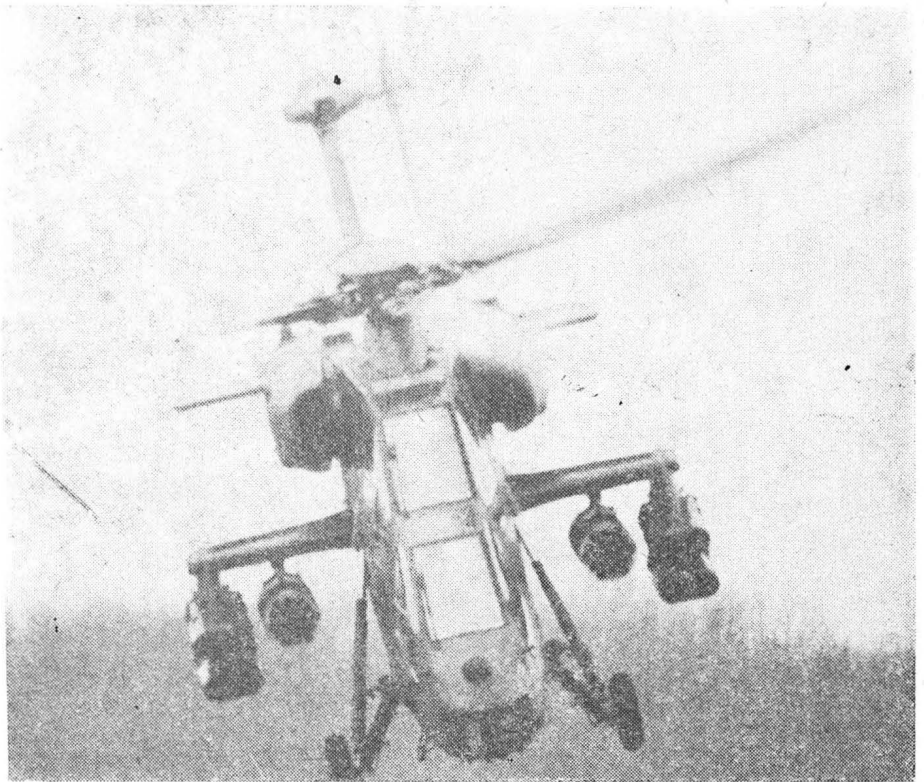
Płat pomocniczy. Usytuowanie względem kadłuba w układzie średniopłata. Obrys trapezowy, profil symetryczny, bez wzniosu i skosu. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, skorupowo-przedkładkowa, kompozytowa. Pod każdą połówką płata po dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia.

Kadłub. Przekrój zbliżony do sześciokątnego, owalny u dołu w części przedniej; przekrój owalny w części tylnej. Konstrukcja półskorupowa, metalowe wręgi i podłużnice, pokrycia w większości kompozytowe (ok. 70% powierzchni kadłuba ma pokrycia kompozytowe). Pokrycia w przedniej części kadłuba przekładkowe, podobnie jak pokrywy luków instalacji. W nosku kadłuba zamocowana obrotowa wieżyczka systemu celowniczego. Miejsca załogi jedno za drugim. Strzelec-operator uzbrojenia siedzi z przodu. Fotel pilota usytuowany ze znacznym przewyższeniem. Kabina opancerzona — pancierz stanowią kompozytowe płyty pokrycia. Oszklenie ze szkła pancernego (płyty szyb płaskie). Drzwi strzelca i pilota z lewej strony. Pod miejscem pilota z obu stron kadłuba jest umieszczone wyposażenie elektroniczne i radionawigacyjne oraz zespoły instalacji pokładowych — we wnękach dostępnych przez luki. Zaabiną pilota znajduje się przekładnia główna, a pod nią — zbiorniki paliwowe. Silniki umieszczone na grzbiecie kadłuba za przekładnią główną, w ich rejonie górna część kadłuba pokryta jest blachą ognioodporną. Pod silnikami w kadłubie mieści się przedział instalacji, dostępny przez luki z obu stron. Tylną część kadłuba stanowi stożkowa belka, na grzbiecie której jest ułożony wał wirnika ogonowego. Struktura przedniej części kadłuba została zaprojektowana jako skrzynia chroniąca załogę w przypadku brutalnego lądowania — może znieść obciążenia występujące przy zetknięciu z ziemią przy składowej poziomej prędkości $v_x=13,1$ m/s i składowej pionowej $v_z=11,2$ m/s.

Usterzenie. Usterzenie poziome płytowe o obrysie trapezowym. Usterzenie pionowe w postaci skośnej belki wysięgnikowej o obrysie trapezowym i asymetrycznym profilu (wspomagającym działanie wirnika ogonowego). Pod belką ogonową trapezowy statecznik dolny, do którego jest umocowane tylne podwozie.

Sterowanie. Elektryczne typu fly-by-wire, system zdwojony. Awaryjne sterowanie ręczne (linkowe).

Podwozie. Stałe, z kółkiem tylnym. Podwozie główne z pojedynczymi kołami na dużych wahaczach wspartych teleskopowymi amortyzatorami o znacznym skoku. Podwozie tylne z kołem na wahaczowym widelcu, nastawne. Konstrukcja podwozia umożliwia bezpieczne lądowanie z dość dużą pionową składową prędkości — do 4,6



m/s. Na kołach głównych tarczowe hamulce hydrauliczne.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbinowe Rolls-Royce Gem 2 Mk 1004D o maks. mocy trwałej 607,5 kW każdy. Istnieje możliwość chwilowego podwyższenia mocy: do 772 kW na 20 s, do 708 kW na 150 s i do 667 kW na 1 h. Silniki umieszczone obok siebie na grzbiecie kadłuba za przekładnią główną i oddzielone ścianą ogniową. Każdy z nich stanowi samodzielny zespół napędowy. Wloty powietrza do silników typu kieszeniowego. Wyloty spalin skierowane ku tyłowi. Osłony odemowalne, z kompozytu. Silniki częściowo prod. włoskiej (Piaggio).

Układ przeniesienia napędu. Przekładnia główna może bezpiecznie pracować przez 30 min bez smarowania. Dostosowana jest do przenoszenia mocy 895 kW (2 silniki) i 626 kW (1 silnik). Obudowa przekładni odporna na przebiecie pociskami broni maszynowej kal. do 12,7 mm. Wał wirnika ogonowego ułożony na grzbiecie belki kadłubowej.

Instalacje. Paliwowa — dwie niezależne sieci (dla każdego silnika oddzielna), elastyczne, odporne na uderzenia zbiorniki w kadłubie. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, trójobwodowa do sterowania, dwuobwodowa do hamulców kół, pompy napędzane od przekładni głównej. Elektryczna — prądnicę, akumulator, napęd prądnic od przekładni głównej, służy do zasilania elektrycznego układu sterowania. Olejowa — trzy niezależne systemy: dla przekładni i każdego z silników.

Wyposażenie. System IMS (Integrated Multiplex System) służący do sterowania lotem i kontroli pracy instalacji, zawiera

urządzenia do kontroli wyposażenia łącznościowego, obliczeń nawigacyjnych, kierowania lotem, pilot automatyczny, system sterowania fly-by-wire, urządzenia monitorujące stanu silników, przekładni, instalacji i stanu lotu. W systemie IMS znajdują się dwa niezależne komputery wykonujące te same funkcje. Śmigłowiec jest też wyposażony w radar Marconi-Doppler, radiowy sokościomierz, projektor mapy i obrazu strefy celu z zaznaczeniem stref niebezpiecznych, system noktowizyjny PNVIS (Pilot Night Vision System), FLIR, system celowniczy z monoklem na helmie pilota (lub strzelca) IHDSS (Integrated Helmet Display and Sighting System), urządzenia do wskazywania celów, ostrzegacz radarowy, systemy łączności i nawigacji.

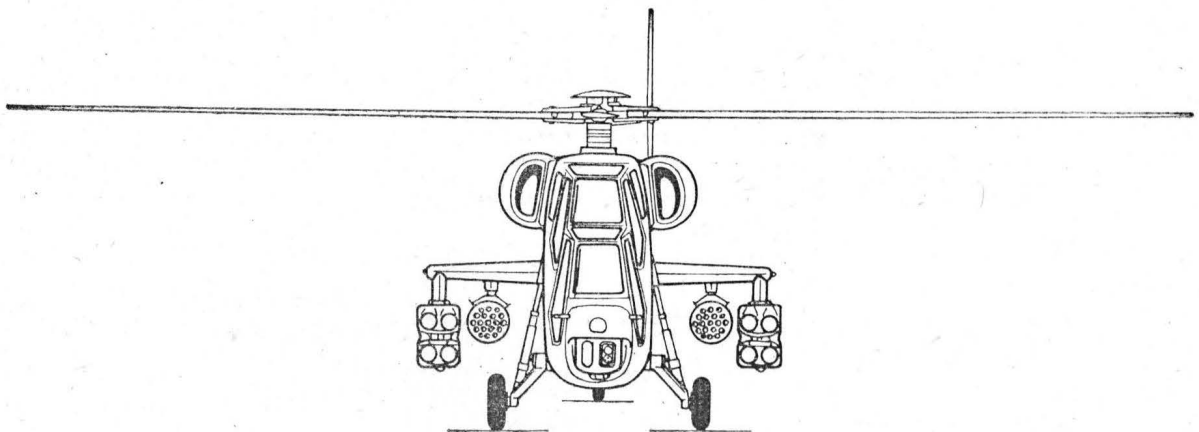
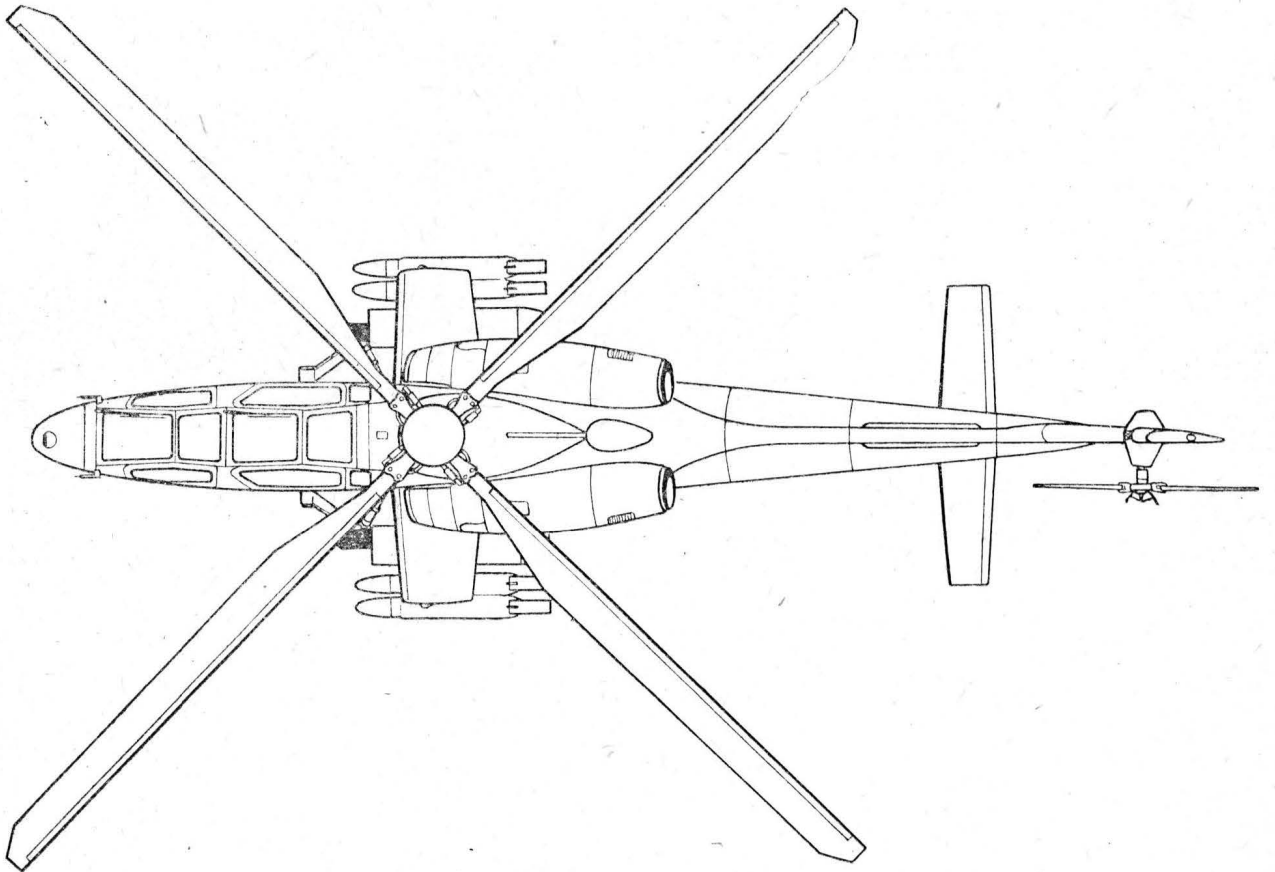
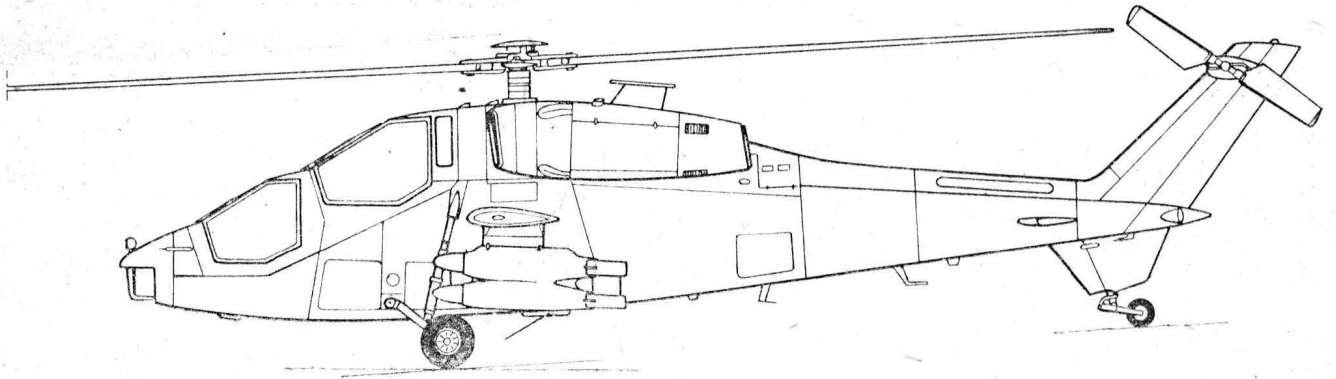
Uzbrojenie. Na czterech zaczepach pod płatem pomocniczym można podwieszać różne zestawy zasobników z pociskami niekierowanymi, bronią strzelecką, pociski raketowe Hellfire, prowadnice z pociskami przeciwpancernymi TOW lub HOT. Nośność zaczepów: 200+300+300+200kg.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Agusta A-129 Mangusta jest pierwszym europejskiej konstrukcji bojowym śmigłowcem wsparcia taktycznego zaprojektowanym od początku do tego celu, a nie tylko przystosowanym, jak to czyniono dotychczas. Śmigłowiec A-129 opracowano wg wymagań sztabu armii włoskiej. Ma on służyć przede wszystkim do zwalczania broni pancernej. Projekt A-129 rozpoczęto w 1978 r., prototyp oblatano 1983-09-15. Pierwsze zgłoszone przez armie włoską zapotrzebowanie (1983 r.) opiewało na 60 śmigłowców z możliwością rozszerzenia o dalsze 20-30 egz.

