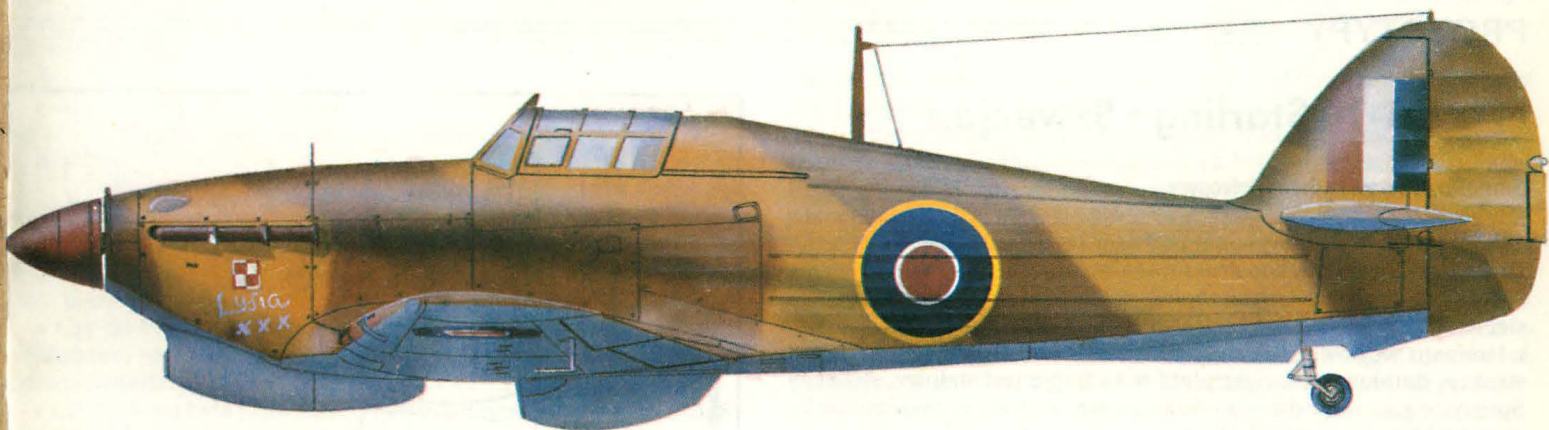
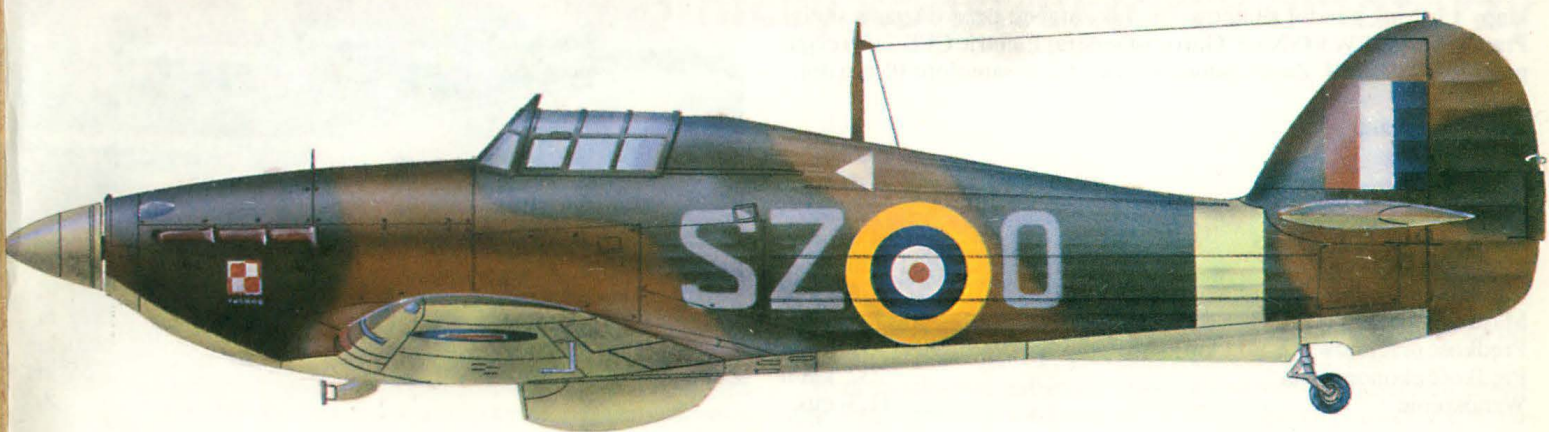


