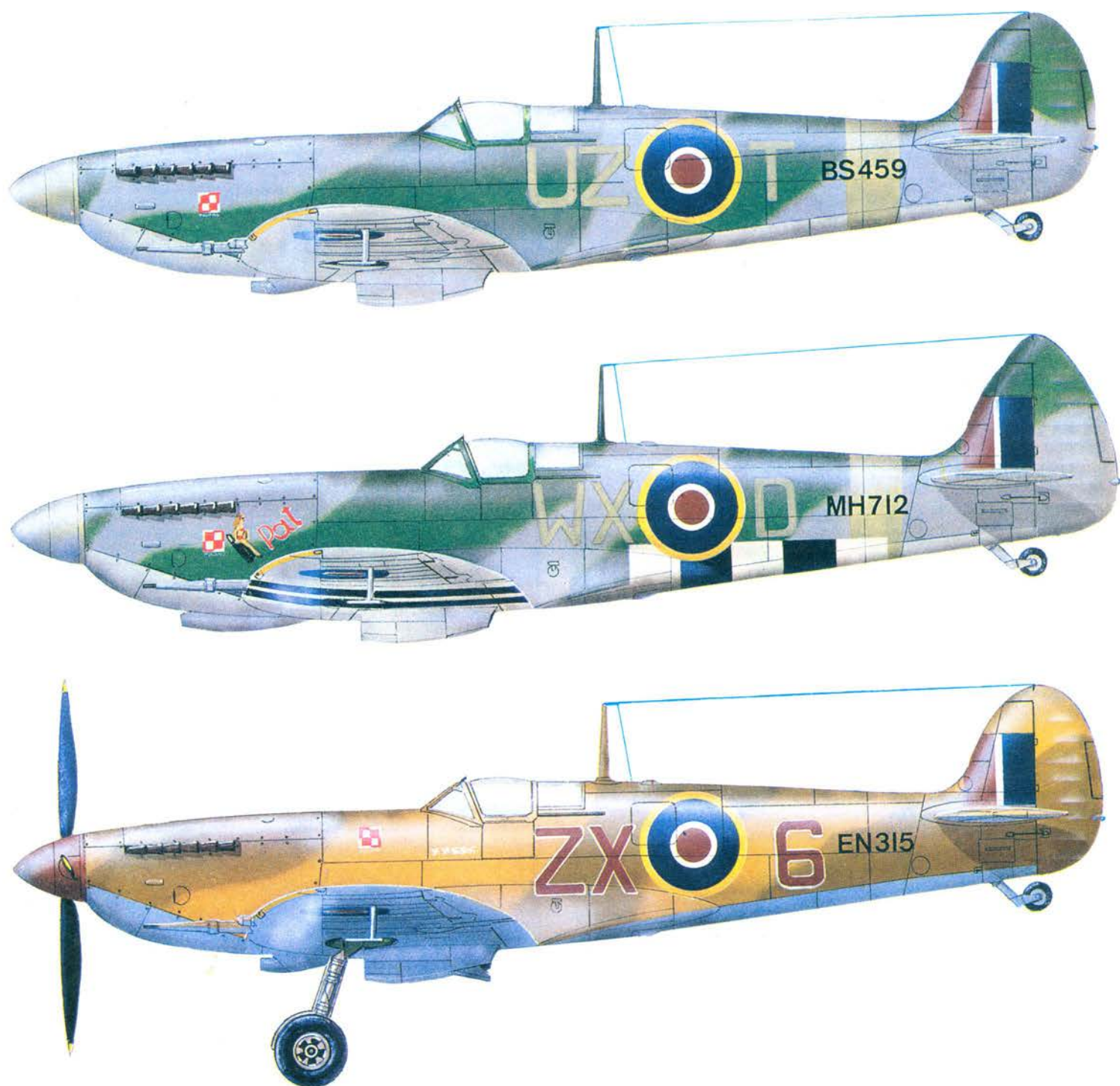


TECHNIKA

11-12'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

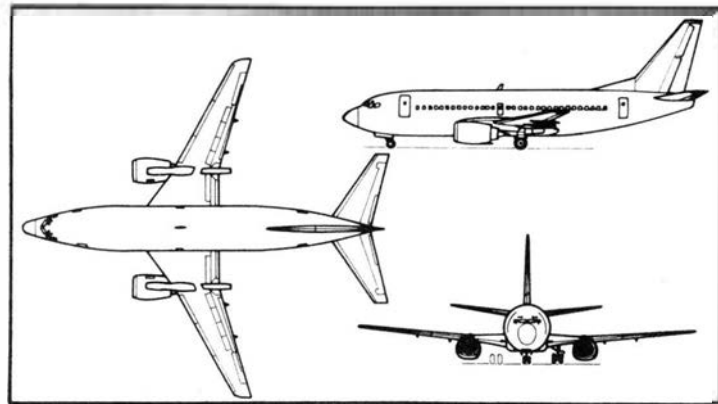


Boeing 737-500 • USA •

120-miejscowy samolot pasażerski na średnie i krótkie trasy

Powstała nowa wersja popularnego samolotu pasażerskiego Boeing 737 (dotychczas sprzedano 1845 samolotów), będąca bezpośrednią pochodną wersji 737-300 i nosząca oznaczenie 737-500. Nowy samolot ma w stosunku do wersji 737-300 skrócony o 2,39 m kadłub (wcześniejsza wersja, 737-400, ma kadłub przedłużony) i te same silniki, CFM56-3-B1, przy czym ich ciąg został ograniczony do 8230 daN, jednak na życzenie będą montowane silniki o pełnym ciągu, tj. 8900 daN. Poziom hałas wytwarzanego przez silniki spełnia wymagania ICAO Stage III. Zmiany wprowadzane w wersjach 737-300 i -400 zostały utrzymane w najnowszej wersji, dotyczą one wzmocnienia płata, końcówek płata i usterzenia wzmocnionego podwozia, opon i hamulców, przedłużonej płetwy statecznika kierunku i przesunięcia koła przedniego w celu zwiększenia odległości między gondolami silników a ziemią. Zmieniono krawędź natarcia płata, na wzór zastosowanych w samolotach Boeing 757 i 767, oraz wykorzystano tworzywa zbrojone w konstrukcji sterów, osłon aerodynamicznych, gondol silnikowych i klap komór podwozia. Samolot zabiera na pokład 108 pasażerów w mieszanym układzie kabiny (100 w klasie turystycznej i 8 w I klasie), 122 – w układzie ekonomicznym i 132 – w układzie czarterowym. Zapas paliwa wynosi 20 105 l, a na życzenie może być zwiększony o 3000 l.

Zintegrowany system obsługi lotu, wzorowany na systemie samolotów Boeing 757 i 767, umożliwia spełnienie warunków Cat IIIA. Wyposażenie samolotu obejmuje również detektor zjawiska windhear. System wskaźników pracy silników jest oparty na dwóch diodach świetlnych zastępujących 21 przyrządów elektromechanicznych. Określa on czasy startu w celu uniknięcia wyczekiwania nad lotniskiem docelowym. Dostawy samolotów mają rozpocząć się w marcu 1990 r.



Dane techniczne

Rozpiętość	28,88 m
Długość	31,01 m
Wysokość	11,10 m
Powierzchnia nośna	91,00 m ²
Masa własna	30 910 kg
Masa startowa maks.	
standard	52 390 kg
opcja	60 550 kg
Masa do lądowania maks.	49 440 kg
Wymagana długość pasa startowego przy 30°C	1860 m
Zasięg	
przy 52 390 kg	2590 km
przy 60 550 kg	5180 km

W. K.

Projekty

NATO Helicopter NH90

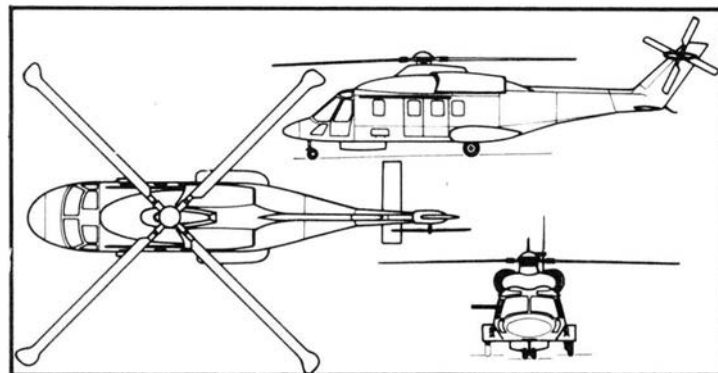
• Francja/Włochy/RFN/Holandia •

Dwusilnikowy śmigłowiec wielozadaniowy dla NATO

15 marca 1987 r. firmy Aerospatiale, Agusta, MBB i Fokker przystąpiły do opracowania wstępnego projektu śmigłowca wielozadaniowego dla NATO o oznaczeniu NH90. Każdy z partnerów otrzymał 25% udział w programie. Dwusilnikowy NH90 będzie budowany w wersji dla lotnictwa i wojsk lądowych oraz w wersji morskiej, m.in. do operowania z pokładów fregat. Będzie miał 4-łopatowy wirnik nośny z tytanowo-kompozytową piastą, kompozytowymi łopatkami i elastomerowymi łożyskami, 4-łopatowe kompozytowe śmigło ogonowe, sterowanie typu fly-by-wire, chowane podwozie i silniki Rolls-Royce/Turbomeca RTM 322 o mocy startowej 1567 kW (2130 KM) albo General Electric C17-6 o mocy 1507 kW (2050 KM). Pracę pilotów ułatwiają kolorowe wielofunkcyjne ekrany CRT, a podwójny magazyn danych cyfrowych zapewni dużą elastyczność w dostosowywaniu wyposażenia do rodzaju zadania. Duży udział tworzyw zbrojonych w strukturze śmigłowca i inne rozwiązania techniczne zmniejszą wykrywalność śmigłowca przez radar i zwiększą odporność na trafienie.

Wersja morska NFH będzie przystosowana do działania we wszelkich warunkach meteorologicznych, w dzień i w nocy, przy czym większą uwagę zwróci się na długotrwałość lotu, a nie na prędkość. Wersja dla lotnictwa i wojsk lądowych TTH będzie miała większą prędkość niż wersja NFH i będzie uzbrojona w broń defensywną, jedna z odmian TTH będzie zaopatrzona w ogonową rampę załadunkową. Masa startowa będzie wynosiła od 8000 do 9000 kg w zależności od wersji i wyposażenia specjalistycznego.

Francja, Włochy, RFN i Holandia potrzebują łącznie 620 śmigłowców NH90 dla lotnictwa, wojsk lądowych i marynarki do transportu (odmiana transportowa będzie zabierała na pokład ok. 20 osób), poszukiwań i ratownictwa, do przewożenia żołnierzy i sprzętu w strefie przyfrontowej (transport taktyczny) oraz do zwalczania jednostek morskich – podwodnych i nawodnych. Pierwszy lot NH90 jest przewidziany na koniec 1991 r., a początek dostaw śmigłowców seryjnych – na 1995 r.



Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	16,00 m	
Długość całkowita	19,44 m	
Długość ze złożonymi wirnikami	13,20 m	
Wysokość całkowita	5,20 m	
Wysokość ze złożonym śmigłem	4,00 m	
Masa własna	3965 kg	
Masa startowa maks.	9000 kg	
	NFH	TTH
Prędkość maks.	260	296 km/h
Wznoszenie maks. przy masie 8000 kg	—	7,7 m/s
Pułap zawisu	—	3500 m
Zasięg	1400	700 km
Długotrwałość lotu	4	2,5 h



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII LISTOPAD-GRUDZIEŃ 1988

TECHNIKA

11-12'88

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Jubileuszowy rok polskiego przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Państwowe Zakłady Lotnicze (PZL) w Warszawie rozpoczęły działalność na początku 1928 r., czyli 60 lat temu. Wytwórnia Płatowców PZL w 1935 r. przeniosła się z lotniska mokotowskiego na Okęcie, gdzie, także w 1935 r., w wyniku przejęcia przez państwo Polskich Zakładów Skody powstała Wytwórnia Silników PZL. W 1938 r. „metodą pączkowania” obie te wytwórnie utworzyły nowe zakłady: PZL Wytwórnię Płatowców Nr 2 w Mielcu i PZL Wytwrnię Silników Nr 2 w Rzeszowie. Dlatego w br. WSK PZL-Warszawa-Okęcie oraz cały przemysł lotniczy noszący znak PZL obchodzi 60-lecie, zaś wytwórnie WSK PZL-Mielec i WSK PZL-Rzeszów – 50-lecie.

Tradycje naszego przemysłu lotniczego sięgają aż 1918 r. (czyli są 70-letnie), kiedy to podjęły produkcję Centralne Warsztaty Lotnicze w Warszawie. Pierwsza polska wytwórnia lotnicza Awiaty powstała w 1910 r., czyli prawie 80 lat temu.

PZL-Mielec obchodził 50-lecie 28 sierpnia br., zaś cały przemysł lotniczy PZL w dniach 3-4 września br. Z tej okazji na lotnisku w Mielcu została urządzona wystawa dorobku przemysłu lotniczego. W dwóch hangarach zostały przedstawione: dorobek z zakresu badań oraz mniejsze eksponaty – silniki, podwozia, wyposażenie. Na lotnisku natomiast wystawiono samoloty, szybowce i śmigłowce, poczynając od Szpaka-4T zbudowanego w Mielcu w 1948 r. Na tej wystawie zapre-



Rys. 3. PZL M-18AS Dromader (wersja szkolna). Fot. A. Glass

zentowano po raz pierwszy seryjny szybowiec szkolny KR-03A Puchatek, dwumiejscową szkolną odmianę Dromadera PZL M-18AS, dwa prototypy PZL M-24 Super Dromader (jeden bez osłony na silniku, drugi z pierścieniową osłoną), drugi prototyp samolotu szkolnego PZL M-26 Iskierka z silnikiem Lycoming, makietę samolotu rolniczego PZL M-18 Dromader Turbo z silnikiem PT6A-65AG, samolot An-28



Rys. 1. PZL-130 Orlik z serii informacyjnej. Fot. A. Glass



Rys. 4. Makieta samolotu rolniczego PZL M-24T Dromader Turbo. Fot. A. Glass



Rys. 2. Drugi prototyp samolotu PZL M-26 Iskierka. Fot. A. Glass



Rys. 5. Seryjny szybowiec KR-03A Puchatek. Fot. A. Glass



BRAZYLIA

• Przewiduje się zakup 20 chińskich wojskowych samolotów transportowych Y-7 (licencja An-24). (A. et C. 1199)



CHINY

• Wstrzymano prace rozwojowe nad samolotem bojowym lat dziewięćdziesiątych, F-8-II. (A. et C. 1199)

• Narodowe linie lotnicze CAAC (Civil Aviation Administration of China) przemianowano na Air China; CAAC pozostaje instytucją jedynie administrującą lotnictwo cywilne ChRL. (A. et C. 1197)



FINLANDIA

• Dla unowocześnienia obrony powietrznej kupiono francuskie rakiety Matra Crotale NG i radary Thomson CSF. (A. et C. 1198)



FRANCJA

• 17 czerwca 1988 r. opuścił zakłady Dassault-Breguet w Bordeaux-Merignac tysięczny odrzutowy samolot dyspozycyjny z rodziny Falcon. Jest to Falcon 900 kupiony przez Arabię Saudyjską. Pierwszy samolot z tej rodziny (wówczas nosił nazwę Mystere 20) wyprodukowano w 1963 r. (A. et C. 1195)

• 26 czerwca 1988 r. uległ katastrofie "mały" autobus Airbus Industrie A. 320, należący do Air France, ze 136 pasażerami na pokładzie. Katastrofa nastąpiła podczas pokazów na lotnisku Hubsheim k. Miluzy, kiedy samolot przelatował na małej wysokości z wyciągniętym podwoziem i klapami. 3 osoby zginęły, ok. 50 było rannych. (A. et C. 1197)

• Wydawało się, że policznych dyskusjach i manifestacjach sprawa pilotowania autobusów nowej generacji przez dwóch tylko członków załogi jest oczywista — a jednak... trwają negocjacje w tej sprawie z mechanikami pokładowymi linii Air Inter, którzy grożą strajkiem. Konflikt osiągnął szczyt z chwilą wprowadzenia do służby trzech „małych” autobusów A.320. (A. et C. 1195)

• W 1987 r. uratowano 5900 osób stosując śmigłowce do niesienia pomocy medycznej. (A. et C. 1195)



INDIE

• W czerwcu 1988 r. rozpowszechniono pierwsze zdjęcia makiety naturalnej wielkości, śmigłowca ALH (Advanced Light Helicopter), konstruowanego przez Hindustan Aeronautics Ltd. i Messerschmitt-Bölkow-Blohm. (A. et C. 1197)



IRAN

• 3 lipca 1988 r. został zestrzelony autobus A.300 linii Iran Air — raketą Standard ER-SM2 wystrzeloną z amerykańskiego okrętu USS Vincennes, patrolującego w cieśninie Ormuz. Na pokładzie samolotu, lecącego z Bandar Abbas do Dubai, znajdowało się 290 osób — wszyscy ponieśli śmierć. Przyczyną tragedii, podawaną oficjalnie przez US Navy, było pomylenie tego samolotu z myśliwcem F-14 Tomcat, dającym podobny sygnał. Zestrzelony omyłkowo samolot A.300 brał wcześniej udział w zadaniach wojskowych, transportowych i podobno był wyposażony w aparaturę umożliwiającą wykonywanie takich zadań.



NRD

• 24 czerwca 1988 r. Interflug podpisał umowę z Airbus Industrie o zakupie trzech autobusów nowej generacji A.310-300 (wersja dalekiego zasięgu o pojemności 208 miejsc, dopuszczona do lotów transoceanicznych). Dwa samoloty będą dostarczone w czerwcu, a jeden w grudniu 1986 r. Początkowo będą obsługiwać — zamiast Il-62 połączenia Berlina z Hawaną, Pekinem i Singapurem. A.310-300 Interflugu będą napędzane silnikami General Electric CF6-80C2. (A. et C. 1197)



USA

• 19 czerwca 1988 r. w Fort Lauderdale na Florydzie odbył się pierwszy lot samolotu tłokowego napędzanego wodorem. Jednosilnikowy Grumman American Cheeta z silnikiem Lycoming E2G o mocy 110kW (150 KM) został zmodyfikowany przez Williama H. Conrada, prezydenta Airline Training Inc. (A. et C. 1199)

• 26 i 27 czerwca 1988 r. autobus nowej generacji Boeing 767-300ER dokonał kolejnego wyczynu. Samolot, należący do linii lotniczych Gulf Air, pokonał w locie dostawczym (a więc bez ładunku) bez lądowania 12 980 km między Seattle w USA a Bahrajnem, w czasie 14 h 32 min. Średnia prędkość wyniosła 893 km/h. (A. et C. 1197)

• 27 czerwca 1988 r. pierwszy prototyp Boeinga 747-400 wystartował z lotniska Moses Lake (Washington) mając masę startową 404815 km. Tym samym stał się najcięższym samolotem cywilnym (bezwzględny rekord masy startowej należy do An-124 Ruslan — 405 000 kg, w 1985 r.). B.747-400 był w tym locie przeciążony o 20 000 kg. Wysokość 2000 m osiągnął w 4 min 49 s. Napędzany jest 4 silnikami PW4000. (A. et C. 1199)

• W przemyśle lotniczo-kosmicznym USA było zatrudnionych w 1987 r. 1 310 000 osób. Liczba ta jest stabilna, natomiast rośnie liczba inżynierów, maleje zaś liczba robotników. (A. et C. 1199)

• Myśliwce Northrop F-5 Tiger II, które dotychczas służyły w ćwiczeniach USAF jako samoloty przeciwnika (w Aggressor Squadron), są zastępowane myśliwcami General Dynamics F-16 Fighting Falcon. (A. et C. 1194)



W. BRYTANIA

• Po raz pierwszy samoloty taktyczne Panavia Tornado należące do RAF opuszczają Europę — wezmą udział w wystawie w Sydney, z okazji dwudziestolecia Australii. Będą to 4 samoloty Tornado F-3, które wezmą też udział w ćwiczeniach obrony powietrznej Tajlandii i w Singapurze i powrócą do Wielkiej Brytanii przez USA. (A. et C. 1197)



ZSRR

• Sensację wywołało zaprezentowanie na Salonie Lotniczym w Farnborough (Anglia) w 1988 r. myśliwca MiG-29. Towarzyszyły temu komentarze wysoko postawionych przedstawicieli przemysłu lotniczego ZSRR, w których mówiono m.in.: „Zagraniczna prasa od dawna podawała, że sprzedajemy samoloty bojowe do krajów spoza Układu Warszawskiego, dla nikogo nie jest to więc tajemnicą” (TASS)

• Agencja TASS w czerwcu 1988 r. rozpowszechniła zdjęcia przedstawiające montaż autobusu IŁ-96-300 w zakładach w Woroneżu. Samoloty mają wejść do eksploatacji w 1990 r. (TASS)

cd. ze str. 1

w wersji transportowej w służbie polskiego lotnictwa oraz wersję seryjną samolotu szkolno-treningowego PZL-130 Orlik. Na wystawie pokazano też samoloty mieleckiej produkcji: M-4 Tarpan, Bies, Limy, An-2, M-20 Mewa, Dromader Mini, M-18 Dromader i M-18A



Rys. 6. Prototyp szybowca PW-3 Bakcył

oraz pierwszy prototyp Iskierki. WSK PZL-Warszawa-Okęcie pokazały oprócz Orlika Wilgę i Kolibra, zaś WSK PZL-Świdnik — Mi-2, Kanię i Sokola, PZL-Bielsko — Puchacza, Juniora i Jantary. W drodze na wystawę w Farnborough, w Mielcu wylądował największy na świecie samolot transportowy An-124 Ruslan. PZL Mielec z okazji jubileuszu wydał album fotograficzny. Zakłady na Okęciu i w Mielcu przygotowują wydanie swych monografii.

17 września 1988 r. wytwórnia PZL-Warszawa-Okęcie obchodziła jubileusz. Na wystawie sprzętu pokazano m. in. prototyp minisamolotu rolniczego PZL-126 Mrówka oraz prototyp Turbo Orlika z silnikiem M-601 i pozostałe wyroby zakładu.

W 1988 r. dokonano oblotów: prototypu samolotu PZL M-18AS Dromader (1988-03-21) i prototypów szybowca dwumiejscowego PW-3 Bakcył (1988-08-14), szybowca klasy standard SZD-55 (1988-08-15) oraz wersji PZL-130T Turbo Orlik z silnikiem M-601. W budowie znajduje się prototyp samolotu PZL-105 Wilga 88. W biurach konstrukcyjnych są prowadzone prace projektowe nad polsko-radzieckim samolotem rolniczym MK-1 (MK - Mielec, Kijów, początkowo oznaczanym M-28, później M-30) oraz nad nowymi projektami.

Zachodnie bombowce w 2000 r.

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Gdy wiele lat temu pojawiły się rakiety międzykontynentalne przewidywano zmierzch samolotów wojskowych jako nosicieli środków rażenia, a zwłaszcza zmierzch samolotów bombowych. Ogólnie biorąc te futurystyczne dywagacje okazały się zupełnie bezpodstawne. Natomiast gdy zwłaszcza na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych kolejno zrezygnowano z budowy samolotów bombowych North American B-70 Valkyrie i Rockwell International B-1 mogło wydawać się, że zostaną one całkowicie wyparte przez dalekodystansowe rakiety. Jednak i w tym przypadku te przewidywania okazały się przedczesne. Obecnie (i na najbliższą przyszłość) liczącą się pozycję utrzymały wyspecjalizowane bombowce strategiczne. Prawie wszystkie (z wyjątkiem B-52) pozostałe typy, już nie produkowane i w większości zupełnie przestarzałe, pozostały tylko w kilku krajach, o nie liczącym się na ogół (poza CHRL) potencjale lotnictwa wojskowego (np. w Wenezueli – Canberra B.82, czy w obydwu państwach Jemenu –It-28).

Na bombowce strategiczne spełniające obecne wymagania mogą sobie pozwolić wyłącznie dwa wielkie mocarstwa. Należy dodać, że we Francji w Force de Frappe są użytkowane naddźwiękowe samoloty Dassault-Breguet Mirage IVA, mogące przenosić bomby atomowe. 18 samolotów tego typu zaczęto modernizować do wersji IVP (pierwszy egzemplarz wszedł do służby w 1986 r.), m. in. przystosowanej do przenoszenia nuklearnych pocisków raketowych średniego zasięgu ASMP klasy powietrze-ziemia. Obydwie wersje Francuskie Siły Powietrzne eksploatują jako samoloty szturmowe. Również samoloty Panavia Tornado IDS, wbrew klasyfikacji [6], nie są eksploatowane jako klasyczne samoloty bombowe.

Należy zaznaczyć, że pewne kłopoty klasyfikacyjne mogą wynikać z przestarzałej nazwy: samolot bombowy. Kiedy ją wprowadzono, rzeczywiście tylko samoloty określonego rodzaju (określane właśnie tym mianem) były przeznaczone do bombardowania. Obecnie praktycznie wszystkie samoloty bojowe (z wyjątkiem wersji lub wariantów przechwytyjących samolotów myśliwskich) mogą zabierać określoną liczbę bomb, natomiast bombowce strategiczne, oprócz bomb lub zamiast nich, mogą być uzbrajane w odpowiednie rakiety klasy powietrze-zie-

mia czy powietrze-woda. Dotychczas jednak nie zaktualizowano tej archaicznej dziś nazwy i dlatego też z konieczności jest ona stosowana w niniejszym artykule.

Prognozy dotyczące tych samolotów przedstawiono poniżej dla 2000 r., przy czym:

- pominięto samoloty bezzałogowe i tzw. samoloty transatmosferyczne (kosmoplany),
- skupiono uwagę na zagadnieniach płatowcowych,
- pominięto przedstawioną już [2, 3] ogólną problematykę rozwoju m. in. rozpatrywanego tu rodzaju samolotów.

Nowe typy samolotów

Wszystkie nowe, zachodnie typy bombowców strategicznych są pochodzenia amerykańskiego i nic nie wskazuje na to, aby którekolwiek z pozostałych państw przystąpiło do realizacji programu zmierzającego do budowy tego rodzaju samolotów lub też ich zakupu. W efekcie w grę wchodzi tu tylko dwa typy samolotów, które scharakteryzowano w tabl., przy czym:

— obydwa są klasy stealth, tyle że B-2 ma spełniać w znacznie większym stopniu wymagania stawiane tej klasie (m. in. ma charakteryzować się skuteczną powierzchnią odbicia SPO $\ll 1 \text{ m}^2$; dla B-1B SPO $\approx 1 \text{ m}^2$), wobec czego jeśli początkowo rolę głębokiego penetrowania w głąb terytoriów nieprzyjaciela mają przejąć B-1B (od samolotów Boeing B-52H charakteryzujących się SPO $\approx 100 \text{ m}^2$), to w przyszłości w wykonywaniu takich zadań te ostatnie mają zastąpić samoloty B-2, natomiast B-1B będą służyć do przenoszenia pocisków manewrujących naprowadzanych z pokładu samolotu,

— wg obecnych planów przewiduje się dostawy 100 egz. B-1B oraz 132 egz. B-2, przy czym produkcja samolotów B-1B ma zakończyć się w 1988 r.

— zgodnie z wymaganiami dla klasy stealth, zwłaszcza dotyczącymi minimalizacji wartości SPO [2, 3, 4], B-2 ma być budowany w układzie latającego skrzydła, o kształcie zbliżonym do odrzutowego doświadczalnego bombowca YB-49 tej samej wytwórni (który przy poziomie techniki lotniczej końca lat czterdziestych nie mógł spełnić pokładanych w nim nadziei i nie wszedł do produkcji seryjnej), podczas gdy B-1B ma znacznie mniej korzystne w tym kontekście skrzydła o zmiennej geometrii; układ latającego skrzydła może być już praktycznie zastosowany dzięki wdrożeniu ostatnich wyników badań [2, 3, 4],

— obydwa typy mają być napędzane silnikami dwuprzepływowymi, przy czym z dopalaniem tylko w przypadku B-1B,

— samolot B-1B ma przewidzianą możliwość tankowania paliwa w locie (przy użyciu samolotów KC-10 i KC-135), natomiast w odniesieniu do B-2 nie ma na ten temat miarodajnych informacji,

— w przypadku B-1B przewidziano jeszcze do wykonania określonych zadań zewnętrzne podwieszenia pod kadłubem (8 pojemników) do pomieszczenia dodatkowego ładunku bojowego (możliwość zabrania dodatkowych zbiorników paliwowych przewidziano wyłącznie w kadłubowej komorze uzbrojenia), natomiast w przypadku B-2, zgodnie z podwyższonymi wymaganiami dotyczącymi klasy stealth, nie przewiduje się żadnych podwieszeń zewnętrznych,

— w przypadku omawianego rodzaju samolotów zaznacza się tendencja spadku ich maksymalnej masy startowej; w nadal użytkowanych w USA samolotach Boeing B-52G i H Stratofortress masa ta przekracza 221 t, aczkolwiek B-1B jest cięższy od swego poprzednika B-1 (o projektowanej maksymalnej masie startowej 179 t) i ma masę 216 t,

— dalsze zmniejszanie liczebności załogi wydaje się już mało prawdopodobne; w przypadku B-52G i H załoga liczy 6 osób (I i II pilot, nawigator, operator radarowy, operator urządzeń zakłócających i strzelec pokładowy), a w B-1B – 4 osoby (I i II pilot oraz dwóch operatorów systemów obronnego i ofensywnego),

— dane zestawione w tabl. (zwłaszcza niekompletne odnoszące się do samolotu B-2) należy traktować jako wyłącznie orientacyjne.

TABLICA. Amerykańskie samoloty bombowe w 2000 r.

Producent samolotu Typ samolotu	Rockwell International B-1B	Northrop B-2
Rok oblotu Rok rozpoczęcia dostaw	1984 1985	1987 1992
Typ silnika Ciąg bez dopalania/z dopalaniem, daN Liczba silników	GE F101-GE-102 7500/13 340 4	GE F101 7500 ²⁾ 4
Rozpiętość, m Długość, m Wysokość, m Powierzchnia skrzydeł, m ²	41,67/23,84 ¹⁾ 44,81 10,36 181,2	45÷50 — — 370
Masa startowa maks., kg Masa własna, kg Masa uzbrojenia wewn./podwieszanego, kg Masa paliwa, kg	216 365 87 090 — 34 019/26 762 88 450	158 760÷170 100 — — — —
Liczba M_{max} lotu poziomego Prędkość przy ziemi (~60 m), km/h Pułap praktyczny, m Zasięg (bez tankowania w locie), km	1,25 >965 >15 000 12 000	0,8 — — —

¹⁾ Przy maks. skosie skrzydeł, ²⁾ Bez dopalania

Jeśli chodzi o ładunek bojowy zabierany przez omawiane typy samolotów, to stosunkowo dużo jest informacji na ten temat tylko w odniesieniu do B-1B. W swych trzech komorach kadłubowych (jednej podwójnej przedniej o długości 9,53 m i pojedynczej tylnej o długości 4,57 m) może on zabierać przy określonych zadaniach:

— z ładunkami atomowymi: 8 pocisków manewrujących klasy stealth powietrze-ziemia AGM-86B (Boeing ALCM), 24 pociski krótkiego zasięgu AGM-69 oraz bomby B-28 (12 szt.) lub B-61 (24 szt.) albo B-83 (24 szt.); być może już w końcu bieżącej dekady rakiety ALCM zastąpią nowe, ACM, przygotowane przez Convair Division wytwórni General Dynamics, o poprawionych charakterystykach stealth (SPO i sygnał w podczerwieni), zwiększonym zasięgu i dokładności trafień.

— bez ładunków atomowych: 84 bomby Mk82 o masie 227 kg każda lub 24 bomby Mk84 o masie 907 kg.

Osiem podkadłubowych pojemników umożliwi zabranie dodatkowo: 14 pocisków AGM-86B lub AGM-69, 8 bomb B-28, 14 szt. B-43 (B-61 lub B-83), 14 szt. Mk84 lub 44 szt. Mk82. Natomiast w odniesieniu do B-2 wiadomo jedynie, że – podobnie jak w B-1B – zostaną zastosowane wyrzutnie obrotowe (w skrócie oznaczone CSRL), a kadłubowe komory uzbrojenia będą mieścić się w rejonie płaszczyzny symetrii samolotu.

W odniesieniu do samolotu B-2 warto podać, że w realizacji programu budowy tego samolotu współpracują z Northropem: Boeing Aerospace – awionika, General Electric Group – napęd oraz LTV Aerospace and Defence Co. – prawdopodobnie nowe materiały. Biorąc pod uwagę nakłady na prace rozwojowe i plany budżetowe Sił Powietrznych USA (uwarunkowane pozytywnym wynikiem prób prototypów), można przypuszczać, że koszt jednego egzemplarza omawianego samolotu wyniesie co najmniej 0,4 mld dol.

Stan wyposażenia w 2000 r.

Ogólnie można stwierdzić, że do 2000 r.:

— nie liczące się, przestarzałe już dziś bombowce sił powietrznych w krajach peryferyjnych, zostaną w przeważającej mierze (jeśli nie całkowicie) wycofane z użytkowania lub przestaną spełniać rolę bombowców z powodu znikomej efektywności,

— zarówno w krajach zachodnioeuropejskich, jak i w pozostałych krajach zachodnich (z wyjątkiem USA) ani nie zostaną zakupione wyspecjalizowane samoloty bombowe, ani też nawet nie zostaną podjęte żadne prace rozwojowe zmierzające do budowy tego rodzaju samolotów,

— tylko dwa mocarstwa będą użytkowały bombowce strategiczne.

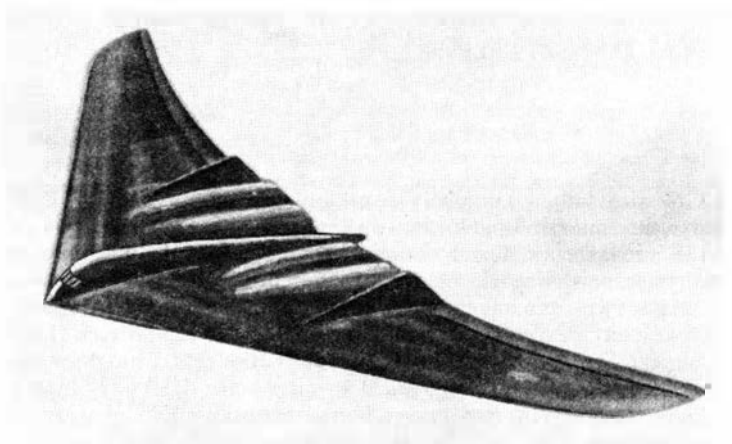


Rys. 1. Samolot Rockwell International B-1B

Tak więc poniższe informacje sprowadzają się do przewidywanego stanu wyposażenia amerykańskiego lotnictwa wojskowego w samoloty bombowe, wyłącznie strategiczne. Naturalnie z pewnością w 2000 r. będą eksploatowane samoloty B-1B i najprawdopodobniej B-2, jeśli tylko planowane terminy zostaną dotrzymane, a samolot przejdzie z wynikiem pozytywnym próby w locie, spełniając postawione mu wymagania. Z pewnością także pozostaną nadal w użytkowaniu samoloty bombowe Boeing B-52 Stratofortress w wariantach H i najprawdopodobniej także G, których (wraz z wycofanymi wówczas egzemplarzami starszego wariantu B-52D) w połowie 1986 r. było ok. 260 egz. Ten stary już samolot (oblot B-52A odbył się 5.08.1954 r., B-52G – 26.10.1958 r., a B-52H – 6.03.1961 r.; B-52G i B-52H przeszły do dziś liczne modernizujące je modyfikacje), dzięki ciągłym modernizacjom, zachował do dziś swe walory bojowe i mimo wejścia do eksploatacji

nowego typu (B-1B), a nawet ewentualnie zakupu w najbliższej przyszłości B-2, pozostanie do 2000 r. na wyposażeniu Sił Powietrznych USA, przy czym:

— 99 egz. B-52G mogących przenosić na podwieszeniach zewnętrznych po 12 pocisków AGM-86B (pierwsza jednostka wyposażona w tak zmodyfikowany wariant B-52G uzyskała gotowość operacyjną już w



Rys. 2. Przypuszczalna sylwetka samolotu Northrop B-2

1982 r.) oraz 96 egz. B-52H dodatkowo mogących przenosić jeszcze w komorach wewnętrznych po 8 tych samych pocisków (przy zastosowaniu wyrzutni obrotowych CSRL), ma być w stanie gotowości operacyjnej w końcu bieżącej dekady,

— w 1985 r. Boeing rozpoczął próby w locie modyfikacji B-52G, umożliwiającej przenoszenie konwencjonalnych środków rażenia, takich jak: bomby, miny i kierowane z samolotu rakiety pociski zasobnikowe; modyfikacja 69 egz. tego wariantu samolotu ma być dokonana do 1988 r.,

— samoloty B-52G nie przewidziane do przenoszenia pocisków AGM-86B zastąpiły B-52D w zadaniach zwalczania okrętów, dzięki wyposażeniu w wyrzutnie pocisków Harpoon klasy powietrze-okręt; pierwsze dwa dywizyjony zostały wyposażone w tak zmodyfikowane samoloty w 1984 r.