DANE TECHNICZNE

Średnica wirnika głównego	11,90 m
Średnica wirnika ogonowego	2,24 m
Rozpiętość płata pomocniczego	3,20 m
Rozpiętość usterzenia	3,00 m
Szerokość (z podwieszonym uzbrojeniem)	3,60 m
Długość całkowita	14,29 m
Długość kadłuba	12,23 m
Szerokość kadłuba	0,95 m
Wysokość do szczytu statecznika pionowego	2,65 m
Wysokość do końca łopaty wirnika ogonowego	3,32 m
Wysokość maks.	3,35 m
Rozstaw podwozia	2,20 m
Baza podwozia	6,96 m
Powierzchnia dysku wirnika głównego	111,2 m ²

Powierzchnia dysku wirnika ogonowego	3,94 m ²
Masa własna	2529 kg
Masa paliwa maks.	650 kg
Masa uzbrojenia podwieszanego maks.	1000 kg
Masa startowa maks.	3700 kg
Obciążenie dysku wirnika głównego	33,3 kg/m ²
Obciążenie mocy	3,05 kg/kW
Prędkość uderzeniowa	315 km/h
Prędkość pozioma maks. (H=0)	270 km/h
Prędkość przelotowa	265 km/h
Wznoszenie maks. (H=0)	10,6 m/s
Pułap zawisu z wpływem ziemi	3290 m
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	2390 m
Długość trwałość lotu maks.	3 h
Współczynniki obciążeń konstrukcji	$n=+1,5 \div -0$
	T.M.



Rosyjskie skróty
oznaczenia nawigacji lotniczej (II)

- 1 — poprawka przyrządowa prędkościomierza
- 2 — aerodynamiczna poprawka prędkościomierza
- 3 — poprawka prędkościomierza ze względu na zmianę ściśliwości powietrza
- 4 — metodyczna p. p. na temperaturę
- 5 — chwila (czasu)
- 6 — odcinek czasu
- 7 — ciśnienie atmosferyczne przy ziemi
- 8 — c. a. na lotnisku
- 9 — c. a. na (danej) wysokości
- 10 — minimalne c. a. na danym odcinku trasy odniesione do poziomu morza
- 11 — temperatura przy ziemi
- 12 — t. na (danej) wysokości
- 13 — wskazania termometru na d. w.
- 14 — temperatura średnia
- 15 — pionowy gradient temperatury
- 16 — punkt początkowy zniżania
- 17 — p. końca manewru przy wejściu na prostą (przed lądowaniem)
- 18 — p. początkowy zakrętu
- 19 — p. końcowy z., p. wyjścia z z.
- 20 — p. początkowy (odcinka) lotu poziomego
- 21 — p. wejścia na ścieżkę schodzenia
- 22 — odległość od początkowego punktu lotu poziomego (20) na wysokości wejścia na ścieżkę schodzenia do punktu wejścia na ś. s. (21)
- 23 — odległość od zewnętrznej radiostacji prowadzącej do początku zakrętu o 180°
- 24 — o. od końca pierwszego zakrętu do początku drugiego z.
- 25 — o. od trawersu radiostacji prowadzącej zewnętrznej do początku trzeciego z.
- 26 — o. od końca trzeciego z. do początku czwartego z.
- 27 — o. od punktu wejścia w ścieżkę schodzenia (21) do trawersu radiolaterni ścieżki na oś drogi startowej
- 28 — o. od zewnętrznej radiostacji prowadzącej do progu drogi startowej
- 29 — o. od wewnętrznej r. p. do progu d. s.
- 30 — o. od progu d. s. do trawersu radiolaterni ścieżki na oś d. s.
- 31 — wyjściowa wysokość początku manewru podjęcia do lądowania
- 32 — wysokość wejścia na ścieżkę schodzenia
- 33 — w. lotu poziomego
- 34 — w. początkowa zakrętu
- 35 — w. końcowa z.
- 36 — w. (lotu po) kręgu
- 37 — czas lotu od zewnętrznej radiostacji prowadzącej do początku zakrętu o 180° lub do początku pierwszego z. o 90°
- 38 — c. l. od końca pierwszego z. do początku drugiego z.
- 39 — c. l. od trawersu zewnętrznej radiostacji prowadzącej do początku trzeciego z.
- 40 — c. l. od punktu początkowego odcinka lotu poziomego (20) do punktu wejścia na ścieżkę schodzenia (21)
- 41 — kąt nachylenia ścieżki schodzenia
- 42 — k. zbliżania do prostej lądowania
- 43 — obliczeniowy k. odchylenia od osi drogi startowej
- 44 — k. wiatru przy lądowaniu
- 45 — kąt kursowy radiostacji znajdującej się na trawersie
- 46 — k. k. r. w punkcie początkowym zakrętu
- 47 — k. k. r. w punkcie początkowym czwartego z.
- 48 — k. k. r. w locie na prostej przed lądowaniem
- 49 — magnetyczny kąt drogi przy lądowaniu
- 50 — odwrotny m. k. d. p. l.
- 51 — kurs magnetyczny lotu od zewnętrznej radiostacji prowadzącej do początku zakrętu o 180° lub do początku pierwszego z. o 90°
- 52 — k. m. lotu w punkcie drugiego z.
- 53 — k. m. l. w punkcie trzeciego z.
- 54 — k. m. l. w punkcie czwartego z.
- 55 — k. m. lądowania

K.D.

Русские сокращения и обозначения
по самолетовождению (II)

- 1 — $\Delta V_{\text{п}}$ — инструментальная поправка указателя воздушной скорости
- 2 — ΔV_a — аэродинамическая п. к. указателя в.с.
- 3 — $\Delta V_{\text{сж}}$ — п. к. у. в. с. на изменение сжимаемости воздуха
- 4 — ΔV_T — методическая температурная п. указателя с.
- 5 — T — момент времени
- 6 — t — отрезок в.
- 7 — p_0 — атмосферное давление у земли
- 8 — Разр. — а. д. на аэродроме
- 9 — p_H — а. д. на высоте
- 10 — $r_{\text{прив. мин.}}$ — минимальное а. д. на данном участке трассы приведенное к уровню моря
- 11 — t_0 — температура у земли
- 12 — t_H — t. на высоте
- 13 — $t_{\text{пр}}$ — показание термометра на высоте полета
- 14 — $t_{\text{ср}}$ — температура средняя
- 15 — $t_{\text{град}}$ — вертикальный температурный градиент
- 16 — ТНС — точка начала снижения
- 17 — ТКМ — т. конца маневра при выходе на предпосадочную прямую
- 18 — ТНР — т. начала разворота
- 19 — ТВР — т. выхода из р.
- 20 — ТГП — т. начала горизонтального полета
- 21 — ТВГ — т. входа в глиссаду
- 22 — $S_{\text{г.л.}}$ — расстояние от ТГП на высоте входа в глиссаду до ТВГ
- 23 — S_1 — расстояние от ДПРМ до начала разворота на 180°
- 24 — S_2 — расстояние от конца первого разворота до начала второго р.
- 25 — S_3 — расстояние от траверза ДПРМ до начала третьего р.
- 26 — S_4 — расстояние от конца третьего р. до начала четвертого р.
- 27 — $S_{\text{ТВГ}}$ — расстояние от точки входа в глиссаду (ТВГ) до траверза ГРМ на ось ВПП
- 28 — $S_{\text{д}}$ — расстояние от ДПРМ до начала ВПП
- 29 — S_0 — р. от БПРМ до н. ВПП
- 30 — $S_{\text{ГРМ}}$ — р. от н. ВПП до траверза ГРМ на ось ВПП
- 31 — $H_{\text{исх}}$ — исходная высота начала маневра для захода на посадку
- 32 — $H_{\text{в.г.}}$ — в. входа в глиссаду
- 33 — $H_{\text{г.п.}}$ — в. горизонтального полета
- 34 — $H_{\text{н.р.}}$ — в. начала разворота
- 35 — $H_{\text{в.р.}}$ — в. выхода из р.
- 36 — $H_{\text{кр}}$ — в. полета по кругу
- 37 — t_1 — время полета от ДПРМ до начала разворота на 180° или до н. первого р. на 90°
- 38 — t_2 — в. п. от конца первого р. до начала второго р.
- 39 — t_3 — в. п. от траверза ДПРМ до начала третьего р.
- 40 — $t_{\text{ГП}}$ — в. п. от ТГП до ТВГ
- 41 — УНГ — угол наклона глиссады
- 42 — УП — у. подхода к предпосадочной прямой
- 43 — РУ — расчетный у. отворота от оси ВПП
- 44 — УВ_{пос} — у. ветра посадочный
- 45 — КУР_{тр} — курсовой у. радиостанции, расположенной на траверзе
- 46 — КУР₃ — к. у. р. в точке начала третьего разворота
- 47 — КУР₄ — к. у. р. в т. н. четвертого разворота
- 48 — КУР_{пос} — к. у. р. при полете на предпосадочной прямой
- 49 — ПМПУ — посадочный магнитный путевой угол
- 50 — ОПМПУ — обратный п. м. п. у.
- 51 — МК₁ — магнитный курс для полета от ДПРМ до начала разворота на 180° или до начала первого р. на 90°
- 52 — МК₂ — м. к. для п. в точке второго р.
- 53 — МК₃ — м. к. для п. в т. третьего р.
- 54 — МК₄ — м. к. для п. в т. четвертого р.
- 55 — МК_{пос} — м. к. посадки

Procedury określania niezużywalnej ilości paliwa dla małych samolotów

Współczesne przepisy budowy statków powietrznych wymagają zagwarantowania prawidłowego zasilania paliwem silnika we wszystkich normalnych stanach lotu aż do chwili, gdy paliwomierz wskaże zero. Ponieważ zerowe wskazania paliwomierza mają odpowiadać niezużywalnej ilości paliwa, prawidłowe określenie tej ilości decyduje o bezpieczeństwie wykonywania lotu z małą ilością paliwa.

Przedstawiamy tekst Advisory Circular 23.959.1 z 14 kwietnia 1985 r. prezentujący stanowisko Nadzoru Lotniczego USA — Federal Aviation Administration — w sprawie prób wykonywanych do określenia niezużywalnej ilości paliwa dla małych samolotów.

1. Cel. Niniejszy AC (Advisory Circular) podaje akceptowalny (choć nie jedyny) sposób wykazania zgodności FAR.23.959 dot. niezużywalnej ilości paliwa podczas prób certyfikacyjnych w locie małych samolotów śmigłowych lub odrzutowych. Rozważane mogą być także inne sposoby wykazywania zgodności, które może przedłożyć występujący o certyfikat. Materiał ten nie stanowi więc obowiązującego przepisu ani go nie zastępuje, nie powinien też być traktowany jako wymagany sposób postępowania.

2. Związane przepisy FAR

a. Punkt 23.959

b. Punkt 23.1337 (b) (1).

3. Podstawa

a. Z punktu 23.959 przepisów FAR poprawka 23-7 z 14 września 1969 r. usunęła szczegółowe wymagania dot. przypadków lotu, które muszą być sprawdzone podczas prób dla określenia niezużywalnej ilości paliwa. Stwierdzono, że specyficzne warunki lotu, podane w poprzednim tekście punktu 23.959, nie obejmowały pewnych niekorzystnych przypadków, które mogą wystąpić w użytkowaniu samolotu. Punkt 23.959 obecnie brzmi: „Niezużywalna ilość paliwa dla każdego zbiornika musi być ustalona jako ilość nie mniejsza od tej, przy której występują pierwsze objawy zaburzeń w działaniu w najbardziej niekorzystnych warunkach zasilania paliwem z danego zbiornika i we wszelkich przewidywanych sposobach użytkowania i manewrów w locie, podczas których paliwo jest dostarczane z tego zbiornika. Nie jest wymagane branie pod uwagę uszkodzeń elementów układu paliwowego”.

b. Następnie, po określeniu niezużywalnej ilości paliwa, każdy paliwomierz musi być oznakowany zgodnie z punktem 23.1337 (b) (1), który obecnie brzmi: „Każdy paliwomierz musi być wyskalowany tak, aby wskazywał „zero” podczas lotu poziomego, gdy pozostająca w zbiorniku ilość paliwa jest równa niezużywalnej ilości paliwa, określonej zgodnie z punktem 23.959”.

c. Na podstawie doświadczenia z użytkowania stwierdzono, że pewne okoliczności są krytyczne dla samolotów lekkich. Dlatego, w celu zapewnienia zunifikowanego podejścia do prób na niezużywalną ilość paliwa, pewne procedury prób są uznane za uzasadnione.

d. Doświadczenia z użytkowania wskazują, że zakrety podczas kołowania oraz starty z zakretem (turning take-off) doprowadziły do zatrzymania silnika podczas startu wskutek braku dopływu paliwa. Z tego względu uważa się za konieczne podjęcie dodatkowych prób, aby zapewnić podczas startu z zakretem przy minimalnym poziomie paliwa właściwe zasilanie silnika.