TECHNIKA

2'89

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 300,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT  SIGMA

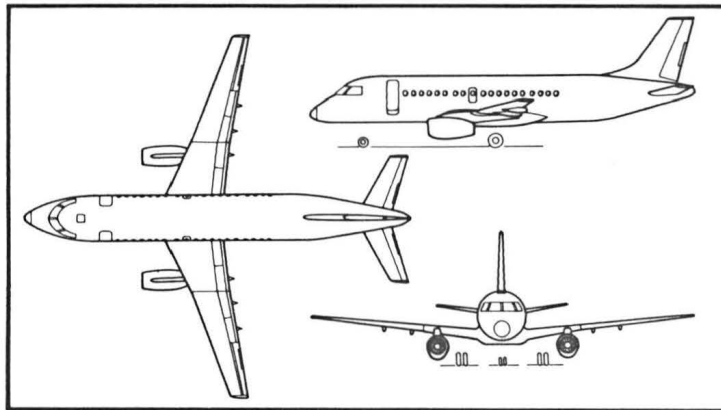
Shorts FJX • W. Brytania •

Samolot pasażerski 48-miejscowy

W wyniku wzrostu zapotrzebowania na samoloty do komunikacji regionalnej – wytwórnia brytyjska Shorts opracowała projekt samolotu 44÷48-miejscowego FJX. Samolot ma konstrukcję duralową z płatem o profilu o dużym współczynniku siły nośnej, bez kłap przednich, z jednoszczelinowymi kłapami Fowlera. Kadłub ma średnicę 2,8 m. Załoga dwuosobowa. Kabina o długości 13,1 m mieści 4 szeregi foteli. Schodki integralne, chowane w kadłub. Rozruch silników za pomocą pokładowego źródła energii (APU). Zastosowanie ekonomicznych silników pozwoli na zmniejszenie kosztów eksploatacji o 25% w stosunku do samolotów współczesnych. Pojemność bagażnika 12,5 m³. W samolocie zastosowano kompozyty szklane na tylne części skrzydła, na pokrywy i owiewki, a kompozyty węglowe – na usterzenie, lotki, kłapy i osłony gondol silnikowych. Jako napęd przewidziano silniki Pratt Whitney PW300/X lub Garrett-General Electric CFE 738 o ciągu po 2570÷2850 daN. Zapas paliwa 3720 kg. Cena samolotu 10 mln dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	22,6 m
Długość	24,3 m
Wysokość	7,9 m
Rozstaw kół	4,8 m
Masa własna	11 730 kg
Masa ładunku	5670 kg
Masa całkowita	18 734 kg
Prędkość przelotowa ($h = 11$ km)	793 km/h
Prędkość ekonomiczna	732 km/h
Wznoszenie	11,3 m/s



Pułap	11 900 m
Długość pasa startowego	1570 m
Zasięg z maks. ładunkiem	1800 km
Zasięg maks. z 35 pasażerami	2655 km