Wprowadzenie do eksploatacji samolotów B-2 spowoduje także przekazanie przez Dowództwo Lotnictwa Strategicznego Dowództwu Lotnictwa Taktycznego Sił Powietrznych USA pozostałych jeszcze w eksploatacji egzemplarzy samolotu General Dynamics FB-111, co będzie równoznaczne ze sprowadzeniem tych ostatnich wyłącznie do roli samolotów myśliwsko-szturmowych.

Warto jeszcze przypomnieć, że powyższe informacje są wyłącznie prognostyczne i rzeczywistość może je poważnie skorygować. Swobodnym memento dla prognostyka mogą tu być m. in. następujące nie zrealizowane plany wymiany amerykańskich bombowców na nowe typy:

— pierwsze wymagania Sił Powietrznych USA, zgodnie z którymi opracowano B-70, zostały ustalone w październiku 1954 r. i (jak planowano) ten nowy bombowiec strategiczny miał już w połowie lat sześćdziesiątych zastąpić B-52, tymczasem oblot pierwszego prototypu doświadczalnego XB-70 nastąpił dopiero 21.09.1964 r., a z uruchomienia produkcji tego typu samolotu w końcu w ogóle zrezygnowano,

— kolejnym typem bombowca, który miał zastąpić B-52 do 1980 r., miał być samolot B-1, oblatany 23.12.1974 r., ale i on nie wszedł do produkcji,

a ciągle unowocześniane warianty B-52 nadal są użytkowane i mimo rozpoczęcia już eksploatacji nowych bombowców strategicznych B-1B oraz planowanego wprowadzenia jeszcze nowszych B-2, z pewnością przetrwają w służbie poza 2000 r., tyle że w ograniczonym zakresie wykonywanych zadań.

LITERATURA

1. P. F. HATCH: World's Air Forces 1986. *Flight*, 29 November 1986
2. J. PERLIŃSKI: Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* nr 7, 1988 r.
3. J. PERLIŃSKI: Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* nr 8, 1988 r.
4. J. PERLIŃSKI: Stealth – niewidzialny samolot (?). *WPT*, nr 2. 3 i 4, 1987
5. Jane's all the World Aircraft 1986–1987. Jane's 1986
6. Military aircraft of the world. *Flight*, 2 August 1986

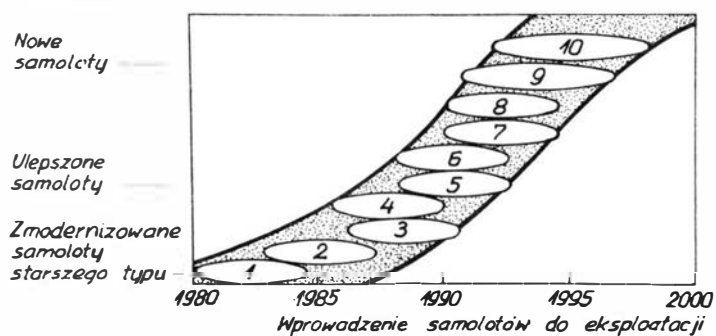
Przewidywane kierunki rozwoju cywilnej techniki lotniczej do 2000 r.

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

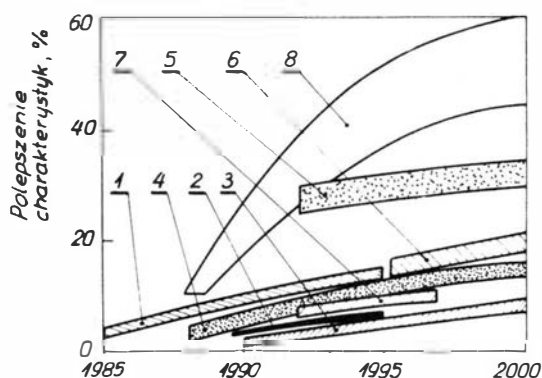
W krajach mających przemysł lotniczy prowadzi się prace wyprzedzające, przygotowujące podstawy do opracowania nowych konstrukcji lotniczych (samolotów i śmigłowców), które będą użytkowane w początkach przyszłego tysiąclecia. Każdy kraj prowadzi takie prace na miarę własnych potrzeb i możliwości. Przemysł lotniczy jest bardzo „naukochłonny”. Przy stosunkowo niedużym zużyciu energii i materiałów, koszt jednostki masy produkcji dla samolotu jest większy niż dla innych wyrobów. Np. do wyprodukowania jednego samolotu B.747 zużywa się ok. 186 t stopów aluminium, 72 t stali, prawie 15 t tytanu i ok. 10 t miedzi. W 1986 r. cena samolotu B.747-200 wynosiła 150 mln dol., tj. przy masie własnej 166,5 t cena 1 kg konstrukcji osiągnęła 900 dol.

Zaledwie kilka krajów, ze względu na ogromne koszty konieczne do prowadzenia tego rodzaju badań w szerszym zakresie, może pozwolić sobie na prace wyprzedzające obejmujące podstawowe zagadnienia techniki lotniczej. W tej dziedzinie prowadzą prace w szerokim zakresie przede wszystkim Stany Zjednoczone, Związek Radziecki, Anglia (szczególnie w dziedzinie napędów lotniczych) oraz Francja.

Z prognoz wynika, że w ciągu 10 ÷ 20 najbliższych lat zapotrzebowanie na samoloty komunikacyjne wyniesie od 3000 do 5000 szt. Trzeba będzie za nie zapłacić 200 ÷ 400 mld dol. Jest się o co bić i inwestować w badania.



Rys. 1. Perspektywa wykorzystania innowacji technicznych w lotnictwie cywilnym: 1 – pomocnicze konstrukcje z materiałów kompozytowych, 2 – ulepszony silnik turbinowy, 3 – nowy silnik turbinowy, 4 – stopy aluminium-litowe, 5 – elektryczne układy sterowania, 6 – ulepszone profile nadkrytyczne, 7 – silnik śmigłowentylatorowy, 8 – ulepszone instalacje elektryczne i metody zasilania w energię elektryczną, 9 – konstrukcje nośne z kompozytów, 10 – laminaryzacja opływu



Rys. 2. Możliwości polepszenia charakterystyk samolotów (w % w stosunku do stanu obecnego) wprowadzanych do eksploatacji w latach 1985-2000: 1 – ulepszona aerodynamika, 2 – ulepszone wyposażenie elektroniczne, 3 – ulepszone materiały, 4 – silniki dwuprzepływowe, 5 – silniki śmigłowentylatorowe, 6 – sztuczna laminaryzacja opływu, 7 – kombinowana (naturalna i sztuczna) laminaryzacja opływu, 8 – połączenie różnych nowości technicznych

W Stanach Zjednoczonych pod egidą NASA opracowano kompleksową ocenę spodziewanych skutków postępu naukowo-technicznego w dziedzinie techniki lotniczej i jego wpływu na kształt i charakterystyki statków latających pod koniec obecnego stulecia.

Aerodynamika

Szybki rozwój obliczeniowych metod dynamiki cieczy i metod pomiarowych umożliwił: modelowanie skomplikowanych opływów, dokładniejsze poznanie zjawiska burzliwości (turbulencji) strumieni, przejścia warstwy przyściennej, poznanie mechanizmu przestrzennego oderwania oraz powstania wirów.

Zbadanie i poznanie tych zjawisk pozwoli na:

- Zmniejszenie oporu czołowego statku latającego dzięki:

- laminaryzacji opływu przy zastosowaniu środków biernych i czynnych, co w konsekwencji ma przyczynić się do zmniejszenia oporu czołowego statków latających o 20 ÷ 30%.

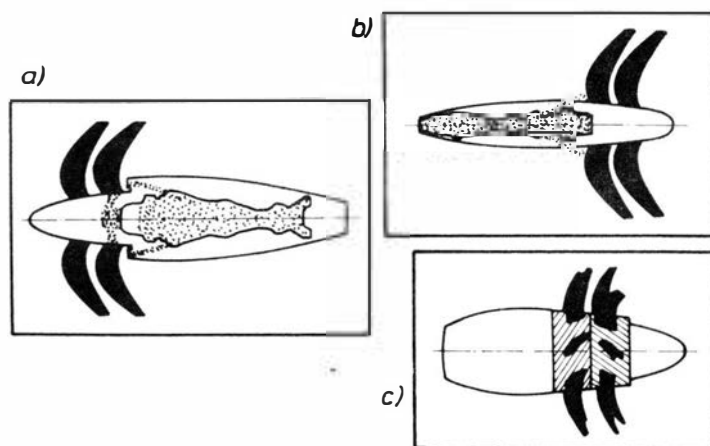
- sterowaniu turbulizacją opływu, zapewniającemu zmniejszenie oporu tarcia kadłuba o 25 ÷ 30% przy prędkościach poddźwiękowych i 10 ÷ 15% przy naddźwiękowych prędkościach lotu.

- zmniejszeniu oporu indukowanego o 30 ÷ 40% przez dobór optymalnego kształtu skrzydła i konstrukcji,

- znacznemu zmniejszeniu oporu interferencyjnego w miejscach połączenia części samolotu i w miejscach rozmieszczenia węzłów uzbrojenia.

Laminaryzacja przepływu przez odsysanie warstwy przyściennej została z powodzeniem zastosowana na doświadczalnym samolocie amerykańskim X-21 w latach 60. Prace dotyczące jej praktycznego zastosowania są prowadzone też obecnie. Główny problem polega na utrzymaniu gładkiej czystej powierzchni skrzydła i równomiernym odsysaniu warstwy. Zastosowanie techniki laserowej umożliwiło uzyskanie w poszyciu skrzydła otworków o średnicy zaledwie 0,0635 mm rozmieszczonych w odległości 0,635 mm jeden od drugiego.

Firma McDonnell Douglas prowadzi próby w locie wycinka takiego poszycia wykonanego z blachy tytanowej (górną część noska skrzydła) na samolocie Jet-Star. Aby uchronić badaną powierzchnię od zabrudzenia i przyklejania się owadów, zastosowano specjalny sposób rozbrzygiwania cieczy zmywającej zanieczyszczenia z doświadczalnej powierzchni skrzydła. Przy odpowiednim doborze profilu skrzydła naturalny przepływ laminarny utrzymuje się na 50 ÷ 60% cięciwy, co przyczynia się do oszczędności paliwa dzięki mniejszym oporom skrzydła. Ocenia się, że nawet przy stosunkowo niedużej powierzchni prze-



Rys. 3. Schematy ideowe silników turbinowych przewidywanych do napędu samolotów komunikacyjnych w niedalekiej przyszłości: a) schemat silnika śmigłowentylatorowego ze śmigłami ciągnącymi, b) silnik ze śmigłami pchającymi, c) silnik UDF (unducted fan)



Rys. 4. Próby silnika śmigłowentylatorowego (propfan) na samolocie Gulfstream II. Fot. Lockheed

plywu laminarnego zużycie paliwa zmniejszy się do 15% przy lotach na krótkich odległościach i ok. 25% przy lotach długodystansowych.

- Sterowanie powstawaniem wirów; w tym celu będą opracowane:
 - konfiguracje statków nie dających się przeciągnąć i mających systemy aktywnego sterowania wirami.

- niewychyłane powierzchnie sterujące z wykorzystaniem pneumatyki,

- zmniejszone o 40 ÷ 50% okresy między startami i lądowaniami samolotów w portach lotniczych, co ma być osiągnięte przez odpowiednie oddziaływanie na strukturę śladu wirowego statku latającego.

Zastosowanie rozpraszaczy wirów na końcach skrzydeł, jak wykazały badania przeprowadzone przez firmę McDonnell Douglas w 1981 r. na samolocie DC-10, podwyższa doskonałość aerodynamiczną o 3% nie pogarszając innych charakterystyk samolotu. Rozpraszacze (winglety) zmniejszają opór indukowany skrzydła, podobnie jak zwiększenie rozpiętości skrzydła lub jego względnego wydłużenia.

- Zespolenie statku z zespołem napędowym, zwłaszcza:
 - odchylenie wektora ciągu i odwracanie ciągu umożliwi skrócenie rozbiegu i dobiegu lub polepszenie charakterystyki „Jadunek handlowy-zasięg”.

- wytworzenie dodatkowej siły nośnej przez wydmuchiwanie powietrza odbieranego ze sprężarki umożliwi 2-krotne zwiększenie maksymalnej rozporządzalnej siły nośnej.

- zespolona regulacja wlotu powietrza i dyszy za pomocą samoregulującego się układu zmniejszy masę zespołu napędowego, polepszy jego charakterystyki i podwyższy trwałość statku latającego.

Zespoły napędowe

Przewiduje się, że nastąpi skrócenie czasu opracowania nowych silników, wzrośnie dokładność projektowania, będą wprowadzone nowe technologie oraz loty przy takich parametrach i warunkach, które obecnie nie są wykorzystywane. Stanie się to możliwe dzięki zastosowaniu hiperdźwiękowych silników strumieniowo-turbinowych i silników ze zmiennym obiegiem pracy. Dalsze udoskonalenia w konstrukcji i technologii silników dwuprzepływowych i turbośmigłowych zapewnią zmniejszenie zużycia paliwa o 15 ÷ 20% w samolotach cywilnych i 10% w samolotach wojskowych, zwiększenie stosunku ciągu do masy samolotu (obciążenie jednostkowe ciągu) mającego istotny wpływ na cha-



Rys. 5. Próby silnika UDF na samolocie MD-80. Fot. General Electric

rakterystyki lotno-techniczne samolotów, zmniejszenie kosztu lub zwiększenie resursu technicznego.

Uzyskanie powyższych zmian będzie możliwe przez:

- analityczne określenie charakteru przepływów przestrzennych w wentylatorach, sprężarkach i turbinach.

- zwiększenie sprawności sprężarek do 80 ÷ 90%.

- opracowanie nowych materiałów, wytrzymujących temperatury wyższe o 200 ÷ 300°C od obecnie stosowanych,

- udoskonalenie metod obliczania wymiany cieplnej w silniku i jego zespołach, co w konsekwencji doprowadzi do skrócenia czasu i zmniejszenia kosztów projektowania „gorących” części silnika.

- opracowanie niezawodnych i trwałych czujników przeznaczonych do pomiarów w „gorących” częściach silnika i oceny ich wytrzymałości,

- opracowanie łożysk i uszczelnień części wirujących silników o wysokiej niezawodności przy dużych prędkościach obrotowych,

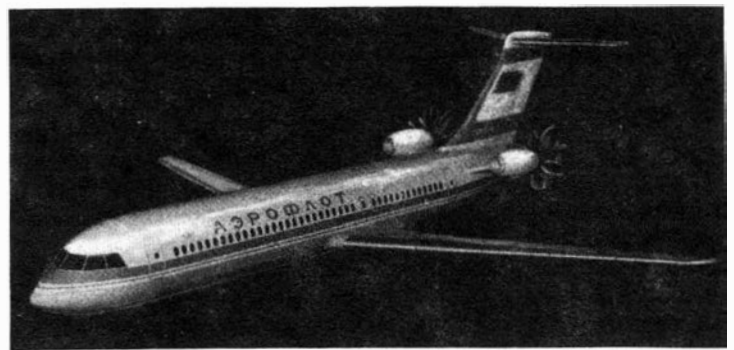
- opracowanie antywibracyjnych łopatek maszyn wirnikowych, co zapobiegnie powstawaniu drgań rezonansowych przy pulsacjach przepływu i urywaniu się łopatek.

- zastosowanie w silnikach kompozytów o temperaturze pracy od 430 do 480° (zamiast obecnie stosowanych materiałów, wytrzymujących temperaturę ok. 370°C) przyczyni się do podwyższenia ich właściwości eksploatacyjnych oraz zmniejszenia kosztów wytwarzania.

- zwiększenie pojemności pamięci i szybkości działania cyfrowych maszyn obliczeniowych stosowanych w układach paliwowo-regulacyjnych silników,

- opanowanie krytycznych problemów występujących w silnikach przeznaczonych do napędu samolotów przewidzianych do lotów z prędkościami odpowiadającymi liczbom Ma od 3,5 do 12.

Specjaliści firmy Rolls-Royce opracowali studium oceniające perspektywy rozwoju silników lotniczych do napędu samolotów pasażerskich



Rys. 6. Model radzieckiego samolotu z silnikami śmigłowentylatorowymi

kich następnego pokolenia. Zwrócono uwagę przede wszystkim na trzy koncepcje silników: dwuprzepływowy silnik turbinowy z przeciwbieżnymi zespołami wirującymi (contrafan), dwuprzepływowy silnik turbinowy o bardzo dużym stosunku natężeń przepływu (superfan) oraz silnik śmigłowentylatorowy (propfan lub UDF – unducted fan).

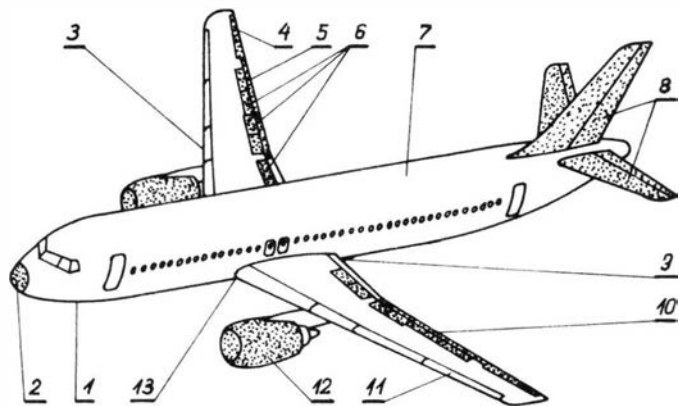
Prognozę zapotrzebowania na poszczególne silniki opracowano dla trzech podstawowych klas samolotów pasażerskich. Przewiduje się, że ok. 55% wydatków na napędy będą stanowiły koszty silników dla samolotów dużego i średniego zasięgu przeznaczonych do przewozu ponad 200 pasażerów. Ten typ samolotów wyróżnia się dużą prędkością przelotową odpowiadającą Ma = 0,8. Oszczędny pod względem zużycia paliwa zespół napędowy ma pierwszorzędne znaczenie dla takiego samolotu. Oszczędne zużycie paliwa obniża bezpośrednio koszty eksploatacyjne, zwiększa ładunek handlowy oraz zasięg lotu. Czynniki te przyczynią się do wzrostu rentowności eksploatacji samolotów tej klasy na długich trasach.

Samoloty pasażerskie następnej klasy o liczbie miejsc 100 ÷ 170 i prędkości lotu odpowiadającej liczbie Ma = 0,7 ÷ 0,8 będą obsługiwać linie o średnim i małym zasięgu. Przewiduje się, że koszty zakupów silników do tych samolotów i części do nich wyniosą ok. 30% puli zakupów napędów dla samolotów pasażerskich. Podobnie jak i dla poprzedniej klasy samolotów, oszczędne silniki i zmniejszenie wydatków na obsługę zespołu napędowego w sposób bardzo istotny wpływają na koszty eksploatacyjne samolotu.

Samoloty zaliczane do trzeciej klasy będą przewozić 30 ÷ 70 pasażerów na liniach lokalnych i małego zasięgu z prędkościami odpowia-

jącymi $Ma=0,25 \div 0,45$. Ich napęd będą stanowiły silniki UDF. Koszt nabycia tych silników będzie wynosił 15% wszystkich wydatków związanych z zakupami silników dla wyżej wymienionych klas samolotów pasażerskich.

Firma Rolls-Royce opracowuje już silniki dla tych typów samolotów. W 1986 r. na wystawie lotniczej w Farnborough firma pokazała wzorzec doświadczalny silnika RB529 (contrafan) o tylnym rozmieszczeniu wentylatora i ciągu startowym 22 500 daN. Ma on być przeznaczony do napędu samolotów dalekiego zasięgu i wyróżniać się zmniejszonym o 25% zużyciem paliwa w stosunku do obecnie eksploatowanych silników.



Rys. 7. Zastosowanie kompozytów w konstrukcji aerobusu A.320: 1 – owiewki komory podwozia przedniego, 2 – osłona anteny stacji radiolokacyjnej, 3 – hamulce tarczowe podwozia głównego, 4 – lotki, 5 – kłapy zewnętrzne, 6 – intercepty, 7 – panele ścian kabiny oraz podłogi, 8 – usterzenie pionowe i poziome, 9 – owiewki komory podwozia głównego, 10 – owiewki mechanizmów wysuwania kłap, 11 – nieruchome elementy krawędzi natarcia i spływu, 12 – elementy gondoli silników, 13 – owiewki w miejscu połączenia skrzydła z kadłubem. Ocenia się, że zastosowanie kompozytów w konstrukcji A.320 zmniejszy jego masę o ok. 850 kg

Dla samolotów średniodystansowych opracowuje się silnik RB541 (superfan) stanowiący dalszy rozwój dwuprzepływowych silników tradycyjnych o dużym stopniu dwuprzepływowości i zmniejszonym o 25% jednostkowym zużyciu paliwa. Silnik nadaje się do zamontowania pod skrzydłami lub na tylnej części kadłuba, ale w porównaniu z RB529 wymaga przekładni o dużej mocy.

Trzeci typ napędu to silnik śmigłowentylatorowy (UDF), inaczej mówiąc silnik z nieobudowanym wentylatorem o średniej mocy, zapewniający prędkości lotu $600 \div 700$ km/h i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 25 ÷ 30%.

Zastosowanie silników śmigłowentylatorowych dwustopniowych o przeciwbieżnym kierunku obracania się wirników pozwoli zmniejszyć jednostkowe zużycie paliwa o ok. 25%. Na rys. 3 są przedstawione trzy schematy ideowe obecnie opracowywanych silników śmigłowentylatorowych. Na rys. 3b jest pokazany silnik reduktorowy z pchającymi śmigłami. Reduktor umożliwia optymalizację prędkości obrotowej śmigłowentylatorów i turbiny. Taki silnik nadaje się do zamontowania w tylnej części kadłuba. Natomiast silnik wyposażony w śmigłowentylatory typu ciągnącego może być zamontowany zarówno na skrzydle, jak i w tyle kadłuba. W silniku typu UDF firmy General Electric, który



Rys. 8. Całkowicie kompozytowy samolot Starship firmy Beechcraft oblatany w lutym 1986 r.

przechodzi obecnie intensywne próby naziemne i w locie wielostopniowa turbina z zespołami wirnikowymi obracającymi się w przeciwnych kierunkach napędza bezpośrednio śmigłowentylatory wyposażone w przestawialne łopatki.

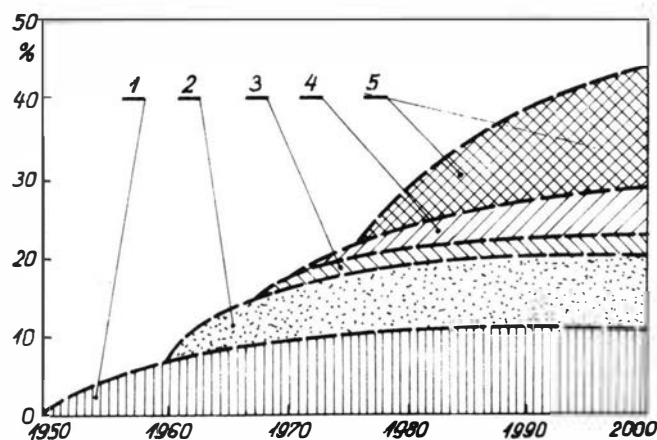
Firma McDonnell Douglas przygotowała tylną część kadłuba samolotu DC-9 do prób akustycznych i wibracyjnych, jako część programu badań materiałów niezbędnych przy stosowaniu silników śmigłowentylatorowych. 50 wzbudników akustycznych odpowiednio usytuowanych będzie imitować hałas silników.

W maju 1987 r. odbył się pierwszy lot samolotu laboratorium MD-80 z silnikiem General Electric UDF o ciągu 11 300 daN zamontowanym z lewej strony kadłuba. Celem badań jest zebranie doświadczeń i informacji, niezbędnych do opracowania samolotów MD-91 i MD-92. Seryjny UDF (GE36) dla samolotu MD-91 będzie miał ciąg 9980 daN. Jego certyfikacja jest przewidziana w 1991 r.

Na samolocie laboratorium w początkach 1988 r. będzie zamontowany silnik UDF 578X firmy Allison o mocy 7700 kW (10 400 KM) z reduktorem i dwustopniowym wentylatorem z przeciwbieżnymi wirnikami. Obydwa silniki przejdą 75-godzinne próby na samolocie w celu uzyskania danych porównawczych.

Firmy Boeing i McDonnell Douglas mają różne podejście do problemów zastosowania silników UDF. Pierwsza z nich konstruuje samolot B.7J7, który ma zastąpić na liniach wewnętrznych zasłużony B.727. Nowy samolot ma wyróżniać się mniejszymi kosztami eksploatacyjnymi ze względu na zmniejszone o 25 ÷ 30% zużycie paliwa i ulepszoną aerodynamikę.

Firma McDonnell Douglas kieruje się innymi względami. Przedłuża ona żywot swoich samolotów DC-9 wdrażając do eksploatacji rodzinę MD-80 i zachowując w ten sposób pozycję na rynku samolotów cywilnych. McDonnell Douglas widzi dalszą możliwość przedłużenia czasu ich eksploatacji takimi metodami, jakich nie ma firma Boeing. Te me-



Rys. 9. Zmniejszenie masy własnej samolotu w ciągu 50 lat dzięki zastosowaniu coraz lepszych materiałów, technologii i nowych rozwiązań konstrukcyjnych: 1 – stopy aluminium, 2 – stopy tytanowe i kompozyty, 3 – automatyzacja procesu projektowania, 4 – elektryczne układy sterowania, 5 – nowe technologie

tody to dopracowany płatowiec, na którym zostaną zabudowane silniki UDF. Specjaliści firmy MD uważają, że stosunkowo niska cena paliw lotniczych utrzyma się przez pewien czas i w tych warunkach jest usprawiedliwiona tylko modyfikacja, ponieważ umożliwia ona zmniejszenie wydatków na opracowanie ulepszonej wersji samolotu i zrównoważenie w ten sposób wydatków na zakup bardziej kosztownych silników. Wg opinii komplet silników UDF będzie kosztował ok. 10 mln dolarów, tj. dwukrotnie więcej niż silniki turbinowe JT8D napędzające samoloty MD-80.

Firmy silnikowe twierdzą, że problem hałaśliwości nowych silników jest do rozwiązania w niezbyt odległym czasie.

Problemy konstrukcyjne

Do 2000 r. powinny być opracowane adaptacyjne, termowytężalne i bezpiecznie niszczące się konstrukcje statków latających i silników. W związku z tym stanie się możliwe opracowanie:

— skrzydeł zmieniających kształt wzdłuż cięciwy i rozpiętości w celu optymalizacji charakterystyk lotnych samolotu w określonych, z góry założonych warunkach lotu,

— konstrukcji wyróżniających się małą masą i dużą trwałością w wysokich temperaturach, powstających przy lotach z dużymi prędkościami, w tym również naddźwiękowymi,

— konstrukcji działających (funkcjonujących) przy różnych wewnętrznych uszkodzeniach oraz uszkodzeniach powstałych pod wpływem czynników zewnętrznych,

— zespołów napędowych wyróżniających się prawie 50% stosunkiem ciągu silnika do masy samolotu i podwójnym okresem resursu technicznego.

Koncepcja skrzydła adaptacyjnego polega na zmianie krzywizny jego profilu podczas lotu za pomocą mechanicznych napędów umożliwiających optymalizację charakterystyk geometrycznych skrzydła w szerokim zakresie warunków lotu i zmniejszenie wskutek tego sumarycznego zużycia paliwa o 2%.

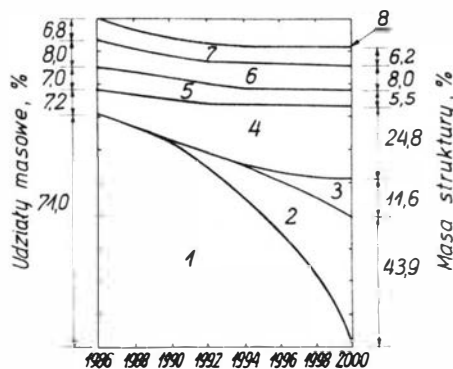
Przewiduje się uzyskanie oszczędności paliwa w granicach $1 \pm 2\%$ przez regulowanie wyważenia samolotu w locie przepompowywaniem paliwa. Zmniejszenie wskutek tego zapasu stateczności samolotu powoduje jednocześnie zmniejszenie wymiarów usterzenia poziomego, a więc i jego masy, co również korzystnie wpływa na zużycie paliwa. Zmniejszenie stateczności skompensuje automatyczny układ jej polepszenia, czyli zastosowanie komputerowego układu sterowania w samolotach komunikacyjnych. Układ taki przechodzi próby na zachodnioeuropejskim aerobusie A.300.

Materialy

Będą opracowane nowe materiały konstrukcyjne, stopy i superstopy, materiały ceramiczne i kompozytowe. Nowe materiały mają się wyróżniać podwyższoną wytrzymałością, trwałością i odpornością na podwyższone temperatury. Będą opracowane:

— materiały z proszków aluminiowych z podwyższoną o $20 \pm 40\%$ wytrzymałością, lepkością i odpornością na korozję,

— wysokowytrzymałe stopy aluminiowo-litowe, które umożliwią zmniejszenie masy elementów konstrukcyjnych o ok. 8% w stosunku do tradycyjnie wykorzystywanych do ich produkcji stopów aluminiowych,



Rys. 10. Przewidywany procentowy udział nowych materiałów w samolotach komunikacyjnych do 2000 r.: 1 – konwencjonalne stopy aluminium, 2 – stopy aluminium-lit, 3 – stopy z proszków aluminiowych, 4 – kompozyty, 5 – stopy tytanowe, 6 – stal, 7 – materiały różne, 8 – 90,6% masy struktury względem 1986 r.

— ulepszone kompozyty zbrojone włóknami węglowymi, które zastąpią stopy aluminiowe w konstrukcjach nośnych,

— materiały kompozytowe na bazie grafitu lub węgla z matrycą metalową przeznaczoną do pracy w temperaturze do 540°C ,

— wysokowytrzymałe i temperatuurodporne materiały do silników turbinowych (z pokryciem ceramicznym, szkło-ceramika i inne),

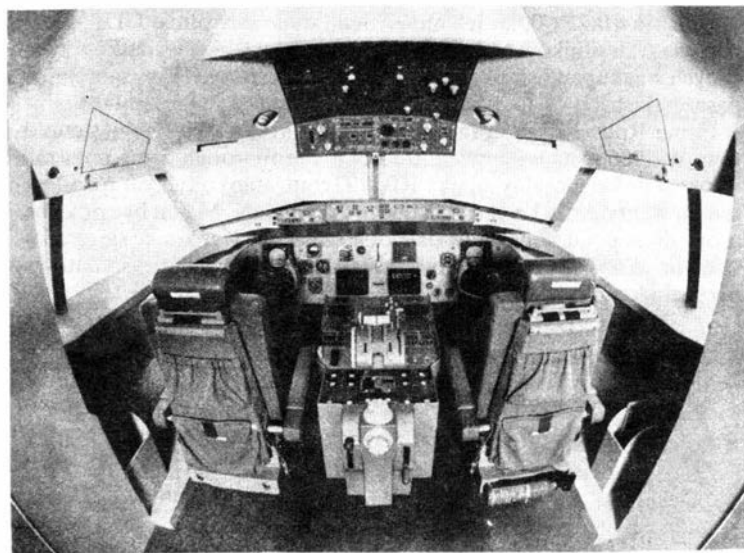
— lekkie materiały dla światłowodowych linii łączności i czujników.

Przewiduje się również duży postęp w dziedzinie techniki obliczeniowej i komputerowej, który spowoduje m. in. skrócenie czasu opracowania nowych wyrobów lotniczych, powstanie centrów projektowania, modelowania i optymalizacji, polepszenie współdziałania człowieka z maszyną, co powinno przyczynić się do podwyższenia bezpieczeństwa i skuteczności stosowania statków latających.

Metody projektowania

W ostatnim czasie obserwuje się wyraźne nienadążanie metod projektowania za potrzebami, co staje się hamulcem postępu technicznego w przemyśle lotniczym. Natomiast dokumentacja i jej przechowywanie jest problemem samym w sobie. Typowym przykładem złożoności współczesnego samolotu jest bombowiec B-1B, który składa się z 8100 zespołów, 325 bloków aparatury radiowo-elektronicznej i ponad 30 cyfrowych maszyn liczących. Projekt tego samolotu składa się z ponad 18 000 rysunków i kilkudziesięciu tysięcy stron opisów.

Przy projektowaniu samolotu Mirage F1 opracowano 17 000 rysunków. Masa dokumentacji w pionie samolotowym w firmie Aerospa-



Rys. 11. Kabina nowoczesnego samolotu komunikacyjnego Fokker 100 wyposażona w technikę komputerową i awionikę drugiej generacji. Fot. Fokker

tiale w 1978 r. wyniosła 51 000 kg (1 600 000 stron tekstu i 30 000 kaset taśmy magnetycznej), w 1980 r. – 147 000 kg (25 000 000 stron i 55 000 kaset) i w 1981 r. – 115 000 kg (18 000 000 stron i 60 000 kaset).

W celu zmniejszenia pracochłonności, skrócenia czasu projektowania i uściślenia charakterystyk samolotów w czasie ostatnich kilkunastu lat opracowano i wdrożono metody zautomatyzowanego projektowania, które są coraz powszechniej wprowadzane w przemyśle lotniczym.

Zastosowanie metod zautomatyzowanego konstruowania i wytwarzania samolotów i ich zespołów znacznie zmniejszy wydatki związane z opracowywaniem nowych samolotów komunikacyjnych. Pozytywnym przykładem mogą być samoloty B.757 i B.767, w procesie powstawania których zastosowano wspomniane metody. Uzyskano zmniejszenie liczby nieprawidłowo wykonanych rysunków braków w produkcji części i wyższą jakość obrabianych części i zmniejszono pracochłonność produkcji części i zespołów.

Wypożyczenie komputerowe samolotów

Wzrost możliwości techniki obliczeniowej w związku z użyciem kryształów krzemu stworzył korzystne przesłanki coraz powszechniejszego zastosowania komputerów w samolotach komunikacyjnych. Pozwalają one pilotowi z maksymalną efektywnością wykorzystywać w eksploatacji możliwości samolotu. Wspomniane już B.757 i B.767 są pierwszymi samolotami cywilnymi wyposażonymi całkowicie w cyfrową technikę obliczeniową. Na każdym z nich znajduje się po 140 EMC i mikroprocesorów z bazą danych na 3,7 mln bitów. Sterują one systemami lotu i nawigacji, instalacjami elektrycznymi i zapewniającymi komfort na pokładzie, instalacją ciśnieniową, układem hamowania i urządzeniami przeciwpoślizgowymi.

W niedalekiej przyszłości przewiduje się zastosowanie układów o superwielkiej skali integracji i szybkości działania, co powinno spowodować istotne zmniejszenie wymiarów, masy, zapotrzebowania na energię i zwiększenie niezawodności pokładowego wyposażenia radiowego i elektronicznego. Rozpocznie się powszechniejsze wprowadzanie do kabin płaskich ekranów (displejów) wyróżniających się znacznie mniejszą objętością, masą, zapotrzebowaniem na energię elektryczną, ceną i wydłużeniem czasu pracy na jedną usterkę, w porównaniu z obecnie stosowanymi. W przyszłości będą zastosowane światłowodowe.

W przyszłościowych samolotach prawdopodobnie żadna z czynności związanych z pilotowaniem nie będzie wykonywana ręcznie. Zmieni się rola człowieka-operatora. Będzie on odbierał i analizował informacje, sterując symbolami odwzorowywanymi na wskaźnikach i podejmował decyzje w sytuacjach nieokreślonych oraz w przypadkach nieobliczeniowych.

Uważa się, że na przełomie stuleci należy oczekiwać m. in.:

— pojawienia się systemów szybkiego, zautomatyzowanego wykrywania błędów i kompensacji błędów człowieka-operatora,

— wprowadzenia do użytku automatycznie przystosowujących się układów pomagających człowiekowi-operatorowi w szybko zmieniających się warunkach,

Koncepcja układu sterowania lotem z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej

Mgr inż. SŁAWOMIR MICHALAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Badania uszkodzeń samolotów powracających do bazy po wykonaniu zadań bojowych wskazują, że uszkodzenia elementów systemu sterowania lotem są przyczyną ok. 20% ogólnej liczby strat samolotów w warunkach bojowych [2]. Jest charakterystyczne, że powracające do baz samoloty nie mają uszkodzonych mechanizmów wykonawczych lub powierzchni sterujących. Świadczy to o tym, że takie uszkodzenia prowadzą do zaginięć samolotów (nie powracają one do baz).