4. Definicje. Do poniższego tekstu odnoszą się następujące definicje i skróty:

a. Niezużywalna ilość paliwa (dla instalacji) — całkowita ilość paliwa, pozostająca w instalacji podczas zamierzonego użytkowania samolotu lub podczas manewrów w locie, gdy występują pierwsze objawy niewłaściwego działania w najbardziej niekorzystnych dla któregośkolwiek zbiornika warunkach zasilania paliwem,

b. V_{FE} — maksymalna prędkość z klapami wychylonymi,

c. V_{SO} — prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego w konfiguracji do lądowania,

d. V_x — prędkość lotu odpowiadająca największej wartości kąta toru lotu przy wznoszeniu (tzn. prędkość najbardziej stromego wznoszenia),

e. V_y — prędkość lotu odpowiadająca największej prędkości pionowej przy wznoszeniu,

f. V_{USE} — prędkość lotu odpowiadająca najlepszemu wznoszeniu przy nie pracującym silniku krytycznym.

5. Akceptowalne sposoby udowodnienia zgodności. Następujące warunki powinny być uwzględnione podczas pomiarów niezużywalnej ilości paliwa:

a. Manewry przewidywane do wykonania podczas pomiaru niezużywalnej ilości paliwa, omówione w Załączniku 1, to tylko niektóre używane za prawdopodobne w użytkowaniu, mogące wywołać najbardziej niekorzystne warunki zasilania paliwem.

b. Zbiornik, który nie jest używany do zasilania silnika we wszystkich warunkach lotu, powinien być poddawany próbom tylko dla takiego stanu lotu, na który jest zaprojektowany (tj. np. warunki przelotu). Próby dla takiego zbiornika powinny obejmować ześlizgi i wyszlizgi dla symulowania turbulencji. Odpowiednie instrukcje dot. warunków, w których ten zbiornik może być używany, powinny być podane na tabliczce w kabinie albo w Instrukcji Użytkowania w Locie.

c. Określenie „najbardziej niekorzystne warunki zasilania paliwem” nie zakłada wykonywania ostrych lub ekstremalnych manewrów, które nie są prawdopodobne w użytkowaniu. Należy ocenić, kierując się zdrowym rozsądkiem, które z manewrów są właściwe dla konkretnego samolotu poddanego badaniom.

d. Należy przeanalizować instalację paliwową i geometrię zbiornika, aby wyznaczyć krytyczne manewry dla każdego z rozważanych zbiorników, tzn. dla zbiornika głównego, zbiornika pomocniczego lub zbiorników przewidywanych do zasilania podczas przelotu, i przeprowadzać tylko te próby, które są odpowiednie do typu samolotu poddanego próbom. Szczególną uwagę należy zwrócić na kształt zbiornika lub przedziału paliwowego i na ich orientację w stosunku do osi podłużnej samolotu i wylotów paliwa ze zbiornika. Należy zachować staranność w planowaniu prób krytycznych manewrów, aby w ich wyniku nie uzyskać niewłaściwych — zbyt optymistycznych — danych co do ilości niezużywalnego paliwa.

Jeżeli np. z analizy wynika, że lot szybowy przy V_{FE} jest manewrem krytycznym, zaś pilot zdecyduje się prowadzić próbę wykonującą na przemian wznoszenie i schodzenie lotem ślizgowym z utratą wysokości 1000 ft (305 m) aż do chwili wystąpienia objawów niewłaściwego działania silnika, wówczas może nastąpić uzupełnianie paliwa w przewodach podczas wznoszenia i utrzymanie pracy silnika podczas schodzenia przy małej mocy silnika daleko poza punkt odpowiadający wystąpieniu objawów nieprawidłowego zasilania przy długotrwałym locie ślizgowym. Z drugiej jednak strony, przy doborze manewrów do prób, kierując się zdrowym rozsądkiem, należy dokonać oceny rodzajów manewrów, jakie będą wykonywane na danym samolocie w użytkowaniu. Próby naziemne, wykonane przy użyciu sprzętu, który dokładnie symuluje instalację paliwową samolotu i zjawiska bezwładności występujące w locie, mogą być uznane za wystarczające.

e. Z braku określenia rzeczywistej niezużywalnej ilości paliwa, występujący o certyfikat ma prawo ustalić konserwatywną (ustaloną z nadmiarem) ilość niezużywalnego paliwa i przeprowadzić próby niezbędne do stwierdzenia, że zakłócenia pracy silnika nie występują. Jeżeli występują o certyfikat określi konserwatywną niezużywalną ilość paliwa, wszystkie próby wyszczególnione w Załączniku 1

należy uznać za właściwe; jednakże metody prowadzenia prób mogą być inne niż te, które służą do określania rzeczywistej niezużywalnej ilości paliwa.

ZAŁĄCZNIK 1. Pomiary niezużywalnej ilości paliwa — pkt 23.959

1. Postępowanie. Wybrana i użyta do prób ilość paliwa powinna być wystarczająca do określenia nie zużywalnej ilości paliwa i powinna pozwolić na wykonanie opisanych poniżej manewrów. Manewry te są powtarzane aż do chwili wystąpienia pierwszych objawów niewłaściwej pracy silnika. Powtarzanie manewrów może prowadzić do ponownego napełniania paliwem pewnych zbiorników lub ich części, toteż powinna być użyta minimalna ilość paliwa.

Za niewłaściwe działanie silnika przy tych próbach uważa się wystąpienie nierównomiernej jego pracy, częściowej lub całkowitej utraty mocy, spadku ciśnienia paliwa poniżej minimum, albo fluktuacji przepływu paliwa. Aby zapewnić najbardziej konserwatywną ilość niezużywanego paliwa dla każdego zbiornika, należy natychmiast, gdy tylko wystąpią pierwsze objawy przerwy w dostawie paliwa, przełączyć na inny zbiornik. Ilość paliwa, pozostająca w badanym zbiorniku w momencie pojawienia się nieprawidłowości powinna być zważona, zmierzona i zapisana jako niezużywalna ilość paliwa. Jeżeli używane są zbiorniki zlewowe („header tanks” — małe zbiorniki, które zbierają paliwo z jednego lub więcej zbiorników i bezpośrednio zasilają silnik), to paliwo pozostające w tych zbiornikach powinno być dodane do niezużywalnej ilości paliwa i nie może być wykazywane przy oznakowywaniu paliwomierza. Wszystkie próby powinny być prowadzone przy minimalnym praktycznym ciężarze albo przy takim ciężarze, który jest uznany za krytyczny dla samolotu podlegającego próbom. Próby w locie samolotu jednosilnikowego, wyposażonego w jednozbiornikowy układ paliwowy, wymagają zainstalowania tymczasowego, dodatkowego układu paliwowego dla zasilania silnika po wystąpieniu objawów braku paliwa.

2. Wyznaczenie niezużywalnej ilości paliwa

a. Lot poziomy przy maksymalnej zalecanej mocy przelotowej:

— Stan lotu a. Utrzymać skoordynowany lot prosty lub z przechyleniami nie przekraczającymi 5° , do chwili wystąpienia nieprawidłowości zasilania;

— Stan lotu b. Symulowany lot w turbulencji z takimi odchyleniami typu oscylacyjnego w obie strony, jakie odpowiadają wychyleniu kulki o połowę średnicy przy częstotliwości odpowiadającej własnej częstotliwości wahań samolotu wokół osi pionowej, aż do chwili wystąpienia nieprawidłowości zasilania;

— Stan lotu c. Zakręty z wysłizgiem odpowiadającym wychyleniu kulki o jedną średnicę. Utrzymać zakręt przez 30 s, a następnie powrócić do lotu skoordynowanego na 1 minutę. Powtarzać aż do wystąpienia objawów nieprawidłowego zasilania. Kierunek zakrętów z wysłizgiem powinien być taki, jaki jest bardziej krytyczny pod względem zasilania silnika paliwem.

b. Maksymalna moc do wznoszenia. Wznoszenie przy prędkości V_x :

— Stan lotu a. Prostoliniowy lot skoordynowany przy przechyleniach nie przekraczających 5° aż do wystąpienia objawów nieprawidłowego zasilania;

— Stan lotu b. Symulowany lot w turbulencji z takimi odchyleniami typu oscylacyjnego w obie strony, jakie odpowiadają wychyleniu kulki o połowę średnicy, przy częstotliwości odpowiadającej własnej częstotliwości wahań samolotu wokół osi pionowej, aż do chwili wystąpienia nieprawidłowości zasilania;

— Stan lotu c. Zakręty z wysłizgiem odpowiadającym wychyleniu kulki o jedną średnicę lub pełnemu wychyleniu steru kierunku, jeżeli wychylenie kulki o jedną średnicę nie jest osiągalne. Utrzymać zakręt przez 30 s, następnie powrócić do lotu skoordynowanego na 1 minutę. Powtarzać aż do wystąpienia objawów nieprawidłowego zasilania. Kierunek zakrętów z wysłizgiem powinien być taki, jaki jest bardziej krytyczny pod względem zasilania silnika paliwem.

c. Maksymalna moc do wznoszenia. Jeden silnik nie pracujący, wznoszenie przy V_y .

Na samolocie wielosilnikowym, z silnikiem krytycznym pracującym przy zerowym ciągu — dla symulowania jego awarii — wykonać prostoliniowy lot wznoszący przy V_{USE} , przy takim kącie przechylenia i przemieszczenia kulki, jakie były zastosowane przy określaniu osiągnięć na jednym silniku. Kontynuować wznoszenie aż do wystąpienia objawów nieprawidłowego zasilania.

d. Zniżanie i podejście do lądowania:

— Stan lotu a. Zniżanie awaryjne lub szybkie zniżanie. Wykonać ciągłe zniżanie prostoliniowe z silnikami na biegu luzem, przy prędkości V_{FE} z podwoziem i klapami wypuszczonymi, albo wg wskazówek Instrukcji Użytkownika w Locie, odnoszących się do wykonania awaryjnego zniżania. Wykonywać próbę aż do wystąpienia objawów nieprawidłowego zasilania;

— Stan lotu b. Lot ślizgowy przy $1.3 V_{SO}$ i przejście do V_y . Wykonać ciągłe zniżanie bez gazu przy prędkości $1.3 V_{SO}$ aż do chwili wystąpienia pierwszych objawów nieprawidłowego zasilania. Symulować lot w turbulencji lub w spokojnym powietrzu, wybierając bardziej krytyczną sytuację. Sprawdzić, czy przy niezużywalnej ilości paliwa ustalonej w najbardziej krytycznych próbach, nie występują zakłócenia w zasilaniu paliwem, gdy zostanie wykonane szybkie przestawienie silnika na maksymalną moc trwałą, z jednoczesnym przejściem z lotu ślizgowego przy $1.3 V_{SO}$ do lotu wznoszącego przy V_y ;

— Stan lotu c. Ślizgi przy podejściu. Wykonywać zniżanie bez gazu w konfiguracji do lądowania przy prędkości lotu $1.3 V_{SO}$. Utrzymywać ślizg odpowiadający wychyleniu kulki o półtoręj średnicy w kierunku uznanym za krytyczny dla danego rozwiązania konstrukcyjnego układu paliwowego, przy takim wychyleniu lotek, które zapewniają stały kurs (albo utrzymywać maksymalny ślizg przewidywany dla danego typu samolotu). Ślizg powinien być wykonywany przez 30 s. Kontynuować próbę aż do wystąpienia pierwszych objawów nieprawidłowości w zasilaniu paliwem. Sprawdzić czy dla niezużywalnej ilości paliwa ustalonej dla krytycznej próby nie wystąpi przerwa w zasilaniu paliwem po wykonaniu ślizgu trwającego 30 s, a następnie lotu prostoliniowego na mocy maksymalnej w warunkach odpowiadających wznoszeniu po zaniechanych lądowaniu.

3. Próby, które mają być wykonane po określeniu niezużywalnej ilości paliwa

a. Zakręty przy kołowaniu i start z zakrętu.

Te manewry powinny być przeprowadzone z wybraną ilością paliwa, ale nie większą niż suma niezużywalnej w locie ilości paliwa oraz zapasu paliwa na 30 minut lotu przy maksymalnej mocy trwałej. Kierunek zakrętów powinien być najbardziej krytyczny dla używanego zbiornika. Samolot powinien być załadowany do minimalnego ciężaru w locie albo do ciężaru, który jest krytyczny dla samolotu podlegającego próbom. Silnik nie może wykazywać objawów niewłaściwego działania podczas każdego z wymienionych poniżej manewrów uznanego za krytyczny dla instalacji paliwowej samolotu:

— Wykonać start z zakrętu o 90° (rolling take-off) z taką prędkością zakręcania, aby doprowadzić do powstania maksymalnego przyspieszenia bocznego aż do wyraźnego wystąpienia uślizgu bocznego. Natychmiast wykonać start z trzymiutowym wznoszeniem przy prędkości V_x dla samolotu jednosilnikowego, albo też prędkości ustalonej wg punktu 23.51 dla samolotu wielosilnikowego; jednakże normalne procedury lotu oraz warunki użytkowania niezbędne do bezpiecznego lotu, np. odpowiednie chłodzenie silnika, muszą być przestrzegane.