A. G.

PROTOTYPY

FFV BA-14 Starling • Szwecja •

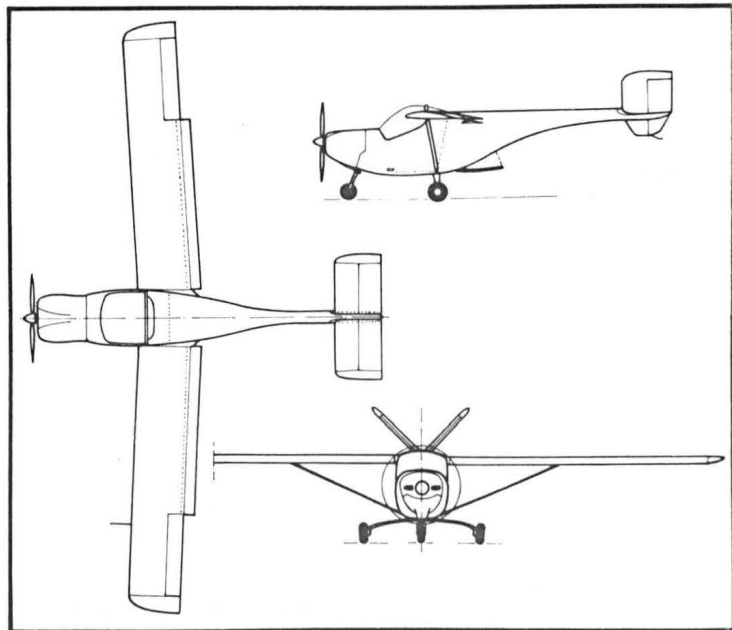
Samolot sportowy, dwumiejscowy

W sierpniu 1988 r. wykonał pierwszy lot samolot BA-14 projektu Bjorna Andreassona, konstruktora samolotów MFI-9 (Bö 208 Junior) i MFI-15. Samolot jest grzbietopłatem z dwoma miejscami załogi obok siebie. Konstrukcja BA-14 jest laminatowa, z pasami dźwigarów płata z laminatu węglowego. Usterzenie motylkowe Rudlickiego ma konstrukcję duralową. Dźwigar płata w kadłubie jest stalowy, spawany. Sprężyste golenie podwozia – laminatowe. Za kabiną znajduje się bagażnik z kłapą od spodu. Lotki typu Junkersa. Samolot ma służyć jako szkolny, sportowy, obserwacyjny (kamera foto lub video), sanitarny lub rolniczy (oprysk o małej objętości ULV).

Dobra widoczność z kabiny i mały promień zakrętu oraz krótki start pozwalają na stosowanie samolotu podobnych zadań jak śmigłowca, lecz przy znacznie niższych kosztach. Konstrukcja laminatowa nie ulega korozji, zmniejsza liczbę niezbędnych kontroli i ułatwia remonty. Samolot jest napędzany silnikiem Lycoming 0-235 o mocy 85 kW (115 KM) ze śmigłem dwułopatowym, a w wersji treningowej – silnikiem Lycoming 0-320 o mocy 118 kW (160 KM). Zapas paliwa 80 l (60 kg).

Dane techniczne

Rozpiętość	11,38 m
Długość	6,56 m
Wysokość	2,8 m
Powierzchnia nośna	12,5 m ²
Masa własna	480 (505) kg
Masa całkowita	815 (950) kg
Prędkość maks.	230 (278) km/h
Prędkość przelotowa	210 (250) km/h
Start na $h = 15$ m	425 (390) m
Wznoszenie	3 (4,5) m
Pułap	3500 (5000) m



A. G.



Lotniczy konstruktorzy amatorzy

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pojęcia: samolot amatorski i konstruktor amator są u nas dość wieloznaczne. Samolot amatorski można skonstruować wieloma sposobami, które w zasadniczy sposób wpływają na jego jakość. A za konstruktora uważa się zarówno doświadczonego inżyniera projektanta, jak i warsztatowca montującego samolot z gotowego zestawu. Inna też jest sytuacja konstruktora amatora w kraju wysoko uprzemysłowionym, a inna u nas.

Jakość samolotu amatorskiego i uzyskanie dla niego świadectwa zdolności do lotu zależy przede wszystkim od następujących czynników:

- Czy samolot jest budowany wg dokumentacji sporządzonej na podstawie wzorca, który uzyskał certyfikat (świadectwo typu) w danym kraju?

- Ewentualnie czy dokumentacja (obliczenia) uzyskała akceptację władz nadzoru, a prototyp przeszedł pomyślnie wymagane próby? Realizacja tego zadania wymaga niezbędnej wiedzy lotniczej, którą trudno osiągnąć bez studiów wyższych, zaś przeprowadzenie prób jest dość kosztowne.

- Czy do budowy zostały użyte zespoły (silnik, śmigło, przyrządy pokładowe) spełniające wymagania przepisów oraz atestowane (sprawdzone) materiały lotnicze i półfabrykaty?

- Czy budowa była prowadzona prawidłowymi metodami technologicznymi pod nadzorem państwowym?