Współczesne systemy sterowania lotem charakteryzują się redundancją na poziomie aparaturowym – są wykorzystywane systemy o współczynniku redundancji 3, a nawet 4. Wadą tego rodzaju systemów jest brak środków autodiagnostyki, zapewniających szybką ocenę uszkodzeń bez długotrwałego szukania przez służby naziemne przyczyn niesprawności podczas remontu.

Zazwyczaj personel przeprowadzający naprawę na stanowiskach samolotów wymienia poszczególne bloki osprzętu, które wydają się podejrzane. Identyfikacja uszkodzonych bloków jest poważnym problemem, a uszkodzenia powstające w warunkach bojowych jeszcze bardziej ją utrudniają, gdyż:

- uszkodzenie może nie ograniczać się do jednego wymiennego bloku; najczęściej ma wpływ na obszary sprzężeń (przewody elektryczne, złącza, rurociągi i in.). Współczesne metody wykrywania uszkodzeń są wówczas całkowicie nieefektywne;

- niesprawność może spowodować uszkodzenia kilku bloków LRU (line replaceable unit – zespoły wymieniane w czasie obsługi);

- remont może być przeprowadzany bez odpowiednich instrukcji lub brak czasu może przeszkodzić w ich wykorzystaniu;

- współczesne przepisy zabraniają wykorzystania samolotu bojowego przed pozytywnym zakończeniem wszystkich przeglądów, tzn. system sterowania lotem musi być całkowicie sprawny, co wydłuża czas naprawy. Mimo że uszkodzenia systemów sterowania lotem podczas normalnej eksploatacji lub w warunkach bojowych zaledwie w 15% przypadków są przyczyną remontu, średni czas remontu samolotu z uszkodzeniem tego systemu wynosi 43 h [1].

Wg prognoz taktyczne operacje powietrzne w latach dziewięćdziesiątych będą wymagać znacznego zwiększenia liczby lotów bojo-

wych przypadających na jeden samolot w czasie doby. Tendencją światową jest przejście do wykorzystywania w samolotach taktycznych elektrycznych odległościowych systemów automatycznego sterowania lotem (EOSASL) o współczynniku redundancji 3 lub 4, zachowujących gotowość do pracy przy jednym lub dwóch uszkodzeniach.

Charakterystyczną cechą EOSASL jest wykorzystanie sterowania ze sprzężeniem zwrotnym, tj. pilot nie oddziałuje bezpośrednio na powierzchnię sterującą, lecz kieruje jedynie charakterystykami dynamicznymi samolotu. Stwarza to zespołom opracowującym EOSASL i konstrukcje całych samolotów ogromne możliwości przy rozwiązywaniu problemów związanych ze zwiększeniem żywotności samolotów. Sterowanie ze sprzężeniem zwrotnym umożliwia wykonanie lotu przy ujemnej stateczności statycznej samolotu. W wyniku tego podstawowa struktura sterowania zależy od funkcjonowania każdej powierzchni sterującej. Jeśli powierzchnia sterująca nie może działać prawidłowo – zasada sterowania nie jest już prawdziwa. Dlatego też należy znaleźć odpowiednie środki w celu zapewnienia możliwości sterowania samolotem przy uszkodzeniu mechanizmu wykonawczego lub powierzchni sterującej. Środki takie daje EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej.

Koncepcja redundancji analitycznej zakłada wykorzystanie środków programowych do obliczenia znanych zależności fizycznych wg sygnałów od grupy czujników. Stosując tę metodę można uzyskać sygnał nie z bezpośredniego pomiaru, lecz z obliczeń, na podstawie sygnałów z innych czujników.

Firma Grumman Aerospace przeprowadziła badania nad zwiększeniem żywotności i odporności na uszkodzenia za pomocą rekonfiguracji rozśrodkowania elementów sterowania. Stwierdzono, że rozśrodkowanie czujników i urządzeń przeliczających prowadzi do zauważalnego zwiększenia żywotności w przypadku ostrzelania samolotu pociskami kal. 37 mm, jednak największy efekt daje rekonfiguracja powierzchni sterujących.

Firma McDonnell Aircraft jesienią 1985 r. miała przystąpić do badań w locie zintegrowanych bezkardanowych czujników bezwładnościowych, przeznaczonych do formowania sygnałów dla EOSASL, układów sterowania ogniem oraz do nawigacji. Wg nieoficjalnych danych udało się obniżyć koszt cyklu żywotności o 21%, a także zmniejszyć masę, objętość i liczbę bloków LRU. Dzięki rozśrodkowaniu czujników przez rozbitcie na dwie grupy żywotność samolotu zwiększyła się o 30%.

Obecnie w EOSASL są wykorzystywane pojedyncze procesory, natomiast w przyszłości należy oczekiwać zastosowania konfiguracji multimikroprocesorowych, umożliwiających realizację równoległego przetwarzania danych, niezbędnego ze względu na dużą objętość informacji, którą należy opracować w bardzo krótkim czasie, ażeby zwiększyć odporność EOSASL na uszkodzenia. Odpowiednie badania prowadzi firma Honeywell w ramach kontraktu z laboratorium dynamiki lotów.

Dotychczas wiele zrobiono dla zwiększenia niezawodności, elastyczności i obniżenia kosztów środków obliczeniowych EOSASL. Jednakże koszt tych środków stanowi zaledwie 10÷12% ogólnego kosztu EOSASL. Najkosztowniejsze są serwonapędy i czujniki, które najczęściej są uszkodzane w warunkach bojowych, gdyż mają dużą powierzchnię. Serwonapędy i niektóre czujniki są bardzo skomplikowanymi urządzeniami i dlatego ich remont jest pracochłonny i długotrwały. Dlatego też, jeśli udałoby się znacznie uprościć ich konstrukcję, spowodowałoby to skrócenie czasu remontu.

W celu przekształcenia małej mocy sygnałów sterujących w silne oddziaływanie sterujące, zazwyczaj stosuje się wzmacniacze hydrauliczne. We współczesnych EOSASL z wielokrotną redundancją przekształcenie elektrycznych sygnałów sterujących jest związane z wykorzystaniem bardzo złożonych i kosztownych urządzeń sprzęgających. Laboratorium dynamiki-lotu przeprowadziło pomyślne badania zawo-

cd. ze str. 8

— współdziałania między systemami sztucznego intelektu a ludzkim umysłem dla optymalizacji wspólnych działań i wyboru wykonawcy.

Postęp w technice lotniczej jest bardzo szybki. I dlatego tylko te firmy, które już teraz prowadzą ukierunkowane wyprzedzające prace naukowo-badawcze, mogą liczyć na sukcesy techniczne i handlowe na początku przyszłego stulecia.

LITERATURA

1. S. D. BIESZELEW: *Intensyfikacja naukowych issledowanij*. Moskwa, Maszynostrojenije, 1983 r.
2. *Projektirowanije samoletow* (pod red. S. M. Jegiera). Moskwa, Maszynostrojenije, 1983 r.
3. E. TORENBEEK: *Projektirowanije dozrukowych samoletow*. Tłum. z jęz. ang. Moskwa, Maszynostrojenije, 1983 r.
4. W. M. SZEJNIN, W. I. KOZŁOWSKIJ: *Wiesowoje projektirowanije i efiektiwnost pasażirskich samoletow*. Moskwa, Maszynostrojenije, 1984 r.
5. *Samoletostrojenije za rubieżom*. Itogi nauki i tiehnikii. Seria Awiaostrojenije, t. 9. Moskwa, 1986 r.
6. *Aerokosmiczeskaja tiehnikaa*, nr 2, 1987 r.
7. *Aerokurier*, nr 9, 1987 r.
8. *Aerospace America*, nr 5, 6 z 1986 r., nr 6 z 1987 r.
9. *Air et Cosmos*, nr 1109 z 20.09.1986 r., nr 1120 z 6.12.1986 r.
10. *Aircraft Engineering*, nr 7, 1987 r.
11. *Air International*, nr 6, 7 z 1987 r.
12. *Aviation Week and Space Technology*, 1.09.1986 r., 18.10.1986 r.
13. *Ekspress Informacja – Awiaostrojenije*, nr 45 z 1985 r., nr 15 z 1986 r.

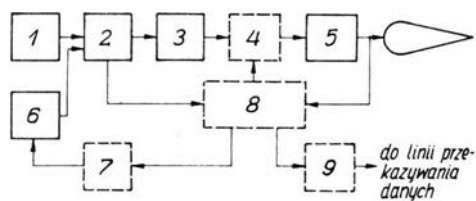
rów hydraulicznych z bezpośrednim wzbudzeniem (bez wykorzystania wzmacniaczy hydraulicznych), opracowanych przez firmy Dynamic Controls i General Electric. Badania te wykazały, że takie stosunkowo proste zawory hydrauliczne mogą sprostać wymaganiom EOSASL i pozwalają otrzymać tanie konstrukcje o dużym stopniu redundancji. Inną ważną nowością jest elektromechaniczny napęd siłowy.

Koncepcja EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej przewiduje wykrywanie i określanie miejsca uszkodzenia oraz automatyczne odtwarzanie gotowości technicznej dzięki maksymalnemu wykorzystaniu pozostałych sprawnych elementów. Realizacja tej koncepcji pozwala zachować gotowość techniczną EOSASL przy różnych uszkodzeniach, otrzymać charakterystyki lotne niezbędne do wykonania zadania bojowego i powrotu do bazy, zapewnić automatyczne diagnozowanie w celu szybkiej oceny uszkodzeń i przeprowadzenia remontu, a także obniżyć koszt eksploatacji EOSASL.

Na zamówienie laboratorium dynamiki lotu firma General Electric opracowuje koncepcję EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej, w której będą wykorzystane wyniki badań wg ww. programów. W takim systemie szczególną uwagę zwraca się na:

- wykrywanie i identyfikację niesprawności,
- rekonfigurację powierzchni sterujących,
- automatyczną diagnostykę,
- informowanie pilota w czasie rzeczywistym.

Koncepcja nowego EOSASL nie przewiduje uszkodzenia niezawodnej struktury z czterema niezależnymi kanałami. Jednakże jako uzupełnienie, proponuje się zastosowanie mikroelektroniki w celu zachowania sterowności samolotu przy uszkodzeniach powierzchni sterujących powstałych w warunkach bojowych i istotnego skrócenia czasu remontu samolotu powracającego do bazy. Schemat funkcjonalny EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej przedstawiono na rys.



Rys. 1. Schemat funkcjonalny SASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej: 1 – czujniki, 2 – sterowanie wprowadzaniem danych (organizacja zbierania danych), 3 – przelicznik (EMC) sterowania lotem, 4 – moduł włączany dodatkowo w celu zapewnienia możliwości rekonfiguracji (DIM), 5 – napęd siłowy, 6 – pilot, 7 – formowanie (w czasie rzeczywistym) informacji dla pilota, 8 – wykrywanie i identyfikacja niesprawności, 9 – blok diagnostyki; 4, 7, 8 – elementy zapewniające zwiększenie żywotności, 8, 9 – elementy zwiększające podatność remontową. Linia przerywana oznaczono elementy z odtwarzaniem gotowości technicznej (autoremontem)

Głównym zadaniem zapewnienia podwyższonej żywotności i poprawy podatności remontowej jest funkcja wykrywania i identyfikacji niesprawności (IDC), realizowana programowo.

Funkcja dodatkowego włączania modułów w celu zapewnienia możliwości rekonfiguracji (DIM) jest zasadniczo przeznaczona do zwiększenia żywotności, jednak sprzyja także skróceniu remontu. Moduły takie umożliwiają lepsze wykorzystanie sprawnych napędów siłowych i powierzchni sterujących w celu zapewnienia możliwości kontynuowania lotu i wykonania zadania bojowego przy zaistnieniu powyższych uszkodzeń.

Aby zunifikować i uprościć łączność z personelem naziemnym wykorzystuje się moduł automatycznej diagnostyki niesprawności dla obsługi technicznych (AMD) na podstawie bazy danych wraz ze zintegrowanym zespołem sterowania-wizualizacji. Dzięki automatyzacji diagnostyki i wydawania zaleceń została zlikwidowana zależność od skomplikowanego naziemnego oprzyrządowania kontrolno-badawczego przy wykonywaniu napraw na stanowisku samolotu lub w pracowniach remontowych w bazie.

Łącznie funkcje IDC i AMD umożliwiają nie tylko identyfikację i rejestrację niesprawności podczas wykonywania zadania bojowego, ale i przekazywanie linią łączności cyfrowej z bazą informacji o potrzebnych częściach zamiennych.

Funkcja informowania pilota zapewnia przedstawienie w czasie rzeczywistym informacji o stanie samolotu w postaci danych o charakterystykach lotnych, o uszkodzeniach EOSASL, a także wyników oceny gotowości bojowej. Przez połączenie tych informacji z informacjami innych systemów pokładowych, będzie można ocenić prawdopodobieństwo pomyślnego wykonania zadania bojowego nawet przy zaistnieniu uszkodzeń.

Mimo iż podstawowe koncepcje EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej są już ustalone, a metody ich realizacji już zbadane i przeanalizowane, pozostaje wiele nie rozwiązanych problemów technicznych w następujących dziedzinach:

• Wykrywanie i identyfikacja niesprawności

Prowadzone są badania kombinacji analitycznej redundancji, wyboru sygnałów i logiki przewidywania z wykorzystaniem elementów korelacji. Jest już określona podstawowa ich struktura i sposób przekazywania sygnału. Jest konieczne przeprowadzenie uzupełniających badań w celu utworzenia algorytmu pracy w czasie rzeczywistym, stabilnego, dokładnego i nie stawiającego zbyt wysokich wymagań środowisk obliczeniowym.

• Rekonfiguracja momentów sterujących

Analiza i modelowanie działających sił wykazały, że zadanie rekonfiguracji działających momentów można rozwiązać. Jednym ze sposobów jest rekonfiguracja (zmiana) zasad sterowania. Inny, dokładniej opracowany sposób zakłada podawanie sygnałów sterujących na pozostałe, sprawne napędy siłowe. Modelowanie w czasie przyspieszonym wykazało, że ta ostatnia metoda zapewnia otrzymanie właściwych charakterystyk manewrowych nawet z kilkoma uszkodzonymi płaszczyznami sterującymi. Duże nadzieje wiąże się również z wykorzystaniem zasad sterowania wieloparametrowego, identyfikacji parametrów, samoorganizacji i równoległej pracy obiektów regulacji. Jest konieczne opracowanie procesu dynamicznej rekonfiguracji sterowania wraz z procesem wykrywania i identyfikacji niesprawności.

• Model samolotu

Niezbędne jest przeprowadzenie analizy w celu lepszego określenia charakterystyk niesprawnego samolotu. Charakterystyki stateczności samolotu z niesprawnymi lub uszkodzonymi powierzchniami sterującymi różnią się od jego nominalnych charakterystyk. Prawdopodobnie istotne znaczenie będą miały efekty wzajemnych powiązań. Żaden z modeli, ani dane z badań w tunelu aerodynamicznym nie pozwalają określić tych efektów. Dopóki nie będą one zbadane, zrozumiane i włączone do analizy, nie będzie znane pełne działanie rekonfiguracji sterowania. Wykorzystanie metod prognozowania stateczności jest dobrym punktem odniesienia do uzyskania charakterystyk niesprawnego samolotu.

• Informowanie pilota w czasie rzeczywistym

W celu przedstawienia informacji zawartej w IDC, do identyfikacji stanu konfiguracji samolotu i jej wpływu na charakterystyki lotne jest wykorzystywana baza danych. Aby określić format, w jakim ta informacja powinna być przedstawiona pilotowi, konieczne będzie uwzględnienie czynników psychofizycznych. Z informacją tą powinna być także połączona informacja z innych systemów pokładowych (aparatury silnikowej, paliwowej, radioelektronicznej, systemów uzbrojenia).

• Automatyczna diagnostyka w obsłudze technicznej

Baza danych, tj. instrukcje i procedury, które zazwyczaj są zawarte w instrukcjach technicznych, jest włączana w funkcję autodiagnostyki. Umożliwia ona sprawdzenie prawidłowości danych formowanych w module wykrywania i identyfikacji niesprawności dla zapewnienia łączności z personelem naziemnym (obsługą naziemną). Alternatywną metodą, mającą na celu podwyższenie poziomu autodiagnostyki, jest wykorzystanie sztucznej inteligencji do identyfikacji parametrów i dyskryminacji sygnałów.

• Architektury systemu przetwarzania danych

Wstępne badania architektury pozwoliły otrzymać informację o wymaganiach w stosunku do środków obliczeniowych, do ich niezawodności i kosztów. Jest konieczne dokładniejsze zbadanie powiązań architektury i autoremontu w celu określenia ich ogólnego wpływu na poziom redundancji aparatury, na wymagania dotyczące przetwarzania danych, a także na zakresy synchronizacji, stabilności, kodowania i sprzężeń.

• Oceny współczynnika gotowości systemu

Jest niezbędne przeprowadzenie szczegółowej, kolejnej analizy w celu określenia współczynnika gotowości samolotu z uwzględnieniem wszystkich elementów EOSASL z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej.

LITERATURA

1. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Williamsburg, Aug. 18-29 1986, Collect. Techn. Pap.
2. D. P. RUBERTUS: Self-repairing flight control system overview. Proc. IEEE Nat. Aerosp. and Electron. Conf. NAECON 1985, Dayton, Ohio, 1985.
3. S. MICHALAK: Wybrane zagadnienia rozwoju układów automatycznego sterowania lotem. ITWL, Warszawa 1986.

JAN ŻUREK
Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Informacje o przeznaczeniu różnych urządzeń sterowniczych w kabinie szybowca (lub innego statku powietrznego) można podać, umieszczając odpowiednie napisy obok dźwigni czy uchwytów. Sposób taki zawęży jednak krąg odbiorców przekazu do osób znających język, w którym podano objaśnienia. Mimo iż stosując np. język angielski (w lotnictwie najbardziej popularny) można by znacznie rozszerzyć krąg użytkowników, dla których informacja jest przeznaczona, zawsze pozostanie pewna liczba pilotów, dla których angielska wersja objaśnień będzie niedostępna. W wielu krajach, zgodnie z lokalnymi przepisami, jest konieczne podawanie informacji obsługowych w języku narodowym.

Aby uniknąć związanych z tym kłopotów, stosuje się oznaczenia piktograficzne, na których informacja jest podana w postaci obrazka ilustrującego daną czynność bądź uzyskany efekt w sposób zrozumiały niezależnie od języka. Stykamy się z paradoksem, iż mimo wieków rozwoju cywilizacji i związanego z nim wykształcenia sposobu przekazywania informacji za pomocą języka, wskutek rozwoju kultur w zamkniętych enklawach geograficznych nie powstał język ogólnosięwiatowy, a przeciwnie, porozumiewanie się przybrało różne formy dźwiękowe i różny zapis w wielu alfabetach.

Chcąc umiędzynarodowić język, musimy powracać do form pierwotnych i korzystać z doświadczeń zapomnianego już dzisiaj pisma obrazkowego jako jedyne sposoby uniwersalizacji informacji.

Charakter piktogramów

Piktogram powinien w sposób prosty, jednoznaczny i szybko przekazywać informacje, wykluczając pomyłkę w czynnościach wykonywanych na pokładzie statku powietrznego. Musi zatem spełniać następujące wymagania:

- prostota — piktogram musi być obrazkiem nieskomplikowanym, łatwo trafiającym do wyobraźni, ograniczonym do jak najmniejszej liczby elementów graficznych (linii, punktów, plam, barwy itp.),
- lakoniczność — przekaz musi dotyczyć wyłącznie informacji istotnej. Wszelkie dorabianie tła, upiększanie plastyczne itd. może powodować rozpraszenie uwagi pilota i osłabianie siły przekazu informacji,
- estetyka — wymagania odnośnie do estetyki wnętrza kabiny dotyczą również piktogramów. Można uzyskać doskonały efekt plastyczny jeżeli piktogram zostanie zaprojektowany z wyczuciem artystycznym i będzie stanowił spójną całość z wystrojem kabiny. Jest to zadanie dla artystów specjalizujących się we wzornictwie przemysłowym,

TABLICA 1. Kod barw

Lp.	Barwa	Organ sterowania	Uwagi
1	żółta	uchwyt zwalniania zaczepu liny holowniczej	
2	niebieska	uchwyt dźwigni sterowania hamulcem aerodynamicznym	
3	zielona	uchwyt sterowania urządzeniem wyważenia podłużnego	barwy wg wymagań przepisów budowy szybowców
4	biała	uchwyt otwierania osłony kabiny	
5	czerwona	uchwyt awaryjnego zrzutu osłony kabiny	
6	brązowa	uchwyty regulacji położenia pedałków, fotela pilota	
7	czarna	uchwyt dźwigni sterowania klapą skrzydłową, podwoziem	barwy umowne przyjmowane przez producenta
8	kość słoniowa	uchwyt sterowania zaworem balastu wodnego	
9	inne niż wymienione w poz. 1÷5	pozostałe układy sterowania	barwy ustalone tak, aby nie powodować omyłek

- trafność symboliki — każdą czynność czy efekt działania można przedstawić za pomocą obrazu w różny sposób, jednakże wśród oferowanych propozycji zawsze znajdzie się taka, która najtrafniej oddaje istotę informacji i tę należy wybrać do zastosowania praktycznego,

- rozmiar — informacja musi być czytelna, obraz nie może być więc zbyt mały, a jednocześnie nie może zabierać zbyt wiele miejsca w kabinie szybowca, zwłaszcza klasy otwartej, w której przy skomplikowanym wyposażeniu nawigacyjno-taktycznym dokuczliwie brakuje miejsca,

- respektowanie kodów — w technice wiele informacji jest podawanych w sposób zakodowany, za pomocą skróconej symboliki umownej (zdania, słowa, litery, liczby, barwy itp.). W szybownictwie jest stosowany kod barw dla wyróżnienia poszczególnych organów sterowania w kabinie (tabl. 1), który musi znaleźć odbicie w piktogramie.

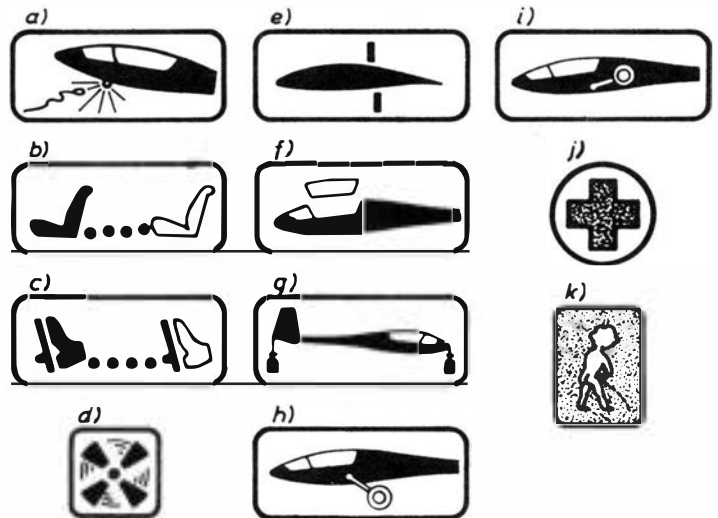
Rodzaje piktogramów

W zależności od charakteru przekazywanej informacji, piktogramy można podzielić na proste i złożone (tabl. 2).

Piktogramy proste

Piktogramy proste zawierają informacje ogólne lub określają funkcję i położenie organów sterowania w kabinie.

Przykłady piktogramów prostych pokazano na rys. 1. Piktogram a) jest umieszczany obok uchwytu zwalniania haka zaczepu holowniczego do odłączenia się szybowca od liny holującej. Piktogramy b) i c) informują, iż położone obok uchwytu zwalniania blokady siedzenia i pedałków w celu zmiany ich położenia na dogodnie dla pilotów o różnej budowie ciała. Piktogram d) wskazuje położenie uchwytu otwierającego włot powietrza do przewietrzania kabiny. Położenie dźwigni sterowania hamulcem aerodynamicznym pokazuje piktogram e), przy czym określa on



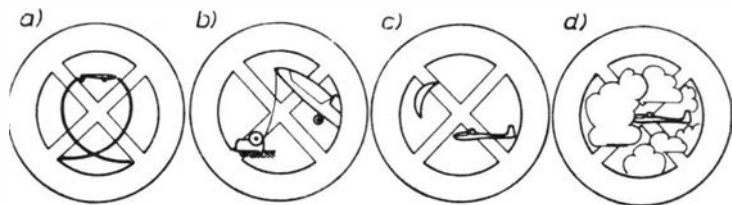
Rys. 1

TABLICA 2. Rodzaje piktogramów

Informacja	Barwa	Piktogram	Postać
Ogólna	wielokolorowa	prosty	znak piktograficzny
O użytkowaniu organu sterowania w kabinie	zgodna z kodem wg tabl. 1		znak piktograficzny
O warunkach użytkowania (prędkości, masy)	czarno-biała	złożony	tabliczka
O zakazach dotyczących sytuacji w locie	czerwononiebiesko-czarna (lub biała)		sytuacja przedstawiona piktograficznie

Jest oczywiste, iż umieszczenie tabliczek informacyjnych nie zwalnia pilota z obowiązku znajomości instrukcji użytkownika szybowca, a jedynie służy odciążeniu pamięci pilota.

● piktogramy zakazu — w graficzny sposób przedstawiają niedozwoloną sytuację naniesioną na tle niebieskiego koła z czerwoną obwódką i „wyksovaniem” (analogicznie do drogowego znaku zakazu zatrzymywania się). W zależności od jasności tła kolor rysunku sytuacyjnego powinien być kontrastowy, np. czarny lub biały.



Rys. 5

Przykłady pokazane na rys. 5 dotyczą zakazu:

- a) wykonywania akrobacji,
- b) wzlotu za wyciągarką przy użyciu zaczepu przedniego,
- c) lotów nocnych,
- d) wchodzenia w chmury.

Zalety informacji piktograficznej

Zalety informacji piktograficznej uwidoczniają się, gdy:

- szybowce są eksportowane do różnych krajów,
- są przeprowadzane tzw. loty wymienne, gdy podczas imprez międzynarodowych piloci umożliwiają loty na własnych szybowcach innym pilotom.

W Europie informacje w kabinach musiałyby być po-

dawane co najmniej w językach: angielskim, niemieckim, francuskim i rosyjskim. Mimo to szybowce mogłyby być niedostępne dla pilotów nie znających tych języków.

Niejednokrotnie określenie, które np. w języku angielskim można wyrazić jednym słowem, w innym języku wymaga kilku słów. Pojawiają się wówczas kłopoty z miejscem w kabinie na umieszczenie objaśnień, zostają naruszone zasady prostoty i zwięzłości informacji, może też być zachwiana estetyka wnętrza szybowca.

Dodatkową trudność dla producentów stanowi konieczność edycji tabliczek informacyjnych w alfabetych pozalacińskich (np. arabski, chiński).

Dużą zaletą piktogramów jest ich dekoracyjność. Poprawia to komfort psychiczny pilota i podnosi rynkową atrakcyjność szybowca.

Zastosowanie praktyczne

Piktogramy proste pokazane na rys. 1 zostały przykładowo wybrane z pełnego zbioru stosowanego w polskich szybowcach ujętego w zestawieniu typowych części używanych w PZL-Bielsko. Natomiast piktogramy złożone (rys. 2-5) są propozycją autorów i należy je traktować jako pierwszy projekt opracowania wersji użytkowej. Mogą budzić zastrzeżenia pod względem grafiki, struktury i czytelności „języka piktograficznego”.

Spełnienie omówionych na wstępie wymagań stawianych piktogramom nie jest łatwe i uzyskanie optymalnego piktogramu wymaga weryfikacji praktycznej. Dlatego kształt zastosowanych piktogramów zależy od producenta szybowców i (jak dotąd) nie jest regulowany przepisami czy zaleceniami.

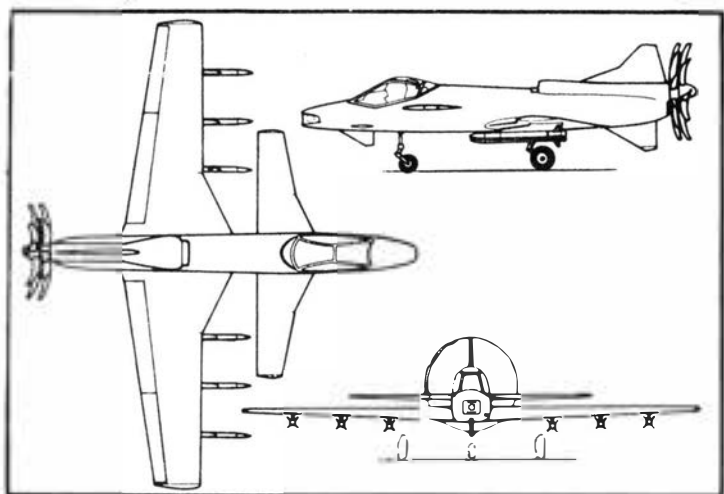
Celem autorów niniejszego artykułu jest zasygnalizowanie problemu, który w przyszłości trzeba będzie rozwiązać, gdyż z piktografią jako najpowszechniejszą formą przekazu informacji spotykamy się coraz częściej.

PROJEKTY

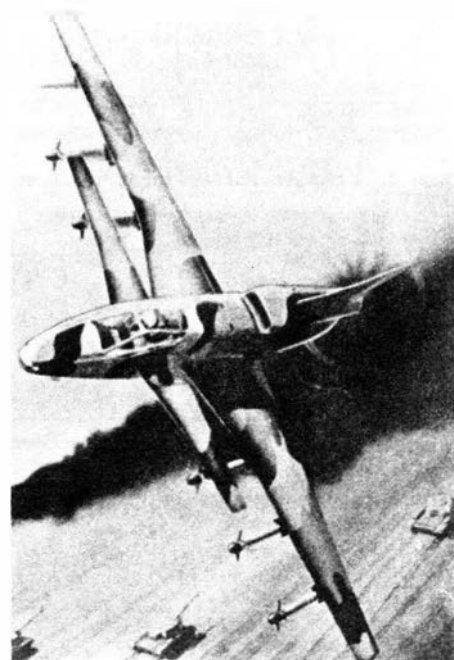
British Aerospace P.1233-1 Saba • W. Brytania •

Samolot z napędem śmigłowentylatorowym do zwalczania śmigłowców

Oddział samolotów wojskowych koncernu British Aerospace ujawnił wyniki dwuletniego studium dotyczącego samolotu do zwalczania w strefie przyfrontowej śmigłowców myśliwsko-szturmowych Mi-28, samolotów transportowych z przestawialnymi wirnikami Mi-30 i Mi-32 oraz pocisków manewrujących. Samolot ma odznaczać się dużą zwrotnością na małej wysokości, krótkim startem i lądowaniem i silnym uzbrojeniem. Po analizie wielu wariantów wybrano układ jednomiejscowej „kaczki” z pojedynczym silnikiem napędzającym pchające śmigło wentylatorowe typu UDF. Samolot otrzymał oznaczenie P.1233-1 i został określony jako Small Agile Battlefield Aircraft (Saba). Do napędu ma być zastosowany silnik Avco Lycoming T55 o mocy



3357 kW (4560 KM). Małe obciążenie powierzchni nośnej i mocy zapewnia wysokie osiągi samolotu. Z obliczeń wynika, że będzie on mógł wykonywać w warunkach walki zakręty o 180° w ciągu 5 s, startować z nieutwardzonego pasa o długości 300 m i patrolować przez 4 h. Jako uzbrojenie



przewiduje się sześć pocisków powietrze—powietrze AIM-132 i działko o kalibrze 25 mm ze 150 pociskami. W nosowej części kadłuba będzie zamontowane urządzenie celownicze na podczerwień zintegrowane z laserowym dalmierzem.

Głównym zadaniem samolotu Saba jest przechwytywanie i niszczenie nieprzyjacielskich śmigłowców w czasie wykonywania przez nie zadań transportowych, bliskiego wsparcia czy patrolowania powietrznego.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,97 m
Długość	9,50 m
Wysokość	2,90 m
Powierzchnia nośna	20,39 m ²
Masa własna	3535 kg
Masa startowa maks.	4990 kg
Prędkość maks.	740 km/h

W.K.

Eksperymentalne metody wyznaczania postaci drgań łopatek sprężarki — ich wady i zalety

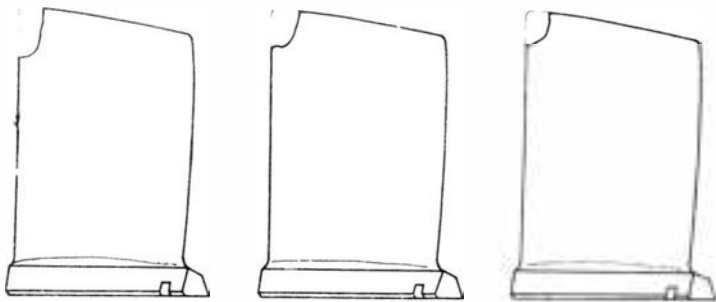
Dr inż. RYSZARD SZCZEPANIK

Zagadnienie uszkodzeń łopatek sprężarki przez tzw. ciała obce i związana z tym potrzeba opracowania możliwie precyzyjnych WT na wady dopuszczalne w eksploatacji i uszkodzenia powierzchni łopatek, zwłaszcza ich krawędzi, wymaga wyznaczenia częstotliwości i postaci drgań rezonansowych łopatek różnych stopni sprężarki występujących w dość szerokim pasmie od 0 do 15 kHz. Dla ułatwienia poszukiwań rezonansów w tak szerokim zakresie zebrano naturalne przełomy łopatek (rys. 1 i 2) z silników typu 37. Kształt przełomów i ich rozmiar mógł pochodzić od drgań łopatek w rezonansach wyższych rzędów (o postaciach giętno-skrętnych). Dane te, tj. częstotliwość drgań rezonansowych, jak również postacie drgań łopatek poszczególnych stopni są niezbędne dla prawidłowej interpretacji wyników tensometrowania łopatek na pracującym silniku. Mając bowiem pełny katalog częstotliwości rezonansowych, katalog odpowiadających im postaci drgań łopatek

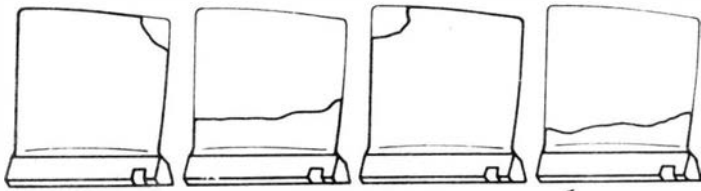
oraz konkretne wyniki z pomiarów naprężeń dynamicznych łopatek zarejestrowane na taśmie oscylograficznej można powiedzieć, jakie występują rezonanse, o jakich postaciach drgań, na jakich stopniach sprężarki i na jakim zakresie prędkości obrotowej. Można także określić strefy łopatek, dla których pozostawienie uszkodzeń jest niedopuszczalne. Wiedząc, która postać drgań, na którym stopniu sprężarki i przy jakiej prędkości obrotowej silnika jest szczególnie groźna, można poddać łopatkę dokładnym badaniom tensometrycznym na wibratorze i określić strefy najbardziej obciążone, w których wymagania co do jakości powierzchni łopatki są szczególnie wysokie.