— Wykonać zakręt (jaki może być potrzebny dla zwolnienia drogi dla innego samolotu) o 360° (clearing turn) przy prędkości odpowiedniej dla danego samolotu, po czym natychmiast (bepośrednio) wykonać start i trzymiutowe wznoszenie po linii prostej przy prędkości V_x dla samolotu jednosilnikowego albo prędkości określonej wg punktu 23.51 dla samolotu wielosilnikowego; jednakże normalne procedury lotu oraz warunki użytkowania niezbędne dla bezpiecznego lotu, np. odpowiednie chłodzenie silnika, muszą być przestrzegane.

— Wykonać zakręt o 180° przy normalnej prędkości kołowania, po czym natychmiast wykonać start i trzymiutowe wznoszenie przy prędkości V_x dla samolotu jednosilnikowego albo prędkości określonej wg punktu 23.51 dla samolotu wielosilnikowego. Jednakże normalne procedury lotu oraz warunki użytkowania niezbędne do bezpiecznego lotu, np. odpowiednie chłodzenie silnika, muszą być przestrzegane.

b. Jeżeli ilość paliwa, przy której powyższe próby dają wynik pozytywny, jest większa niż zapas paliwa na 30 minut lotu przy maksymalnej mocy trwałej, to paliwomierz powinien być oznaczony żółtym łukiem (odpowiednio opisanym na tabliczce) od podziałki odpowiadającej niezużywalnej ilości paliwa (poziom „zero”) aż do podziałki odpowiadającej ilości paliwa, użytej w wymienionych próbach. Ponadto ograniczenia w instrukcji użytkownika w locie powinny ograniczać start z ilością paliwa mniejszą niż górny koniec żółtego łuku.

Tłum. A. Kardymowicz

Wprowadzanie nowego samolotu rolniczego do eksploatacji

Mgr inż. FELIKS BORODZIK

Agrolotnictwo, mimo że swoją działalność opiera na tzw. małym sprzęcie lotniczym (masa startowa poniżej 6000 kg), jest (podobnie jak lotnictwo komunikacyjne) lotnictwem komercyjnym. Rządzą więc nim podobne prawa ekonomiczne jak w lotnictwie komunikacyjnym. Nowy samolot (śmigłowiec) warto wprowadzać, jeśli poprawi on wskaźniki ekonomiczne przedsiębiorstwa lub jeśli jego jakość jest na tyle dobra, że pozwoli zdobyć nowe korzystne zamówienia, co również wpłynie na poprawę wskaźników ekonomicznych.

Działalność agrolotnictwa jest związana z bardzo czułą i złożoną dziedziną gospodarki narodowej, jaką jest rolnictwo. Z badań instytutów Akademii Nauk NRD wynika, że zachowanie odpowiedniego odstępu czasowego między pierwszym i drugim nawożeniem wiosennym nawozami azotowymi daje konkretny przyrost plonów zbóż. Pracę tę w odpowiednich terminach i na dużych obszarach może wykonać tylko lotnictwo. Niedotrzymanie terminów — to strata 10÷20% plonów.

Nowy sprzęt agrolotniczy powinien więc pozwalać na wykonywanie prac lepiej i taniej. Lepiej — tzn. z większą dokładnością, pozwalającą na oszczędniejsze stosowanie chemikaliów przy co najmniej takiej samej skuteczności biologicznej lub uzyskiwanie znacznie wyższej skuteczności biologicznej stwarzającej możliwości zwiększenia zamówień na pracę. Taniej — tzn. z większą wydajnością mierzoną w ha/h lotu. Taniej — tzn. również niższy koszt 1 h lotu.

Trudno przypuszczać, że nowy samolot (śmigłowiec) będzie tańszy. Wyższa cena powinna być zrekompensowana lepszymi wskaźnikami technicznymi decydującymi o wysokości kosztów 1 h lotu (wyższy rezsurs, wyższy wskaźnik niezawodności technicznej, prostsza obsługa techniczna, mniejsza liczba niezbędnych części zamiennych, niższe zużycie paliwa).

Dopracowanie konstrukcji, przystosowanie samolotu do potrzeb i warunków użytkownika

Nowy samolot rolniczy, nawet jeśli jest opracowany przez bardzo doświadczone biuro konstrukcyjne i bardzo zdolnych konstruktorów dysponujących wszystkimi niezbędnymi pomocami konstruktorskimi, wymaga sprawdzenia w warunkach rzeczywistej eksploatacji. Sprawdzenie to można w zasadzie podzielić na trzy etapy:

- sprawdzenie właściwości agrotechnicznych,
- sprawdzenie właściwości technicznych,
- sprawdzenie właściwości ekonomicznych.

Konkretne wielkości uzyskiwane w czasie sprawdzania są jednak od siebie zależne i różnie kształtują się w różnych warunkach eksploatacji. Próby eksploatacyjne powinny być przeprowadzane u każdego nowego użytkownika.

Pokazany w tabl. schematyczny uproszczony przykład wskazuje wyraźnie, że najslabsze lub najmocniejsze zalety samolotu u użytkownika pierwszego mogą być zupełnie nieistotne u użytkownika drugiego i odwrotnie. W schemacie nie uwzględniono wpływu warunków klimatycznych

i przyjęto, że u obu użytkowników jest jednakowy poziom obsługi technicznej. Tymczasem oba te czynniki mają bardzo poważny wpływ na ostateczną ocenę samolotu.

Wspólne dla wszystkich użytkowników samolotów rolniczych jest to, że zabiegi agrolotnicze mają charakter sezonowy z wyraźnymi spiętrzeniami prac w pewnych okresach (różnych u różnych użytkowników) oraz to, że w okresach spiętrzeń samoloty znajdują się na lądowiskach roboczych oddalonych od bazy o kilkanaście do stukilku-dziesięciu kilometrów. Każdy użytkownik dąży do tego, aby możliwie najwięcej prac związanych z obsługą techniczną wykonać między spiętrzeniami zabiegów agrolotniczych.

Wprowadzanie nowych samolotów do eksploatacji, z punktu widzenia dopracowywania konstrukcji i przystosowywania ich do potrzeb użytkownika, można podzielić na cztery etapy:

— próbna eksploatacja samolotu z załogą producenta. Na tym etapie użytkownik poznaje właściwości samolotu sprawdza jego przydatność w swoich warunkach; sprawdza najważniejsze parametry, które następnie są podstawą do podjęcia decyzji o zakupie. Użytkownik precyzuje i uzgadnia z producentem swoje wymagania odnośnie do dostosowania samolotu do swoich warunków; powstają warunki do dostawy;

— eksploatacja liderów — eksploatacja pierwszego zakupionego samolotu. Jest to najważniejszy etap, w którym są szczegółowo sprawdzone właściwości samolotu i dostosowanie go do warunków użytkownika. Ujawniają się wówczas wszystkie słabe strony konstrukcji. Jest to etap rzeczywistego sprawdzenia wytrzymałości samolotu, jego sprawności technicznej i niezawodności, etap potwierdzenia żywotności (całkowitego rezsursu);

— eksploatacja produkcyjna — eksploatacja dalszych partii zakupionych samolotów. Na tym etapie użytkownik optymalizuje wykorzystywanie eksploatacyjnych właściwości samolotu (optymalizacja technologii agrolotniczej), optymalizuje obsługę techniczną, sprawdza skuteczność zmian konstrukcyjnych wprowadzonych w wyniku eksploatacji liderów. Podejmuje naprawy główne wybranych zespołów;

— wprowadzanie do eksploatacji rozwojowych wersji samolotów. Na tym etapie w zasadzie powtarza się poprzednie trzy etapy. Jednak ze względu na fakt, że wersje rozwojowe powstają we współpracy z użytkownikiem, zakres ich jest ograniczony. Wielkość ograniczeń zależy od różnic między wersją rozwojową a podstawową i od zaufania użytkownika do producenta.

W warunkach prawidłowo układającej się współpracy między użytkownikiem a producentem podstawowe dopracowanie konstrukcji powinno się zamknąć w dwóch etapach:

— próbna eksploatacja. Na jej podstawie sprecyzowane przez użytkownika wymagania powinny dać producentowi wystarczający materiał do opracowania i wprowadzenia zmian konstrukcyjnych przystosowujących samolot do potrzeb danego użytkownika. Producent powinien nie tylko spełnić uzgodnione życzenia użytkownika, ale na podstawie

TABLICA. Uproszczonego schemat wpływu struktury prac agrolotniczych na parametry oceny samolotu rolniczego w eksploatacji próbnej i liderowej

	Struktura prac agrolotniczych	Właściwości agrotechniczne	Właściwości techniczne	Właściwości ekonomiczne
Użytkownik pierwszy (np. ZUA PZL — Afryka)	90% ochrona roślin, 10% nawożenie i in.	Głównie próby aparatury opryskującej (równomierność, szerokość robocza, skapywanie kropel, odcinanie, znoszenie)	Zachowanie się w nawrocie i omijaniu przeszkód; zmniejszenie konstrukcji obciążanej w nawrotach; wymiana części i ich żywotność głównie w zależności od zabezpieczeń przeciwkorozyjnych produkcyjnych i w eksploatacji	Wydajność zależna głównie od szerokości roboczej i czasu nawrotu. Obsługa techniczna to głównie przeglądy okresowe i zabezpieczenia przeciw korozji. Sezonowość i natężenie prac zależne od pojawienia się szkodnika
Użytkownik drugi (np. IF/AF NRD)	85% nawożenie, 15% ochrona roślin i in.	Głównie próby aparatury rozsiewającej (równomierność i szerokość robocza w zależności od rodzaju nawozu i dawki)	Zachowanie się przy starciu i lądowaniu; wpływ dużej liczby startów i lądowań na żywotność podwozia; zużycie konstrukcji od drgań przy starciu i kolowaniu; usterki silnika w wyniku dużego udziału pracy na mocy startowej i zmiennych temperaturach otoczenia	Wydajność zależna głównie od szerokości roboczej i sprawności ładunku. Obsługa techniczna to głównie przeglądy okresowe i usuwanie nieprzewidzianych usterek. Praca bardziej stabilna o spiętrzeniach w określonych porach roku (np. wiosna)

własnych wyników prób wzmocnić te elementy (zespoły), które w warunkach danego użytkownika mogą okazać się zbyt słabe (o czym użytkownik na podstawie próbnej eksploatacji jeszcze nie wie);

— eksploatacja liderowa powinna być potwierdzeniem dopasowania samolotu do warunków użytkownika. W praktyce ten etap powoduje wprowadzanie największej liczby zmian konstrukcyjnych. Wprowadzane w tym okresie zmiany konstrukcyjne muszą być tak opracowywane, aby mogły być wprowadzane również na już eksploatowanych samolotach i aby nie naruszały zasady zamienności części (zespołów), szczególnie wymiennalnych, w warunkach lądowiska roboczego. Wprowadzane zmiany powinny być przez producenta wcześniej sprawdzone w przyspieszonej próbie modelowej. Brak takiego sprawdzenia powoduje, że wiele elementów poprawia się kilkakrotnie, co stwarza niepotrzebne trudności w eksploatacji i budzi wątpliwości co do wiarygodności poczynań producenta.

W okresie eksploatacji produkcyjnej zmiany konstrukcyjne nie powinny być w ogóle wprowadzane. Ulepszenia wprowadzane w toku produkcji (technologiczne) nie mogą naruszać zamienności ani obniżać właściwości eksploatacyjnych samolotu.

Zbrane w czasie eksploatacji doświadczenia w danych warunkach użytkowania samolotu powinny posłużyć do opracowania wersji rozwojowych. Pozwala to lepiej dopasować właściwości samolotu do potrzeb konkretnego użytkownika z pominięciem zasady zamienności w stosunku do samolotu podstawowego. Przykład takiego rozwoju konstrukcji może stanowić samolot PZL-106 (rys. 1). Trudne warunki terenowe i klimatyczne północnej Afryki wymagały wprowadzenia silnika o większej mocy (wersja PZL-106AS). Warunki terenowe NRD pozwalają na pełne wykorzystanie dopuszczalnego udźwigu chemikaliów po wprowadzeniu silnika reduktorowego dającego większy ciąg przy starcie (wersja PZL-106AR). Samolot PZL-106 był zbudowany na podstawie wymagań technicznych opracowanych i uzgodnionych przez przedsiębiorstwa agrolotnicze krajów RWPG. Narzucały one konstruktorowi stosowanie skrzydła o odpowiednich właściwościach aerodynamicznych bez tzw. mechanizacji. Dopiero doświadczenia z eksploatacji takiego samolotu zmodyfikowały ten pogląd. Powstała nowa wersja samolotu z innym skrzydłem wyposażonym w klapy (wersja PZL-106B).

Zaopatrzenie w części zamienne

Zaopatrzenie użytkownika w części zamienne jest jednym z najważniejszych czynników decydujących o praktycznie uzyskiwanych wskaźnikach ekonomicznych. Wprawdzie liczba i częstotliwość wymiany części zamiennych wynika bezpośrednio z technicznych właściwości samolotu, ale z problemem zaopatrzenia w części wiąże się zagadnienie wykraczające poza zagadnienia techniczne.

Podczas próbnej eksploatacji załoga (ekipa) producenta powinna dysponować takim zestawem części, który pozwala na usunięcie każdej usterki natychmiast po jej wykryciu. Zebrane doświadczenia pozwalają skorygować zestawy części zamiennych na potrzeby eksploatacji liderowej.