Jeśli chodzi o konstruktora amatora, należy postawić następujące pytania:

- Jeśli jest to projektant (twórca nowej konstrukcji), to czy wystarczająco dobrze opanował współczesną wiedzę inżynierską umożliwiającą wykonanie niezbędnych obliczeń?

- Jeśli jest to tylko budowniczy, to czy ma dostateczne doświadczenie warsztatowe?

Porównajmy działalność konstruktora amatora na Zachodzie i u nas. Na Zachodzie najczęściej kupuje on gotową dokumentację, zamawia zestaw gotowych części wymagających tylko obróbki mechanicznej oraz atestowanych materiałów (tzw. Kit), kupuje wypróbowany silnik, śmigło i przyrządy pokładowe. Głównym jego zadaniem jest prawidłowy montaż (pod nadzorem), pokrycie, pomalowanie i przygotowanie do kontroli przed oblotem. Jeśli ma zamiar budować nową konstrukcję, to albo jest to konstruktor lotniczy, jak Burt Rutan czy Michel Colomban (konstruktor Cri-Cri), albo konstruktor amator, który sięga po odpowiednie podręczniki z aerodynamiki, projektowania samolotów, wytrzymałości konstrukcji oraz technologii budowy samolotów amatorskich. Ma też możliwość skorzystania z konsultacji.

U nas, prócz dokumentacji Prząśniczki czy Poloneza, każda inna wymaga dostosowania do aktualnie dostępnych materiałów. Przy dokonywaniu zamiany materiałów, wobec braku identycznych odpowiedników, często trzeba zwiększać grubość elementów, co może prowa-

dzić do zmian konstrukcyjnych. Poprawiona w ten sposób dokumentacja wymaga sprawdzenia, czy spełni wymagania spełniane przez pierwotną dokumentację. Już w tym momencie jest potrzebna ocena dokumentacji przez IKCSP, jeśli samolot ma legalnie latać.

Brak możliwości nabycia zestawu elementów i materiałów powoduje konieczność sprawdzenia przez IKCSP wszystkich użytych do budowy materiałów oraz wykonania próbek wszystkich połączeń technologicznych (spawania i klejenia). Inaczej IKCSP nie będzie w stanie sprawdzić prawidłowości wykonania samolotu.

Kolejnym problemem jest silnik i śmigło. Albo trzeba kupić je za granicą, albo dokonać przeróbki silnika samochodowego Volkswagen lub Trabant. Nie ma dokumentacji przeróbki, którą można uznać za wypróbowaną. Ujednoczenie przeróbek byłoby dużym ułatwieniem. Roztropniejsi konstruktorzy zamawiają przeróbkę u tych, którzy już zdobyli doświadczenie w tej dziedzinie. Podobnie skorzystanie z dokumentacji wypróbowanego śmigła, czy zamówienie jego wykonania zmniejsza trudności.

Samodzielne zaprojektowanie samolotu, choć daje dużo satysfakcji, wymaga jednak wieloletniego wysiłku i ogromnej wytrwałości w zdobywaniu wiadomości i podręczników (jeśli nie ma się ukończonych technicznych studiów lotniczych). Utrudnia je brak polskich podręczników dla studentów politechniki i inżynierów. Nie mamy podręcznika aerodynamiki i mechaniki lotu z zestawem danych aerodynamicznych najlepszych współczesnych profili lotniczych, oporów elementów płatowca, geometrią i charakterystykami śmigieł. Natomiast wydanie książki dla konstruktorów amatorów, w nakładzie kilkuset egzemplarzy, jest nierealne. Dziś, gdy do obliczeń samolotu jest potrzebny komputer, seria podręczników umożliwiających zaprojektowanie samolotu byłaby dość długa.

Jakiego wyjścia szukać w sprawie obliczeń? Może przy politechnice powinien istnieć zespół konsultacyjny udzielający porad i wykonujący odpłatnie obliczenia na zlecenie. Dawałoby to szansę konstruktorom ze skromniejszą wiedzą obliczeniową.