Badania postaci drgań

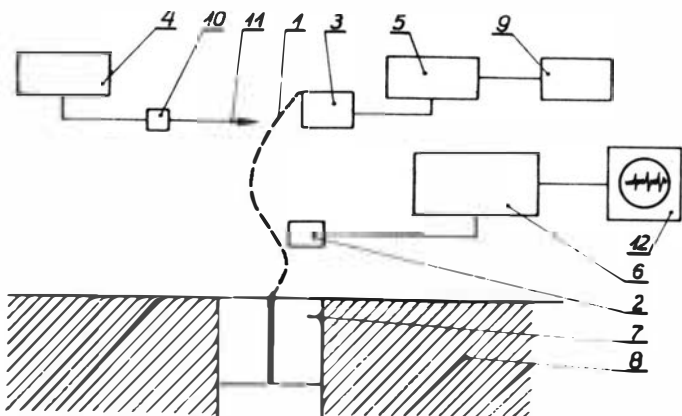
W dalszej części badań określono częstotliwości rezonansowe łopatek stopni I-IV oraz odpowiadające im postacie



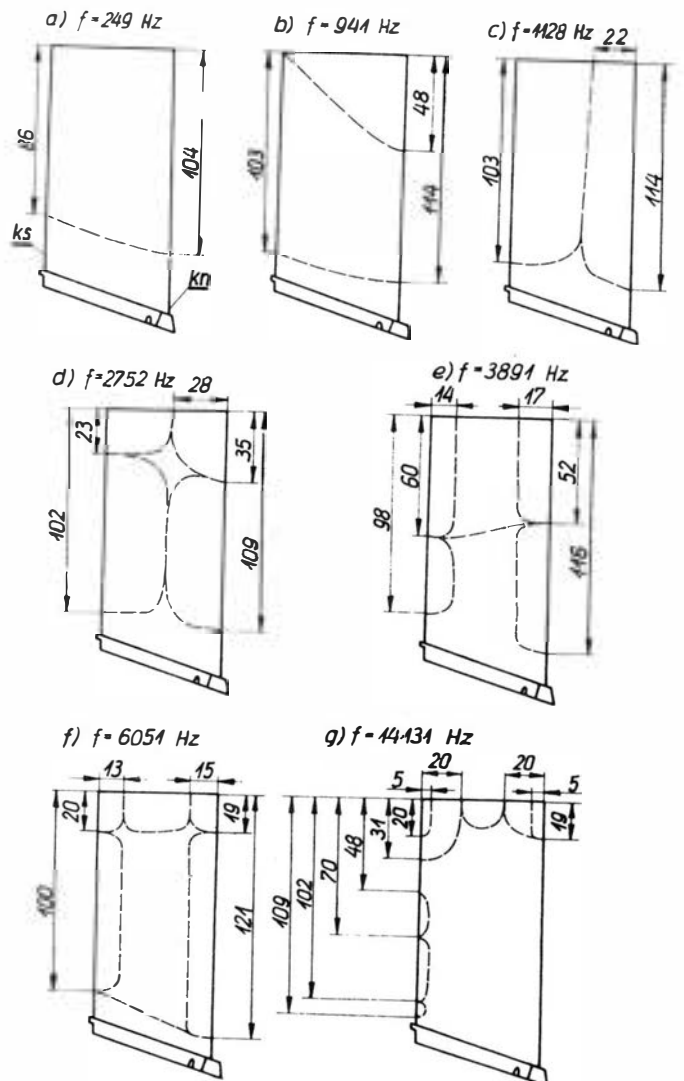
Rys. 1. Urwanie naroży łopatek III stopnia stwierdzone w eksploatacji



Rys. 2. Urwanie naroży oraz całych piór łopatek VI stopnia



Rys. 3. Schemat stoiska do pomiaru postaci drgań łopatek: 1 — łopaska, 2 — mikrofon, 3 — czujnik MM0002, 4 — wzmacniacz pomiarowy BfK typ 2603, 5, 6 — zasilacz, 7 — uchwyt łopatki, 8 — uchwyt, 9 — licznik impulsów, 10 — czujnik drgań, 11 — sonda, 12 — oscyloskop

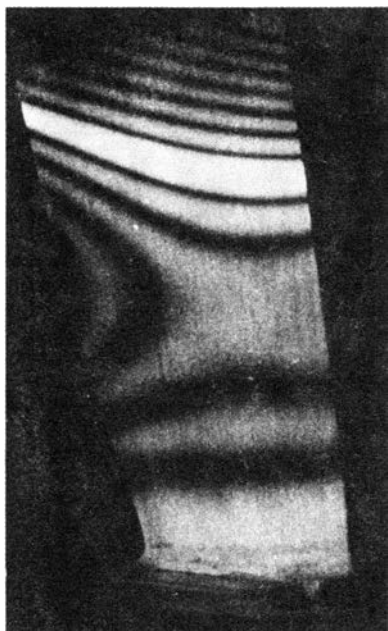


Rys. 4. Postacie drgań łopatki II stopnia sprężarki: a) pierwsza postać giętna, b) druga postać giętna, c) — postać skrętna, d), e), f), g) postacie giętno-skrętne, ks — krawędź spiwu, kn — krawędź natarcia

drgań. Należy tu zaznaczyć, że o ile pomiar pierwszej postaci giętej wykonywany na stoisku wibracyjnym nie sprawia większych trudności, to pomiar wyższych postaci drgań jest znacznie trudniejszy ze względu na małe amplitudy drgań i trudności w dokładnym ustaleniu linii węzłowych.

Z tego powodu badania przeprowadzono trzema metodami, a wyniki porównano. Pierwszą zastosowaną metodą [1] było wyznaczenie postaci drgań i kolejnych rezonansów przez wzbudzenie łopatki do drgań za pomocą czujnika elektromagnetycznego typu MM0002 firmy BSK (rys. 3). Badane łopatki mocowano za zamek w uchwycie zaciskowym, następnie za pomocą czujnika mikrofonowego i obserwacji na oscyloskopie ustalano rezonans drgań łopatki, a za pomocą miniaturowego czujnika drgań z sondą — strzałki i węzły występujące w łopatkach. Na rys. 4 przedstawiono przykładowo uzyskane tą metodą postaci drgań łopatek sprężarki II stopnia silnika typu 37.

Drugą metodą [2], której przydatność postanowiono sprawdzić w praktyce, była metoda holograficznego wyznaczania postaci i częstotliwości drgań łopatki. W czasie przygotowań do badań za pomocą tej metody na największe kłopoty natrafiono szukając sposobu pobudzenia łopatek do drgań. Ostatecznie w fazie badań wstępnych wykorzystano do tego celu membranę mikrofonową spiętą z łopatką stalową szpilką. Układ ten, wprowadzający niewątpliwie zniekształcenia w obrazie drgań, pozwalał na sprawdzenie samej metody i uzyskanie zdjęć (interferogramów) drgających łopatek (rys. 5 i 6).



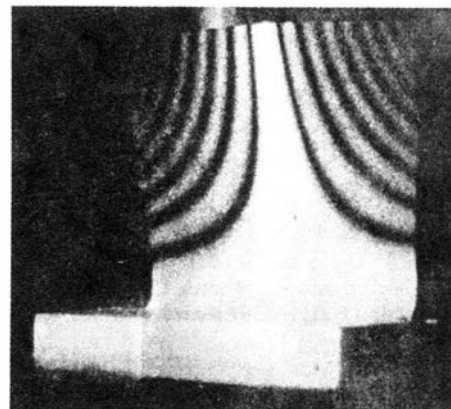
Rys. 5. Trzecia postać drgań giętych łopatek II stopnia wyznaczona metodą holograficzną

Trzecią metodą była metoda stosowana do badań łopatek turbin w czasie remontu silników typu Lis-2 i Lis-5, tzw. metoda ekranów z nafty i piasku. Metoda jest bardzo prosta, polega na wzbudzeniu łopatek w wibratorze i następnie na stopniowym przeszukiwaniu pasma częstości drgań. Rezonans jest ustalany na słuch, po czym odczytuje się częstotliwość wymuszenia. Następnie w celu ustalenia postaci drgań, łopatka jest zwilżana naftą za pomocą pędzelka i posypywana drobnoziarnistym piaskiem (rys. 7).

Wady i zalety zastosowanych metod na tle wyników badań

Analizując uzyskane wyniki należy stwierdzić, że wszystkie zastosowane metody dały efekt końcowy, jakim jest wyznaczenie postaci drgań i częstości drgań rezonansowych poszczególnych łopatek. Metodą holograficzną otrzymano interferogramy badanych łopatek, które dość dobrze odwzorowują ogólne postaci drgań łopatek występujące na silniku. Tym niemniej porównując wyniki uzyskane tą metodą z dwiema pozostałymi metodami stwierdzono, że mają one wartość jedynie pogładową ze względu na zbyt duże różnice w wyznaczonych częstościach i postaciach drgań, spowodowane przypuszczalnie nieodpowiednim spo-

sobem pobudzania łopatek do drgań. Różnice te dochodzą do 50% w wyznaczonej częstotliwości pierwszej postaci giętej. Metoda ta, jakkolwiek szybka i mało pracochłonna gdy chodzi o sam pomiar, wymaga jednak wielu prób przygotowania aparatury, a zwłaszcza sposobu pobudzania

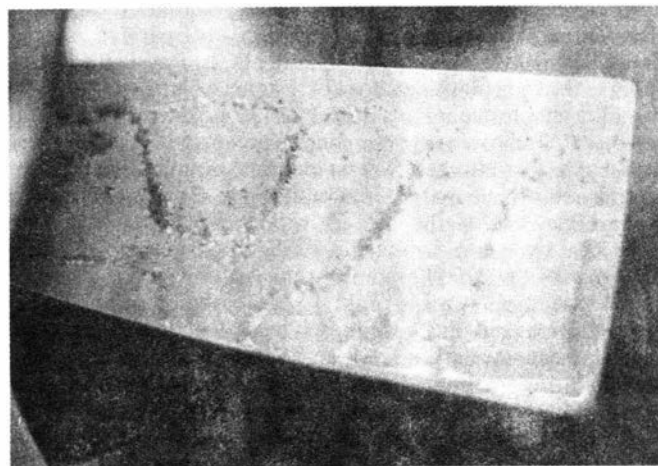


Rys. 6. Interferogram łopatki VI stopnia drgającej w rezonansie skrętnym

łopatek do drgań. Wydaje się, że metodą holograficzną można wykorzystać zwłaszcza do pomiaru płaskiego stanu naprężeń łopatek (obok wyznaczania postaci drgań).

Metoda pomiaru strzałki ugięcia (rys. 3) za pomocą czujnika, jakkolwiek bardzo dokładna, ma jednak wady. Należy tu wymienić jej stacsunkowo dużą pracochłonność, dość długi czas pracy łopatki w jednej postaci w celu umożliwienia pomiaru strzałki ugięcia na całej powierzchni drgającej łopatki, jak również nieuniknione błędy odwzorowania, zwłaszcza przy rezonansach wyższego rzędu, w których ugięcia są niewielkie. Błędy te są trudne do oceny. Późniejsze badania dowiodły, że jest możliwe przeoczenie niektórych linii węzłowych lub nawet rezonansów.

Metoda ekranów z nafty i piasku jest metodą techniczną, przemysłową, która ma tę zaletę, że pozwala bardzo szybko wyznaczyć postacie i częstotliwości drgań. Wyznaczone tą metodą częstości drgań są stosunkowo dokładne. Metoda ta pozwala również bardzo łatwo i szybko rozróżnić poszczególne rezonanse na podstawie ich postaci drgań, a tym samym na wykorzystywanie wyników pomiarów do doboru łopatek turbin na silniku. Metoda może być stosowana przy pomiarach drgań własnych również innych części maszyn.



Rys. 7. Linie węzłowe łopatki II stopnia o postaci drgań gięto-skrętnych, wyznaczone za pomocą piasku

W praktyce okazało się, że najlepsze wyniki uzyskuje się stosując połączenie dwu metod: metody pomiaru strzałki ugięcia i metody ekranów z nafty i piasku.

LITERATURA

1. Sprawozdanie ZBR NL WSK Rzeszów nr RKB2/37/83
1. Wstępna analiza możliwości zastosowania holografii do określania postaci drgań łopatek sprężarki. Sprawozdanie CLO Warszawa z 1982 r.

LWS-4 (PZL-30) i LWS-6 Żubr

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W 1933 r. Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie otrzymały z Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji zamówienie na dwusilnikowy samolot pasażerski dla PLL LOT, który byłby następcą 10-miejscowych samolotów Fokker F-VII B/3m.

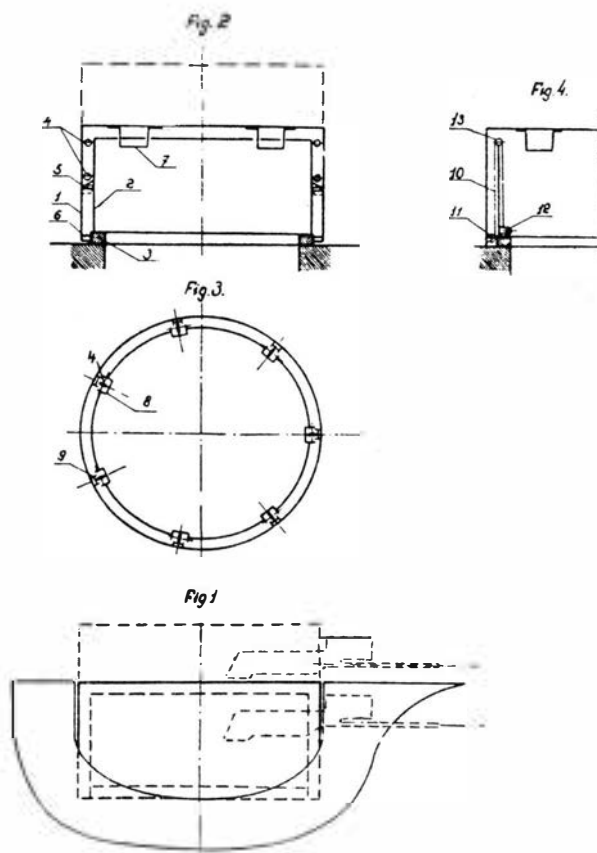
Doświadczenia zebrane przy budowie prototypu samolotu PZL-4 z 1931 r. wskazywały na spore trudności z wykonaniem samolotu całkowicie metalowego o zadowalająco małej masie. W biurze konstrukcyjnym PZL w tym czasie inż. Zbysław Ciołkosz zakończył prace przy projektowaniu 7-miejscowego trójsilnikowego samolotu pocztowo-komunikacyjnego PZL-27, o mieszanej konstrukcji, którego prototypu budowę kończą no. Zdecydowano, że nowy samolot otrzyma mieszaną konstrukcję, a jego konstruktorem zostanie Z. Ciołkosz. Samolot otrzymał oznaczenie PZL-30.

Pasażerski PZL-30 miał być dwusilnikowym górnopłatem z kadłubem spawanym z rur stalowych i płatem o fokkerowskiej konstrukcji drewnianej krytej sklejką. Miał zabierać 10-12 pasażerów przy zasięgu nie mniejszym niż 1000 km. Do napędu samolotu wybrano amerykańskie silniki gwiazdowe Pratt Whitney Wasp Junior o mocy 295 kW (400 KM), znane z dobrej jakości.

W 1934 r., gdy prace projektowe, rysunki i obliczenia konstrukcji były ukończone oraz rozpoczęto budowę skrzydła i wykonano spawaną konstrukcję kadłuba prototypu, LOT zdecydował się na zakup samolotów amerykańskich Douglas DC-2 i Ministerstwo Komunikacji po pokryciu dotychczas poniesionych przez wytwórnę kosztów (rzędu 150-200 tys. zł), wycofało swe zamówienie.

W tym czasie Departament Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych miał w swych planach budowę nowego dwusilnikowego bombowca. Według przedstawionych przez wojsko warunków technicznych inż. Jerzy Dąbrowski w PZL opracował projekt wstępny nowoczesnego szybkiego samolotu dwusilnikowego PZL-37 Łoś. Ponieważ miał to być pierwszy wojskowy wielosilnikowy samolot tej wytwórni, Departament Aeronautyki nie miał pewności, czy będzie to konstrukcja udana. Dlatego szef tego departamentu płk. L. Rayski uległ namowom płk. Tytusa Karpińskiego do skorzystania z okazji, że niemal gotowy projekt samolotu pasażerskiego PZL-30 można przerobić na potrzeby wojska. Dodatkowym argumentem przemawiającym za tym samolotem był w owym czasie wzrost zainteresowania możliwościami produkcji samolotów z materiałów krajowych. Gdy wytwórnia PZL otrzymała takie zamówienie, inż. Z. Ciołkosz przekonstruował kadłub. Samolot otrzymał oznaczenie PZL-30BI, a od wojska nazwę Żubr. Miał zabierać 1200 kg bomb i cztery osoby załogi. Zgodnie z doktryną Douheta i ówczesną praktyką francuską od samolotu bombowego nie wymagano dużej prędkości, lecz silnego uzbrojenia strzeleckiego do obrony, w liczbie aż 5 k. m. W Żubrze zastosowano po raz pierwszy w Polsce ruchome wieżyczki strzeleckie. Tylna wysuwana wieżyczka, pomysłu Z. Ciołkosza i Ludwika Białkowskiego została opatentowana (patent polski nr 22638 zgłoszony 26.01.1935 r. i udzielony 14.01.1936). Konstrukcja jej była następująca: w cylindrycznej

części wieżyczki (umieszczonej na obrotnicy) zamocowanych było siedem prowadnic, w których po rolkach przesuwała się w górę lub w dół część zwana kapturem, a będąca oszklonym cylindrem z płaskim dachem. W pozycji dolnej kaptur był utrzymywany za pomocą zacisków, zaś w górę był podnoszony za pomocą napiętych sznurów gumowych. Zdwojony k. m. przy opuszczaniu w dół kaptura chował się we wnękę w górze kadłuba. Pozostałe stanowiska również zostały pomyslowo



Rys. 2. Rysunek patentowy podwozia Żubra

rozwiązane. Tylna dolne stanowisko strzeleckie było zamykane pokrywą, na której był zamocowany k. m. Do strzelania pokrywa była uchylana na zawiasach, jak drzwi. Przednie stanowisko strzeleckie uzbrojone w 2 k. m. miało półkolistą wieżyczkę zamocowaną obrotowo w stosunku do osi poprzecznej. Będąc twórcą pierwszego polskiego samolotu z chowanym podwoziem, PZL-27, Z. Ciołkosz w samolocie PZL-30 także zastosował chowane podwozie, z kołami chowanymi w kadłub mechanizmem śrubowym wg swego patentu, lecz z goleniami ustawiającymi się skośnie między gondolami silników a dołem kadłuba, niby zastrzały, gdy podwozie było schowane. Dawało to duży opór aerodynamiczny. Podwozie to zostało opatentowane (patent polski nr 21888, zgłoszony 19.04.1934, a udzielony 19.08.1935). Śruba mechanizmu chowania tego podwozia była umieszczona pionowo w kadłubie. Poruszający się w wyniku obrotów śruby element ciągnął za umocowane do niego półoski podwozia. Półoski te nie były proste, lecz lekko zgięte. Koła chowały się we wnękę w dole kadłuba. Amortyzator znajdował się w goleni pionowej, a koło było ponadto podparte golenią biegnącą skośnie do tyłu, zamocowaną do tylnego dźwignara skrzydła. Dla przeciwdziałania skręcaniu goleni pionowej przy hamowaniu

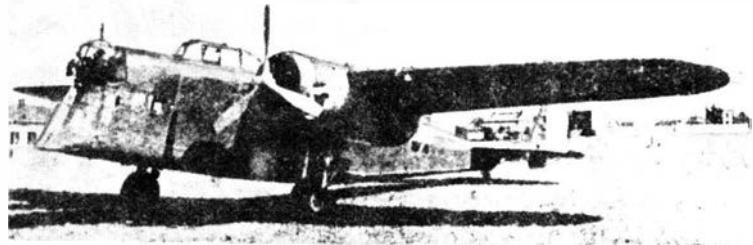


Rys. 1. Prototyp PZL-30BI Żubr po wymianie silników na Pegaz VIII i przeróbce podwozia - podczas prób

kół, jej zamocowanie było usztywnione za pomocą wystającego do tyłu ramienia połączonego łącznikiem z tylną skośną golenią.

Budowę prototypu Żubra rozpoczęto w PZL przy lotnisku mokotowskim, a zakończono po przeniesieniu produkcji do nowej Wytwórni Płatowców na Okęciu-Paluchu. Był to pierwszy prototyp zbudowany w nowych zakładach. Żubr otrzymał od wojska numer ewidencyjny typu 71. W marcu 1936 r. pil. Bolesław Orliński oblatywał na Okęciu prototyp PZL-30BI o numerze 71.1. 24 kwietnia 1936 r. samolot został przekazany do prób w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa, gdzie do 3 lipca wykonał 45 h lotów. Próby wykazały, że samolot ma poprawne właściwości pilotażowe, lecz jego osiągi są niskie z powodu zbyt małej mocy silników w stosunku do masy samolotu w locie. W celu poprawienia osiągnięć zalecano zastosować silniki polskiej produkcji PZL-Bristol Pegaz VIII o mocy 500 kW (680 KM każdy), produkowane wówczas do samolotów rozpoznawczo-bombowych PZL-23 Karaś. W Polsce nie było w tym czasie w produkcji silników o takiej mocy jak Wasp, zaś samoloty wojskowe wyposażano tylko w silniki produkcji krajowej, więc Żubr musiał otrzymać silniki Pegaz. W próbach ponadto stwierdzono, że śrubowy mechanizm chowania podwozia jest zawodny, a zarazem jego śruba stalowa długości 1,5 m o średnicy 60 mm jest bardzo ciężka i niepotrzebnie zwiększa masę samolotu. Zalecono wobec tego zmianę systemu chowania podwozia. Na samolocie przeprowadzono też próby z wyposażeniem do lotów bez widoczności ziemi.

Szef Departamentu Aeronautyki L. Rayski w sprawie zastosowania w Żubrze silników o większej mocy zwołał naradę z udziałem płk. T. Karpińskiego (szefa Służby Technicznej i Zaopatrzenia Departamentu Aeronautyki), inż. Cz. Bieńka (z Instytutu Aerodynamicznego), mjr. inż. A. Sipowicza (kierownika Oddziału Technologicznego w IBTL), inż. A. Grzędzińskiego (z IBTL), inż. Z. Ciołkosza i inż. K. Kazimierzaka (dyrektora PZL). Uczestnicy narady potwierdzili taką



Rys. 4. Prototyp LWS-6 Żubr z podwójnym usterzeniem

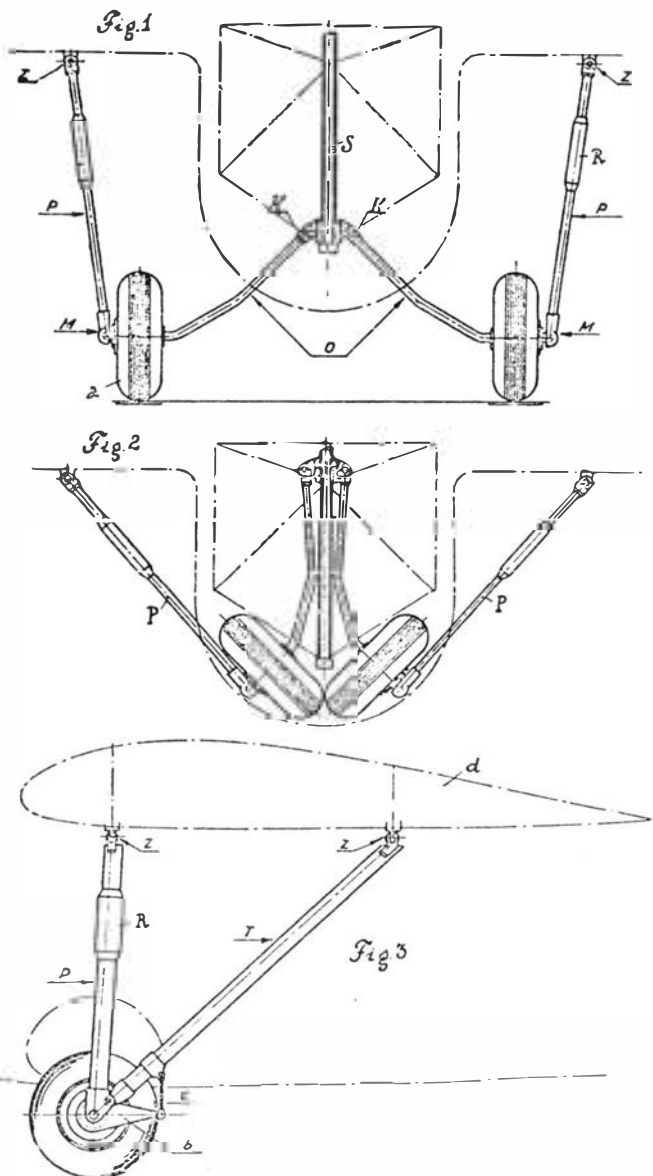


Rys. 5. Seryjny LWS-6A Żubr z poszerzonym usterzeniem pionowym

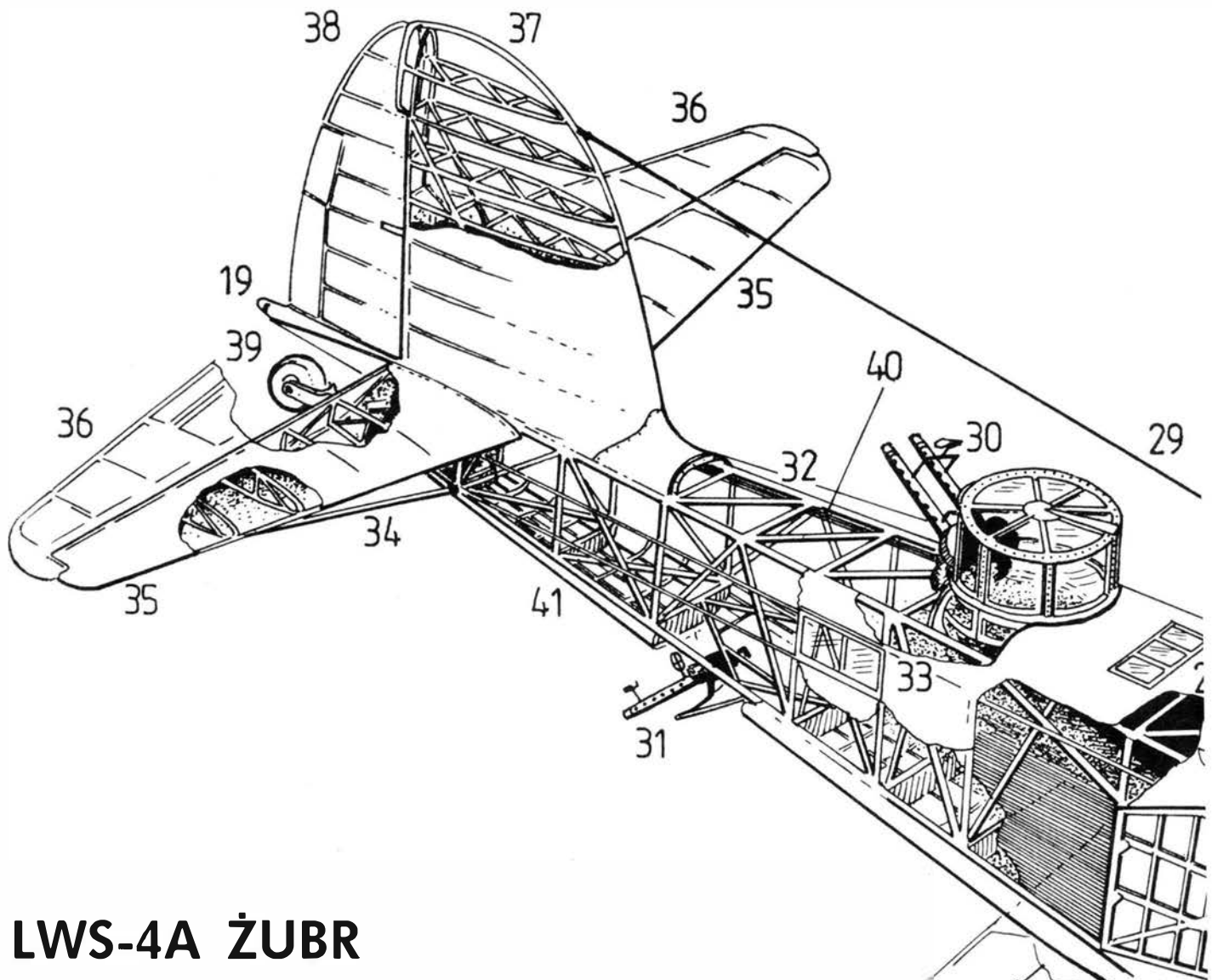
możliwość, gdyż wiele samolotów otrzymało silniki o większej mocy, choćby trójsilnikowe Fokkery F-VIIB LOT-u.

W lipcu i sierpniu 1936 r. samolot przerobiono w wytwórni PZL, zabudowując silniki Pegaz VIII i wymieniając podwozie na chowane w gondole silnikowe. Do chowania podwozia zastosowano mechanizm napędzany francuskimi silnikami elektrycznymi. W wyniku przeróbki masa własna wzrosła z 1891 kg do 4004 kg, czyli aż o 1113 kg. Samolot otrzymał oznaczenie PZL-30BII Żubr. W dniach od 23 września do 28 października 1936 r. przeszedł próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa (tak od 1 sierpnia 1936 r. nazywał się IBTL), wykonując 35 h lotów. Podczas prób stwierdzono za małą stateczność kierunkową samolotu i wysunięto wniosek o konieczności powiększenia powierzchni statecznika pionowego w wersji seryjnej. Opracowując odmianę Żubra z silnikami o większej mocy przygotowano także projekt ofertowy wersji eksportowej z silnikami francuskimi Gnome-Rhône 14K, którą zaproponowano lotnictwu rumuńskiemu. Polskie lotnictwo wojskowe zamówiło 16 Żubrów. Natomiast lotnictwo rumuńskie zamierzało zakupić 24 samoloty. Ponieważ upaństwowiona na początku 1936 r. Lubelska Wytwórnia Samolotów nie miała w tym okresie zamówień i była dostosowana do produkcji samolotów o konstrukcji mieszanej, zamówienie na Żubry złożono w LWS, gdzie inż. Z. Ciołkosz został dyrektorem technicznym i kierownikiem biura konstrukcyjnego. Żubr miał być produkowany w LWS pod oznaczeniem LWS-4. Samolot miał rozwijać prędkość maksymalną 380 km/h (osiągnięto 345 km/h). W LWS powstał też projekt wstępny pływakowej wersji tego samolotu, oznaczony LWS-5 i zaproponowany kierownictwu Marynarki Wojennej dla Morskiego Dywizjonu Lotniczego zamiast samolotu R-XX (LWS-1), nad którym wytwórnia przerwała pracę. Pierwszy Żubr zamówiony przez polskie lotnictwo wojskowe miał być dostarczony przez LWS 12 czerwca 1937 r., a następnie po trzy miesięcznie – do 12 listopada 1937 r. Następnie termin dostawy pierwszego samolotu przesunięto na 15 sierpnia 1937 r. Cena jednego samolotu ustalona na 211 tys. zł została w październiku podniesiona do 280 tys. zł wraz z uzbrojeniem. Faktyczny koszt Żubra seryjnego wynosił 300 tys. zł. Samoloty Żubr miały od marca 1938 r. stanowić wyposażenie 214 i 215 eskadry 1 pułku lotniczego w Warszawie, by później ustąpić miejsca Łosiom.

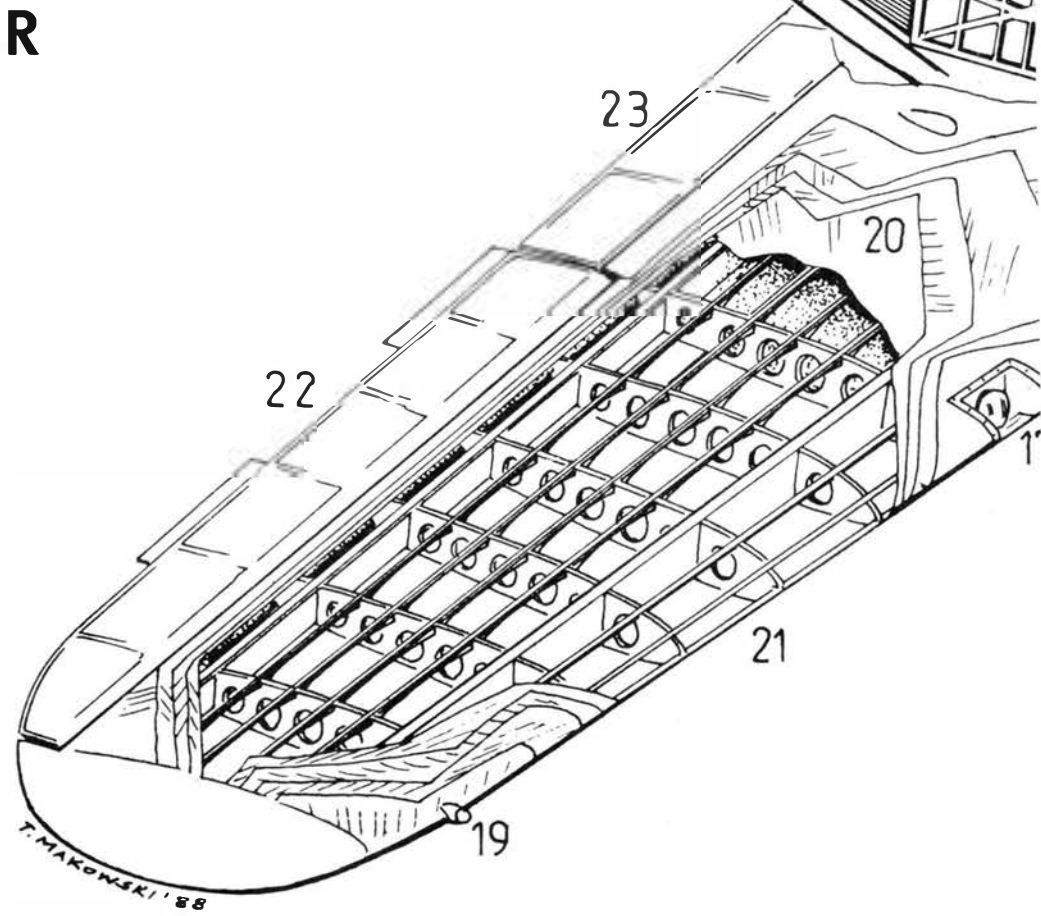
Program produkcji Żubrów został przyhamowany przez katastrofę prototypu. W celu zapoznania się z samolotem i podpisania umowy przybyła do Warszawy delegacja lotnictwa rumuńskiego. W dniu 7 listopada 1936 r. podczas lotu pokazowego z lotnikami rumuńskimi na pokładzie wyrwał się silnik z fragmentem konstrukcji płata i równocześnie urwało się skrzydło. W wypadku zginęła załoga z ITL: inż. pil. Jerzy Rzewnicki i techn. Jerzy Szrajner oraz oficerowie rumuńscy: mjr pil. Mihai Pantazzi i kpt. inż. Roman Popescu. Wypadek miał miejsce w Michałowicach pomiędzy Okęciem a Pruszkowem. Do dziś w miejscu wypadku w Michałowicach stoi pomnik z tablicą pamiątkową przy ulicy, która otrzymała nazwę Rumuńskiej. Wypadek spowodował wycofanie zamówienia na Żubry.