Podczas eksploatacji liderowej producent powinien zapewnić szybkość (tzw. awaryjną) dostawę części (w ciągu 24 h). Użytkownik nie zna jeszcze samolotu, ale przestoje spowodowane brakiem części wpływają negatywnie na jego ocenę i na ocenę współpracy z producentem. Główny ciężar zaopatrzenia w części zamienne w tym okresie powinien wziąć na siebie producent. Powinien on dysponować przygotowanym wcześniej zestawem części przechowywa-

nych w magazynie serwisowym na terenie własnym lub użytkownika.

Podczas eksploatacji produkcyjnej, w miarę nabierania doświadczeń z eksploatacją danego samolotu, główny ciężar zapewnienia niezbędnych części przenosi się na użytkownika. Musi on mieć w swoich magazynach odpowiednie zapasy części. Liczba szybkich (awaryjnych) dostaw części powinna się znacznie zmniejszyć, jeśli dopracowanie konstrukcji w okresie eksploatacji liderowej zostało przeprowadzone poprawnie. Przeprowadzanie napraw części i zespołów w bazach technicznych użytkownika zmienia strukturę zapotrzebowania na części: zamiast zespołów, potrzebne są części do ich naprawy. Naprawa niektórych zespołów wymaga specjalnego oprzyrządowania, które może dostarczyć tylko producent sprzętu. Części do napraw i oprzyrządowania mogą być dostarczone w z góry zaplanowanych terminach, bez konieczności dostaw awaryjnych.

Organizacja obsługi technicznej

Wszystkie prace związane z obsługą techniczną samolotów rolniczych można podzielić na cztery grupy:

- obsługa bieżąca — są to prace wykonywane przeważnie przez mechanika samolotu na lądowisku roboczym (przeglądy przed dniem lotnym i po dniu lotnym, uzupełnianie paliwa i oleju, regulacja i obsługa między lotami, zmiany wariantów aparatury agro, mycie i czyszczenie itp.);
- przeglądy profilaktyczne — jest to okresowe sprawdzanie określonych węzłów i instalacji samolotu w zakresie i terminach określonych przez producenta, gwarantujące bezawaryjne użytkowanie i zapewniające odpowiednią niezawodność. Prace wykonywane są przeważnie w bazach technicznych użytkownika przez wyspecjalizowane brygady;
- usuwanie nieprzewidzianych usterek — prace wykonują przeważnie ruchome brygady wysoko wykwalifikowanych mechaników serwisowych na lądowiskach roboczych;
- naprawy zespołów — są to naprawy zespołów wycofanych z eksploatacji w czasie przeglądów profilaktycznych lub usuwania nieprzewidzianych usterek oraz naprawy powawaryjne. Wykonywane są w bazach technicznych użytkownika.

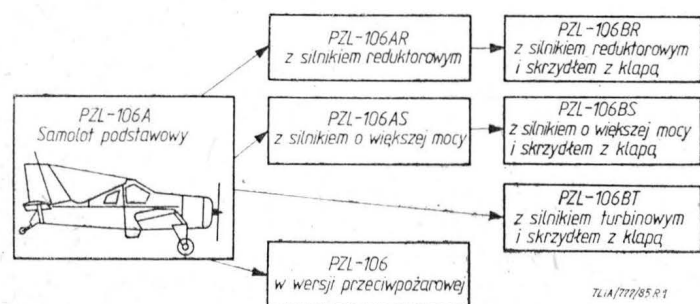
Najwięcej problemów stwarzają użytkownikowi: przeglądy profilaktyczne i usuwanie nieprzewidzianych usterek. Przeglądy profilaktyczne wyłączają samolot z eksploatacji na pewien okres, co powoduje konieczność posiadania odpowiedniej rezerwy lub takiego rozplanowania przeglądów, aby nie były one wykonywane w okresie szczytowego nasilenia prac agrolotniczych. Jest tu konieczne dostosowanie okresów międzyprzeglądowych do cykli eksploatacyjnych. Oczywiście jest, że im mniejsza jest pracochłonność poszczególnych przeglądów lub im jest ich mniej (np. co 300 zamiast co 100 h lotu), tym wyższy jest wskaźnik wykorzystania samolotu. Znaczny wpływ na czas trwania przeglądu ma sprawność organizacyjna bazy technicznej użytkownika i zaopatrzenie w części zamienne.

Najbardziej kłopotliwe jest usuwanie nieprzewidzianych usterek. Jeśli mechanik (będący stale wraz z pilotem w terenie) sam nie może usunąć zauważonej usterki, powiadamia telefonicznie bazę. Z bazy przyjeżdża mechanik serwisowy z odpowiednim zestawem części zamiennych, wymienia uszkodzoną część i wraca do bazy. W bazie uszkodzona część jest naprawiana (stanowi wtedy rezerwę w magazynie bazy) lub złomowana.

W czasie spiętrzenia prac agrolotniczych zwiększa się liczba nieprzewidzianych usterek — każdy mechanik serwisowy codziennie jedzie w teren, a niektórzy muszą objechać kilka lądowisk. Zmniejsza to wprawdzie liczbę kilometrów, ale zwiększa czas postoju samolotu spowodowany nieprzewidzianymi usterekami.

Każdy przegląd profilaktyczny składa się z następujących czynności:

- demontażu odpowiednich owiewek, pokryw lub zespołów,
- sprawdzenia węzłów, instalacji i zespołów,
- wymiany zespołów przewidzianych w programie danego przeglądu (które ze względu na swoje przeznaczenie lub ograniczoną żywotność nie zachowują wymaganej sprawności do następnego przeglądu lub muszą być poddane regeneracji lub sprawdzeniu na specjalnych stoiskach),
- naprawy węzłów niedemontowalnych (np. wymiana sworzni), przewidzianych w programie danego przeglądu,
- usunięcia nieprzewidzianych usterek, które zostały wykryte w czasie wykonywania przeglądu profilaktycznego, tj. wymiany lub naprawy węzłów (zespołów), które nie były przewidziane do naprawy (wymiany) w programie danego przeglądu,



Rys. 1. Schemat rozwoju samolotu PZL-106: A — samolot podstawowy, B — skrzydło z klapą, R — silnik reduktorowy PZL-3sR, S — silnik ASZ-62, T — silnik turbinowy

— montażu zespołów, pokryw i owiewek po przeglądzie profilaktycznym,

— sprawdzenia funkcjonowania instalacji po przeglądzie i oblot.

Koszt przeglądu profilaktycznego można określić następująco:

$$K_{pp} = (\Sigma t_{dm} + \Sigma t_s + \Sigma t_w + \Sigma t_u + \Sigma t_k + t_{mk}) K_{hm} + \Sigma K_c + K_i \quad (1)$$

gdzie:

t_{dm} — czas demontażu i montażu po przeglądzie poszczególnych pokryw, owiewek lub zespołów,

t_s — czas sprawdzania poszczególnych węzłów, instalacji i zespołów wg programu danego przeglądu,

t_w — czas wymiany poszczególnych zespołów lub naprawy węzłów wg programu danego przeglądu,

t_u — czas usunięcia poszczególnych nieprzewidzianych usterek,

t_k — czas sprawdzenia poszczególnych instalacji po przeglądzie,

t_{mk} — czas mycia i dekonserwacji przed przeglądem i konserwacji po przeglądzie,

K_{hm} — średni koszt 1 h pracy mechanika bazy, w której jest przeprowadzany przegląd,

K_c — koszt poszczególnych części i zespołów wymienionych w czasie przeglądu,

K_i — inne koszty wynikające z działalności bazy technicznej, obciążające przeprowadzenie przeglądu profilaktycznego.

Z powyższego wynika, że koszt usunięcia nieprzewidzianej usterki w czasie przeglądu profilaktycznego stanowi tylko niewielką część kosztu tego przeglądu:

$$K_{uu}^1 = t_u^1 K_{hm} + K_c^1 \quad (2)$$

Natomiast usunięcie tej samej nieprzewidzianej usterki na lądowisku roboczym będzie kosztowało znacznie więcej:

$$K_{uu}^2 = K_{ps} + K_t + K_{wc}^1 + K_c^1 \quad (3)$$

gdzie:

K_{ps} — koszt postoju samolotu, na który składają się: postój załogi, postój sprzętu załadowczego i jego obsługi, ewentualne kary za opóźnienie wykonania prac agrolotniczych,

K_t — koszt transportu mechanika z bazy technicznej i potrzebnych części,

K_{wc}^1 — koszt wymiany uszkodzonej części lub przeprowadzenia naprawy,

K_c^1 — koszt wymienionej części lub zespołu.

Koszt transportu będzie wynosił:

$$K_t = 2 \frac{l}{v} (k_e + K_{hm}) \quad (4)$$

gdzie:

l — odległość lądowiska roboczego od bazy,

v — średnia prędkość jazdy samochodu serwisowego,

k_e — jednostkowy koszt transportu (paliwo, amortyzacja pojazdu itp.).

Koszt wymiany uszkodzonej części będzie wynosił:

$$K_{wc}^1 = K_{hm} (t_s + t_{dm} + t_u^1 + t_k^1) \quad (5)$$

gdzie:

t_s — czas sprawdzenia odpowiedniej instalacji w celu zlokalizowania usterki (upewnienia się o prawidłowość meldunku mechanika),

t_{dm} — czas demontażu i montażu po usunięciu usterki odpowiednich owiewek, pokryw lub zespołów umożliwiających dostęp do uszkodzonej części,

t_u^1 — czas usunięcia usterki,

t_k^1 — czas sprawdzenia instalacji po usunięciu usterki.

Po podstawieniu zależności (4) i (5) do (3) i oznaczeniu czasu pracy mechanika serwisowego na lądowisku roboczym przez Σt_1 — koszt usunięcia nieprzewidzianej usterki na lądowisku roboczym wyniesie:

$$K_{uu}^2 = K_{ps} + 2 \frac{l}{v} k_e + K_{hm} (2 \frac{l}{v} + \Sigma t_1) + K_c^1 \quad (6)$$

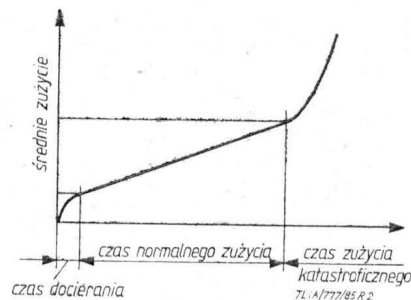
Porównanie zależności (2) i (6) najlepiej ilustruje uciążliwość nieprzewidzianych usterek, które są ujawniane na lądowisku roboczym i tam muszą być usuwane.

Resurs — okresy międzyprzeglądowe

Od współczesnego samolotu rolniczego wymaga się, aby był eksploatowany tzw. metodą „bez naprawy głównej”. Znaczy to, że co jakiś czas, np. raz w roku, przeprowadza

się przegląd główny, powtarzając go okresowo aż do osiągnięcia określonej żywotności (np. 6000 h lotu). Przegląd główny tym się różni od naprawy głównej, że w czasie przeglądu sprawdza się tylko miejsca określone w technologii przeglądu, wymienia się określone części lub zespoły na nowe lub regenerowane, zaś naprawia się tylko wtedy, gdy zostanie stwierdzone nadmierne zużycie lub uszkodzenie części. W samolocie dobrze dopracowanym konstrukcyjnie takie prace jak wymiana części (węzłów) wnitowanych lub wstawianych przeprowadzane są jedynie sporadycznie. Naprawa połączeń sworzniowych przez rozwiercanie i stosowanie sworzni remontowych powinna również należeć do przypadków szczególnych, zawsze jednak z takim wyliczeniem, aby zapasy remontowe nie zostały wyczerpane przed upływem rezerwy.

Proces starzenia samolotu rolniczego zależy od różnych przyczyn, które decydują o żywotności różnych zespołów (np. skrzydło — głównie zmęczenie materiału, podwozie — zmęczenie, zużycie mechaniczne, korozja itp.). Rzeczywisty proces starzenia zależy nie tylko od bezwzględnych wartości czynników destrukcyjnych, ale i od wzajemnej ich korelacji. Szczególnie istotny jest tu wpływ korozji.



Rys. 2. Klasyczny model procesu starzenia (wg dr inż. T. Mazura — M. Hebda, T. Mazur, H. Pelc: Teoria eksploatacji pojazdów, WKiŁ, Warszawa, 1978 r.)

Na rys. 2 przedstawiono klasyczny model procesu starzenia. Eksploatacja produkcyjna jest możliwa tylko w okresie od tzw. docierania do zużycia katastroficznego. Próba żywotności samolotu przeprowadzona przez producenta powinna przede wszystkim określić, kiedy rozpoczyna się zużycie katastroficzne struktury i głównych węzłów i kiedy należy wymienić najsłabsze zespoły, tak aby cały samolot mógł być bezpiecznie użytkowany aż do rozpoczęcia się zużycia katastroficznego struktury. Na podstawie wyników prób żywotności producent zaleca częstotliwość i zakres przeglądów profilaktycznych.

Eksploatacja liderowa bądź potwierdza częstotliwość i zakres przeglądów, bądź jest podstawą do zmiany początkowych zaleceń. Np. w wyniku eksploatacji liderowej w NRD samolotu PZL-106A zmieniono częstotliwość przeglądów: z 200 h lotu (przegląd średniego rzędu) i z 500 h lotu (przegląd główny) na początkowo 200 i 600 h lotu, a następnie na 300 i 600 h lotu, na razie przy zachowaniu nie zmienionego zakresu przeglądów. W ten sposób doprowadzono do tego, że każdy samolot w ciągu roku przechodzi jeden przegląd główny i jeden przegląd średni.