Odnoszę wrażenie, że nasi konstruktorzy amatorzy są często tak wystraszeni liczbą wymagań formalnych (wcale nie tak wygórowanych), trudnych do spełnienia w naszych warunkach, że dochodzą do skrajnie przeciwnego wniosku i decydują się na budowę bez jakichkolwiek formalności. Nie jest to słuszne, gdyż IKCSP nie istnieje po to, by gnębić i zwalczać konstruktorów amatorów, lecz żeby ich chronić przed niepotrzebnymi wypadkami. Budowa samolotu bez niezbędnych obliczeń, z niesprawdzonych materiałów, niesprawdzonymi metodami technologicznymi – to nierozsądne ryzyko. Jeśli konstruktorzy amatorzy mają odnosić sukcesy budując udane, czyli dobre i bezpiecznie latające samoloty – to muszą dążyć do jak najpełniejszej weryfikacji obli-



BRAZYLIA

• **Helibras** (Helicopteros do Brasil SA), spółka utworzona w 1978 r. przez francuską **Aérospatiale**, wyprodukowała przez 10 lat 127 śmigłowców, głównie typu **Ecureuil** i **Lama**. W Ameryce Południowej jest użytkowanych 415 śmigłowców konstrukcji **Aérospatiale**. W 1987 r. zaczęła działać inna spółka francusko-brazylijska – **Turbomeca do Brasil** (w Rio de Janeiro, lotnisko Jacarepagua), produkująca silniki **Arriel**, **Makila** i **Turmo**. (A. et C. 1208)



CHINY

• **Katastrofa** samolotu transportowego **Trident** linii lotniczych **CAAC** w **Hong Kongu** (7 ofiar, 14 rannych) skłoniła do wznowienia dyskusji nad budową nowego portu lotniczego w tym mieście, dogodniej usytuowanego z punktu widzenia ruchu lotniczego. (A. et C. 1202)



FRANCJA

• Dostawa setnego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji **ATR-42** (**Aérospatiale-Aeritalia**) była okazją do zaprezentowania (w Tuluzie) prototypu powiększonej wersji tego samolotu – **ATR-72**. Poinformowano też o pracach nad projektem jeszcze większego **ATR-92** oraz nad **ATR-AMD Petrel 42/72** – morską wersją patrolową z wyposażeniem samolotu **Atlantique 2** i pociskami przeciwokrętowymi **Exocet**. (A. et C. 1201, 1202; **AviMag** 969)

• Trwają dyskusje nad realizacją powiększonej wersji „małego” aerobusu **Airbus Industrie A.320** (do 190 miejsc), która byłaby konkurencyjna dla **Boeinga 757-200**. (A. et C. 1201; **AviMag** 968)

• **Lotnictwo morskie** (**Aeronavale**) nosi się z zamiarem zastąpienia morskiej wersji samolotu **Alpha Jet**, który ma zastąpić przestarzałe **Fouga Magister**. (A. et C. 1204)

• Linie lotnicze **Air France** zwolniły kpt. **Michela Asseline**, winnego katastrofy samolotu **Airbus Industrie A.320** w **Miluzie**, podczas lotu pokazowego (stwierdzono ewidentny błąd i zlekceważenie procedur przez pilota, przy braku zastrzeżeń do elektronicznego systemu sterowania aktywnego). Jednocześnie **Air France** oświadczyły, że nie będą brać udziału w pokazach nowego sprzętu lotniczego, gdyż należy to do producentów, a nie do przewoźników. (A. et C. 1204)



HISZPANIA

• W 1988 r. **Angola** nabyła 4 samoloty typu **CASA CA-212M Aviocar**, stając się w ten sposób ich pierwszym użytkownikiem. **CA-212M** jest unowocześnionym modelem samolotu **CA-212** wyposażonym

w silniki **Garrett TPE-331-10R** i o zwiększonym ładunku do 8 t. Certyfikacja samolotu (wg **FAR.25** i **FAR.36**) została zakończona w 1987 r., a do chwili obecnej producent przyjął 19 zamówień na ten model od 6 potencjalnych użytkowników. Opcje złożyło m. in. lotnictwo wojskowe Francji, Panamy i Argentyny. **R.J.M.**



HOLANDIA

• Linie lotnicze **KLM**, **Swissair** (Szwajcaria) i **British Airways** (W. Brytania) utworzyły wspólny komputerowy system rezerwacji do przewozów towarów – **Fretair**. (A. et C. 1203)