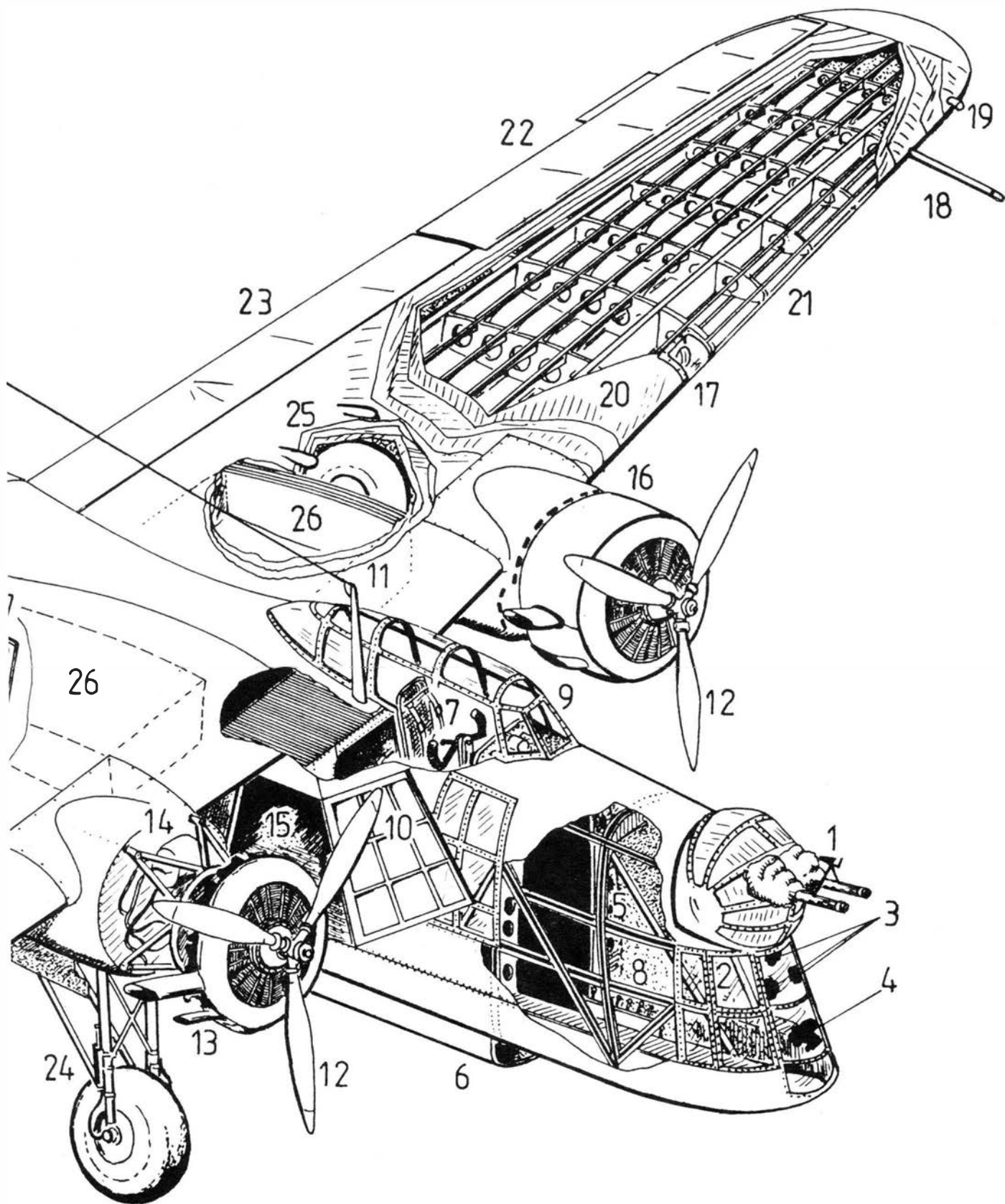


Rys. 3. Rysunek patentowy tylnej wieżyczki strzeleckiej Żubra



LWS-4A ŻUBR





LWS-4A Żubr: 1 – przednie stanowisko strzeleckie, 2 – miejsce dowódcy załogi, 3 – przyrządy dowódcy, 4 – celownik bombowy, 5 – struktura przedniej części kadłuba, 6 – pokrywa dolna (w położeniu otwartym), 7 – stanowisko pilota, 8 – dźwignie zrzuca bomb, 9 – osłona kabiny pilota, 10 – drzwi przednie, 11 – maszty antenowy, 12 – śmigło, 13 – kolektor spalin i rury wydechowe, 14 – łożo silnika, 15 – silnik PZL-Bristol Pegaz VIII, 16 – osłony silnika, 17 – reflektor, 18 – rurka Pitota, 19 – lampka pozycyjna, 20 – sklejkowe, czterowarstwowe pokrycie skrzydła, 21 – struktura skrzydła, 22 – lotka, 23 – kłapa, 24 – podwozie główne, 25 – koło podwozia głównego (w położeniu schowanym), 26 – zbiornik paliwowy, 27 – drzwi tylne, 28 – okienko górne, 29 – linka antenowa, 30 – tylne stanowisko strzeleckie (w położeniu wysuniętym), 31 – dolne stanowisko strzeleckie (w położeniu otwartym), 32 – kratownicowa struktura tylnej części kadłuba, 33 – okienko boczne, 34 – zastrzał statecznika poziomego, 35 – statecznik poziomy, 36 – ster wysokości, 37 – statecznik pionowy, 38 – ster kierunku, 39 – podwozie tylne, 40 – linki sterowe w kadłubie, 41 – dolne pokrycie kadłuba

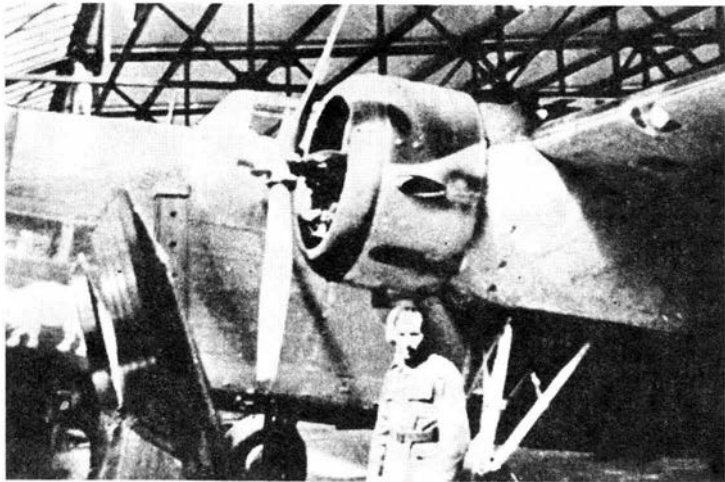
Podczas badania szczątków samolotu konstruktor wykrył odcisk klamki drzwi samolotu na łopacie śmigła. Na tej podstawie powstała oficjalna, lecz nieprawdziwa wersja wypadku podająca za jego przyczynę otwarcie awaryjnych drzwi samolotu przez jednego z oficerów rumuńskich i uszkodzenie drzwiami śmigła, co miało spowodować drgania prawego silnika i wyrwanie się go w locie ze skrzydła.

Po wypadku wstrzymano produkcję Żubrów w LWS. Około roku trwały prace komisji prowadzącej dochodzenie w sprawie przyczyn wypadku. W 1937 r. pod kierunkiem prof. M. T. Hubera sprawdzono obliczenia, które były prawidłowe. Dopiero przeprowadzona statyczna próba wytrzymałościowa płata wykazała, że brak rozpórki dolnej między dźwigarami umożliwiał skręcanie dźwigarów i całego skrzydła, czyli konstrukcja była za mało sztywna. Stwierdzono też, że ułożenie sklejk pokrycia włóknami warstw zewnętrznych równoległe, a nie skośnie do dźwigara spowodowało złą współpracę dźwigara z pokryciem (dużą różnicę odkształceń sprzyjającą odklejaniu się pokrycia). Ponadto badania szczątków rozbitego prototypu wykazały wady technologiczne klejenia. Było ono wykonywane pośpiesznie, nawet nocami, przy słabej kontroli technicznej. W wyniku część sklejin miała niedostateczną wytrzymałość.

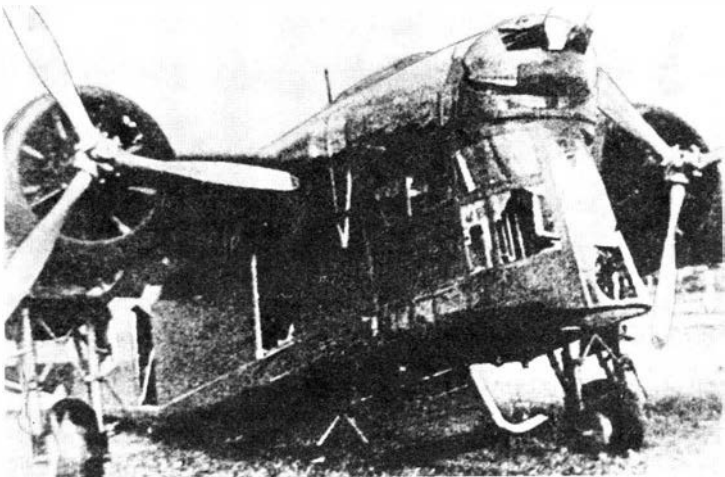
W 1937 r. inż. Z. Ciołkosz odszedł z LWS do Podlaskiej Wytwórni Samolotów, a prace nad przekonstruowaniem Żubra prowadził inż. Jerzy Teisseyre. Sklejkowe pokrycie skrzydeł pogrubiono do 6 mm i



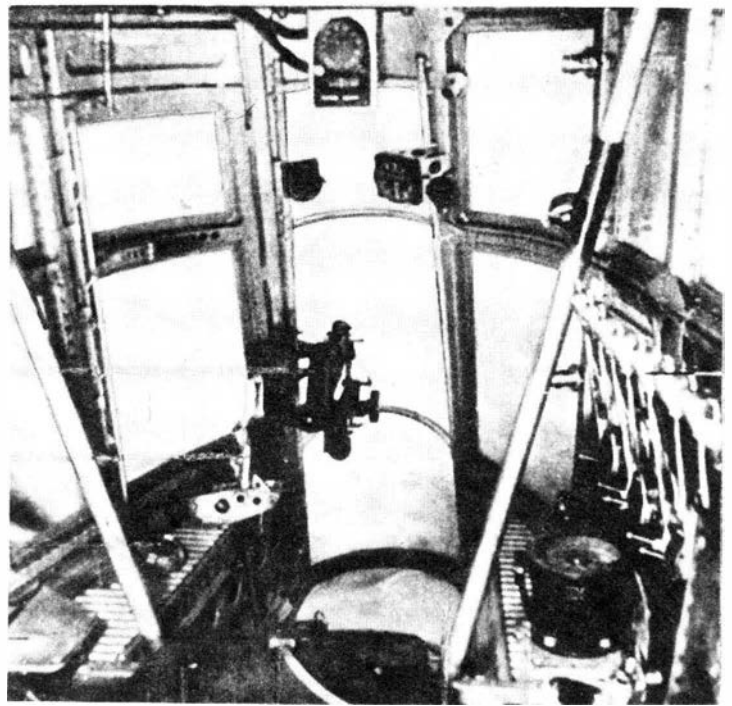
Rys. 6. LWS-6A



Rys. 7. Seryjny Żubr z godłem namalowanym na przodzie kadłuba



Rys. 8. Zdeprawowany Żubr zdobyty w 1939 r. przez Niemców



Rys. 9. Wnętrze kabiny nawigatora z przodu kadłuba

ułożono je skośnie względem dźwigara. Jesienią 1937 r. w LWS został zbudowany poprawiony egzemplarz Żubra, oznaczony LWS-6, który powinien być uważany za drugi prototyp tego samolotu. Nosił on numer ewidencyjny 72.2. W celu zwiększenia powierzchni statecznika pionowego samolot otrzymał podwójne usterzenie pionowe. Po oblataniu w końcu 1937 r., 7 stycznia 1938 r. LWS-6 został przekazany do prób w IITL. Wzmocnienie samolotu spowodowało wzrost jego masy własnej o 780 kg, kosztem zmniejszenia ładunku bomb do 660 kg, czyli niemal takiego samego jaki miał jednosilnikowy Karaś. LWS-6 przeszedł pomyślnie próby. Wytwórnia złożyła propozycję wykonania skrzydeł spawanych z rurek ze stali chromomolibdenowej, co pozwoliłoby na zmniejszenie ich masy o 300 kg. Żubry po zmianie skrzydeł na spawane miały mieć zwiększony ładunek bomb lub zapas paliwa. Zostały zamówione takie skrzydła do prób statycznych i do lotu. W 1939 r. przeszły one próbę wytrzymałościową, a w chwili wybuchu wojny był na ukończeniu komplet przeznaczony do lotu. Do prób kolejnych ulepszeń miał służyć LWS-6. Koszty budowy PZL-30B i jego przeróbek oraz budowy LWS-6 wyniosły ponad milion zł.

Latem 1937 r. wznowiono w LWS produkcję Żubrów. Wersja seryjna otrzymała oznaczenie LWS-4A i pojedyncze usterzenie o poszerzonym stateczniku pionowym. W tej wersji zbudowano 15 samolotów o numerach od 71.3 do 71.17. Zostały one dostarczone lotnictwu wojskowemu latem i jesienią 1938 r., czyli z prawie rocznym opóźnieniem w stosunku do zamierzeń. 3 listopada 1938 r. jeden Żubr był wystawiony na lotnisku Okęcie podczas przeglądu samolotów przed Paryskim Salonem Lotniczym, lecz nie został zakwalifikowany na wystawę w Paryżu.

Dlatego w momencie gdy już została uruchomiona produkcja Łosi, czyli w końcu 1937 r. Dowództwo Lotnictwa nie wycofało się z zamówienia na Żubry? Przyczyn było kilka. Dowództwo Lotnictwa dawało zamówienia nie tylko ze względu na potrzeby lotnictwa wojskowego, lecz także dla podtrzymania działalności wytwórni lotniczych. W tym czasie nie było możliwości powierzenia LWS innego zamówienia produkcyjnego, a dbano o to, aby redukcja zatrudnienia nie rozproszyła wykwalifikowanej kadry. Drugą przyczyną miała podłoże psychologiczne. Wycofanie się z zamówionej i już rozpoczętej produkcji spowodowałoby złomowanie wykonanych części, czyli wywołałoby straty finansowe, z których należało się tłumaczyć. Łatwiej było stwierdzić, że zamówiony sprzęt jest wykorzystywany przez szkoły lotnicze, niż tłumaczyć się ze zmarnowania pieniędzy. Co prawda wypadek samolotu stwarzał szansę wycofania się z tego niefortunnego przedsięwzięcia, które dało znikomy pożytek, pochłaniając ponad 5,5 mln zł oraz możliwości konstruktorów i przemysłu.

Wyprodukowanych 15 samolotów LWS-4A nie skierowano do eskadr bombowych ze względu na zbyt małą przydatność bojową. Samoloty te miały wiele wad, które starano się stopniowo na poszczególnych egzemplarzach usuwać w wytwórni. Na kilku egzemplarzach, z winy złych zamków blokujących, podwozie złożyło się przy lądowaniu po-

wodując lekkie uszkodzenie płatowca. Zamontowano dodatkowe zamki blokujące. Okazało się, że do schowania podwozia pobór energii elektrycznej jest tak duży, że pochłania całą moc pokładowych źródeł prądu, co oznaczało, że podczas chowania podwozia należało wyłączyć wszystkie inne instalacje pobierające prąd elektryczny. Próbowano więc chować koła nie równocześnie, lecz kolejno. Wówczas jednak powstawała duża niesymetria samolotu bardzo utrudniająca pilotaż. W końcu podwozia na stałe zablokowano w pozycji otwartej, co obniżyło prędkość przelotową i maksymalną o około 15 km/h.

W marcu 1939 r. 5 Żubrów przekazano do Centrum Wyszolenia Lotniczego nr 1 w Dęblinie, a 5 do III Dyonu Szkolnego Lotnictwa Bombowego w Małaszewiczach koło Brześcia. Pięć samolotów znalazło się w składnicy lotniczej w Dęblinie. LWS-6 pozostał w wytwórni. Przeważnie w wytwórni znajdował się jeden lub dwa LWS-4A w poprawkach w związku z kłopotami z podwoziem i koniecznością usuwania stwierdzonych usterek. Jesienią 1939 r. zamierzano w LWS wyprodukować serię spawanych skrzydeł do Żubrów. W 1939 r. została wykonana makleta lepiej oprofilowanego kadłuba jako propozycja modyfikacji.

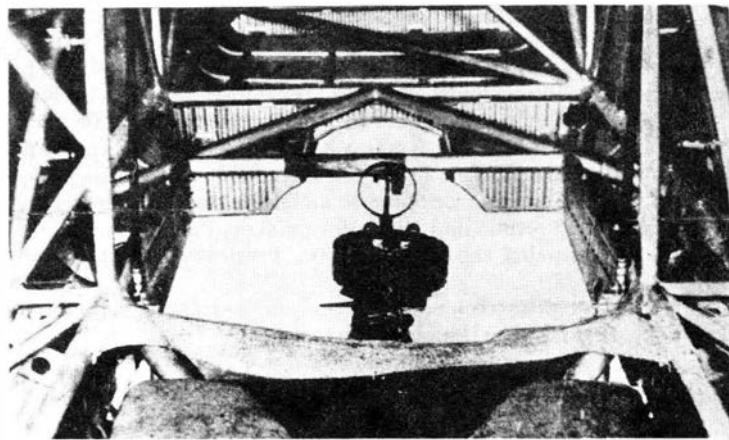
Pierwszego września 1939 r. LWS-6 znajdował się w Dęblinie.

Dwa Żubry przydzielone do eskadry treningowej (d-ca kpt. pil. Józef Filipowicz) 1 pułku lotniczego w Warszawie, ewakuowane z Okęcia 2 września znajdowały się na lotnisku połowym Łęczeszycy koło Grójca. Gdy 7 września wojska niemieckie zbliżyły się do Grójca, samoloty eskadry ewakuowano do Wodyń k. Mińska Mazowieckiego, lecz jeden Żubr był pozostawiony z braku załogi. Samolot polecono zniszczyć mechanikom, którzy wycofywali się rzutem kołowym. Wówczas dwaj mechanicy plut. Sowa i plut. Nowak, którym żal było samolotu, wystartowali nim, mimo że nie mieli przeszkolenia w pilotażu i przyprowadzili go lotem do Warszawy, co świadczy dobrze o łatwości pilotażu Żubra.

W dniach 8–12 września samolot ten odprowadził lotem z Warszawy do Małaszewicz, a następnie do Lwowa na lotnisko Skniłów kpt. inż. pil. Józef Domaszewski z Dowództwa Lotnictwa. We Lwowie samolot splonął zbombardowany przez Niemców. Inny Żubr został spalony 9 września 1939 r. w wyniku zbombardowania lotniska Świdnik k. Lublina. Jeden Żubr znajdujący się w pierwszych dniach września w wytwórni został tam zbombardowany. Podobnie zniszczeniu w wyniku zbombardowania uległy Żubry znajdujące się w Małaszewiczach. Zniszczone tam Łosie i Żubry znane są ze zdjęć wykonanych przez Niemców



Rys. 10. Wysuwana wieżyczka strzelecka na górze tyłu kadłuba



Rys. 11. Tylne dolne stanowisko strzeleckie z k. m. na pokrywie otwieranej do dołu

do filmu „Kampfgeschwader Lützow”. Natomiast Żubry znajdujące się w Dęblinie zdobyła Luftwaffe. Były one tylko nieznacznie uszkodzone. Po remoncie były używane w 1942 r. w szkole pilotażu bez widoczności (Blindflugschule) w Schleissheim.

Pracę i środki finansowe włożone w Żubra należy uznać za zmarnowane. Za pieniądze zużyte na Żubry można było zbudować 20 Łosie lub 80 samolotów myśliwskich, PZL P.11c. Natomiast czas biura konstrukcyjnego zużyty tylko na przeróbkę projektu pasażerskiego PZL-30 na wersję bombową i na dalsze przeróbki Żubra wystarczyłyby na zaprojektowanie nowego samolotu myśliwskiego. Był nawet opracowany w 1935 r. przez inż. Z. Ciołkosza projekt wstępny takiego samolotu, oznaczony PZL-39 i było proponowane podjęcie jego produkcji w LWS od 1937 r. Jednakże zainteresowanie Dowództwa Lotnictwa samolotami bombowymi było znacznie większe niż myśliwskimi.

Konstrukcja. Czteromiejscowy samolot bombowy o układzie wolnonośnego górnopłata, konstrukcji mieszanej, przeznaczony do bombardowania dziennego bliskiego, nocnego bliskiego i dalekiego oraz do szkolenia załóg bombowych.

Kadłub o przekroju prostokątnym, zaokrąglony z góry i z dołu. Przednia część kadłuba konstrukcji duralowej, środkowa i tylna – kratownicowa, spawana z rur chromowo-molibdenowych, kryta od góry blachą, a po bokach i od dołu płótnem. Część przednia, środkowa i tylna kadłuba – łączone ze sobą śrubami. Oszlony przód kadłuba ze stanowiskiem strzeleckim na górze mieścił kabinę dowódcy – nawigatora-bombardiera, spełniającego jednocześnie funkcję strzelca. W kabine dowódcy znajdowała się dodatkowa sterownica i zasadnicze przyrządy pokładowe. Samolot miał radiostację, radionamiernik i wyposażenie do lotów nocnych. Kabina pilota umieszczona niesymetrycznie po prawej stronie kadłuba. Z prawej strony obok kabiny – słupek anteny. Tylne górne stanowisko strzelca było cylindryczną wieżyczką wysuwaną do góry (wg patentu Z. Ciołkosza). Karabiny maszynowe tego stanowiska były chowane we wnękach na kadłubie. Dolne, tylne stanowisko strzeleckie miało zasuwaną pokrywę. Z prawej strony kadłuba znajdowały się drzwi przednie i drzwi tylne. Podwozie główne, chowane w gondole silnikowe (mechanizm chowania podwozia napędzany silnikami elektrycznymi), z pojedynczymi kołami z hamulcami i dwiema goleniami i amortyzatorami olejowo-powietrznymi Avia. Kółko ogonowe z amortyzatorem olejowo-powietrznym Avia.

Płat prostokątno-trapezowy z zaokrąglonymi końcami, niedzielony, dwudźwigarowy z pokryciem z kilku warstw sklejk. Lotki wyważone masowo, wyposażone w kłapki wyważające. Kłapy szczelinowe. W skrzydłach – reflektory do lądowania. Usterzenie o szkieletie spawanym z rur stalowych, kryte płótnem. Usterzenie poziome podparte zastrzałami. Na sterach wysokości i kierunku – kłapki wyważające.

Uzbrojenie: dwa ruchome stanowiska obracane elektrycznie z podwójnymi k. m. Vickers F 7,9 mm na obrotnicach Alcan i jedno stanowisko od spodu kadłuba z 1 k. m. Vickers F 7,9 mm. Komora bombowa w dole środkowej części kadłuba, z otwieranymi drzwiami. Ładunek bomb 440–660 kg. Celownik bombardierski PZO RH-32. Wyrzutniki podskrzydłowe na 4 bomby po 50 kg i na 2 bomby oświetlające 12,5 kg. W kadłubie wyrzutniki piętrowe Alcan 5 na 8 bomb 50 kg lub bomby 100 kg. Pocl kadłubem wyrzutniki na 4 bomby 50 kg lub 100 kg. Zapas amunicji: dla stanowiska przedniego 5 ładunków po 96 nabojów, dla stanowiska tylnego górnego 8 ładunków, a dla stanowiska tylnego dolnego 4 ładunki.

Zespół napędowy PZL-30B1: dwa chłodzone powietrzem dziewięciocylindrowe gwiazdowe silniki Pratt-Whitney Wasp o mocy trwałej 294 kW (400 KM) każdy, przy 2300 obr/min, o mocy startowej 309 kW.

(420 KM), o masie 255 kg. Śmigła trójkątowe metalowe, dwupołożeniowe Ratier o średnicy 3,6 m.

Zespół napędowy PZL-30BII, LWS-4 i LWS-6: dwa chłodzone powietrzem dziewięciocyndrowe gwiazdowe silniki PZL-Bristol Pegaz VIII C o mocy nominalnej 493 kW (670 KM) przy 2250 obr/min i mocy startowej 515 kW (700 KM), o masie 485 kg. W PZL-30BII śmigła początkowo drewniane Szomariński B-32 o średnicy 3 m, później jak w LWS-4 i LWS-6 śmigła trójkątowe metalowe przestawialne Hamilton Standard. Zbiorniki na 1240 l paliwa w skrzydłach i gondolach silnikowych. Normalny zapas paliwa 750 l. Przelotowe zużycie paliwa 310 l/h.

Malowanie. Górna strona samolotu malowana na kolor zielonooliwkowy (khaki), dolna na jasnoniebieski.

DANE TECHNICZNE

Wersja	PZL-30BI	PZL-30BII	LWS-4
Rozpiętość	18,50	18,50	18,50 m
Długość	15,40	15,40	15,40 m
Wysokość	3,50	3,50	4,00 m

Powierzchnia nośna	49,0	49,0	49,5 m ²
Masa własna	2891	4004	4788 kg
Masa użyteczna	1669	1146	1582 (1959) ²⁾ kg
(maks. 2259)			
Masa całkowita	4560	5150	6370 (6747) ²⁾ kg
(maks. 5150)			(maks. 6876)
Obciążenie pow.	93	105	129 (136) ²⁾ kg/m ²
Obciążenie mocy	7,8	5,5	6,4 (6,8) ²⁾ kg/kW
Prędkość maks.	277 ¹⁾	345 (328) ¹⁾	341 (330) ²⁾ km/h
Prędkość przelot.	230 ³⁾	290 ¹⁾	280 km/h
Prędkość min.	95	---	---
Wznoszenie	4,5 ³⁾	7,2 ³⁾	6,8 m/s
Pułap	4600	7400 ³⁾	6700 (6200) ²⁾ m
Zasięg	1200	---	750 (maks. 1250) ²⁻³⁾ km
Rozbieg	290	200 ³⁾	227 (360) ²⁾ m
Dobieg	415	435	343 (450) ²⁾ m

¹⁾ Na wysokości 4500 m.

²⁾ Dla wersji nocnej dalekiego bombardowania, osiągi przy masie całkowitej 6800 kg (dane bez nawiasów – dla wersji treningowej, osiągi przy masie całkowitej 6100 kg).

³⁾ Dane przybliżone.

cd. ze str. 36

GRZEGORZEWSKI J.: Anticipated development directions in civil aviation technology by 2000. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 11-12, p. 5

The article discusses the expected development and research directions by 2000 in such branches of aviation technology as aircraft aerodynamics, power plants, airframe design, computer-aided design methods and aircraft computer equipment.

MICHALAK S.: The concept of a flight control system involving automatic reproduction of technical readiness. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 11-12, p. 9

A concept has been presented of an aircraft control system featuring automatic detection of defects in the system and of restoring its functions by the use of remaining efficient elements.

ŻUREK J., STAFIEJ W.: Pictographs in sailplanes. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 11-12, p.11

The authors presents the pictograms identifying the sailplane cockpit equipment and providing information on flight operation.

SZCZEPANIK R.: Experimental methods of establishing the form of a compressor blade vibration – the benefits and drawbacks. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 11-12, p.14

The article discusses three experimental methods to establish the frequency and the form of a compressor and turbine blade vibration, pointing at advantages they incorporate. These are: deflection measurement method, holographic method and kerose and sand screens method.

GRUSZCZYŃSKI E.: The present day and tendencies in the development of new technology and materials for aviation constructions. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 11-12, p. 29

The new tendencies have been discussed in materials for aviation, specially in the use of boropoxide-, carbon- and boron-aluminium composites and titanium alloys.

GLASS A.: The LWS-4 (PZL-30) and LWS-6 Żubr. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 11-12, p. 16

The development has been discussed of the PZL-30 Żubr bomber designed in 1936 and produced under the LWS-4 Żubr designation.

ZUSAMMENFASSUNG

PERLIŃSKI J.: Westliche Bombenflugzeuge im Jahre 2000. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 3

Es werden die gegenwärtige Bewaffnung der USA-Luftstreitkräfte mit alten Bombenflugzeugen B-52, mit den neuesten B-1B, sowie die vorgesehenen Arbeiten auf diesem Gebiet in den nächsten Jahren erörtert.

GRZEGORZEWSKI J.: Die vorgesehenen Entwicklungsrichtungen der zivilen Luftfahrttechnik bis zum Jahre 2000. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 5

In dem Aufsatz werden vorgesehene Richtungen der Entwicklung und Forschung bis zum Jahre 2000 auf folgenden Gebieten der zivilen Luftfahrttechnik behandelt: die Flugzeugaerodynamik, die Antriebe, die Konstruktion des Luftschiffes, Entwurfsmethoden mit Computerunterstützung sowie die Computer-Bordausrüstung.

MICHALAK S.: Konzeption einer Einrichtung zur Flugsteuerung mit automatischer Wiedergabe der technischen Bereitschaft. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 9

In dem Aufsatz wird eine Konzeption für die Steuerung des Flugschiffes vorgestellt, bei der automatisch die Beschädigungsstelle des Systems aufgefunden und die Möglichkeit für sein weiteres Funktionieren durch die Nutzung der übrigen betriebsfähigen Elemente wiedergegeben wird.

ŻUREK J., STAFIEJ W.: Segelflugzeug-Piktographie. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 11

In dem Aufsatz werden die Grundvoraussetzungen der Piktographie bei der Anwendung zur Bezeichnung der Ausrüstungselemente einer Segelflugzeugkabine und zur Darstellung des Anwendungsbereiches eines Segelflugzeuges während des Fluges behandelt.

SZCZEPANIK R.: Vor- und Nachteile der experimentellen Methoden zur Ermittlung der Schwingungsform bei Turbinenschaukeln. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 14

In dem Aufsatz werden drei experimentelle Methoden zur Ermittlung der Frequenz und der Schwingungsform bei Turbine- und Verdichterschaukeln, mit Hinweis auf die Vor- und Nachteile, dargestellt. Es sind: die Methode des Biegepeils, die holographische sowie die Methode der Schirme aus Petroleum und Sand.

GLASS A.: LWS-4 (PZL-30) und LWS-6 Żubr. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 16

Der Autor erörtert die Entwicklungsgeschichte des Bombenflugzeuges PZL-30 Żubr aus dem Jahre 1936, das unter der Bezeichnung LWS-4 Żubr hergestellt wurde.

GRUSZCZYŃSKI E.: Der Stand und die Entwicklungstendenzen in der Welt auf dem Gebiet neuer Technologien und Werkstoff für die Luftfahrtkonstruktion. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 11-12, S. 29

Es werden die Tendenzen in der Einführung neuer Werkstoffe in der Luftfahrt, besonders der Borperoxyd-, Kohle- und Boron-Aluminium-Verbindstoffe sowie der Titanlegierungen vorgestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ПЕРЛИНЬСКИ Е.: Западные бомбардировщики в 2000 г. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 3

Описывается современное вооружение авиации США старыми бомбардировщиками B-52, новейшими B-1B и предусматриваемые работы в этой области в 90-ые годы.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Предполагаемые направления развития гражданской авиационной техники до 2000 г. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 5

Статья описывает предполагаемые направления развития и исследования до 2000 г. в следующих областях гражданской авиации: аэродинамика самолетов, силовые установки, конструкция планера самолета, методы проектирования с использованием компьютера, а также применение компьютера на борту самолета.

МИХАЛЯК С.: Концепция системы управления полетом самолета с автоматической поддержкой технической готовности. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 9

Описана концепция системы управления полетом которая автоматически определяет место повреждения и восстанавливает ее работоспособность путем соответствующего использования остальных элементов.

ЖУРЕК Е., СТАФЕИВ В.: Пиктография в планерах. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 11

Авторы показывают основные положения в области пиктографии и ее применение к маркировке элементов оборудования кабины планера и к определению эксплуатационных летных ограничений.

ЩЕПАНИК Р.: Экспериментальные методы определения формы колебаний лопаток компрессора – достоинства и недостатки. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 14

Описаны три экспериментальных метода определения частот и форм колебаний лопаток компрессоров и турбин, подчеркнуты их достоинства и недостатки: метод измерения стрелки прогиба, голографический метод а также метод экранов из керосина и песка.

ГЛАС А.: Самолет ЛВС-4 (ПЗЛ-30) и ЛВС-6 Зубр. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 16

Описана история развития бомбардировщика ПЗЛ-30 Зубр от 1936 г. который вошел на производство как ЛВС-4 Зубр.

ГРУЩИНЬСКИ Е.: Состояние и мировые тенденции развития новых технологий и материалов для авиационных конструкций. TLiA, T. 43, 1988 г., № 11-12, с. 29

Описаны тенденции применения новых материалов в авиации, а особенно борозпоксидных, угольных и бороналюминиевых композитов а также сплавов титана.



Samolot transportowy średniego udźwigu o skróconym starcie i lądowaniu

KONSTRUKCJA. Dwusilikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy grzbietopłat.

Plat. Obrys dwutrapezowy (z załamaniem na linii podziału lotek i klap), skos w części środkowej 17° na krawędzi natarcia i 15,5° w częściach zewnętrznych na krawędzi natarcia. Konstrukcja pięcioczęściowa, dwudźwigarowa, półskotopowa całkowicie metalowa. Środkowa część skrzydła bez wzniosu, mocowana na stałe do kadłuba. Przechodzi ona całkowicie nad strukturą kadłuba, a więc nie powoduje zmniejszenia wymiarów wnętrza ładowni i ułatwia uszczelnienie konstrukcji kadłuba. Do środkowej części płata, na długich wysięgnikach, są mocowane silniki, obudowane gondolami o specjalnym kształcie. Zewnętrzne części skrzydeł mają wznios ujemny. W kesonach międzylądowych skrzydeł znajdują się zbiorniki paliwowe. Na całej rozpiętości noska obu skrzydeł znajdują się sloty. W noskach skrzydeł instalacja przeciwołbodzeniowa. Na krawędzi spływu, w rejonie wylotów silników, znajdują się dwuszelinowe klapy dające duże odchylenie opływu skrzydła. Pokrycie skrzydła i klap w tym rejonie jest wykonane ze stopów tytanu ze względu na kontakt z gorącymi gazami wylotowymi z silników. Na zewnętrznych częściach skrzydeł klapy trójszeliniowe. Przed klapami, na górnej powierzchni przrzydła, są umieszczone spoilery, składające się łącznie z 8 segmentów. Za wylotami silników również znajdują się spoilery-deflektory wychylane podczas dobiegu i podejścia. Lotki dwusegmentowe, na wewnętrznych segmentach lotek są umieszczone klapy wyważające. Wszystkie segmenty lotek wychylają się podczas lotu z mniejszą prędkością, przy dużej prędkości lotu działają tylko segmenty wewnętrzne.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja półskotopowa metalowa. Wnętrze jednopokładowe. Z przodu kadłuba radar zakryty dielektryczną kopułą. Kabina załogi miejscami pilotów obok siebie. Oszklelenie skada się z 6 szyb wyposażonych w instalacje przeciwołbodzeniową. Na szybach przednich wycieraczki. Za miejscami pilotów fotele inżyniera pokładowego i nawigatora. Za kabiną załogi mieści się niewielka kabina pasażerska z 8 fotelami i pomieszczenia gospodarcze: kuchienka, toaleta i szatnia. Pod kabiną załogi jest usytuowana wnęka podwozia przedniego. Za kabiną pasażerską mieści się ładownia, dostępna przez tylne wrota z opuszczaną rampą. Podłoga ładowni wzmocniona, przystosowana do przewozu ładunków o dużych naciskach jednostkowych. Wnętrze ładowni może być zaopatrzone w urządzenia do przemieszczania ładunku (przeładowanie rolkowe w podłodze, suwnica), może też być wyposażone w składane siedzenia pasażerskie. Po obu stronach kadłuba pod skrzydłem znajdują się podzespoły instalacji klimatyzacyjnej i hydraulicznej. Przekrój kadłuba w części tylnej jest wyraźnie spłaszczony od dołu, a sama bryła kadłuba jest lekko załamana ku górze. Drzwi wejściowe na pokład samolotu są umieszczone za kabiną załogi po lewej stronie kadłuba. Wyjście awaryjne umieszczone w tylnej części ładowni po obu stronach kadłuba. Dodatkowe wyjście awaryjne znajduje się w dachu kabiny załogi; jest ono wykorzystywane także podczas obsługi naziemnej samolotu i służy do wychodzenia na grzbiet kadłuba i na skrzydło.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Obrys usterzenia poziomego trapezowy, pionowego równoległoboczny z wyraźnym skosem. Usterzenie poziome przestawialne. Konstrukcja stateczników półskotopowa, dwudźwigarowa, metalowa. Ster wysokości wyważony masowo i aerodynamicznie składa się z dwóch segmentów zaopatrzonych w klapy wyważające. Ster kierunku składa się z dwóch segmentów (dol-



nego, o nieco powiększonej przy kadłubie części, i górnego) o wspólnej osi obrotu. Dolny segment jest wyposażony w klapy wyważające i działa w zakresie dużych prędkości. Oba segmenty steru kierunku działają razem w zakresie mniejszych prędkości lotu.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone, układy sterowania hydrauliczne.

Podwozie. Wielozespołowe, chowane hydraulicznie do wnęki w przedniej części kadłuba i wnęk w gondolach bocznych. Podwozie przednie z golenią teleskopową i kołami bliźniaczymi, sterowane. Podwozie główne składa się z dwóch identycznych par zespołów z pojedynczymi kołami na wahaczach. Amortyzacja podwozia olejowo-gazowa. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe. Pokrywy podwozia zamykają się powtórnie po jego wypuszczeniu, chroniąc wnękę podwozia przed zanieczyszczeniami przy starcie i lądowaniu oraz kołowaniu. W konstrukcji podwozia użyto tytanu na silnie obciążone elementy. Podwozie może być zaopatrzone w nartw.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbowentylatorowe Lotariew D-36 o ciągu 6470 daN każdy, stosunek przepływów zimnego do gorącego jak 5:1. W tylnej części gondol odwracacze ciągu, których działanie powoduje także dociskanie samolotu do ziemi podczas kołowania. Osie silników usytuowane nad profilem skrzydła i lekko nachylone ku dołowi. Umieszczenie silników w pobliżu osi samolotu ułatwia jego zrównoważenie względem osi podłużnej w przypadku awarii jednego z silników i spowodowanej tym asymetrii rozkładu siły nośnej. Pomocniczy zespół napędowy do ruchu silników i napędu podzespołów instalacji pokładowych jest umieszczony w tylnej części lewej gondoli podwozia głównego.

Instalacje. Paliwowa – integralne zbiorniki w kesonach skrzydeł, pompy i automatyka na silnikach, napełnianie ciśnieniowe. Hydrauliczna – do chowania i wypuszczania podwozia, wychylania powierzchni sterowych, sterowania podwoziem i hamulcami oraz otwierania i zamykania pokryw łuku i trapu wjazdowego w tylnej części kadłuba. Elektryczna – do zasilania wyposażenia, aparatury dodatkowej, oświetlenia oraz silników urządzeń przeladunkowych w ładowni. Klimatyzacyjna – zapewnienie niezbędnej nadeśnienia w kabinach i ładowni oraz odpowiednie parametry termiczne powietrza. Przeciwołbodzeniowa – na noskach skrzydeł i stateczników oraz na szybach kabiny załogi.