Specjalne wymagania dla producenta

Z powyższych uwag wynika, że w projektowaniu, badaniach i produkcji samolotu rolniczego dużo uwagi trzeba poświęcić jego właściwościom eksploatacyjnym, od których w bardzo dużym stopniu zależą wyniki ekonomiczne przedsiębiorstwa agrolotniczego.

Producent powinien dobrze poznać warunki eksploatacji (strukturę prac agrolotniczych, ich organizację, organizację obsługi technicznej) potencjalnych użytkowników. Te doświadczenia powinny najpierw posłużyć do projektowania nowego samolotu, a następnie powinny stać się podstawą do tworzenia programów badań i prób żywotności i trwałości. Na podstawie wyników tych prób powinny powstać zalecenia technologiczne przeglądów profilaktycznych i propozycje części zamiennych.

Przygotowanie obsługi technicznej samolotu rolniczego powinno być wykonane staranniejsz niż samolotu komunikacyjnego. Samolot komunikacyjny użytkowany jest na lotniskach, na których znajdują się bazy techniczne mogące wykonywać różnorodne, nawet bardzo skomplikowane naprawy. Dąży się jednak do tego, aby takich napraw nie było, bo postój samolotu komunikacyjnego kosztuje. W lotnictwie rolniczym postój też kosztuje, a ponadto samolot rolniczy przez wiele tygodni w roku jest eksploatowany na lądowiskach roboczych, na których nie ma żadnego zaplecza technicznego.

Polskie balony wolne 1924 ÷ 1939

Mgr ANDRZEJ MORGALA

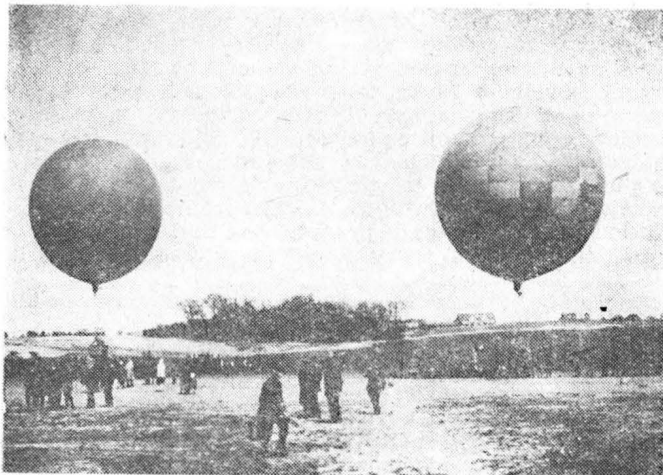
Początki warsztatów balonowych w Polsce związane są ze sformowaniem jednostki wojskowej przeznaczonej do obsługi technicznej i do przechowywania balonów. Pod koniec maja 1919 r. utworzono Ruchomy Park Aeronautyczny. Wobec rozbudowy wojsk balonowych jednostkę zreorganizowano i rozbudowano, tworząc w sierpniu 1919 r. Centralne Składy Aeronautyczne, które mieściły się w hali sterowcowej w Winiarach k. Poznania, a później zostały przeniesione do Legionowa.

W 1922 r., przewidując uruchomienie własnej produkcji balonów, zorganizowano i zbudowano w Legionowie Centralne Warsztaty Balonowe, składające się ze składnicy sprzętu, warsztatów balonowych i wytwórni wodoru. Produkcję balonów na uwięzi rozpoczęto w 1924 r. Zbudowano również dwa pierwsze balony kuliste typu E-2 wzorowane na francuskim pierwowzorze. Wykonano wówczas właściwie tylko powłoki, sieci i olinowanie, natomiast kosze, klapy, opróżniacze i obręcze pochodziły ze skasowanych balonów tego typu. W następnym roku wyprodukowano już kompletne balony kuliste, w tym jeden E-2 i drugi polskiej konstrukcji ZB-1 o pojemności 1200 m³, zbudowany wg projektu por. pil. bal. Zbigniewa Burzyńskiego.

Po dwuletniej przerwie, w 1929 r. ponownie podjęto produkcję balonów wolnych. Szczytowym okresem produkcji stały się lata 1933÷1934. Było to związane z udziałem Polski w zawodach o puchar Gordona Bennetta. Stosunkowo dużo balonów wyprodukowano również w latach następnych. Było to niewątpliwie związane ze wzrostem zainteresowania tym sportem, wzbudzonym sukcesami odniesionymi przez polskie załogi w zawodach międzynarodowych.

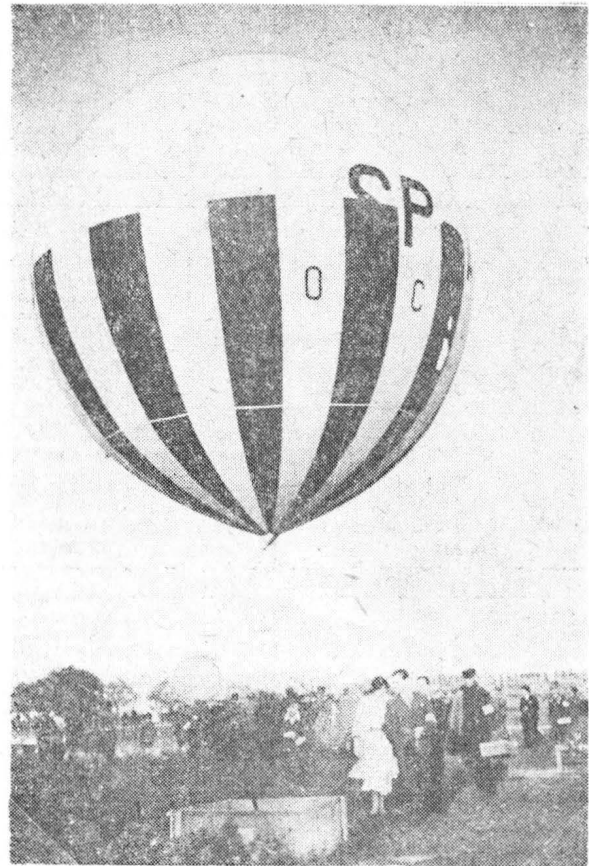
Balony wolne były budowane początkowo tylko na zamówienie wojska. Dopiero w 1929 r. wykonano na zamówienie ARP pierwszy cywilny balon kulisty Gdynia o pojemności nominalnej 1200 m³. Uruchomienie produkcji poszczególnych typów odbywało się w następującej kolejności: w 1924 r. 750 m³, w 1925 r. 1200 m³, w 1931 r. 450 m³, w 1932 r. 2200 m³, w 1934 r. 120 m³, w 1936 r. 900 m³ i 1600 m³ i w 1939 r. 600 m³.

Dla wojska produkowano przede wszystkim: dwuosobowy balon szkolny E-2 o pojemności 750 m³ oraz jednoosobowy do laszowania JP-1 o pojemności 450 m³. Pośrednim typem, który miał zastąpić balony obu klas, miał być balon o pojemności 600 m³. Balonami sportowymi były: ZB-1 o pojemności 1200 m³ oraz balony o pojemności 900 m³ i 1600 m³. Balonem zawodniczym klasy Gordon Bennett był JP-2GB produkowany również w odmianie treningowej



Rys. 1. Dwa pierwsze kuliste balony wolne E-2 poj. 750 m³ Warszawa i Kraków

JP-2T. Specjalnym balonem skoczkiem był najmniejszy balon wolny o pojemności 120 m³, niosący pilota na szelkach w uprzęży spadochronowej.



Rys. 2. Balon klasy Gordon Bennett JP-2GB poj. 2200 m³ Kościszko

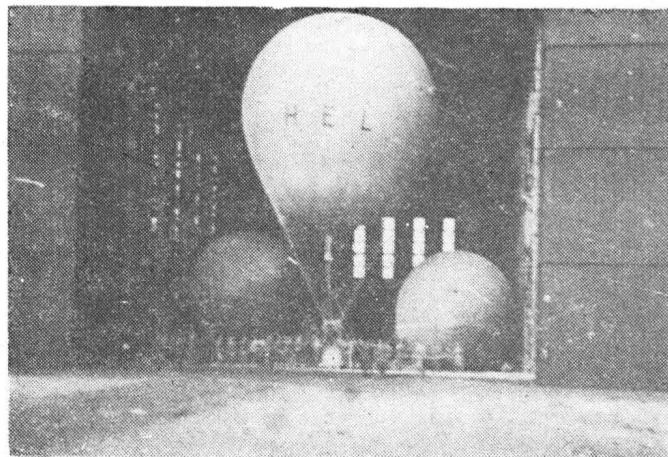
Balony wolne produkowano z przerwami od 1924 do 1939 r. Razem zbudowano 40 balonów, z tego 18 dla wojska i 22 dla odbiorców cywilnych, w tym 2 na eksport. Najwięcej było balonów E-2 (12 szt.) oraz ZB-1 (9 szt.) a następnie JP-2GB (8 szt.), JP-1 (4 szt.) Jumping (3 szt.) oraz balony o pojemności 600 m³ i 1600 m³ (po 1 szt.). Dokładne zestawienie balonów wolnych wyprodukowanych w Polsce przedstawiono w tabl. 1.

Pierwsze kuliste balony wyprodukowane w Legionowie były wzorowane na konstrukcjach francuskich pochodzących z okresu I wojny światowej. W 1925 r., wkrótce po uruchomieniu nowego warsztatu balonowego, zbudowano pierwszy polski balon o pojemności 1200 m³, Wilno. Była to oryginalna konstrukcja zaprojektowana od podstaw przez por. pil. bal. Zbigniewa Burzyńskiego. Nowy aerostat odznaczał się wieloma pomysłowymi rozwiązaniami, przy czym na szczególną uwagę zasługiwała sieć nośna. Dotychczas sieć wykonywano zwykle jako siatkę oczkową lub południkową, czy też luźną. Zamiast ciężkiej oczkowej lub niepraktycznych południkowej i luźnej, por. Burzyński zastosował konstrukcję południkowo-oczkową, ze spadkami lin w rejonie równika, lekką i wytrzymałą, łączącą zalety dotychczasowych klasycznych rozwiązań, a pozbawioną ich wad. Również w powłoce zastosowano wiele innowacji. ZB-1 Wilno był pierwszym polskim balonem sportowym przeznaczonym do udziału w zawodach i do treningu pilotów.

TABLICA 1. Balony wolne produkcji polskiej 1924÷1939 r.

Nazwa balonu	Znaki rejestracyjne lub rozpoznawcze	Rok produkcji	Właściciel lub użytkownik
I. WBS typ E-2 750 m ³			
Warszawa I ¹⁾	szachownica	1924	1 Baon Balonowy Toruń
Kraków I ¹⁾	szachownica	1924	1 Baon Balonowy Toruń
Poznań ²⁾	szachownica	1925	1 Baon Balonowy Toruń
Lwów	szachownica	1926	1 Baon Balonowy Toruń
Kraków II	SP-ALL	1930	Aeroklub Krakowski
Jabłonna	szachownica	1930	2 Baon Balonowy Legionowo
Hel	szachownica	1933	2 Baon Balonowy Legionowo
Kielce	SP-ANS	1934	Aeroklub Pomorski, Mościcki Klub Balonowy
Mościce	SP-ALP	1934	Mościcki Klub Balonowy
Mościce I	SP-AXZ	1936	Mościcki Klub Balonowy
Łódź	szachownica	1935	1 Baon Balonowy Toruń
Lublin	szachownica	1937	WKS „Wzlot” przy 2 Balonie Balonowym
II. WBS ZB-1 1200 m ³			
Wilno	szachownica	1925	1 Baon Balonowy Toruń
Gdynia	SP-AHX	1929	ARP Warszawa
Legionowo	SP-ANH	1933	Koło Balonowe WBS afiliowane do Aeroklubu Warszawskiego
Syrena	SP-ANC	1934	Aeroklub Warszawski
Gryf	szachownica	1936	1 Baon Balonowy + WKB Toruń
Katowice	szachownica	1937	WKS „Wzlot” przy 2 Baonie Balonowym
Wisła	SP-BPF	1938	Aeroklub Warszawski
Mestwin	SP-BNC	1938	Aeroklub Pomorski Toruń
Mościce IV	SP-....	1939	Mościcki Klub Balonowy
III. WBS JP-2GB 2200 m ³			
Polonia, Toruń ³⁾	SP-AHW	1932	ARP Warszawa
Kościuszko	SP-ADS	1933	ARP Warszawa
Polonia II	SP-AMY	1933	ARP Warszawa
Warszawa II	SP-ANA	1934	ARP Warszawa
Toruń II	SP-ANK	1934	ARP Warszawa
Zürich III	HB-BIA	1935	Aero Club de Suisse, Basel
LOPP	SP-BCU	1936	ARP Warszawa
Walgrott	HB-BIE	1937	Aero Club De Suisse, Basel
IV. WBS JP-1 450 m ³			
Gniezno	szachownica	1931	1 Baon Balonowy Toruń
Gopło	szachownica	1935	2 Baon Balonowy Legionowo
Mościce II	SP-....	1937	Mościcki Klub Balonowy
Mościce III	SP-....	1939	Mościcki Klub Balonowy
V. WBS Jumping 120 m ³			
Jump	szachownica	1934	2 Baon Balonowy + Aer. Warszawski
Lump	szachownica	1934	2 Baon Balonowy + Aer. Warszawski
Puk	szachownica	1934	2 Baon Balonowy + Aer. Warszawski
VI. WBS-900 900 m ³			
Mazowsze	szachownica	1936	WKS „Wzlot” przy 2 Baonie Bal.
Pomorze	szachownica	1937	1 Baon Balonowy + WKB Toruń
VII. WBS-1600 1600 m ³			
Sanok	SP-ATN	1936	K.B., „Guma” Sanok Afilj. do A.Lw.
VIII. WBS-600 600 m ³			
Warszawa III	SP-....	1939	Aeroklub Warszawski

1) Balon produkcji francuskiej przebudowany w CZB. W 1924 r. wykonano nową powłokę, oliniowanie i sieć, a w późniejszych jeszcze kosze, 2) Pierwszy kompletny balon wolny wykonany w Polsce, 3) Zmiana nazwy balonu w 1933 r.