JAPONIA

• W 1989 r. przemysł lotniczy ma rozpocząć prace projektowe nad samolotem naddźwiękowym ($Ma = 3$) i hiperdźwiękowym ($Ma = 5$). (A. et C. 1201)



JUGOSŁAWIA

• Użytkowane dotychczas śmigłowce **Mi-8** mają być zastąpione nowym typem – francuska **Aérospatiale** proponuje **Super Pumę**, zaś brytyjski **Westland** – licencję na **Lynxa** wraz z przekazaniem technologii łopaty wirnika **BERP**. (**AviMag** 969)



RFN

• **Tragiczna katastrofa** 28 sierpnia 1988 r. – zderzenie trzech samolotów odrzutowych **MB.339A** podczas publicznego popisu włoskiego zespołu akrobacyjnego **Frecce Tricolori**, w bazie lotniczej **US Air Force** w **Ramstein**, w **RFN**. Bilans: 50 zabitych i 300 rannych, z których 11 zmarło później w szpitalach. (A. et C. 1201)



USA

• 7 września 1988 r. wystartował do pierwszego lotu badawczy samolot **McDonnell Douglas F-15STOL**, będący modyfikacją znanego samolotu przewagi powietrznej przystosowaną do startów z krótkich i częściowo zniszczonych dróg startowych. Zastosowano w nim: włączenie napędu do układu sterowania, rozszerzoną awionikę, dodatkowe usterzenie przednie (adaptowane usterzenie **F-18 Hornet**) i wzmocnione podwozie; przewiduje się dwuwymiarowe dysze silników umożliwiające sterowanie wektorem ciągu. (A. et C. 1202, 1204)

• Kolejny rekord liczby sprzedanych samolotów **Boeinga**: w ciągu 8 miesięcy 1988 r. (do sierpnia) sprzedano 466 cywilnych samolotów transportowych czterech typów – **737**, **747**, **757** i **767**. Poprzedni rekord wytwórni ustanowiono przed 10 laty – w ciągu całego 1978 r. sprzedano 461 samolotów. Ogółem do końca sierpnia 1988 r. **Boeing** sprzedał 6557 swych samolotów (najwięcej **B.737** – 2192 egz.). (A. et C. 1201)

• 30 września 1988 r. minęło 20 lat od uroczystego wyholowania z hali montażowej pierwszego **Boeinga 747**. Wówczas jeden samolot tego typu oferowano za 20 mln dol., obecnie **Boeing 747-400** (najnowszej wersji) kosztuje 120 mln dol. (**AviMag** 969)

• **McDonnell Douglas** zmniejszył masę **MD-11** o ponad 1135 kg dzięki zastosowaniu materiałów kompozytowych w konstrukcji zakończenia kadłuba, statecznika poziomego, steru wysokości i krawędzi spływu skrzydła. Materiały te będą także użyte do budowy klap i lotek, owiewek między skrzydłem a kadłubem i wlotu powietrza do centralnego silnika. Następne ok. 154 kg zaoszczędzono przez użycie stopu aluminium i litu do wytwarzania belek podpodłogowych. (**Aviation Week & Space Technology**, November 16, 1987) **J.Z.**



WĘGRY

• Linie lotnicze **Malev** wypożyczyły od **GPA** trzy samoloty **Boeing 737-200**. (A. et C. 1204)



W. BRYTANIA

• Na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w **Farnborough** (4-11 września 1988 r.) zaprezentowało się 675 firm z 24 krajów (w 1986 r. – 600, w 1984 r. – 530), w tym 271 firm brytyjskich, 130 amerykańskich i 60 francuskich. Największe atrakcje: **MiG-29** i **MD-80UHB Demo** (z częściowym napędem śmigłowodowym). (A. et C. 1201)

• Na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w **Farnborough**, król Jordanii **Hussein** podpisał umowę o zakupie samolotów **Panavia Tornado IDS**. (A. et C. 1203)

• Aktualna liczba 57 mln pasażerów obsługiwanych przez porty lotnicze Londynu: **Heathrow**, **Gatwick**, **Stansted**, ulegnie podwojeniu za 15 lat. Z myślą o tym zamierza się rozbudować port **Stansted**. (A. et C. 1202)



ZSRR

• 30 września 1988 r. oblatano prototyp **Il-96** – 300-miejscowego, czterosilnikowego aerobusu dalekiego zasięgu, który ma wejść do służby w 1990 r. (**TASS**)

cd. ze str. 1

czeń, dokumentacji (rozwiązań konstrukcyjnych), stosowanego silnika, materiałów, technologii itp.