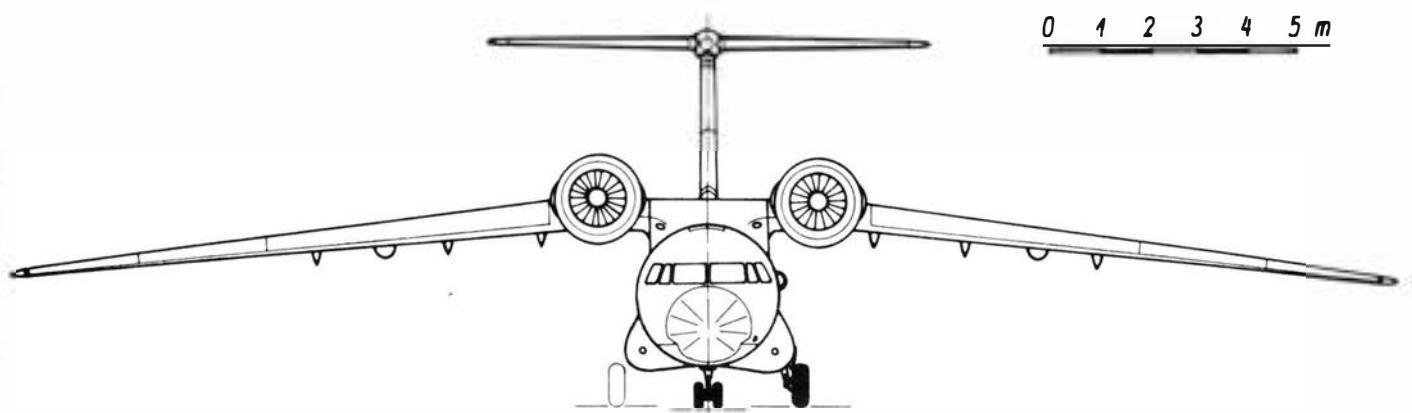
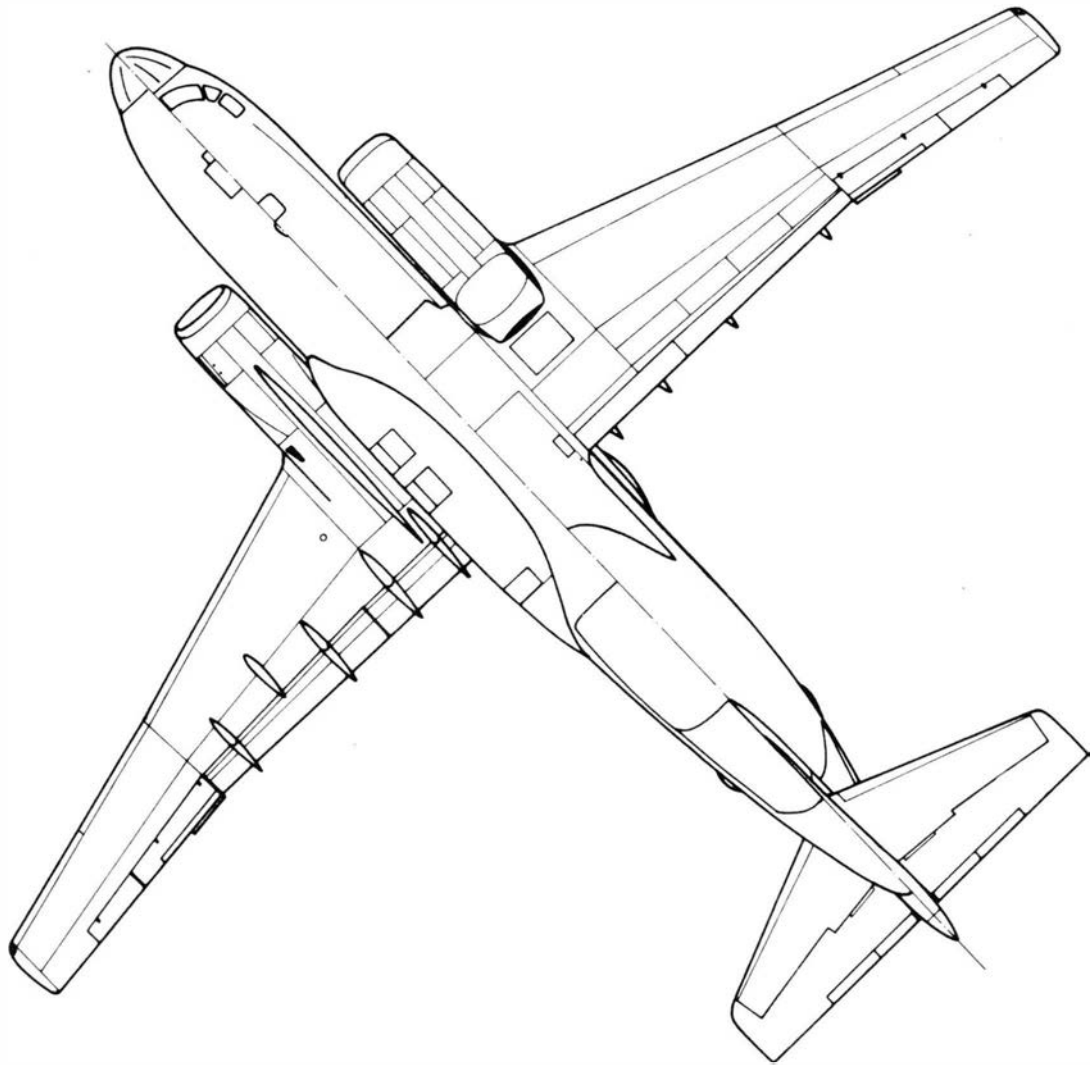
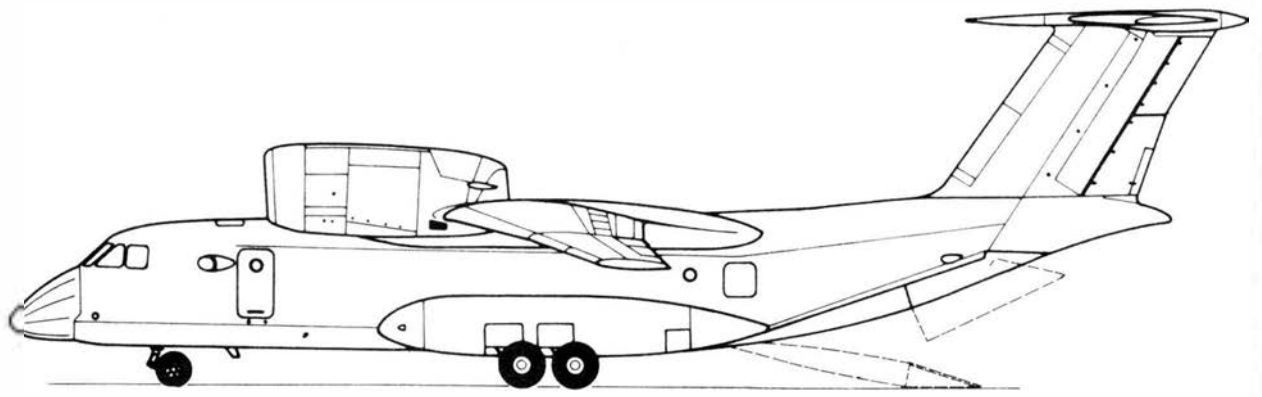
Wyposażenie. Wieloczęściowy radar dopplerowski (do celów meteorologicznych i nawigacyjnych), automatyczny system sterowania lotem i prowadzenia samolotu po zadanej trasie, systemy radionawigacyjne, systemy łączności. Wyposażenie to umożliwia eksploatację samolotu w każdych warunkach meteorologicznych i o każdej porze doby.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W połowie lat siedemdziesiątych USA i w ZSRR trwały prace nad samolotami transportowymi o właściwościach STOL, wykorzystującymi do sterowania wektorem ciągu efekt Coandy. YC-14 w USA (Kartoteka TLiA nr 10/1977) i An-72 w ZSRR (Kartoteka TLiA nr 8-9/1980). Samolot An-72 oblatano 22 grudnia 1977 r. Choć wyniki prób były pomyślne, wyprodukowano niewiele egz. tego samolotu, ponieważ zainteresowanie samolotami tej klasy w ZSRR okazało się niewielkie. Aeroflot i lotnictwo wojskowe potrzebowały samolotów o większym udźwigu i pojemności. Jedynym praktycznym użytkownikiem samolotu An-72 stało się lotnictwo polarne, dla którego cechy samolotu były szczególnie przydatne. Kilkaletnia eksploatacja An-72 w warunkach polarnych dostarczyła wielu cennych doświadczeń oraz uświadomiła celowość wprowadzenia pewnych poprawek i udoskonaleń. Na początku lat osiemdziesiątych przystąpiono do prac nad nową wersją samolotu. Otrzymał on skrzydło o powiększonej rozpiętości i powierzchni, w którym zastosowano zmienione segmenty krańcowe (lotkowe) i wzmocniono konstrukcję. Także kadłub uległ modyfikacjom: przedłużono go, wstawiając nowy segment przed i za skrzydłem tak, że jego długość wzrosła o 1,50 m, co pozwoliło na powiększenie pojemności ładowni ok. 17%. Samolot przystosowano do przewożenia specjalnej aparatury służącej do badań pokrywy lodowej oraz przygotowano do wykonywania zadań transportu sanitarnego. Wszystkie te udoskonalenia i modyfikacje zdecydowanie poprawiły właściwości eksploatacyjne samolotu przy zachowaniu wszystkich pozytywnych właściwości aerodynamicznych. Wśród rozwiązań technicznych zastosowanych na tym samolocie na szczególną uwagę zasługuje takie rozmieszczenie podzespołów instalacji pokładowych, że jest możliwy ich przegląd bez opuszczania wnętrza samolotu, co ma zasadnicze znaczenie w warunkach polarnych. Pierwszy z samolotów nazwanych An-74, przebudowany z An-72 został przekazany do prób pod koniec 1983 r. i oblatany na początku 1984 r. Samolot jest przystosowany do użytkowania z ładowiskami polarnymi o całkowicie nieprzygotowanej powierzchni.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	31,80 m	Masa startowa maks.	34 500 kg
Długość	28,07 m	Obciążenie powierzchni nośnej	338 kg/m ²
Wysokość	8,60 m	Obciążenie ciągu	2,67 kg/daN
Długość ładowni (wraz z kabiną pasażerską)	10,5 m	Prędkość maks.	705 km/h
Szerokość ładowni	2,1 m	Prędkość przelotowa	550 km/h
Wysokość ładowni	2,2 m	Prędkość przelotowa min.	150 km/h
Powierzchnia ładowni (wraz z kabiną pasażerską)	22 m ²	Prędkość min.	90 km/h
Pojemność ładowni (wraz z kabiną pasażerską)	48,5 m ³	Zasięg z maks. ładunkiem	1144 km
Powierzchnia skrzydła	102 m ²	Rozbieg (ładunek 1500 kg, 293 K, lądowisko terenowe)	500 m
Wydłużenie skrzydła	9,9		
Masa ładunku maks.	10 000 kg		

T.M.



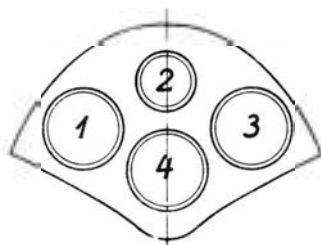
Szkolny motoszybowiec amatorski

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy tłokowy, zastrzałowy gornopłat kompozytowy (włókno szklane i żywica epoksydowa), ze stałym podwoziem i pehającym napędem.

Plat. Obrys prostokątny, profil Wortmann GF-1, wznios 3°, skręcenie geometryczne 3°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa; dźwigar skrzynkowy, kompozytowy. W każdym skrzydle jest 25 żeber rozstawionych co 150 mm, przy czym żebra końcowe i w miejscu mocowania zastrzałów są wzmocnione (podwójnie, sklejone ze sobą). Każde żebro jest płaską kratownicą z beleczek rowingowych. Pokrycie kesonu (ok. 1/4 cięższy) jest kompozytowe (szklano-epoksydowe), pozostała część jest pokryta folią Lawsan, dostępną w ZSRR w handlu detalicznym. Skrzydła są mocowane na wsporniku za kabiną pilota i podparte aluminiowymi zastrzałami. Układ skrzydła-kadłub jest usztywniony linkami stalowymi o średnicy 3,5 mm od dźwigarów do przodu części kabinowej kadłuba oraz linkami 2,8 mm od splywu płata do końca belki kadłubowej. Końcówki kompozytowe wygięte w dół, pełnią funkcję płóz. Klapy Junkersa na całej rozpiętości krawędzi splywu, wychylane do 19°, działają jako klapolotki. Konstrukcja klap kompozytowa, pokrycie folią Lawsan.

Kadłub. Część przednia (kabinowa) skorupowa stanowi gondolę z kompozytu, ze wspornikiem, na którym są umocowane skrzydła. Do wspornika i końcowej części gondoli jest mocowana kompozytowa (szklano-epoksydowa) belka o przekroju prostokątnym, otwartym u dołu. Pilot zajmuje w kabinie pozycję półsiedzącą.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Obrys niedzielonego usterzenia poziomego prostokątny, na końcach trapezowy, z prostą krawędzią natarcia; pionowego – pięciokątny z prostą i silnie skośną krawędzią natarcia. Usterzenie poziome płytowe, jednodźwigowe wyważone masowo i aerodynamicznie. Dźwigar skrzynkowy kompozytowy; 17 żeber rozstawionych co 150 mm, o konstrukcji takiej jak żebra skrzydeł. Pokrycie kesonu kompozytowe, pozostającą część – z folii Lawsan. Statecznik pionowy kompozytowy stanowi integralną część belki kadłubowej. Jest usztywniony względem skrzydeł linkami stalowymi o średnicy 2,8 mm. Ster kierunku wyważony osiowo, jednodźwigarowy z 7 żebrami o konstrukcji jak w usterzeniu poziomym i skrzydłach. Keson i część splywowa steru kierunku pokryte kompozitem, część środkowa – folią Lawsan.



Rys. Tablica przyrządów motoszybowca Garnis: 1 – wariometr, 2 – zakrętomierz, 3 – wysokościomierz, 4 – prędkościomierz

Sterowanie. W kabinie drążek sterowy i pedały. Klapolotki sterowane za pomocą rury skrętnej i popychaczy. Usterzenie wysokości sterowane układem popychaczowym, ster kierunku sterowany linkowo. Sterowanie zespołem napędowym – cięgłem giętkim.

Podwozie. Podwozie stałe, trójkołowe z kółkiem przednim. Kola 280x130 mm (od kartingu). Golenie główne resorowe, z rozwinu, golen przednia również resorowa, z rowingu, typu widełowego. Pod usterzeniem płoza, na której mo-



Fot. P. Górski

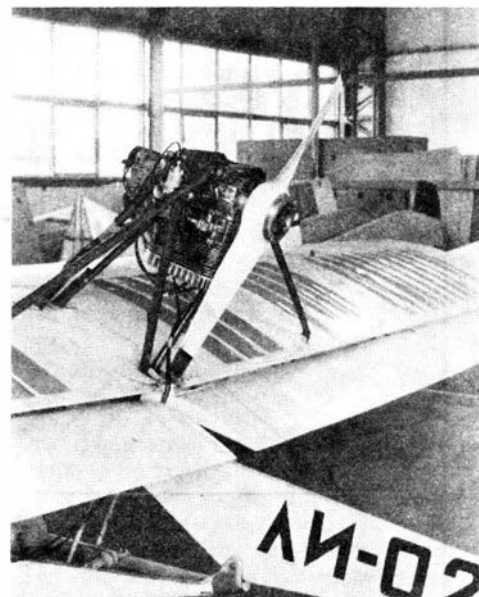
toszybowiec opiera się podczas postoju, bez pilota. Zamiast podwozia kołowego są stosowane również dwa płytki do startów z wody lub pojedyncza amortyzowana płoza do startów z lodu lub śniegu.

Zespół napędowy. Dwucylindrowy, rzędowy, dwusuwowy silnik łodziowy Wicher 25 o mocy 18,4 kW przy 5000 obr/min, z głowicą własnej konstrukcji przystosowaną do chłodzenia powietrzem. Zapłon od ciągnika rolniczego. Śmigło pehające dwulopatowe, drewniane, laminowane żywicą epoksydową, o średnicy 0,96 m. Zużycie paliwa 7÷8 dm³/h. Silnik zawieszony nad płatem, na wsporniku z rurek stalowych; wraz z zawieszeniem może być demontowany do lotów szybowcowych.

Instalacje. Paliwowa – zbiornik w górnej części wspornika płata, o pojemności 8 dm³.

Wyposażenie. Prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, zakrętomierz.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Litewski konstruktor Brenius Oskinis, po zbudowaniu szybowców BRO-21 i BRO-22, przystąpił do konstrukcji jednomiejscowego szybowca do szkolenia podstawowego. Prace prowadził wspólnie z Česlavem Kišonasem z Kowna i Kiejstutem Rinkavičiumisem, dlatego konstrukcja została oznaczona początkowo BRC-23KR. Główne prace wykonano w ciągu 8 miesięcy, zakończono je wiosną 1980 r., a latem szybowiec oblatano. Z powozem pływakowym stosowano go do szkolenia w holu za łodzią motorową. Zimą 1980/1981 r. projektowano zabudowę napędu, w czym B. Oskinis już nie uczestniczył. Dalsze prace modyfikacyjne, w latach 1981 i 1982, kontynuował Česlavas Kišonas – wersja z napędem nosi oznaczenie BROK-1M. Motoszybowiec z podwoziem nartowym oblatano w grudniu 1982 r. Na tej wersji latano do kwietnia 1983 r., a następnie zmieniono podwozie na kołowe. Motoszybowiec zaprezentowano w 1983 r. na I Zlocie Konstrukcji Lekkich ZSRR w Kokteblu – SLA'83. W konkursie zajął pierwsze miejsce, otrzymał też Złoty Dyplom czasopisma *Technika molodioży*. W 1984 r. prowadzono próby motoszybowca w biurze konstrukcyjnym im. Olega Antonowa (noszono się tam z zamiarem uruchomienia produkcji konstrukcji ultralekkich). W 1985 r. motoszybowiec zaprezentowano na III Zlocie Konstrukcji Lekkich ZSRR, SLA'85, na którym ponownie zajął w konkursie pierwsze miejsce, a konstruktor otrzymał m.in. dyplom Mastierskije Ruki. Następnie kontynuowano szkolenie pilotów i loty w Aeroklubie Wileriskim – do połowy



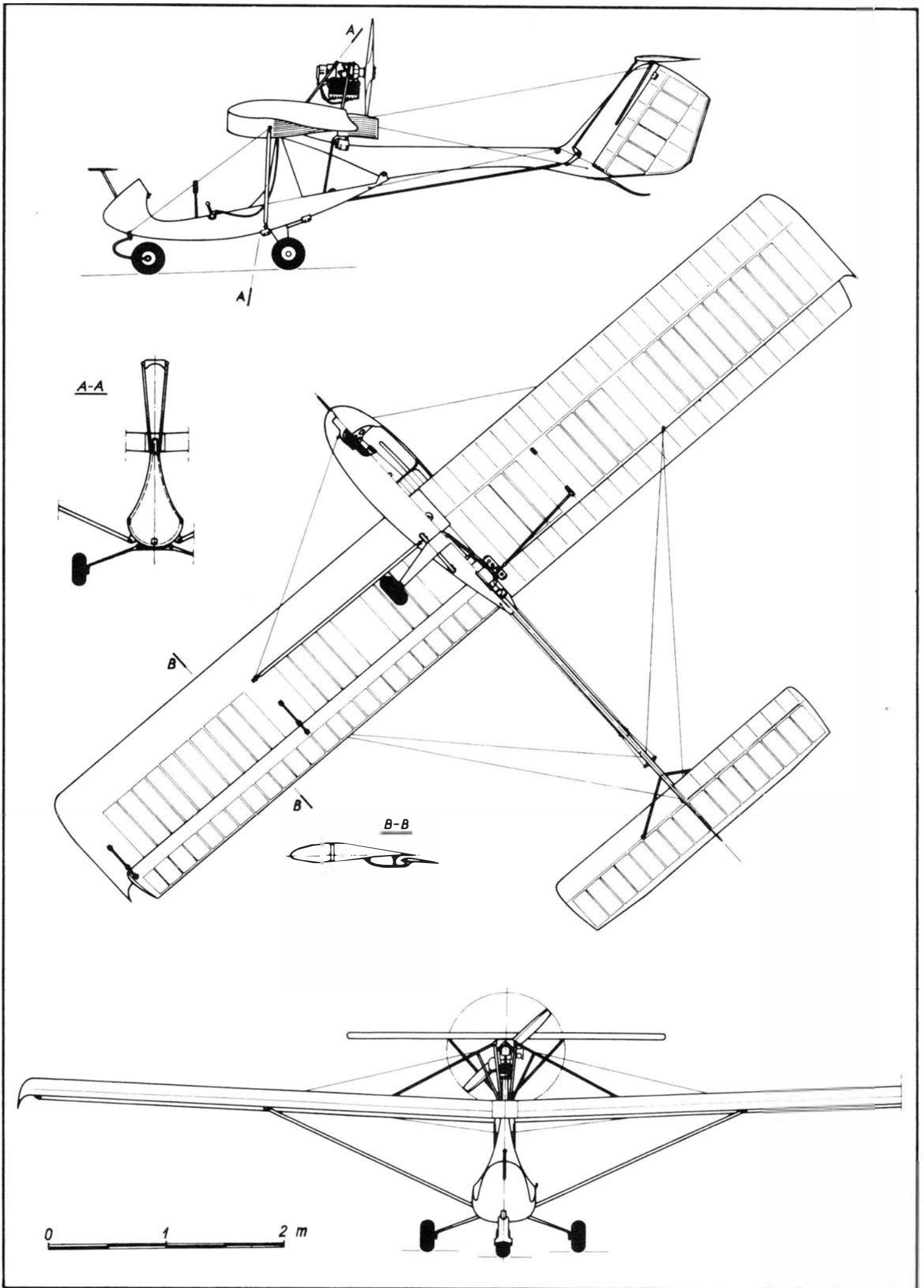
Fot. P. Górski

1988 r. latało na Garnysie (Czapli) ok. 400 pilotów, przy czym od podstaw wyszkolono 60 osób. Stwierdzono, że najbardziej efektywne i zarazem bezpieczne szkolenie na Garnysie można prowadzić wówczas, gdy stosuje się wersję bez silnika, z pływakami, holując motoszybowiec za łodzią motorową (bezpieczne – gdyż w razie przeciągnięcia następuje tylko kąpiel). Po trzech latach uczeń wykonuje dalsze loty na motoszybowcu z podwoziem kołowym. W dniach 19 ÷ 21 sierpnia 1988 r. motoszybowiec został zaprezentowany na II Warszawskim Zlocie Konstruktorów Lotniczych, w Aeroklubie Warszawskim, gdzie startował po rozbiegu długości ok. 350 m.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,20 m	Wydluzenie skrzydła	6,47
Długość	5,10 m	Wydluzenie usterzenia poziomego	4,73
Wysokość	2,17 m	Masa startowa maks.	240 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,67 m	Masa własna motoszybowca	128 kg
Ciężka skrzydła	1,25 m	Masa własna szybowca	82,5 kg
Ciężka klapolotki	0,35 m	Obciążenie powierzchni maks.	22,64 kg/m ²
Ciężka usterzenia poziomego	0,57 m	Obciążenie mocy maks.	13,04 kg/kW
Rozstęp kół podwozia	1,16 m	Prędkość maks.	140 km/h
Rozstaw podwozia	1,26 m	Prędkość przelotowa	70÷80 km/h
Średnica śmigła	0,96 m	Prędkość min.	38 km/h
Powierzchnia skrzydła	10,4 m ²	Wznieszenie	1,5 m/s
Powierzchnia lotek	2,5 m ²	Zasięg	100 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,5 m ²	Rozbieg	30 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,7 m ²	Dobieg	30 m
Powierzchnia steru kierunku	0,45 m ²		

P.G.



Wymagania dotyczące kabin ciśnieniowych. Advisory Circular AC 23.841-1 (I)

Instalacje kabin ciśnieniowych w małych samolotach

1. Cel. Niniejszy Advisory Circular (AC) podaje uznawane sposoby, nie będące jednak jedynymi, wykazywania, że samolot spełnia wymagania punktów 23.841 (b) (3) i 23.841 (b) (6) Federal Aviation Regulations (FAR), dotyczące kabin ciśnieniowych w małych samolotach. Niniejszy rozdział nie jest obowiązujący i nie jest przepisem.

2. Związane części FAR. Poniższe uznawane sposoby wykazywania zgodności odnoszą się do pewnych wymagań cz. 23 przepisów FAR i odpowiadających im wymagań cz. 3 przepisów Civil Air Regulations (CAR) w odniesieniu do samolotów, których dotyczą te przepisy. Poniżej są wymienione punkty przepisów FAR i odpowiadające im punkty CAR, odnoszące się do tego zagadnienia (podane w nawiasach):

- a. 23.365 (3.197),
- b. 23.775 (c) (3.383)
- c. 23.843 (3.396).

3. Podstawy. W odniesieniu do kabin ciśnieniowych w małych samolotach powstał problem uznawanego sposobu wykazywania zgodności z niżej podanymi wymaganiami punktów 23.841 (b) (3):

- a. Wymaganie środków, za pomocą których można szybko wyrównać różnicę ciśnień oraz
- b. Wymaganie istnienia wskaźnika ostrzegającego pilota, że została przekroczona wysokość ciśnieniowa 10 000 ft (3048 m) w kabine.

4. Omówienie wymagań. Omówieniu wymagań towarzyszy krótka historia rozwoju odnośnych punktów przepisów, a następnie są podane wyjaśnienia dotyczące celu tych wymagań.

a. Szybkie wyrównanie ciśnienia

(1) Historia. Wymaganie istnienia środków, które pozwoliłyby na szybkie wyrównanie różnicy ciśnień, zostało wprowadzone do wymagań odnoszących się do kabin ciśnieniowych samolotów kategorii transportowej, gdy weszła w życie cz. 4 CAR, tj. 9 listopada 1945 r.

W wyniku tendencji wprowadzania kabin ciśnieniowych także w konstrukcjach małych samolotów, Annual Airworthiness Review w 1945 r. ustanowił podobne wymagania dla kabin ciśnieniowych małych samolotów. Kryteria zostały opracowane na tych samych zasadach co dla kabin ciśnieniowych samolotów kategorii transportowej, ponieważ większość instalacji sterowania ciśnieniem, opracowanych dla samolotów lekkich, pochodziła z wyposażenia zaprojektowanego i dopracowanego dla samolotów kategorii transportowej. W wyniku tego, wiele z wymagań dodanych do cz. 3 CAR przez wprowadzenie poprawki 3-2 z 12 sierpnia 1957 r. jest zasadniczo zgodnych z wymaganiami dla kategorii transportowej. Po zmianie przepisów, dokonanej w 1965 r. cz. 23 FAR zastąpiła cz. 3 CAR i wymagania te znalazły się w punkcie 23.841 (b) (3).

(2) Celem tych wymagań jest zapewnienie załodze środków do szybkiego wyrównania różnicy ciśnień (pomiędzy kabiną a otoczeniem) tak, aby było możliwe szybkie otwarcie drzwi oraz wyjść awaryjnych w przypadku awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem.

Środki te mogą być też użyte w takim przypadku jak nadmiernie wysokie ciśnienie w kabine, albo w celu usunięcia zanieczyszczeń powietrza w kabine. Funkcje tego urządzenia są opisywane poniżej:

(i) Wskutek niewłaściwego działania instalacji ciśnieniowej kabiny hermetycznej, podczas lądowania ciśnienie w kabine przewyższa normalną wartość. W tym przypadku ciśnienie w kabine może być zredukowane za pomocą zaworu bezpieczeństwa – zaworu odprężającego, włączanego ręcznie lub przełącznikiem z instalacji podwozia, tak aby drzwi kabiny i wyjścia awaryjne mogły być otwarte.

(ii) Jeżeli nastąpi uszkodzenie (pęknięcie) szyby w oknie lub szyby przedniej, to jest niedozwolna możliwość zredukowania różnicy ciśnień w kabine tak, aby zmniejszyć pochodzące od niej obciążenia.

(iii) Jeżeli istnieje zagrożenie wystąpienia zbyt dużego nadciśnienia w kabine, wywołanego niewłaściwym działaniem odpowiedniej instalacji, to powinna istnieć możliwość zmniejszenia tego nadciśnienia za pomocą zaworu bezpieczeństwa – zaworu odprężającego, aby uchronić kabinę od uszkodzeń strukturalnych wynikających z jej pracy jako naczynia ciśnieniowego.

(iv) Jeżeli powietrze w kabine jest zanieczyszczone dymem, parami itp., to zawór bezpieczeństwa – odprężający może być użyty, w zależności od warunków, dla wspomżenia działania instalacji ciśnieniowej i wentylacji w usuwaniu z kabiny zanieczyszczonego powietrza.

b. Ostrzeżenie o wysokości ciśnieniowej w kabine

(1) Historia

(i) Ostrzeżenie o wysokości ciśnieniowej w kabine i wiele z wymagań dotyczących kabin ciśnieniowych samolotów lekkich zostało dodanych do cz. 3 CAR przez wprowadzenie poprawki 3-2 z 12 sierpnia 1957 r. Punkt 3.395 (f) cz. 3 CAR wymaga w odnośnej części, aby pilot był ostrzegany o przekroczeniu bezpiecznych (wcześniej ustalonych) ograniczeń na różnicę oraz na absolutną wartość ciśnienia w kabine.

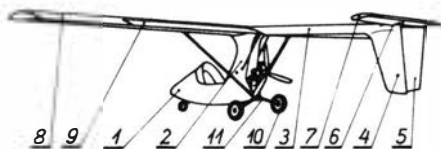
(ii) W maju 1958 r. do przepisów zostały wprowadzone wymagania ilościowe, gdy FAA ustaliło sposoby ostrzegania o przekroczeniu wysokości na samolotach kategorii transportowej. Sposoby te zostały ustalone w 4b.375-1, który określa, w odnośnej części, że urządzenie ostrzegające o spadku ciśnienia w kabine spełnia wymagania, jeżeli ostrzega o spadku wartości absolutnej ciśnienia poniżej wartości odpowiadającej 10 000 ft (3048 m). Podczas zmiany przepisów w 1965 r. cz. 25 FAR zastąpiła cz. 4 CAR, a wymaganie odnoszące się do przekroczenia wysokości 10 000 ft (3048 m) zostało włączone do punktu 25.841.

Opracował A. Kardymowicz

Polskie patenty lotnicze

• Przedsiębiorstwo Polonijno-Zagraniczne w Polsce, „Konsuprod-Sued” Sp. z o. o. z Bielska-Białej zgłosiło do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Samolot kategorii ultralekkiej autorstwa Adama Kurbiela, Wiesława Gębali, Jana Foltyna i Jana Uczniaka.

Samolot ma gondolę pasażerską 1, wyniesiony ku tyłowi i górze pylon 2, przechodzący w rurowy kadłub 3 zakończony skierowanym ku dołowi statecznikiem kierunku 4 ze sterem kierunku 5, nad którym



w profilowym siedzisku 6 jest przytwierdzony statecznik wysokości 7 ze sterem wysokości. U góry pylonu 2 są przytwierdzone, podparte pojedynczym

zastrzałem, skrzydła 8 zaopatrzone w lotki 9. Samolot jest wyposażony w silnik ze śmigłem pchającym, usytuowany poniżej rurowego kadłuba 3 za pylonem 2, oraz jest zaopatrzony w trójkołowe podwozie z tylnymi kołami 10 osadzonymi na amortyzującej goleni 11 o przekładkowej konstrukcji.

Skrót opisu patentowego, opatrzony 21 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 13/1988 w klasie B64C pod numerem 261679.

Użytkowanie wodnosamolotów

- 1 – praktyka morska; sztuka marynarska
 2 – zupełna cisza, c. morska
 3 – prędkość wiatru
 4 – bryza lądowa
 5 – wiatr wiejący do brzegu, wiatr od morza, bryza morską
 6 – skala Beauforta
 7 – cisza, sztil, flauta (0 B.)
 8 – powiew (1 B.)
 9 – słaby wiatr (2 B.)
 10 – łagodny w. (3 B.)
 11 – w. umiarkowany (4 B.)
 12 – świeży w. (5 B.)
 13 – silny w. (6 B.)
 14 – bardzo silny w. (7 B.)
 15 – gwałtowny w. (8 B.)
 16 – wichura (9 B.)
 17 – silna wichura (10 B.)
 18 – gwałtowna w. (11 B.)
 19 – huragan (12 B.)
 20 – fale
 21 – grzbiet fali, szczyt f.
 22 – dolina f.
 23 – wysokość f.
 24 – długość f.
 25 – okres f.
 26 – prędkość (rozchodzenia się) f.
 27 – piana
 28 – pasma piany, smugi p. (w kierunku wiatru)
 29 – układ fal
 30 – fala wiatrowa
 31 – f. martwa, rozkołys
 32 – f. stłoczona, f. zbita
 33 – f. stroma
 34 – f. krótka
 35 – stan morza
 36 – skala Douglasa stanu morza
 37 – morze spokojne, 0 wg skali Douglasa
 38 – morze spokojne, bez fal
 39 – m. lekko zmarszczone, 1 wg s. D.
 40 – fala mała, krótka, zmarszczki, falki, 1 wg s. D.
 41 – m. lekko sfalowane, 2 wg s. D.
 42 – fala mała (długa), 2 wg s. D.
 43 – m. sfalowane, 3 wg s. D.
 44 – fala średnia (krótka), 3 wg s. D.
 45 – m. spienione, 4 wg s. D.
 46 – fala średnia (przeciętnej długości) 4 wg s. D.
 47 – m. bardzo spienione, 5 wg s. D.
 48 – fala średnia (długa), 5 wg s. D.
 49 – m. wzburzone, 6 wg s. D.
 50 – fala duża (krótka), 6 wg s. D.
 51 – m. bardzo wzburzone, 7 wg s. D.
 52 – fala duża (przeciętnej długości), 7 wg s. D.
 53 – m. ogromnie wzburzone, 8 wg s. D.
 54 – fala duża (długa), 8 wg s. D.
 55 – m. maksymalnie wzburzone, 9 wg s. D.
 56 – fala o maksymalnej wielkości, 9 wg s. D.
 57 – pływy
 58 – przyływ
 59 – odpływ
 60 – akwen
 61 – morze otwarte, m. pełne
 62 – wody terytorialne
 63 – w. wewnętrzne, w. śródlądowe
 64 – prąd wodny; p. morski
 65 – brzeg zawietrzny
 66 – b. nawietrzny
 67 – strefa przyboju, s. kipieli; przvbój, kipiel
 68 – mierzeja
 69 – zatoka
 70 – ujście rzeki, estuarium
 71 – mielizna
 72 – woda płytka, płycizna
 73 – rafa (podwodna)
 74 – pływające resztki; p. przesz-kody
 75 – port; przystań
 76 – baza wodnosamolotów
 77 – pomost pływający
 78 – slip, pochylnia
 79 – wózek manewrowy
 80 – podwozie pomocnicze, podwozie do kołowania
 81 – nabrzeże, keja
 82 – molo, pirs, pomost
 83 – pacholek, poler, knecht
 84 – stawa, baken
 85 – pława, boja
 86 – miejsce cumowania
 87 – beczka cumownicza, pława c.
 88 – kotwicowisko
 89 – wodować, spuścić na wodę
 90 – wyslipować; wyciągnąć na ląd
 91 – stawiać na kotwicy; rzucić kotwicę
 92 – sonda ręczna
 93 – stać na kotwicy
 94 – kołysanie, chwiejba
 95 – obracanie na kotwicy, łukowanie
 96 – podnieść kotwicę, odkotwiczyć
 97 – przybijać (do pomostu; nabrzeża)
 98 – odbijac.
 99 – cuma
 100 – cumować
 101 – zacumować, złapać pławę
 102 – obłożyć na stałe, zamocować, zacumować
 103 – odcumować, oddać cumy
 104 – odepnąć; odejść, odbić; rzucić (cumy)
 105 – węzeł płaski, prosty
 106 – w. bosmański, w. bezpieczny
 107 – w. wyblinkowy
 108 – wiosło, pagaj
 109 – hol
 110 – wczep, sztender
 111 – strop dwuramienny, szelki
 112 – krętlik
 113 – sprawdzanie szczelności, s. na przecieki

Utilisation d'hydravions

- 1 – matelotage (m)
 2 – accalmie (f), bonace (f)
 3 – vitesse (f) du vent
 4 – brise (f) de la terre
 5 – b. de mer
 6 – échelle (f) (de) Beaufort
 7 – calme (m) (force 0 de l'échelle B.)
 8 – très légère brise (f. 1 de l'é. B.)
 9 – légère b. (f. 2 de l'é. B.)
 10 – petite b. (f. 3 de l'é. B.)
 11 – jolie b. (f. 4 de l'é. B.)
 12 – bonne b. (f. 5 de l'é. B.)
 13 – forte b., vent (m) frais (f. 6 de l'é. B.)
 14 – grand (m) frais (f. 7 de l'é. B.)
 15 – coup (m) de vent (f. 8 de l'é. B.)
 16 – fort c. de v. (f. 9 de l'é. B.)
 17 – tempête (f) (f. 10 de l'é. B.)
 18 – violente t. (f. 11 de l'é. B.)
 19 – ouragan (m) (f. 12 de l'é. B.)
 20 – ondes (fpl), vagues (fpl), lames (fpl)
 21 – crête (f) d'onde, c. de la lame
 22 – creux (m) d'o., creux de la lame
 23 – hauteur (m) de c., h. d'une vague
 24 – longueur (m) de la lame
 25 – période (f) de houle
 26 – vitesse (f) (de propagation) d'une onde
 27 – écume (f), mousse (f)
 28 – (bandes (fpl) d'écume, b. à vent)
 29 – (système (m) d'ondes)
 30 – vague (f), onde (f), lame (f)
 31 – houle (f)
 32 – clapotis (m), clapotement (m), clapot (m)
 33 – onde (f) coupée, mer (f) creuse
 34 – lames (fpl) courtes
 35 – état (m) de la mer
 36 – (échelle (f) Douglas d'état de la mer)
 37 – mer calme, m. plate, sans ride
 38 – pas de creux
 39 – mer calme, ridée
 40 – vaguelettes (fpl) (creux bis 0,1 m)
 41 – mer belle
 42 – (creux 0,1-0,5 m)
 43 – m. peu agitée
 44 – (creux 0,5-1,25 m)
 45 – m. agitée
 46 – (creux 1,25-2,5 m)
 47 – m. forte
 48 – (creux 2,5-4 m)
 49 – m. très forte
 50 – (creux 4-6 m)
 51 – m. grosse
 52 – (creux 6-9 m)
 53 – m. très grosse
 54 – (creux 9-14 m)
 55 – m. énorme
 56 – (creux supérieur à 14 m)
 57 – marées (fpl)
 58 – marée (f) montante, flot (m)
 59 – jusant (m), m. descendante
 60 – plan (m) d'eau; region (f) maritime
 61 – mer (f) ouverte, haute m., plein m.
 62 – m. territoriale, eaux (fpl.) territoriales
 63 – e. continentales
 64 – courant (m) d'eau; c. marin
 65 – côté (m) sous le vent
 66 – c. du vent
 67 – brisant (m), ressac (m)
 68 – cordon (m) littoral, flèche (f) littorale
 69 – golfe (m); baie (f)
 70 – estuaire (m)
 71 – banc (m)
 72 – sèche (f), banc decouvrant
 73 – récif (m); écueil (m), roche (f) submergée
 74 – débris (m) flottant, d. à flot, objets (mpl) flottants
 75 – port (m); débarcadère (m)
 76 – base (f) d'hydravions, hydrobase (f)
 77 – ponton (m); estacade flottante
 78 – rampe (f) (de hissage), slip (m), cale (f) (de halage)
 79 – chariot (m)
 80 – atterrisseur (m) chariot de mise à l'eau
 81 – quai (m); débarcadère (m); appontement (m)
 82 – jetée (f); môle (m); appontement (m)
 83 – bitte (f) (d'amarrage); bollard (m); pieu (m) d'a.
 84 – balise (f) (fixe)
 85 – bouée (f), balise (flottante)
 86 – amarrage (m)
 87 – coffre (m) d'a.
 88 – mouillage (m), ancrage (m)
 89 – lancer, mettre à l'eau, m. à flot
 90 – tirer à terre, t. au sec, mise au sec
 91 – jeter l'ancre
 92 – sonde (f) à main
 93 – être au mouillage
 94 – roulis (m) (d'hydravion)
 95 – (tournement (m) au mouillage)
 96 – lever l'ancre
 97 – accoster; aborder
 98 – défense (f), pare-battage (m)
 99 – aussière (f), haussière (f)
 100 – amarrer
 101 – prendre, s'amarrer sur une bouée
 102 – amarrer; tourner, trapper une amarre
 103 – appareiller
 104 – écarter; dégager, larguer, désamarrer
 105 – noed (m) droit
 106 – n. de chaise
 107 – demi-clés (m) à capeler
 108 – aviron (m); pagaie (f)
 109 – remorque (f), câble (m) de remorque
 110 – (corde (f) – connecteur)
 111 – brin (m) en V
 112 – émerillon (m)
 113 – (contrôle (f) d'étanchéité)
 114 – fuir; couler; faire de l'eau
 115 – absorber (l'eau)
 116 – échouer
 117 – cornet (m) de brume
 118 – cloche (f) (de b.)