Rys. 3. Zmodyfikowany wojskowy balon szkolny E-2 poj. 750 m³ Hel. Na górnej półkuli blisko bieguna widoczna jest białoczerwona szachownica

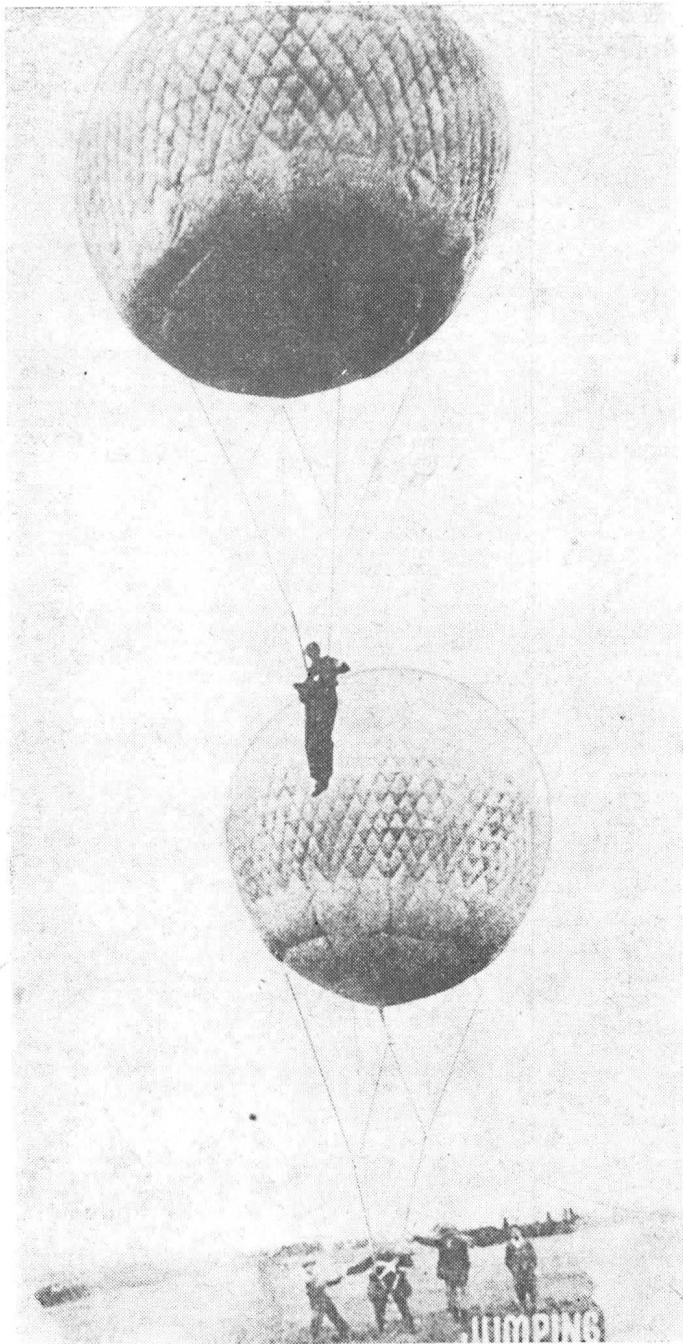
TABLICA 2. Dane techniczne balonów wolnych produkowanych w WBS

Typ balonu	Objętość m ³	Średnica, m	Wysokość, m	Masa własna, kg	Uwagi
WBS 120	120	6,10	12,0	49	Jumping jednoosobowy
WBS JP-1	450	9,52	12,0	210	
WBS 600	600	10,70	17,5	260	szkolny wojskowy
WBS E2	750	11,28	17,5	320	
WBS 900	900	12,04	19,3	320	wyczynowy treningowy
WBS ZB-1	1200	13,20	19,4	340	
WBS 1600	1600	14,50	19,5	400	
WBS JP-2GB	2200	16,15	23,5	365	
WBS JP-2T	2200	16,15	23,5	465	

Intensywny rozwój rodzimych konstrukcji balonowych nastąpił na początku lat trzydziestych. Sprzyjającą okoliczność stanowił zamiar uczestniczenia Polski w zawodach o puchar Gordona Bennetta w Bazylei w 1932 r. Impreza, mająca duży rozgłos na arenie międzynarodowej, była nieoficjalnymi mistrzostwami świata w tej dyscyplinie sportu. W 1932 r. oblatano w Legionowie pierwszy balon klasy 2200 m³ typu JP-2 zbudowany wg oryginalnego projektu inż. Józefa Paczosa — szefa biura konstrukcyjnego. Balon otrzymał nazwę Polonia.

Doświadczenia uzyskane w lotach zawodniczych pozwoliły na opracowanie zmodyfikowanej wersji wyczynowej. Nowy balon, noszący nazwę Kościuszko, przeznaczony był na następne zawody Gordona Bennetta w Chicago w 1933 r. Konstruktor wprowadził wiele ulepszeń nigdzie dotychczas nie stosowanych. W odróżnieniu od poprzedniego nowy balon JP-2GB odznaczał się lżejszą konstrukcją. Zmniejszenie masy własnej uzyskano dzięki rozsądnie zaprojektowanej konstrukcji nośnej. Powłokę uszyto z dwóch gatunków materiału: mocniejszego (ale cięższego) i słabszego, lecz zarazem lżejszego. Materiał powłokowy wykonany był z pojedynczej, ale niezwykle gęstej popeliny bawełnianej gumowanej jednostronnie — tylko od strony wewnętrznej. Pierwszych 6 górnych pierścieni, czyli obszar najbardziej narażony na parcie gazu nośnego, wykonano z materiału mocniejszego kat. 90 g/m², a pozostałe pierścienie z tkaniny lżejszej kat. 60 g/m². Zrezygnowano także ze stosowania opróżniacza, zmodyfikowano rozrywacz i napęd kłapy nawigacyjnej. Tym sposobem uzyskano zmniejszenie masy własnej powłoki o 78 kg. Sieć, również lżejsza od dotychczasowych, wykonana była z linek konopnych i stanowiła kombinację konstrukcji oczkowej z południkową, z podwójnymi spadkami rozdzielonymi potrójnym rzędem oczek na równiku. Rozwiązanie to stosowane jest do dzisiaj w konstrukcjach balonowych. Sieć JP-2GB zaprojektowano dla określonego gatunku gazu nośnego (gaz świetlny), zyskując dzięki temu kolejne zmniejszenie masy własnej o 12 kg. Sieć była delikatniejsza i lżejsza od uniwersalnej sieci stosowanej dotychczas. Później sieć uniwersalną wykorzystano tylko w wersji treningowej JP-2T.

Nowością techniczną było także zastosowanie do obrczy nośnej kosza lekkiego stopu (hydronalium) zamiast ciężkiego drewna jesionowego. Powierzchnię wewnątrz koła wypełniono przezroczystą płytą stanowiącą zapórę dla zapachu gazu, a ponadto spełniająca funkcję półki na podręczne przedmioty potrzebne w czasie lotu. Kosz otrzymał ławkę do spania, drugą ławeczkę przenośną oraz dwa stoliki nawigacyjne zawieszane na zewnątrz burty. Masa własna



Rys. 4. Dwa balony Jumping poj. 120 m³ Jump i Lump

obręczy i kosza była mniejsza o 10 kg. JP-2GB Kościuszko miał masę własną mniejszą o 100 kg od Polonii zbudowanej rok wcześniej na zawody w Bazylei, będącej odbiciem standardowego poziomu w dziedzinie konstrukcji balonowych.

Wytwórnica postarała się również o efektowną kolorystykę balonu. Górna półkula miała naturalny biały kolor tkaniny, a dolna składała się na przemian z pasów białych i czerwonych zewszających się od równika ku biegunowi powłoki. Jak wiadomo Kościuszko z załogą Hynek i Buryński zajął I miejsce w Chicago. Prasa przyznała naszemu balonowi pierwsze miejsce w nieoficjalnym konkursie o tytuł „najładniejszego”, w którym brano pod uwagę kompozycję barwną i estetykę wykonania powłoki.

W porównaniu z podobnymi konstrukcjami zagranicznymi budowanymi wg klasycznych wzorów, znacznie lżejszy balon JP-2GB mógł zabrać przy napełnieniu powłoki gazem świetlnym ok. 1 t balastu nawigacyjnego, czyli 50 dwudziestokilogramowych worków piasku. Balony wyprodukowane w Legionowie odznaczały się również dużą trwałością. Świadczył o tym wymownie przykład balonu LOPP SP-BCU, który podczas zawodów Gordona Bennetta w 1936 r. wylądował w niedostępnej tundrze w rejonie Archangielska. Wobec braku możliwości transportu balon przeleżał w słoicie i na mrozie od września 1936 r. do stycznia 1937 r., kiedy można było dojechać przez zamrażnięte bagna. Warunki składowania pod gołym niebem w wybitnie niekorzystnym klimacie i przy skrajnie niekorzystnych warunkach atmosferycznych w niczym nie umniejszały jego wartości. LOPP startował jeszcze niejednokrotnie, a w 1938 r. zajął pierwsze miejsce w kolejnych zawodach Gordona Bennetta.

W latach trzydziestych powstały również inne konstrukcje balonowe, przy czym przeważały balony przeznaczone dla lotnictwa sportowego. Balony były przeznaczone do nauki latania i treningu w aeroklubach oraz do zawodów krajowych. Konstrukcje o pojemnościach 900 m³ i 1600 m³ oraz na nowo opracowane 750 m³ i najnowszy 600 m³ miały wiele rozwiązań przeniesionych z balonów klasy Gordona Bennetta. Interesujący był również najmniejszy balon skoczek, czyli Jumping, przeznaczony początkowo dla wojska. Po spadku zainteresowania Jumpingi były użytkowane w lotnictwie sportowym przeważnie do lotów pokazowych i propagandowych (tabl. 2).

Dzięki racjonalnym rozwiązaniom konstrukcyjnym stosowanym przez polskich inżynierów, piloci balonowi otrzymywali sprzęt pewny i wypróbowany, odznaczający się wysokimi walorami użytkowymi. Czynniki te spowodowały, że balony wolne konstruowane i produkowane w Legionowie znalazły się w światowej czołówce statków powietrznych tej klasy. Był to jeden z niepoślednich czynników stwarzających dodatkową szansę naszym młodym aeronautom mierzącym swe siły z wytrawnymi zawodnikami od lat uprawiającymi sport balonowy. Sprawilo to również, że załogi z innych krajów chętnie startowały na naszych balonach wynajętych od ARP, a niektóre z nich sprzedano za granicę. Obok słynnych samolotów RWD, balony WBS przysporzyły wówczas sławy polskiemu lotnictwu, zdobywając laury w kolejnych zawodach o puchar Gordona Bennetta.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

ADAMOWICZ A., PIĞŁAS M.: Analyse von Beschädigungen an Flugkolbenmotoren (I). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 6, S. 4

In dem Aufsatz werden typische Beschädigungen an Kolbenmotoren sowie ihrer Einfluss auf die Flugsicherheit behandelt.

KRÓL R.: Gegenwärtig angewandte Metallwerkstoffe für die in Polen eingesetzte und gebaute Flugzeuge und Hubschrauber. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 6, S. 7

Der Aufsatz enthält eine kurze Charakteristik der Metallegierungen sowie eine Zusammenstellung der chemischen Zusammensetzung und Eigenschaften von hitzebeständigen und Titan enthaltenden Legierungen, die im Flugzeugbau verwendet werden. Er umfasst auch die Zusammenstellung der Anwendung der Metallegierungen in bestimmten Typen von Flugzeugen und Hubschraubern.

BORODZIK F.: Betriebseinsatz eines neuen Agrarflugzeuges. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 6, S. 18

Auf Grund der Erfahrungen mit dem Betriebseinsatz des Flugzeuges PZL-106 A Kruk in der DDR, werden die sich daraus ergebenden Probleme sowie die Kostenrechnung erörtert.

MORGAŁA A.: Polnische Freiballons in den Jahren 1924+1939. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 6, S. 21

In dem Aufsatz wird der Bau von Sport-Freiballons mit 120, 450, 600, 750, 1600 und 2200 m³ Rauminhalt vorgestellt, von denen insgesamt 40 Stück hergestellt wurden. Es wird auch eine Zusammenstellung ihrer Namen und Kennzeichen angeführt.

СОДЕРЖАНИЯ

АДАМОВИЧ А., ПИГЛАС М.: Анализ повреждений авиационных поршневых двигателей (I). TLiA, т. 41, 1986 г., № 6, с. 4

Описаны типичные повреждения авиационных поршневых двигателей и описано их влияние на безопасность полетов.

КРУЛЬ Р.: Современные металлические материалы примененные в конструкции самолетов и вертолетов эксплуатирующихся и изготовляемых в Польше. TLiA, т. 41, 1986 г., № 6, с. 7

Статья дает краткую характеристику сплавов металлов, а также сводку химических составов и прочностных свойств жаропрочных сплавов и сплавов титана, применяемых в авиации. Включает также данные по применению сплавов металлов в определенных типах самолетов и вертолетов.

БОРОДЗИК Ф.: Введение в эксплуатацию нового типа сельскохозяйственного самолета. TLiA, т. 41, 1986 г., № 6, с. 18

На базе опыта введения в эксплуатацию самолета ПЗЛ-106А Крук в ГДР указаны проблемы связанные с этой задачей и сводка эксплуатационных расходов сельскохозяйственного самолета.