Sądząc, że Komisja Konstruktorów Amatorów mogłaby pomyśleć o kilku sposobach udzielania pomocy konstruktorom:

• O opracowaniu „Pomocy konstruktorskich” jako pojedynczych kartek (powielanych lub publikowanych w prasie lotniczej), zawierających dane o profilach itp. niezbędne dla konstruktorów.

• O wytypowaniu najbardziej udanej przeróbki silnika **Trabant** i **Volkswagen** oraz o umożliwieniu rozpowszechniania dokumentacji tej przeróbki, np. przez podanie adresu, pod którym można ją nabyć.

• O zorganizowaniu na politechnice zespołu konsultantów i zespołu wykonującego obliczenia na zamówienie – podając tego rodzaju informację do publicznej wiadomości, by konstruktorzy wiedzieli, jak do takiego zespołu trafić.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samoloty sportowe

Nowymi typami samolotów sportowych na międzynarodowej wystawie lotniczej w Farnborough były tylko: szwedzki FFV BA-14 Starling (Szpak) i brytyjski Highland Sparrowhawk. Starlinga zaprojektował inż. Bjorn Andreasson, konstruktor samolotów MFI-9 (Bö 208 Junior) i MFI-15. Jest to, tak jak ww. poprzednie konstrukcje, grzbietopłat z miejscami obok siebie. Starling różni się od swych poprzedników laminatową konstrukcją, podciętym tyłem kadłuba oraz usterzeniem motylkowym Rudlickiego. Starling ma służyć nie tylko jako samolot szkolny i sportowy, lecz także jako rolniczy i patrolowy. Prototyp Starlinga wykonał pierwszy lot w sierpniu 1988 r. Dwubelkowy jednomiejscowy Sparrowhawk, z pchającym śmigłem, nie wzbudzał zainteresowania. Jest to typowa konstrukcja zaspokajająca przede wszystkim ambicje konstruktora.

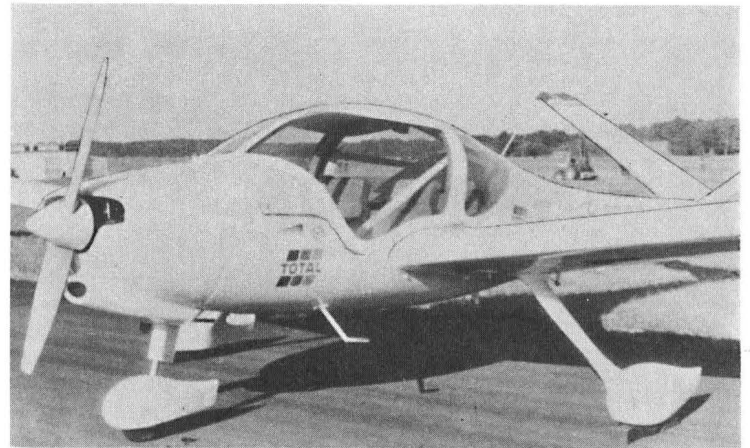
Bardzo interesujące są laminatowe samoloty sportowe: francuski Robin ATL (zbudowano 113 szt.) i zachodniemiecki Grob 115, produkowany od 1987 r. W W. Brytanii zbudowano już 80 laminatowych samolotów sportowych Slingsby T.67 Firefly. Te sukcesy konstrukcji laminatowych nie oznaczają jednak wycofania się z budowy metalowych samolotów sportowych.