K.D.

Stan i światowe tendencje rozwoju nowych technologii i materiałów dla konstrukcji lotniczych

Doc. mgr inż. EMIL GRUSZCZYŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Materiały mają szczególnie duży wpływ na jakość konstrukcji, bowiem od nich zależą nowoczesność i parametry danej konstrukcji i urządzenia. Często warunkują one w ogóle możliwości rozwoju danej dziedziny techniki, np. techniki kosmicznej, elektroniki itp.

Wraz z rozwojem materiałów rozwijają się technologie. Odpowiednie technologie umożliwiają bowiem w skrajnych przypadkach przetworzenie i wykorzystanie danego materiału w konkretnych wyrobach i prowadzą do poprawy właściwości materiału czy elementu, oszczędności materiałowych i obniżenia kosztów produkcji. Jest to szczególnie ważne w naszej trudnej sytuacji gospodarczej, gdy problemy jakości i kosztów produkcji oraz prawidłowa oszczędna gospodarka materiałowa mają zasadnicze znaczenie.

Niniejszy artykuł dotyczy nowych i uszlachetnionych tradycyjnych materiałów i nowych technologii stosowanych w konstrukcjach płatowcowych. Na całym świecie technika lotnicza, ze względu na wymagania stawiane statkom latającym, jest nośnikiem postępu w odniesieniu do rozwiązań konstrukcyjnych, materiałów i technologii. Materiały i technologie stosowane w technice lotniczej mogą być wdrażane we wszystkich branżach przemysłu maszynowego, dlatego wnioski z tego artykułu mogą być przydatne dla całego przemysłu maszynowego.

Wymagania stawiane materiałom na konstrukcje lotnicze są następujące:

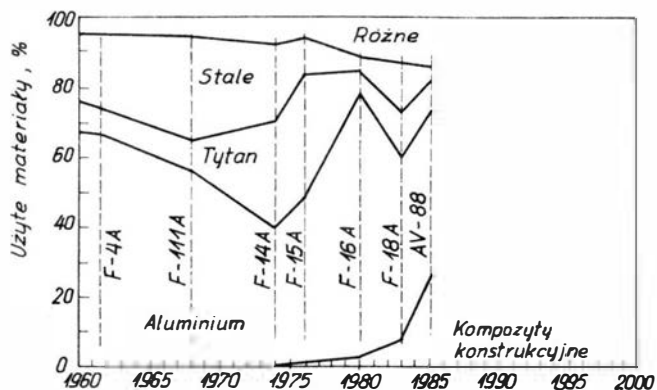
- zdolność do przenoszenia obciążeń w danych warunkach pracy przy możliwie małej masie właściwej,
- przydatność do przerobu,
- zapewnienie wysokiej niezawodności i trwałości,
- możliwie niskie koszty produkcji elementu związane z danym materiałem.

Wymagania te nie różnią się więc od wymagań stawianych materiałom na inne konstrukcje. Różnice dotyczą tylko niezwykle wysokich wymagań jakościowych, przy możliwie małych masach wyrobu.

Proporcje użycia materiałów na konstrukcje lotnicze

Na rys. 1, 2 [1] i 3 [2] przedstawiono udział różnych materiałów w konstrukcji płatowców:

- na rys. 1 – w ostatnim dwudziestoleciu na przykładzie wybranych typów samolotów myśliwskich. Lata na wykresie oznaczają wprowadzenie danego typu samolotu do produkcji seryjnej,
 - na rys. 2 – prognozy do 1995 r.,
 - na rys. 3 – prognozy dla samolotów transportowych do 2000 r.
- Perspektywy zastosowania poszczególnych materiałów omówiono oddzielnie dla najważniejszych grup.



Rys. 1. Udział różnych materiałów w konstrukcji płatowca w ostatnim dwudziestoleciu na przykładzie wybranych typów samolotów myśliwskich

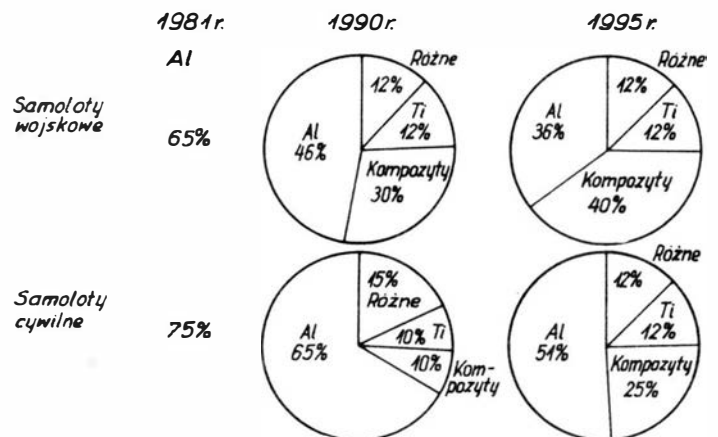
Stopy aluminium

Stopy aluminium są ciągle podstawową grupą materiałów w konstrukcjach lotniczych. Ich udział w konstrukcji płatowca obecnie i w krótkofalowych prognozach jest większy niż udział innych grup materiałów. Przewiduje się utratę pierwszeństwa ich udziałów w konstrukcji samolotów bojowych dopiero w 1995 r. (rys. 2). Jednak potencjali w produkcji aluminium (np. koncern Alcoa i in.) podejmują kroki przeciwdziałające tej tendencji.

Tendencje rozwojowe na świecie

Prowadzone są wielokierunkowe działania zmierzające do odzyskania znaczenia stopów aluminium, a mianowicie:

- wykorzystuje się wszelkie możliwości obróbki cieplnej dla uzyskania optymalnych właściwości użytkowych,
- usprawnia się technologie produkcji,
- modyfikuje się składy stopów.



Rys. 2. Prognozy zużycia różnych materiałów na konstrukcje płatowca do 1995 r.

Np. w USA od lat w produkcji lotniczej były używane dwie podstawowe grupy stopów, będących odpowiednikami naszych gatunków PA7N, PA9, m. in.:

- 2024 (Al, Cu – 3,8 ÷ 4,9%; Mn – 0,3 ÷ 0,9%; Mg – 1,2 ÷ 1,8%),
- 7075 (Al, Zn – 5,1 ÷ 6,1%; Mg – 2,1 ÷ 2,9%; Cu – 1,2 ÷ 2,0%; Cr – 0,18 ÷ 0,40%).

Ostatnio ukończono opracowania laboratoryjne stopów aluminium z litem [1, 2]. Wchodzą one obecnie do produkcji. Stopy Al-Li mają obniżyć masę konstrukcji płatowca w stosunku do stopów konwencjonalnych od 8 do 15%. W 1980 r. Alcoa wprowadziła do zastosowań przemysłowych dwa nowe stopy do przeróbki plastycznej: 7090 i 7091 (Al-Zn-Mg-Cu-Co), otrzymane metodami metalurgii proszków. Znalazły one już zastosowanie w samolocie Boeing 757.

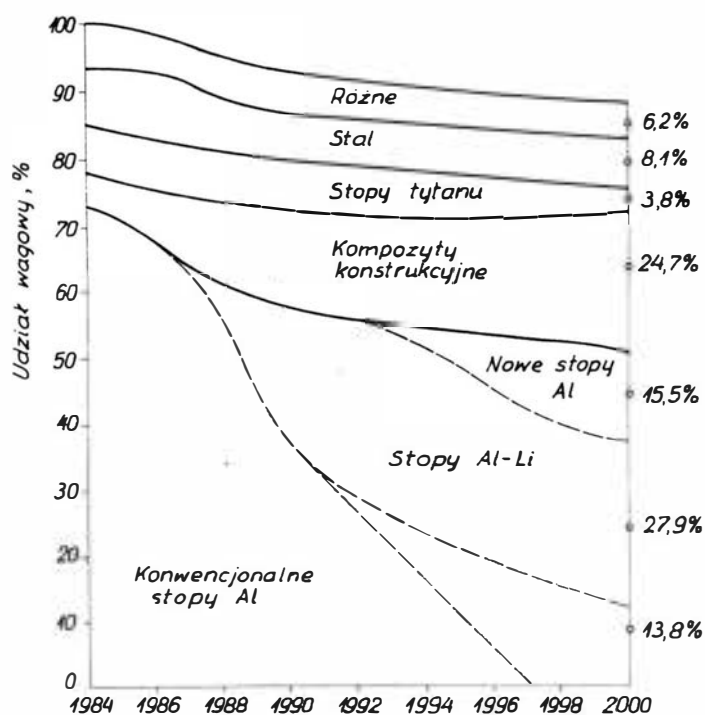
Wraz z wprowadzeniem stopów aluminium otrzymanych metodami metalurgii proszków, opracowano technologię bezpośredniego walcowania taśm z proszku (DPM – Direct Powder Rolling) [3]. Metodą DPM otrzymuje się z powodzeniem taśmy ze stopów tytanu, niklu i innych na potrzeby różnych branż przemysłowych, m. in. elektronicznej. Technologia ta została sfinansowana przez siły powietrzne USA.

Na uwagę zasługują również próby formowania półwyrobów z konwencjonalnych stopów aluminium w stanie nadplastycznym. Pierwszą

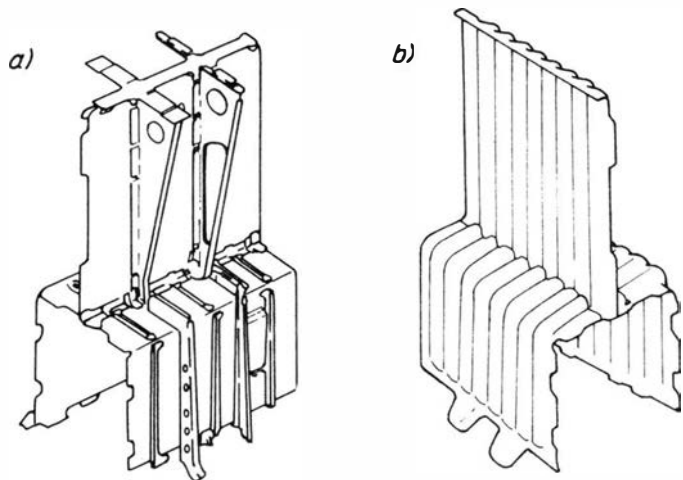
udaną próbą było wykonanie tą metodą ze stopu aluminium 7475, w Centrum Badawczym koncernu Rockwella, naturalnej wielkości paneli drzwi kontrolnych 53,5 × 71 cm (21 × 28 cali) samolotu [4]. Specjaliści Rockwella przewidują wprowadzenie metody kształtowania nadplastycznego w przemyśle lotniczym w ciągu najbliższych 5 lat. Przewiduje się, że zastosowanie nadplastycznego formowania pozwoli na oszczędność kosztów do 36% i obniżenie masy do 22% w stosunku do metod tradycyjnych. Wg [2] przy produkcji jednego z elementów konstrukcji nośnej samolotu bojowego F-15 (rys. 4) zmniejszono koszty o 58% i masę o 31%.

Kompozyty

Materiały kompozytowe (kompozyty, laminaty, materiały zbrojone włóknami, kompozyty materiałowe) są tworzywami monolitycznymi makroskopowo, będącymi połączeniem dwu lub więcej składników o wyraźnej granicy rozdziału między nimi. Obecnie są one stosowane w technice lotniczej jako wartościowy materiał konstrukcyjny. Pozwalają one na tworzenie nowych jakościowo konstrukcji silników i płatowców. Jeszcze niedawno większością tzw. kompozytów rozwojowych (advanced composites) interesowały się liczne laboratoria. Obecnie kompozyty te stały się normalnym materiałem konstrukcyjnym w przodujących konstrukcjach na Zachodzie, gdyż ich zalety i możliwości pozwalają na tworzenie nowych jakościowo konstrukcji.



Rys. 3. Prognozy zużycia materiałów na konstrukcje samolotów transportowych

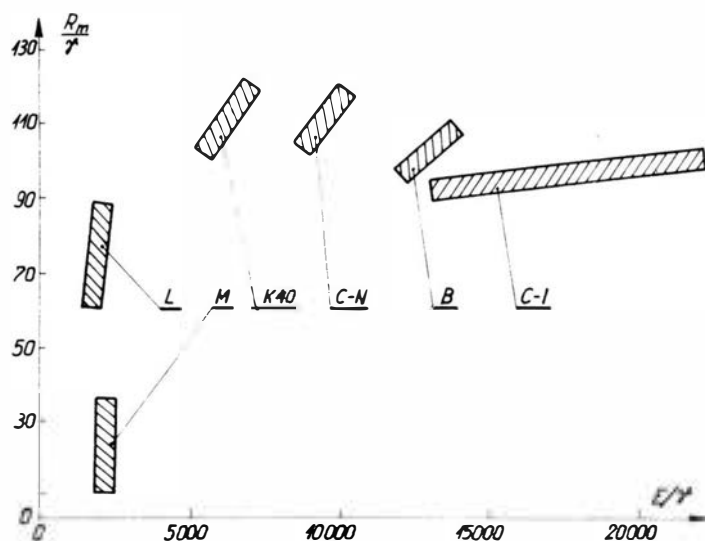


Rys. 4. Porównanie elementu kadłuba samolotu F-15 wykonanego metodą tradycyjną i kształtowaniem nadplastycznym: a) 75 części, 1420 elementów łączących, b) 4 części, 71 elementów łączących – zmniejszenie kosztów o 58% i masy o 31%

Kompozyty są klasycznym przykładem zastosowań inżynierii materiałowej w praktyce. Pozwalają one bowiem na uzyskanie potrzebnych właściwości. Właściwości niektórych gatunków są znakomite, zwłaszcza jeśli chodzi o uzyskanie wskaźników wytrzymałościowych w odniesieniu do ciężaru właściwego, co w konstrukcjach lotniczych jest najistotniejsze (rys. 5) [5]. Wszystkie prognozy wskazują na to, że kompozyty będą jednym z głównych materiałów w konstrukcjach, w których należy zmniejszyć masę własną. Jednym z głównych mankamentów są wysokie koszty wytwarzania.

Prognozy wskazują jednak na to, że w miarę rozwoju produkcji ceny będą malały, zwłaszcza ceny włókien – najdroższego składnika kompozytów.

Wg wcześniejszych prognoz specjalistów [6], sprawdzonych w praktyce, nawet przy zastosowaniu drogiego kompozytów można uzyskać ogólne obniżenie kosztów samolotu. Przyjmuje się, że zmniejszenie masy konstrukcji o 1 kg powoduje obniżenie masy całego samolotu o 3,5 kg. Zmniejszenie masy konstrukcji powoduje bowiem „efekt kaskadowy”, tj. zmniejszenie wymiarów silnika, masy paliwa, płaszczyzn skrzydeł itp. Badania wykazały, że dla średniego samolotu cena 1 kg zaoszczędzonej masy konstrukcji prowadzi do obniżenia kosztów całego samolotu o 555 \$. A więc nawet użycie drogiego kompozytów przy efektywnym ich wykorzystaniu może prowadzić do obniżenia ogólnej ceny samolotu.



Rys. 5. Porównanie wytrzymałości właściwej R_m/γ i sztywności właściwej (E/γ) konwencjonalnych materiałów lotniczych z kompozytami (zawartość włókna 60% obj.): M – stopy Al, Ti, stале; L – włókno szklane w osnowie żywicy; K40 – kevlar 40 w osnowie żywicy; C-N – włókno grafitowe w osnowie żywicy, typ N; B – włókno borowe w osnowie żywicy; C-I – włókno grafitowe w osnowie żywicy, typ I

Przykłady zastosowań kompozytów konstrukcyjnych w technice lotniczej

Kompozyty są obecnie jedną z podstawowych grup materiałów we współczesnych samolotach wojskowych. Cena wyrobu nie jest tu bowiem decydującym argumentem. Np. udział materiałów kompozytowych w konstrukcji płatowca samolotu F-15 produkcji USA wynosi ok. 38%. W bombowcu strategicznym B-1 przewiduje się użycie ok. 30% kompozytów (wagowo) na elementy konstrukcyjne płatowca. Również w samolotach transportowych i pasażerskich, których masa konstrukcji stanowi 23 ÷ 28% masy samolotu w locie, zastosowanie kompozytów ma istotne znaczenie. W konstrukcji samolotu Concorde zastosowanie kompozytów (włókna grafitowe w osłonie żywicy) umożliwiło obniżenie masy konstrukcji o 20 ÷ 25%.

Poniżej omówiono przykłady zastosowań poszczególnych kompozytów konstrukcyjnych.

Kompozyty boropoksydowe (włókna borowe – żywica epoksydowa)

Stosowanie ich jest najbardziej rozpowszechnione w USA. Mają one bardzo dobre wskaźniki wytrzymałościowe. Np. w stosunku do stopów aluminium wskaźnik wytrzymałości właściwej kompozytu boropoksydowego wynosi: na rozciąganie 1,3 ÷ 1,9, na ściskanie 1,5, na ścinanie 1,1, a wytrzymałość na zmęczenie jest 3,8 raza wyższa. Właści-

ciwości tych kompozytów umożliwiają zastosowanie ich w technice lotniczej i raketowo-kosmicznej.

Już obecnie w lotnictwie USA powszechnie stosuje się kompozyty boroepoksydowe. W konstrukcji jednego myśliwca F-15 zużywa się ich ok. 750 kg. Równocześnie zastosowanie kompozytów często upraszcza technologię produkcji i powoduje zmniejszenie liczby elementów konstrukcji. Np. wykonując ster kierunku w samolocie F-4 z kompozytu zamiast z metalu zmniejszono liczbę elementów z 240 do 84.

Kompozyty z włókien węglowych

Uważa się, iż w wysokich temperaturach powstających w locie nadźwiękowym najlepsze będą kompozyty z włóknami grafitu (węgla). Są one korzystne we współczesnych i przyszłych konstrukcjach samolotów naddźwiękowych z punktu widzenia oszczędności masy konstrukcji, zwłaszcza dla zespołów, od których przede wszystkim jest wymagana sztywność, a nie wytrzymałość. Najpowszechniej są stosowane kompozyty z włókien grafitowych w osnowie żywicy epoksydowych. Są one stosowane również na łopatki wentylatorów i sprzężarek w lotniczych silnikach turbinowych.

Materiał zastosowany przez firmę Rolls-Royce na łopatki wentylatorów w silniku RB-211, znanym pod nazwą hyfil, ma 600 000 włókien grafitowych na 1 cm², a łopatki wykonane z niego są 3 razy lżejsze niż tytanowe.

Kompozyty „węgiel-węgiel”

Mają one mały ciężar właściwy (1,4 g/cm³) i dobre właściwości izolacji cieplnej. Dzięki tym i innym zaletom materiały te najbardziej nadają się do wytwarzania elementów i zespołów samolotu narażonych na wysokie temperatury oraz elementów statków kosmicznych. Obecnie z tych materiałów wytwarza się elementy hamulców, których masa stanowi ok. 30% masy hamulców stalowych. Resurs hamulców wykonanych z tych materiałów wynosi 3000 lądowań, a więc 5÷6 razy więcej niż hamulców tradycyjnych. F-15 był pierwszym samolotem wojskowym USA, na którym zainstalowano takie hamulce. Dzięki temu zaoszczędzono 32 kg masy na każdym hamulcu oraz uzyskano płynniejsze i skuteczniejsze hamowanie.

Kompozyty boroaluminowe

Są to włókna boru w osnowie ze stopów aluminium. Kompozyty boroaluminowe są 3,5 raza lżejsze od aluminium i 2 razy wytrzymalsze, co pozwala na duże oszczędności wagowe. Ponadto przy wysokich temperaturach (do 430°C) materiał ten ma dwukrotnie większe od tytanu wartości wytrzymałości właściwej i sztywności, dzięki czemu może być używany do samolotów o prędkościach M = 3 (na elementy, które obecnie są wykonywane z tytanu).

TABLICA. Skład chemiczny ważniejszych stopów tytanu

Oznaczenie stopu	Nominalny skład chemiczny (reszta Ti), %						
	Al	Cr	Mn	Mo	Sn	V	inne
TiAl15Sn2,5	5	—	—	—	2,5	—	—
TiAl8Mo1V1	8	—	—	1	—	1	—
WT5-1	5	—	—	—	2,5	—	—
Ti140A	—	2	—	2	—	—	—
TiAl4Mn4	4	—	4	—	—	—	—
TiAl4Mo3V1	4	—	—	3	—	1	—
TiAl6V4	6	—	—	—	—	4	—
TiAl7Mo4	7	—	—	4	—	—	—
WT3-1	6	2	—	2	—	—	1Fe
WT6	6	—	—	—	—	4	—
WT8	6,5	—	—	3,5	—	—	0,25Si
TiV8Fe5Al1	1	—	—	—	—	8	5Fe
TiV13Cr1Al13	3	11	—	—	—	13	—
WT15	3	11	—	8	—	—	—

Kilka firm amerykańskich zajmuje się obecnie badaniem charakterystyk kompozytów boroaluminowych i wdrożeniem ich do przemysłu lotniczego. Np. firma General Dynamics wykonuje z tego materiału elementy konstrukcji ogonowej części samolotu F-111, a firma Lockheed – eksperymentalny keson centropłatu samolotu C-130 Hercules. Specjaliści firmy Boeing badają możliwość zastosowania tych kompozytów na podłużnice superciężkich samolotów.

Kompozyty boroaluminowe znajdują coraz większe zastosowanie w konstrukcjach silników lotniczych. Firma Pratt and Whitney używa

ich do produkcji łopatek wentylatora pierwszego i trzeciego stopnia silników JT8-D, TF-30 i F-100, a firma General Electric – do produkcji łopatek wentylatora silnika J-79. Daje to ok. 40% oszczędności masy tych elementów w porównaniu ze stopami tytanu.

Stopy tytanu

W latach siedemdziesiątych udział wagowy tytanu w płatowcu wzrastał w miarę rozwoju konstrukcji i ustabilizował się w latach osiemdziesiątych (12÷15%). Takie samo zużycie go w płatowcu przewiduje się w najbliższym dziesięcioleciu. Przykładem wzrostu zużycia tytanu w miarę rozwoju konstrukcji może być fakt, że w modelu Boeinga 707 użyto 72 kg (180 funtów) tytanu, a w modelu Boeinga 747 – 3000 kg (7500 funtów).

Poza elementami siłowymi, w nowoczesnych konstrukcjach płatowca tytan jest powszechnie stosowany na elementy łączące (nity, śruby, sworznie). Np. w samolocie DC-10 było ok. 750 000 elementów łączących z tytanu, a w C-5A – ok. 1,3 mln na ogólną liczbę ok. 2,5 mln. Stosowane są też odlewki o znacznej masie. Np. rozpórka skrzydłowa w samolocie L-1011 ze stopu Ti-6Al-4V ma długość ponad 3 m i masę ok. 540 kg. Wreга myśliwca F-111 wykonana z tego samego stopu ma masę ponad 150 kg. Również ze stopu Ti-6Al-4V ma być wykonana konstrukcja nośna skrzydła w bombowcu B-1.

Zarówno w USA, Anglii i Francji, jak i w ZSRR opracowano wiele stopów tytanu. W zależności od składu, stopy tytanu są stopami jedno- lub dwufazowymi. Najważniejsze składy stopów tytanu stosowanych na Zachodzie i w ZSRR podano w tablicy.

Tytan jest w stosunku do innych metalicznych tworzyw konstrukcyjnych materiałem nowym i dlatego składy stopów ulegają ciągłym modyfikacjom.

Problemy technologiczne i ekonomiczne związane ze stosowaniem tytanu w lotnictwie

Można powiedzieć, że tytan jako tworzywo (dostępne w handlu od 1951 r.) dopiero poznajemy, zwłaszcza w kraju. Tytan ze względu na duże powinowactwo z tlenem i innymi gazami, jest trudny technologicznie w przeróbce plastycznej na gorąco. Również obróbka skrawaniem nie jest łatwa, zaś wióry są bezużyteczne, ponieważ nie znaleziono dotychczas zadowalającej metody umożliwiającej odzysk tytanu. Dlatego najbardziej racjonalne w przeróbce tytanu są technologie bezwiórowe, zwłaszcza technologie odlewnicze. Rozwój technologii bezwiórowej przeróbki stopów tytanu wiąże się nierozdzielnie z modyfikacjami ich składu. Np. w koncernie Lockheed opracowano serię stopów tytanowych Transaq podatnych na obróbkę metodami odlewania, kucia, wyciskania i walcowania. Jeden z nich, Transaq 134, jest ponadto w pełni odporny na kruche pęknięcie [7].

Opracowanie prostszych i tańszych metod przeróbki tytanu i jego stopów na półfabrykaty jest obecnie głównym problemem światowym, którego rozwiązanie pozwoli na powszechniejsze stosowanie tytanu w technice. Względy ekonomiczne są jednym z istotnych hamulców powszechnego stosowania tytanu. Innym ważnym powodem jest to, że kompozyty stały się poważnym konkurentem tytanu.

LITERATURA

1. Materials: Where performance begins. *Aviation Week and Space Technology*, Special Advertising Section, February 13, 1984.
2. Materials in Aerospace. Vol. II, Proceedings 2-4 April 1986, The Royal Aeronautical Society.
3. E. J. KUBEL: Direct power rolling. *Mat. Eng.*, January 1984.
4. L. G. KELLY, N. PATON, H. HAMILTON: Conventional high-strength aluminium can now be super – plastically formed. *Mat. Eng.*, April 1981.
5. E. GRUSZCZYŃSKI: Materiały kompozytowe w konstrukcjach lotniczych. Materiały II Międzynarodowej Konferencji Simplast-79, t. 2. Warszawa, listopad 1979.
6. T. GLENN, L. KOCH: Structural composites on future fighter aircraft. *AJAA Hap.*, 1973, nr 806.
7. Aerospace Highlights 1983. *Materials, Astronautics and Aeronautics*, January 1984.

KACZKOWSKI R.: Samoloty bombowe II wojny światowej. Biblioteczka Skrzydlatej Polski nr 40, Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1987. str. 264, cena zł 400,—

„Ważniejsze typy samolotów bombowych czolowych wytworzył japoński” to Aichi E16A, H9A i M6A, Kawanishi H8K, Kawasaki Ki 66, Mitsubishi Ki 67, Tachikawa Ki 74 i Nakajima G5N, twierdzi Ryszard Kaczkowski w wydanej niedawno książce „Samoloty bombowe II wojny światowej” w tabelce na str. 42. Tymczasem spośród tych 8 typów samolotów japońskich 3 zakończyły karierę w prototypach, 2 zbudowano tylko w seriach informacyjnych (po kilkanaście czy kilkadziesiąt szt.), zaś żaden z 3 pozostałych nie osiągnął serii 800 szt. Jednocześnie istniało co najmniej 10 typów bombowców (G3M, G4M, B5N, B6N, D3A, D4Y, P1Y, Ki 21, Ki 48 i Ki 51) wyprodukowanych w seriach 1000÷2000 egz., co czyni treść owej tabelki nieadekwatną do tytułu.

Dobór prezentowanych w pracy typów samolotów nie jest jej najsilniejszą stroną. Wśród samolotów brytyjskich wymieniono np. Skua (136 egz.) — brak natomiast Mosquito (ok. 6700), Swordfisha (ok. 2400) i Whitley'a (ok. 1800 egz.). Razi brak Junkersa 86 i Henschla 129 (bądź z bądź serie rzędu 700÷900 szt.), dwusilnikowych Caproni z rodziny 310-314 (ponad 1700 egz.) czy też Poteza 540. W grupie konstrukcji USA brak samolotów Douglasa A-26 Invader (ponad 2400 egz.) i Voughta A-35 Vengeance (ok. 1900 szt.); znacznie powszechniej używanego Martina A-30 Baltimore reprezentuje jego poprzednik A-22 Maryland (365 egz. wobec prawie 1600). Wśród samolotów japońskich wymieniono natomiast myśliwko-szturmowy Kawasaki Ki 102 (dlaczego w takim razie brak np. Beaufightera), rozpoznawczy Nakajima C6N (498 szt. — brak w takim razie Aichi E13A — 1418 egz.) i samolot obrony wybrzeża Kyushu Q1W (153 szt. — brak z kolei brytyjskiego Ansona — 11020 egz.). Pojawiają się kilkakrotnie w tekście Kawasaki Ki 48 (1977 egz.), Yokosuka P1Y (1098 egz.) i Aichi D3A (1495 egz.) nie zastąpiły sobie w mniemaniu autora na umieszczenie w „przeglądzie ważniejszych konstrukcji”.

O ile w działach poświęconych samolotom polskim, radzieckim i francuskim nie ma większych błędów, to przy lotnictwie brytyjskim i włoskim pojawiają się już nieścisłości, największe (po opisach konstrukcji niemieckich i amerykańskich) przy samolotach japońskich. Jest dużym nietaktem wobec odbiorców podawanie w wykazie literatury pozycji prawdopodobnie — bo skąd takie błędy? — nigdy przez autora nie widzianych (W. Green — Warplanes of the Third Reich, roczniki Atr International) oraz opieranie się na drugorzędnej literaturze z lat 1936÷1964 (spośród 37 pozycji książkowych jedynie 5 publikacji zachodnich pochodzi z okresu po 1964 r.).

Na s. 21 w schemacie organizacyjnym RAF z września 1939 r. wymieniono Army Co-Operation Command — utworzone dopiero w 1941 r., samolot Caproni 314 (s. 38) był wg autora bombowcem projektowanym w 1940 r., podczas gdy był to ostatni wariant rozwojowy rodziny Ca 310/311/312/313 z lat trzydziestych. „Kwiatki z łączki” amerykańskiej to np. Boeing B-17 (wym. ok. 32 × 22 m) jako wersja samo-

lotu XB-15 (wym. ok. 45 × 27 m) — na s. 72 oraz kilka wierszy dalej grupa „amerykańskich eksperymentalnych superbombowców opracowywanych w zakładach Consolidated, Boeing, Lockheed, Douglas i Convair jako XB-24, -29, -30, -31 i XB-32”. Consolidated i Convair to te same zakłady (zmiana nazwy w 1943 r.), zaś B-24 był opracowywany kilka lat wcześniej aniżeli konkurujące jedynie ze sobą projekty XB-29÷XB-32.

Dlaczego w innym miejscu książki (s. 30) autor klasyfikuje XB-29 jako „ciężki czterosiłnikowy bombowiec strategiczny”, zaś opracowywany wg tych samych warunków technicznych XB-32 jedynie jako „bombowiec czterosilnikowy”, używając w tym samym miejscu nomenklatury „lekkie bombowiec” dla samolotu Douglasa A-26 (udźwig 1800 kg bomb, masa startowa 16 t), zaś „samolot bombowy” dla Lockheeda B-34 (masa startowa 12 t, 1100 kg bomb). Wielokrotnie w tekście jest nieprawidłowo używana brytyjska nazwa Fortress dla B-17 (zamiast właściwego w USA Flying Fortress). Na s. 73 pojawia się jako nazwa własna XC-99 Similar (dosłownie: podobny), co zostało po prostu przeniesione z anglojęzycznego opisu bombowca B-36: „B-36 (XC-99 similar) was a six-engined monoplane...”.

Treść tabeli na s. 30 „Ważniejsze typy nowoczesnych samolotów bombowych wyprodukowanych w latach 1939÷1941 przez przemysł amerykański” znów ma niewielkie współzbieżenie z tytułem. Jest to wykaz samolotów wyprodukowanych na potrzeby lotnictwa lądowego USA, stąd np. 52 egz. Hudsona (wobec 770 rzeczywistej wyprodukowanych w tym okresie — w większości dla US Navy i Wielkiej Brytanii) i 56 łodzi latających Catalina (wobec 550 z przeznaczeniem jak wyżej). Dlatego też brak w wykazie samolotów A-22 Maryland czy A-30 Baltimore, produkowanych wyłącznie na eksport, czy też SB-2U Vindicator i SB-2A Buccaneer produkowanych dla US Navy.

Przechodząc do samolotów Luftwaffe natrafiamy na s. 36 na „czterosilnikowy bombowiec dalekiego zasięgu Heinkel 177” (w rzeczywistości dwusilnikowy), na s. 75 dodajemy się o „rozpoczęciu w 1944 r. produkcji seryjnej średniego bombowca Ju 288” (istniały tylko prototypy). Samolot-pocisk z napędem odrzutowym Fieseler 103 (V-1) jest określany na s. 198 jako „pocisk raketowy FZG 76 (V-1)”, zaś autentyczny kierowany pocisk raketowy klasy powietrze-woda Henschel 293 figuruje na s. 193 i 202 jako „bomba szybująca”. W tabeli na s. 36 autor podaje prawidłową liczbę 101 egz. seryjnych samolotu Do 215. Liczba ta wzrasta do 150 szt. na s. 189 — czyżby autor przestał kontrolować swą działalność?