МОРГАЛА А.: Польские свободные аэростаты 1924+1939. TLiA, т. 41, 1986 г., № 6, с. 21

Описано производство спортивных свободных аэростатов объемом в 120, 450, 600, 750, 1600 и 2200 м³ которые были построены общим числом в 40 шт. Приводится перечень названий и опознавательных знаков этих аэростатов.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

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 KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej**

SPIS TREŚCI

A. Glass: Zargon fachowy a „poprawna” terminologia lotnicza	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Śmigłowce na świecie; Wytwórnia Dassault-Breguet; Produkcja śmigłowców we Francji; Zmiany w strukturze zatrudnienia we francuskim przemyśle lotniczym; Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym	3
A. Adamowicz, M. Pigłas: Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (I)	4
NOWOŚCI TECHNICZNE	6
R. Król: Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce	7
KSIĄŻKI LOTNICZE	10
KARTOTEKA TLiA: Embraer EMB-111	11
Agusta A-129 Mangusta	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie skróty i oznaczenia nawigacji lotniczej (II)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Procedury określania niezaużywalnej ilości paliwa dla małych samolotów	16
F. Borodziak: Wprowadzanie nowego samolotu rolniczego do eksploatacji	18
A. Morgała: Polskie balony wolne 1924÷1939 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROTOTYPY:	
IAR 317 Airfox	II okł.
UTVA Lasta	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty myśliwskie PZL P.7a — rys. K. Cieślak



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Gtrulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutwładz, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Mistorok, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

ADAMOWICZ A., PIGŁAS M.: Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (I). TLiA, t. XLI, 1986, nr 6, s. 4

W artykule opisano typowe uszkodzenia silników tłokowych oraz przedstawiono ich wpływ na bezpieczeństwo latania.

KRÓL R.: Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce. TLiA, t. XLI, 1986, nr 6, s. 7

Artykuł zawiera krótką charakterystykę stopów metali oraz zestawienie składów chemicznych i właściwości stopów żarowytrzymałych i stopów tytanu stosowanych w lotnictwie. Obejmuje także zestawienie zastosowań stopów metali w określonych typach samolotów i śmigłowców.

BORODZIK F.: Wprowadzanie nowego samolotu rolniczego do eksploatacji. TLiA, t. XLI, 1986, nr 6, s. 18

Na podstawie doświadczeń z wprowadzaniem do eksploatacji samolotów PZL-106A Kruk w NRD, przedstawiono problemy z tym związane oraz rachunek kosztów eksploatacji samolotu rolniczego.

MORGAŁA A.: Polskie balony wolne 1924÷1939. TLiA, t. XLI, 1986, nr 6, s. 21

Prezentowano produkcję sportowych balonów wolnych o pojemności 120, 450, 600, 750, 1600 i 2200 m³, których zbudowano łącznie 40 szt. Zamieszczono wykaz nazw i znaków rejestracyjnych balonów.

CONTENTS

ADAMOWICZ A., PIGŁAS M.: Analysis of failures of aircraft piston engines (I). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 6, p. 4

Typical failures of aircraft piston engines have been described and their impact on flight safety has been discussed.

KRÓL R.: The present-day metallic materials employed in structures of aeroplanes and helicopters used and manufactured in Poland. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 6, p. 7

The article contains a brief description of metal alloys and a list of high-temperature and titanium alloys used in aircraft engineering with their chemical composition and main characteristics. A list of applications of metal alloys in particular aeroplane and helicopter types has also been included.

BORODZIK F.: Introduction of a new ag-plane into service. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 6, p. 18

Based upon experience gained during introduction of the PZL-106A Kruk aeroplanes into service in the GDR, some problems related to this and calculation of the agricultural aircraft operational cost have been presented.

MORGAŁA A.: Polish free balloons 1924÷1939. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 6, p. 21

Production of sports free balloons of 120, 450, 600, 750, 1600 and 2200 m³ capacity, the total number of which amounted to 40, has been presented. The list of names and identity marks of the balloons has been included.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0344-1300/85. Nakład 6700 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-76. Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—
Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

cd. na s. 23



Spotkanie „okrągłego stołu”

10 stycznia 1986 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się kolejne tradycyjne spotkanie koleżeńskie „okrągłego stołu” nt. „Prosty i tani sprzęt do masowego szkolenia szybowcowego”, zorganizowane przez Sekcję Lotniczą. W spotkaniu uczestniczyło ponad 40 osób, w tym przedstawiciele Aeroklubu PRL, zakładów szybowcowych z Bielska-Białej i Krosna, ZORPOT-SIMP, Szefostwa Techniki Lotniczej, Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego PZL, Dyrekcji Generalnej Lotnictwa Cywilnego, IKCSP, Politechniki Warszawskiej, *Skrzydlatej Polski*, *TLiA*, WSK PZL-Okęcie i Instytutu Lotnictwa.

Uczestnicy spotkania zwrócili uwagę na potrzebę systemowego spojrzenia na poruszany problem. Zwrócono uwagę, że obniżenie kosztów szkolenia zależy nie tylko od kosztu szybowca, co skłania do stosowania wyciągarek. Sprzęt (szybowiec) do szkolenia masowego powinien być „tolerancyjny”, czyli bezpieczny ze względu na błędy, które mogą popełniać uczestnicy szkolenia.

Poruszono również problem kryterium dopuszczenia do latania (zmniejszenia wymagań zdrowotnych i dolnej granicy wieku). Obniżone wymagania wieku stosowane są np. w NRD i ZSRR. Przy stosowaniu obecnych kryteriów do latania nie jest bowiem dopuszczona liczna grupa młodzieży, mająca uczuciowy kontakt z lotnictwem.

Umożliwienie młodzieży masowego latania szybowcowego daje nie tylko korzyści wychowawcze, ale także przygotowuje młodzież do przyszłych zawodów pilota, inżyniera, technika lotnictwa, oraz do działalności społecznej.

Istnieją w Polsce młode zespoły konstruktorów lotniczych „entuzjastów”, które mogą pochwalić się opracowaniem i wykonaniem konstrukcji szybowcowych. Dlatego celowe jest jak najszybsze podjęcie odpowiednich decyzji dotyczących produkcji oraz rozwoju tych konstrukcji.

Na spotkaniu konstruktorzy z Politechniki Warszawskiej przedstawili propozycję rozwoju rodziny szybowców (program ULS) od eksperymentalnego szybowca ULS-PW, lekkiego szybowca treningowego PW-2 Gapa, szkolnego szybowca dwumiejscowego PW-3 oraz szkolnego motoszybowca dwumiejscowego PW-4.

H. Dąbrowski

Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa gości Koło SIMP przy Szefostwie Techniki Lotniczej

W dniu 13 stycznia 1986 r. do Instytutu Lotnictwa w Warszawie przybyła grupa specjalistów lotniczych — członków Koła SIMP przy Szefostwie Techniki Lotniczej w celu zapoznania się z nowoczesnymi problemami lotniczymi rozwiązywanymi w Instytucie.

Gości powitał dyrektor Instytutu prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźygadło, który następnie omówił strukturę organizacyjną i przedstawił działalność naukowo-badawczą Instytutu — centralnego zaplecza przemysłu lotniczego. Goście zwiedzili wybrane zakłady badawcze, których osiągnięcia prezento-

wali ich kierownicy. Sprawną organizację zwiedzania zawdzięczamy kol. Zbigniewowi Reicheltowi.

W drugiej części spotkania przewodniczący Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa kol. Tadeusz Kurczyk zapoznał gości z historią Instytutu i programem Zarządu Koła realizacji zadań Instytutu. Instytut został założony w 1926 r. i obchodzi jubileusz 60-lecia swego istnienia.

Na zakończenie wizyty przewodniczący Koła SIMP przy Szefostwie Techniki Lotniczej kol. S. Orczykowski podziękował za gościnność oraz dokonał wpisu do książki pamiątkowej, wzywając do współzawodnictwa o miano najlepszego koła i najlepszej sekcji naukowo-badawczej w Oddziale Warszawskim SIMP.

T. Kurczyk

Odczyt nt. „Polskie śmigła nad Afryką”

Staraniem Sekcji Lotniczej OW SIMP i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, w Domu Technika NOT w Warszawie 9 stycznia 1986 r. mgr inż. pil. Ryszard Witkowski wygłosił odczyt pt. „Polskie skrzydła nad Afryką”. Prelegent opracował referat na podstawie źródeł archiwalnych oraz własnych doświadczeń (uczestniczył w świadczeniu usług agrolotniczych oraz był wykładowcą na kursie lotniczym w Libii).

Przedstawiony materiał został podzielony na rozdziały, które obejmowały:

— Wstęp o Afryce (warunki działań lotniczych oraz początki lotnictwa w Afryce),

— Polskie działania lotnicze w Afryce przed II wojną światową. Autor omówił przelot Rayskiego nad Afryką w 1925 r., rajd Skarżyńskiego wokół Afryki w 1931 r., przelot Hirszbanda do Casablanki w 1932 r., przelot Karpińskiego z Afganistanu do Polski przez Kair w 1932 r., przelot Skarżyńskiego do Ameryki Północnej nad Afryką w 1933 r., rajd Kwiecińskiego w 1933 r. trasą konkursu „Challenge 1934”, przelot samolotów uczestniczących w Challenge 1934 trasą północnoafrykańską.

— Polskie działania lotnicze w Afryce podczas II wojny światowej. Przedstawiono przerzuty lotnicze trasą południową ze Złotego Wybrzeża do Egiptu w latach 1941÷1943, przerzuty sprzętu lotniczego trasą północną z Maroka do Egiptu w latach 1943÷1944, Polską Eskadrę Myśliwską (Hurricanes) w 112 Dyw. RAF w 1941 r., Dywizjon 318 Gdański w Egipcie w 1943 r., Polski Zespół Myśliwski (Cyrk Skalskiego) w Tunezji w 1943 r.,

— Polskie działania lotnicze w Afryce po II wojnie światowej. Przedstawiono komunikację lotniczą, usługi agrolotnicze i na rzecz zdrowia publicznego oraz operacje specjalne (akcja pomocy głodującym w Etiopii, szkolenie w Libii, wybory w Nigerii).

Mgr inż. Ryszard Witkowski, doskonały pilot doświadczalny I klasy i pracownik naukowo-badawczy w Instytucie Lotnictwa, okazał się również wspaniałym mówcą. W swoim wystąpieniu zwrócił uwagę na różnorodny charakter obecności polskich skrzydeł nad Afryką w różnych okresach. Przed II wojną światową przeloty nad Afryką miały wydźwięk propagandowy. W czasie II wojny światowej obecność polskich jednostek powietrznych nad Afryką łączyła się z operacjami bojowymi i walkami, zaś

po II wojnie światowej wszelkie działania polskich samolotów i śmigłowców w Afryce wiążą się z interesami gospodarczymi i ekonomicznymi.

Znając talent pisarski prelegenta (napisał książkę o lotnictwie śmigłowcowym pt. „Sześć stopni swobody”) wierzymy, że wkrótce pojawi się nowa pozycja tegoż autora pt. „Polskie skrzydła nad Afryką”.

T. Kurczyk

Konferencja pt. „Polskie śmigła w 40-leciu PRL”

Konferencja została zorganizowana w dniu 21 listopada 1985 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie przez Sekcję Lotniczą Oddziału Warszawskiego SIMP przy Instytucie Lotnictwa oraz dyrekcję Instytutu Lotnictwa.

Zebranych powitał kol. Tadeusz Kurczyk — przewodniczący Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa. Na konferencji było obecnych ok. 70 osób. Honorowym gościem był prof. dr inż. Stanisław Kuczyński z Politechniki Łódzkiej — konstruktor ponad 30 śmigieł m.in. do samolotów Sum w okresie przedwojennym oraz do samolotów w początkowym okresie powojennym. Konferencję prowadził prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz — przewodniczący Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej. Na konferencji wygłoszono następujące referaty:

— Produkcja śmigieł w Polsce w okresie 1945÷1985 — mgr inż. Stanisław Malewski,

— Kompozytowe łopaty śmigieł — doc. mgr inż. Mieczysław Kwiatkowski,

— Śmigło obudowane — doc. mgr inż. Ryszard Lewandowski,

— Badania dynamiczne śmigieł — mgr inż. Janusz Dmitruk,

— Konstrukcja nowoczesnej rodziny profili śmigłowych ILS na tle światowych tendencji rozwojowych — dr inż. Wojciech Kania, mgr inż. Jerzy Zółtak, mgr inż. Piotr Stawiński,

— Numeryczne metody wyznaczania charakterystyk osiągowych śmigła — mgr inż. Jerzy Zółtak, mgr inż. Krzysztof Kubryński, mgr inż. Kazimierz Czyżewski,

— Obliczeniowa metoda projektowania śmigła o nominalnych stratach indukcyjnych — mgr inż. Krzysztof Kubryński.

W dyskusji mgr inż. pil. J. Gawęcki poruszył zagadnienie sterowania śmigieł w samolotach rolniczych, prof. dr inż. S. Kuczyński omówił wytyczne do projektowania śmigieł oparte na własnym długoletnim doświadczeniu w projektowaniu, dr inż. K. Bednarek zgłosił potrzebę zbudowania w Instytucie Lotnictwa Laboratorium do badania zespołu śmigło-silnik, a dr inż. A. Hyla zwrócił uwagę na konieczność badania możliwości zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez samoloty śmigłowe podczas lądowania i startu. Dyskusję podsumował prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźygadło — dyrektor naczelny Instytutu Lotnictwa.

Wnioski wynikające z referatów i dyskusji, opracowane przez komisję pod przewodnictwem doc. dr inż. Lesława Buckiego, zostały przedłożone zainteresowanym instytucjom i posłużą do wytyczenia programu prac badawczych na przyszłość.

T. Kurczyk

SAMOLOTY LINIOWE POTEZ 27