Cytowana w wstępie niniejszych uwag tabela zestawiająca „ważniejsze typy bombowców” japońskich nie jest niestety szczytowym przykładem niekompetencji autora w dziedzinie lotnictwa japońskiego. Można wybaczyć niewłaściwie podany (s. 65) wykaz sprzętu biorącego udział w ataku na Pearl Harbor (jest 104 B5N i 171 D3A wobec 144 B5N i 131 D3A rzeczywście użytych) czy też uporczywe (s. 41, 65) klasyfikowanie bombowca nurkującego Aichi D3A jako samolotu torpedowo-bom-

bowego, choć udźwig tego samolotu (370 kg) wykluczał nawet przeprowadzenie prób z torpedą na prototypie. Nosicielem samobójczych bomb latających Ohka (s. 67) o masie 2150 kg był samolot G4M2e, nie zaś G4M1 o udźwigu bomb 1000 kg. Natomiast szczytem nieporozumienia jest opis (na s. 233) samolotu B5M1 jako odmiany samolotu B5N1 — to tak, jakby np. Spitfire był wersją Hurricane'a. Samoloty Mitsubishi B5M1 i Nakajima B5N1 opracowano równoległe na zamówienie lotnictwa marynarki na pokładowy samolot torpedowo-bombowy, przeznaczony do wprowadzenia do służby w 1937 r. (japoński rok 2597, stąd typ 97). Eksploatacja próbna serii informacyjnych obydwu typów podczas walk w Chinach skłoniła dowództwo marynarki japońskiej do wyboru bardziej obiecującej konstrukcji Nakajimy i w ten sposób B5N stał się podstawowym japońskim pokładowym samolotem torpedowo-bombowym w pierwszej fazie zmagania na Pacyfiku.

Na jednej tablicy kolorowej autor przedstawia samoloty w różnych skalach, umożliwiając porównanie ich sylwetek, dolne zdjęcie na s. 188 przedstawia samolot Lockheed 212 Electra, a nie L-414 Hudson (nie mające ze sobą nic wspólnego), na s. 187 umieszczono zdjęcie samolotu Do 17M, a nie Do 17Z (zupełnie inny kadłub), na s. 245 niemieckiej mechanicy w charakterystycznych furazerkach obsługują samoloty Ju 88 — wg autora japońskie Kyushu Q1W. Zdjęcie na s. 231 nie przedstawia Ki 102, lecz sfalszowany retuszem Ki 45 (usterzenie przerobione na kancieście). Rzut boczny, przednie i górne widoki sylwetek w ogóle się nie pokrywają, rysowane samoloty kształtami nie przypominają pierwowzorów. Na s. 169 i 186 zamieniono miejscami samoloty Hudson i Ventura, na s. 188 jest Do 17Z, a nie Do 17E, który miał inny kadłub i rzędowe silniki. Podane długości serii są w ponad 20 przypadkach nieprawdziwe: dla samolotów Blenheim, Beaufort, Battle i Savoia 79 zaniżone z powodu nieuczucia produkcji licencyjnej, dla Do 17, He 111, Ju 87 i Ki 21 podano jedynie produkcję z okresu wojny, a walczyły również egzemplarze przedwojenne. W przypadku Liberatora, Mitchella i Ventury podano liczbę bombowców wykonanych na zamówienie US Army i Lend-Lease bez patrolowych wersji morskich i transportowców. Za krótkie są serie Do 217, He 115, Ki 51 — nie ujęto egzemplarzy wykonanych poza zakładami macierzystymi, zaś liczby podane dla G3M, D4Y, B5N oraz Ju 88 i 188 są zawyżone. Można by jeszcze wypomnieć nazwę bomb atomowej zrzuconej na Nagasaki (s. 60) Fat Boy (w rzeczywistości Fat Man), czy użyć jako nazwy własnej terminu Guntel (szturmowiec) dla Ki 51 na s. 227 itp.

No cóż — „errare humanu est”. Dlaczego jednak niektórym autorom pomyłki zdarzają się tak często? Niedawno w Wydawnictwie MON ukazała się inna książka Ryszarda Kaczkowskiego zatytułowana „Lotnictwo w działaniach na morzu”. Temat dotąd mało spopularyzowany w Polsce, dobrze zaś opracowany w źródłach zagranicznych. Niestety, we wspomnianej książce R. Kaczkowskiego roi się o błędów. A teraz R. Kaczkowski zaprzepścił szansę uczynienia z „Samolotów bombowych II wojny światowej” pozycji choćby w ograniczonym stopniu wartościowej.

Tego rodzaju działalność wydawnicza nie przynosi niestety chwały edytorom serii BSP, którzy jak widać, nie zdają sobie sprawy z tego, że przeciętny czytelnik tygodnika Skrzydłata Polska (potencjalny adresat serii) nie musi być w tym temacie ignorantem, gdyż czytuje również inne — zwykle lepsze — publikacje.

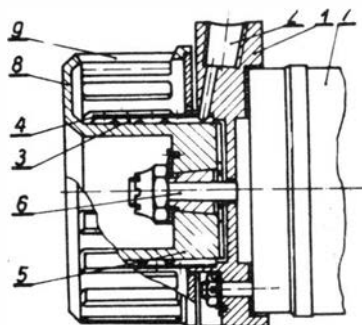
Michał Mielęcki

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Swidnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PKL wzór użytkowy pn. Atomizer (wynalazca: Antoni Muszyński).

Wzór użytkowy ma na celu opracowanie prostej konstrukcji atomizera przeznaczonego do aparatury agrolotniczej zabudowanej na śmigłowcu rolniczym.

Atomizer, według wzoru użytkowego składający się z bębna rozpryskującego i korpusu 1 z przewodem 2 doprowadzającym ciecz usytuowanym styczniście do kanału roboczego 3 utworzonego między dwoma



ma tulejami 4, 5, z których jedna ma otwory i jest przymocowana do korpusu 1 charakteryzuje się tym, że tuleję bez otworów 5 osadzoną na obrotowym wałku 6; silnika elektrycznego 7 i połączoną tarczą czołową 8 z tuleją zewnętrzną z przecięciami 9 stanowi bęben rozpryskujący wykonany z jednolitej całości.

Wzór użytkowy, opatrzony dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1988 w klasach B64D, B05B pod nrem 79465.

Roczny spis treści TLiA 1988

Tematyczny spis treści

Aerodynamika i mechanika lotu

Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część I – Osiągi w locie – A. Kardymowicz	1	8
Część II – Osiągi w locie	2	8
Zamknięte skrzydło – zalety i wady (I) – S. Danilecki ..	9	4
Nowe możliwości lotu w stanie przeciągnięcia – A. Glass ..	10	1
Zamknięte skrzydło – zalety i wady (II) – S. Danilecki ..	10	8

Eksploatacja

Do 1990 r. liczba samolotów komunikacyjnych wzrosnie o 20%	1	10
Bezpieczeństwo lotów w 1986 r. – J. Zwierzyński	2	6
Nowe magnetyczne urządzenie Multi-Mag do badań nieniszczących	2	10
Nowy system komputerowy do kontroli ruchu w USA ..	2	14
Tony wolnocłowych towarów zagrażają bezpieczeństwu samolotów	2	23
Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (I) – H. Dłutowski	6	3
Określenie dopuszczalnych wartości zużycia ruchowego połączeń zespołów śmigłowca w próbach stoiskowych – W. W. Ogorodow, R. Banek	6	17
Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (II) – H. Dłutowski	7	3
Amerykański system rezerwacji i zachodnioniemiecka kontra SABRE	7	10
Wymagania wobec portów lotniczych dla samolotów Il-96 i Tu-204 – K. Gilewski, L. Gruchalski	7	17
Czym zastąpić An-24 – M. Ostapkowicz	8	1
Port lotniczy dla STOL w Londynie	8	8
Żywotność statków powietrznych – J. Borgoń	8	9
Kryzys bezpieczeństwa w lotnictwie USA? – J. Zwierzyński	10	7
Piktografia szybowcowa – J. Żurek, W. Stafiej	11-12	11

Kartoteka TLiA

RO-7 Orlik Experimental	1	11
Olśański D-4 Straton	1	13
NASA/Rockwell International Space Shuttle	2	11
Lockheed P-3 AEW & C Orion	3	11
Suchoj Su-25	3	13
PZL M-24 Dromader Super	4	11
PZL M-24 Dromader Super	4	13
Boeing B-757	5	11
Aero Spacelines Super Guppy 201	5	13
Airbus Industrie Airbus A.320	6	11
Beechcraft 1900	7	11
Ligeti Stratos	7	13
TEAM Minimax	8	11
Lider	8	13
Beechcraft B55/B58 Baron	9	11
ARV Super 2	9	13
Letov L-23 Blanik II	10	11
Kawasaki C-1 ECM	10	13
Antonow An-74	11-12	23
BROK-1M Garnys	11-12	25

Konstrukcje płatowców i ciekawe konstrukcje

Rozwój szkolnych samolotów odrzutowych – T. Królikiewicz	1	3
Francuski samolot hipersoniczny	1	23
System sterowania lotem samolotu F/A-18 Hornet – S. Michalak	1	17

Zmiana koncepcji amerykańskiego samolotu wsparcia pola walki – P. Górski	5	4
Śmigła wentylatorowe (I)	5	6
(II)	6	7
Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. – J. Perliński	7	5
Powrót śmigła	7	10
Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. – J. Perliński	8	4
Samoloty pasażerskie przyszłości w programie NASA – K. Gilewski, L. Gruchalski	8	6
Hydro 2000 – olbrzymie „juczne zwierzę” – J. Zwierzyński ..	8	20
Samolot, który lata bez paliwa	9	23
Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r. – J. Perliński	10	3
Zachodnie bombowce w 2000 r. – J. Perliński	11-12	3
Przewidywane kierunki rozwoju cywilnej techniki lotniczej do 2000 r. – J. Grzegorzewski	11-12	5

Książki lotnicze

4 – III okł.; 8 – 3; 9 – III okł.; 11-12 – 32

Pomoce konstrukcyjne

Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (II)	1	16
Zabezpieczenie przed oblodzeniem (I)	2	16
Zabezpieczenie przed oblodzeniem. Advisory Circular 23.1419-1 (II)	3	15
(III)	5	16
(IV)	6	20
Środki zwiększające bezpieczeństwo eksploatacji	7	16
Modele atmosfery	8	16
Bezpieczeństwo w lotnictwie – określenia i klasyfikacja – B. Paluch	9	16
Porównawcze charakterystyki materiałów konstrukcyjnych	10	16
Wymagania dotyczące kabin ciśnieniowych. Advisory Circular AC 23.841-1 (I)	11-12	27

Polskie patenty lotnicze

4 – 6; 8 – 5, 16; 9 – 3; 10 – 2; 11-12 – 27, 32

Różne

Archiwum lotnicze im. mgr. inż. Wiktora Lei – A. Glass ..	1	1
Międzynarodowa współpraca naukowo-produkcyjna w przemyśle lotniczym państw EWG – E Sobecki	1	18
Publikacje nt. historii polskiej techniki lotniczej – A. Glass	2	1
35 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa – J. Lewitowicz	3	1
Polskie zakłady lotnicze PZL	4	II
Piękno starej techniki w fotografii	5	III
Źródła niepowodzeń konstruktorów	6	1
Dekada katastrof	6	21
Przyszłość techniki lotniczej – A. Glass	7	1
Światowy rynek lotniczy – A. Glass	9	1
Co zrobić przez 16 godzin lotu?	9	7
Kulisy zaniechania prac nad B.7J7	9	7
Władze kanadyjskie upoważnią niektóre linie lotnicze do autoinspekcji	10	II
North West Airlines zagrożone karą za uchybienia zagrażające bezpieczeństwu	10	II
Jubileuszowy rok polskiego przemysłu lotniczego – A. Glass	11-12	1

Silniki

Multicyklonowy odpylacz bezwładnościowy do samolotu rolniczego – P. Dzierżanowski	2	4
-----------------------------------------------------------------------------------------	---	---

	Nr	Str.		Nr	Str.
Benzyna samochodowa Super stosowana do napędu samolotów jednosilnikowych	2	10	Z działalności sekcji lotniczych SIMP i SITK		
Silnik SNECMA M88 do myśliwca Rafale	2	14	2 – II i III okł.; 5 – II okł.; 6 – III okł.; 7 – III okł.; 8 – III okł.; 9 – III okł.; 11-12 – III okł.		
Nowy system sterowania silnikami odrzutowymi	2	18			
Próby w locie silnika ze śmigłem wentylatorowym	2	18	Z dziejów (polskiej) techniki lotniczej		
Urządzenie do wyznaczania naprężeń w łopatkach silników turbinowych	2	19	Osiemdziesiąt lat śmigłowców (I) – R. Witkowski	1	21
Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce – W. Antoszczyk	5	1	(II)	2	20
Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część III – Charakterystyka zespołu napędowego – A. Kardymowicz	5	8	Początki produkcji lotniczej w Polsce 1919 ÷ 1924 r. – A. Morgała	3	20
Perspektywy zastosowania nowych silników tłokowych .	5	18	60 lat pod znakiem PZL – J. Lipiński	4	1
Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część IV – Charakterystyka zespołu napędowego – A. Kardymowicz	6	9	Produkcja zakładów lotniczych PZL	4	7
Koncepcja modelu obliczeniowego trwałości łopatek turbin silników odrzutowych – T. Kaczyński	7	8	Samoloty PZL 1928 ÷ 1988	4	15
Wyniki komputerowych obliczeń współczynnika napędzenia i składu mieszanki gaźnikowego silnika tłokowego – J. Szczeciński	8	17	Polski wkład w rozwój techniki lotniczej – A. Glass	4	18
Uszkodzenia przewodów rurowych w lotniczych silnikach turbinowych – M. Piętas, R. Szymaniec	10	18	Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa 1933 ÷ 1936 – E. Malak	5	22
Eksperymentalne metody wyznaczania postaci drgań łopatek sprężarki – ich wady i zalety – R. Szczepanik	11-12	14	Osiemdziesiąt lat śmigłowców (III) – R. Witkowski	6	22
			Projekt samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33 – A. Glass	7	18
Statystyka lotnicza			Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/LWS-1 i LWS-4 – E. Malak	7	19
PLL LOT 1984 ÷ 1985 (II)	2	3	Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IV) – R. Witkowski	7	21
Chronologia samolotów PZL	4	14	(V)	8	22
Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców 1986 ÷ 1987; Produkcja szybowców i motoszybowców w latach 1985 ÷ 1986	5	3	(VI)	9	21
Ocena szybowców i motoszybowców. Współczynniki handicapowe ustalone przez Aeroklub RFN na zawody w 1988 r.	8	3	(VII)	10	21
Produkcja samolotów i śmigłowców we Francji w 1987 r.; Liczba szybowców na świecie w 1985 r.	9	3	LWS-4 (PZL-30) i LWS-6 Żubr – A. Glass	11-12	16
			Projekty i prototypy		
Techniczny słownik lotniczy			Eurofar	1	7
Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (IX)	1	15	Mil Mi-34	1	II
(X)	2	15	Let L-23 Blanik	2	18
(XI)	3	10	Airbus Industrie A.320	2	19
Przemysł lotniczy	5	15	Shenyang F-8II (J-8B)	5	19
Instrukcja Użytkownika w Locie samolotu	6	19	Grob G103 Twin III	5	19
Przemysł lotniczy (II)	7	15	CMC Leopard	6	II
Przemysł lotniczy	8	15	Aerospatiale SA-365M Panther	6	II
Użytkowanie wodnosamolotu (I)	9	15	Rockwell International X-31A	7	2
(II)	10	15	Iliuszyn Il-96	7	II
Użytkowanie wodnosamolotów	11-12	28	MPC-75	7	II
			Kapriz/Rozmar	8	II
Technologia i materiały			Boeing Helicopter Model 360	8	II
Nowa metoda zabezpieczenia części przed korozją	2	19	Bromon BR-2000	9	II
Wpływ parametrów procesu nawęglania i obróbki cieplnej na strukturę i udarność stali nawęglonej – R. Król	9	8	Antonow An-74	9	II
Metody badań wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie – T. Błażejewicz, K. Ambroziak	9	19	Canadair CL-601RJ Challenger	10	II
Stan i światowe tendencje rozwoju nowych technologii i materiałów dla konstrukcji lotniczych – E. Gruszczynski	11-12	19	British Aerospace P.1233-1 Saba	11-12	13
			Boeing 737-500	11-12	II
Wyposażenie i osprzęt			NATO Helicopter NH90	11-12	II
Tendencje rozwojowe sprzętu ratunkowego w lotnictwie – J. Jankowski, M. Napurka	3	3	Okładki		
System pomiarowy do badania właściwości lotnych samolotów – W. Ząbkowicz	3	7	PZL An-28 i Let L-410 UVP Turbolet	1	I
Nowe radary pokładowe firmy Fiar	5	18	Lublin R XIV	1	IV
Pociski do myśliwca europejskiego EFA	5	18	Lublin R-XIIIIt	2	I
Koncepcja układu sterowania lotem z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej – S. Michalak	11-12	9	Potez 25	2	IV
			Mi-8	3	I
			Friedrichshafen G III i Gotha G IV	3	IV
			PZL: P.1, M-24 i I-22	4	I
			PZL Sokół	4	IV
			RWD-6	5	I
			Mi-6	5	IV
			PWS-10	6	I
			Liberator B.V i B.VI	6	IV
			Sido S-1 i S-1bis	7	I
			Lancaster B. MkI	7	IV
			Bartel BM-4h	8	I
			Beaufighter MkF i MkVIF	8	IV
			Mustang III i IV	9	I
			Mustang III	9	IV
			Il-28	10	I
			SZD-48: Jantar Std 3, Krokus, Brawo	10	IV
			Spitfire Mk IX	11-12	1
			Cobra 15	11-12	IV

Alfabetyczny wykaz autorów

Nr Str.

A	Nr	Str.
Antoszczyk Wojciech – Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce	5	1
Ambroziak Krzysztof – patrz Błażejewicz Teresa	9	19
B		
Banek Ryszard – patrz Ogorodow Władimir Wasilewicz	6	17
Błażejewicz Teresa, Ambroziak Krzysztof – Metody badań wyrobów gumowych stosowanych w lotnictwie	9	19
Borgoń Jan – Żywotność statków powietrznych	8	9
D		
Danilecki Stanisław – Zamknięte skrzydło – zalety i wady (I)	9	4
(II)	10	8
Dłutowski Hubert – Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (I)	6	3
(II)	7	3
Dzierżanowski Paweł – Multicyklonowy odpylacz bezwładnościowy do samolotu rolniczego	2	4
G		
Gilewski Kazimierz, Gruchalski Ludwik – Wymagania wobec portów lotniczych dla samolotów II-96 i Tu-204	7	17
Samoloty pasażerskie przyszłości w programie NASA	8	6
Glass Andrzej – Archiwum Lotnicze im. mgr. inż. Wiktora Lei	1	1
Publikacje nt. historii polskiej techniki lotniczej	2	1
Polski wkład w rozwój techniki lotniczej	4	18
Źródła niepowodzeń konstruktorów	6	1
Przyszłość techniki lotniczej	7	1
Projekt samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33	7	18
Światowy rynek lotniczy	9	1
Nowe możliwości lotu w stanie przeciągnięcia	10	1
Jubileuszowy rok polskiego przemysłu lotniczego ..	11-12	1
LWS-4 (PZL-30) i LWS-6 Żubr	11-12	16
Górski Piotr – Zmiana koncepcji amerykańskiego samolotu wsparcia pola walki	5	4
Gruchalski Ludwik – patrz Gilewski Kazimierz	7	17
Gruchalski Ludwik – patrz Gilewski Kazimierz	8	6
Gruszczyński Emil – Stan i światowe tendencje rozwoju nowych technologii i materiałów dla konstrukcji lotniczych	11-12	29
Grzegorzewski Jerzy – Przewidywane kierunki rozwoju cywilnej techniki lotniczej do 2000 r.	11-12	5
J		
Jankowski Janusz, Napurka Mirosław – Tendencje rozwojowe sprzętu ratunkowego w lotnictwie	3	3
K		
Kaczyński Tadeusz – Koncepcja modelu obliczeniowego trwałości łopatek turbin silników lotniczych	7	8
Kardymowicz Andrzej – Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część I – Osiągi w locie .	1	8
Część II	2	8
Część III – Charakterystyka zespołu napędowego	5	8
Część IV	6	9
Król Ryszard – Wpływ parametrów procesu nawęglania i obróbki cieplnej na strukturę i udatność stali węglowej	8	9
Królikiewicz Tadeusz – Rozwój szkolnych samolotów odrzutowych	1	3
L		
Lewitowicz Jerzy – 35 lat Instytutu Technicznego Wojsk		

Lotniczych w służbie lotnictwa	3	1
Lipiński Józef – 60 lat pod znakiem PZL	4	1
M		
Malak Edward – Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa 1933 ÷ 1936	5	22
Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/ /LWS-1 i LWS-4	7	19
Michalak Sławomir – System sterowania lotem samolotu F/A-18 Hornet	3	17
Koncepcja układu sterowania lotem z automatycznym otwieraniem gotowości technicznej	11-12	9
Morgała Andrzej – Początki produkcji lotniczej w Polsce 1910 - 1924 r.	3	20
N		
Napurka Mirosław – patrz Jankowski Janusz	3	3
O		
Ogorodow Władimir Wasilewicz, Banek Ryszard – Określenie dopuszczalnych wartości zużycia ruchowego połączeń zespołów śmigłowca w próbach stoiskowych .	6	17
Ostapkowicz Mirosław – Czym zastąpić An-24	8	1
P		
Paluch Bronisław – Bezpieczeństwo w lotnictwie – określenia i klasyfikacja	9	16
Perliński Janusz – Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.	7	5
Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.	8	4
Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r.	10	3
Zachodnie bombowce w 2000 r.	11-12	3
Piğlas Mieczysław, Szymaniec Roman – Uszkodzenia przewodów rurowych w lotniczych silnikach turbiny-owych	10	18
S		
Sobecki Eugeniusz – Międzynarodowa współpraca nauko-wo-produkcyjna w przemyśle lotniczym państw EWG	1	18
Stafiej Wiesław – patrz Żurek Jan	11-12	11
Szczeciński Jerzy – Wyniki komputerowych obliczeń współczynnika napełnienia i składu mieszanki gaźnikowego silnika tłokowego	8	17
Szczepanik Ryszard – Eksperymentalne metody wyznaczania postaci drgań łopatek sprężarki – ich wady i zalety	11-12	14
Szymaniec Roman – patrz Piğlas Mieczysław	10	18
W		
Witkowski Ryszard – Osiemdziesiąt lat śmigłowców (I)	1	21
(II)	2	20
(III)	6	22
(IV)	7	21
(V)	8	22
(VI)	9	21
(VII)	10	21
Z		
Ząbkowicz Władysław – System pomiarowy do badania właściwości lotnych samolotów	3	7
Zwierzyński Jan – Bezpieczeństwo lotów w 1986 r.	2	6
Hydro 2000 – olbrzymie „juczne zwierzę”	8	20
Kryzys bezpieczeństwa w lotnictwie USA?	10	7
Ż		
Żurek Jan, Stafiej Wiesław – Piktografia szybowcowa ...	11-12	11

ul. Bartycka 20, pok. 81
00-716 Warszawa
tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

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

Wydawca
WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Jubileuszowy rok polskiego przemysłu lotniczego	Str.	1
ZE ŚWIATA		2
J. Perliński: Zachodnie bombowce w 2000 r.		3
J. Grzegorzewski: Przewidywane kierunki rozwoju cywilnej techniki lotniczej do 2000 r.		5
S. Michalak: Koncepcja układu sterowania lotem z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej		9
J. Żurek, W. Stafiej: Piktografia szybowcowa		11
PROJEKTY: British Aerospace P.1233-1 Saba		13
R. Szczepanik: Eksperymentalne metody wyznaczania postaci drgań łopatek sprężarki – ich wady i zalety		14
A. Glass: LWS-4 (PZL-30) i LWS-6 Żubr (Z DZIAŁÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)		16
KARTOTEKA TLiA: Antonow An-74		23
BROK-IM Garnys		25
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wymagania dotyczące kabin ciśnieniowych. Advisory Circular AC 23.841-1 (I)		27
POLSKIE PATENTY LOTNICZE		27
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Użytkowanie wodnosamolotów		28
E. Gruszczyński: Stan i światowe tendencje rozwoju nowych technologii i materiałów dla konstrukcji lotniczych		29
KSIAŻKI LOTNICZE		32
POLSKIE PATENTY LOTNICZE		32
ROCZNY SPIS TREŚCI TLiA 1988		33
PROTOTYPY: Boeing 737-500	II okł.	
PROJEKTY: NATO Helicopter NH90	II okł.	
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.	

Na okładce: Samoloty myśliwskie Supermarine Spitfire Mk IX: z 306 Dywizjonu (październik 1942 r.), z 302 Dywizjonu (lato 1944 r.), ze 145 Dywizjonu Eskadra „C” (Cyrk Skalskiego) – rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji
mgr Agnieszka Woźniczka

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. W. Blaszczyk, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass,
doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kolodziński, doc. dr inż. T. Kostia,
mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący),
mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak,
dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Misiołek,
mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater,
mgr inż. S. Trębacz.

PERLIŃSKI J.: Zachodnie bombowce w 2000 r. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 3
Przedstawiono obecne uzbrojenie lotnictwa USA w stare bombowce B-52, w najnowsze B-1B oraz przewidywane prace w tej dziedzinie w latach dwudziestych.

GRZEGORZEWSKI J.: Przewidywane kierunki rozwoju cywilizacji techniki lotniczej do 2000 r. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 5
W artykule omówiono przewidywane kierunki rozwoju i badań do 2000 r. w następujących dziedzinach cywilnej techniki lotniczej: aerodynamika samolotu, zespoły napędowe, konstrukcja płatowca, metody projektowania wspomaganie komputerowo oraz komputerowe wyposażenie samolotów.

MICHALAK S.: Koncepcja układu sterowania lotem z automatycznym odtwarzaniem gotowości technicznej. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 9
Przedstawiono koncepcję układu sterowania statku latającego, w którym w sposób automatyczny jest wykrywane miejsce uszkodzenia systemu oraz odtwarzanie możliwości jego dalszego działania przez wykorzystanie pozostałych sprawnych elementów.

ŻUREK J., STAFIEJ W.: Piktografia szybowcowa. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 11
Autorzy przedstawiają podstawowe założenia piktografii w zastosowaniu do oznaczenia elementów wyposażenia kabiny szybowca i przedstawienia zakresu użytkowania szybowca w locie.

SZCZEPANIK R.: Eksperymentalne metody wyznaczania postaci drgań łopatek sprężarki – ich wady i zalety. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 14
W artykule przedstawiono trzy doświadczalne metody wyznaczania częstotliwości i postaci drgań łopatek sprężarek i turbin, z podkreśleniem wad i zalet: metodę pomiaru strzałki ugięcia, metodę holograficzną i metodę ekranów z nafty i piasku.

GLASS A.: LWS-4 (PZL-30) i LWS-6 Żubr. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 16
Przedstawiono dzieje rozwoju samolotu bombowego PZL-30 Żubr z 1936 r. wprowadzonego do produkcji jako LWS-4 Żubr.

GRUSZCZYŃSKI E.: Stan i światowe tendencje rozwoju nowych technologii i materiałów dla konstrukcji lotniczych. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 11-12, s. 29
Pokazano tendencje w stosowaniu nowych materiałów w lotnictwie, a zwłaszcza kompozytów boroepoksydowych, węglowych i boroalumiowych oraz stopów tytanu.

CONTENTS

PERLIŃSKI J.: The western bombers of 2000. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 11-12, p. 3
The current armament of the American air forces in old B-52 bombers and the latest B-1B has been discussed as well as predicted development in this area in the nineties.

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Badanie sprzętu lotniczego

Na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, 27.06.1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie mgr inż. pil. Ryszard Witkowski wygłosił odczyt pt. „Badania wzorców obcego sprzętu lotniczego”.

Wg definicji wzorcem obcego sprzętu lotniczego nazywany egzemplarz statku powietrznego obcej produkcji i konstrukcji, poddawany badaniom w celu rozpoznania różnorodnych cech technicznych oraz osiągnięć, właściwości lotnych i charakterystyk operacyjno-użytkowych, głównie w celu porównania z własnym sprzętem lub dla ułatwienia własnych opracowań.

Cel badań wzorców jest zależny od okoliczności, czasu i zakresu zainteresowania badającego:

— w czasach pokojowych, w odniesieniu do sprzętu cywilnego celem jest przede wszystkim ułatwienie uzyskania przez opracowanie własne równorzędnego lub wyższego poziomu cech technicznych i użytkowych dla zapewnienia atrakcyjności handlowej,

— w czasach pokojowych, w odniesieniu do sprzętu wojskowego, celem jest przede wszystkim uzyskanie świadomości, że własny sprzęt pod względem właściwości taktyczno-operacyjnych nie ustępuje sprzętowi potencjalnego przeciwnika oraz ułatwienie prowadzenia działań wojennych,

— w czasach wojennych, celem jest szybkie dostosowanie cech technicznych i operacyjnych sprzętu własnego oraz taktyki działań własnego lotnictwa do cech sprzętu używanego przez przeciwnika.

Metody badania wzorców są współcześnie określane zarówno uwarunkowaniami zewnętrznymi (np. ograniczeniami dostępu do wzorca), jak i stanem techniki. Wyróżnia się następujące rodzaje badań:

— badania stacjonarne, skoncentrowane na rozpoznaniu materiałów, rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych, wyposażenia i stosowanych paliw,

— badania pełnowymiarowe w naturalnych warunkach użytkowania w locie i w pełnym zakresie osiągów i właściwości lotnych,

— badania w locie na wzorcach podobnych do oryginałów, tj. sprzęcie własnym przerobionym w celu nadania mu cech wzorca oryginalnego,

— badania symulacyjne na komputerowych wzorcach software'owych, zaprogramowanych w symulatorach operacyjnych.

Badania obcych wzorców w świecie rozpoczęto w latach trzydziestych. W miarę upływu czasu rozwinięły się zróżnicowane rodzaje badań:

— Wzorce związane z przekazywaniem praw licencyjnych na typ, od którego licencjodawca rozpo-

czyniał rozwój własnych opracowań. Np. wiatrakowiec Cierva zapoczątkował prace nad śmigłowcami niemieckimi konstrukcji prof. Fockego, śmigłowiec Sikorsky S-51 — rozwój angielskich śmigłowców firmy Westland, samoloty MiG 15, 17 i 19 — rozwój samolotów bojowych w Chinach, myśliwiec Mirage — rozwój samolotów Kfir w Izraelu itd.

— Wzorce dla sporządzania nielegalnych kopii. Przykładem może być radziecka superforteca Tu-4 Tupolewa z 1948 r. jako kopia Boeinga B-29 lub latająca bomba USA z 1946 r. jako kopia niemieckiej V-1. Wykorzystywania wzorców tego typu całkowicie zaniechano.

— Wzorce stanowiące zdobycz wojenną. Przykładem są niemieckie samoloty bojowe w RAF w czasie II wojny światowej: bombowiec Heinkel He 111, myśliwiec Messerschmitt Bf 109 i Bf 110, bombowiec Junkers Ju 88, myśliwiec Focke-Wulf Fw 190 i bombowiec Heinkel He 177, badane w ośrodkach badawczych RAF Farnborough, Enemy Aircraft Flight w Tangmere i Air Fighting Development Unit w Duxford. Po wojnie w USA, Anglii i ZSRR badano ok. 80 typów zdobytych wzorców.

— Wzorce uzyskane metodami „pirackimi” lub jako zdobycze z konfliktów regionalnych.

— Wzorce uzyskiwane metodami handlowymi.

Historię badań wzorców obcego sprzętu lotniczego w Polsce prelegent podzielił na dwa okresy.

W okresie przedwojennym systematycznie poddawano badaniom wzorce wielu typów statków powietrznych m.in.: Potez XXV i Spad 61 w 1926 r., Avia BII-33 w 1928 r., Wibault-70 w 1929 r., Fokker FVII/3M w 1930 r., wiatrakowiec Cierva C.30A w latach 1934—1937.

Po wojnie systematycznym badaniom poddano kilkanaście typów wzorców: Po-2 w 1948 r., Bücker Jungmann i Piper L-4A Cub w 1950 r., szybowiec Sohaj i samolot szkolny UT-2 w 1951 r., szybowiec A-9 w 1954 r., MiG-15 w 1955 r., MiG-17 w 1956 r., Jak-17W, Jak-23, Mi-1 w 1957 r., Jak-12 w 1959 r., Mi-2 w 1968 r., Z-37 Čmelak w 1947 r., Thrush Commander w 1976 r. W sposób nieudolny i nie dający żadnych korzyści dokonano badań dostępnych wzorców śmigłowców: Silvercraft SH-4 i Hughes 300C.

Zdaniem inż. Ryszarda Witkowskiego z punktu widzenia przemysłu lotniczego, badania wzorców obcego sprzętu lotniczego mają duże znaczenie i mogą przynieść korzyści jeśli są zachowane następujące warunki:

— dobór wzorców jest właściwy dla realizowanej linii programowej przemysłu (np. rozwój sprzętu agrolotniczego, szybowców wyczynowych itp.),

— badania są prowadzone we właściwym czasie, tak aby wyniki mogły być użyteczne dla opracowań własnych.

Z punktu widzenia sił zbrojnych badanie wzorców ma znaczenie w utwierdzeniu świadomości własnych szans w ewentualnym konflikcie.

Korzyści z badania wzorców obcego sprzętu lotniczego są uzyskiwane nakładem wysokich kosztów. Wydatkowanie tych sum musi być poprzedzone analizą, czy nie jest bardziej celowe poniesienie ich na rzecz własnej bazy naukowo-badawczej.

T. Kurczyk

Lotnictwo ultralekkie

Na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, 21.04.1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie doc. dr inż. Jerzy Wolf wygłosił odczyt pt. „Rozwój ultralekkiego lotnictwa”.

Zapotrzebowanie na powietrzny transport małych mas na małe odległości i na niewielkich wysokościach, z ominięciem naziemnych utrudnień i uciążliwości sieci komunikacyjnych, skłania do tworzenia ultralekkiego sprzętu lotniczego. Dopiero powstanie nowoczesnych materiałów kompozytowych włóknisto-piankowych, rur cienkościennych, wysokowytrzymałych stopów lekkich i tkanin poliestrowych (dakron) umożliwiło budowę składanych lekkich struktur skrzydełowych. Ich dynamiczny rozwój obserwuje się w ostatnim dwudziestolecu. Ultralekkie lotnictwo obejmuje głównie: ultralekkie szybowce i samoloty, lotnie i motolotnie oraz spadochrony szybujące i motospadochrony. Spośród wielu definicji wg wymagań amerykańskich ultralekki sprzęt lotniczy to takie aparaty latające, które mają masę własną do 50 kg bez napędu i 115 kg z napędem, prędkość maks. do 100 km/h, prędkość przeciągnięcia do 43 km/h, możliwość transportu jednej osoby (pilota) i zabieranie paliwa do 20 dm³.

Ultralekki sprzęt latający ma sterowanie aerodynamiczne lub sterowanie zmianą wyważenia, tzn. wychyleniem ciała pilota i ładunku. Lotnie i motolotnie należy uznać za aparaty latające z dużą przyszłością, dające możliwość maksymalnego wykorzystania powierzchni i elastycznego skrzydła. Jednakże układ latającego skrzydła ugruntowany w lotniach i motolotniach stwarza wiele poważnych problemów statecznościowych i sterowościowych.

Od 1970 r. doc. J. Wolf zbudował w Instytucie Lotnictwa 6 ultralekkich skrzydeł doświadczalnych, na podstawie których powstały lotnie treningowo-zawodnicze Z-80 (wyprodukowano 60 sztuk) i Z-84 o polepszonej sterowności przez wprowadzenie sterowania bezpośredniego. Uzyskał on kilkanaście patentów konstrukcyjnych.

W dyskusji nad referatem stwierdzono, że sprzęt ultralekki ze względu na jego zastosowanie praktyczne i niskie nakłady zasługuje na dalsze rozwijanie.

T. Kurczyk

WARUNKI PRENUMERATY NA 1989 r.

Prenumeratory zbiorowi – jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty wyłącznie na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratory otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

Prenumeratory indywidualni – osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym – członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

Uwaga! Miesięcznik *Aura* może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 26-80-16) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1989 r. – kwartalna normalna 900 zł, kwartalna ulgowa 180 zł, półroczna normalna 1800 zł, półroczna ulgowa 360 zł, roczna normalna 3600 zł, roczna ulgowa 720 zł.

W przypadku zmiany cen w okresie objętym prenumeratą, prenumeratory są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.

Cobra 15



Cobra 15



GIZ