Rys. 1. Laminatowy szwedzki BA-14 Starling. Fot. A. Glass



Rys. 2. Junkersowska kłapa Starlinga. Fot. A. Glass



Rys. 3. Francuski laminatowy Robin ATL. Fot. A. Glass

W W. Brytanii wchodzi do produkcji metalowy samolot szkolno-sportowy Orca (uprzednio Trago) SAH-1. Jego dostawy mają rozpocząć się w końcu 1989 r. Natomiast metalowego ARV Super 2 zbudowano tylko 40 szt. z powodu niedopracowanego silnika. Będzie on produkowany, pod nazwą Islander Super 2, przez inną wytwórnię. Koncepcja konstrukcyjna samolotu Super 2 jest zbliżona do koncepcji MFI-9 i -15. Ze względu na duży koszt paliwa, zachodnioeuropejskie aerokluby przeważnie kupują samoloty o mocy do 88 kW. Prawdopodobnie ze względu na moc silnika (134 kW) brytyjski Norman Free-

lance nie wszedł dotychczas do produkcji. Spośród europejskich lekkich samolotów szkolno-sportowych nie był wystawiony włoski metalowy Partenavia P.86 Mosquito, który został zbudowany w serii 100 szt. dla włoskich aeroklubów. Rozwija się też produkcja metalowych samolotów sportowych o mocy 130÷200 kW. Francuskich samolotów z rodziny Tampico, Tobago i Trinidad (134÷186 kW) zbudowano już 784 (dalsze 40 w produkcji), zaś włoskich szkolno-treningowych SF-260 (194 kW) – 900 szt. Dla porównania można dodać, że polskich samolotów PZL-104 Wilga (194 kW) zbudowano 860 szt., a w produkcji

TABLICA. Samoloty szkolno-sportowe małej mocy

Nazwa	Kraj	Rok oblotu	Konstrukcja	Liczba miejsc	Silnik, kW	Rozpiętość, m	Masa własna, kg	Masa całkowita, kg	Prędkość maks., km/h	Zbudowano, szt.
Robin ATL	Francja	1984	lamin.	2	JPX-VW, 18	10,2	360	580	185	113
Partenavia P.86 Mosquito	Włochy	1986	metal.	2	Limbach VW, 56	10,0	320	540	180	100
Island Super 2	W. Brytania	1985	metal.	2	AE75, 58	8,7	306	500	190	40
FFV BA-14 Starling	Szwecja	1988	lamin.	2	LycO O-235, 86	11,4	480	815	200	1
Grob 115A	RFN	1985	lamin.	2	LycO O-235, 86	10,0	550	850	240	5
Slingsby T.67B Firefly	W. Brytania	1981	lamin.	2	LycO O-235, 86	10,6	610	862	213	50
Orca SAH-1	W. Brytania	1983	metal.	2	LycO O-235, 86	9,4	460	748	224	2

jest kolejna seria. Po zaniechaniu produkcji samolotów sportowych Piper i Cessna, zaczyna odradzać się rynek amerykański. Ostatnio zainteresowanie wzbudza zmodernizowany Piper Cub sprzed 50 lat, o nazwie Christen A1 Husky, o mocy 134 kW.

Spośród samolotów jednosilnikowych, nie przeznaczonych dla lotnictwa sportowego, pokazano obserwacyjną Opticę, której produkcja była ostatnio zahamowana, lecz ma być wznowiona. Samolot zmienił nazwę na Scoutmaster. Wytwórnia szwajcarska EFA, znana z produkcji samolotów szkolnych AS-202 Bravo, przystąpiła do projektowania laminatowego samolotu szkolnego FFA-2000 z silnikiem tłokowym Porsche PFM 3200 (156 kW), przeznaczonego dla linii lotniczych Swissair. Prototyp ma wykonać pierwszy lot jesienią 1989 r.

Samoloty rolnicze

Samoloty rolnicze w Farnborough reprezentowały: polski PZL M-18 Dromader i brytyjski NAC-6 Fieldmaster (wersja seryjna), które nie są nowościami. Fieldmaster ma być produkowany we współpracy z Jugosławią. W tej dziedzinie jedyną nowością był model chińskiego samolotu rolniczego Nachczang N-5 z silnikiem Lycoming 300 kW. Ma on w końcu 1989 r. wykonać pierwszy lot.



Rys. 4. Zachodnioniemiecki laminatowy Grob 115. Fot. A. Glass



Rys. 5. Brytyjski SAH-1



Rys. 6. Brytyjski Super 2. Fot. R. Malachowski



Rys. 7. Brytyjski laminatowy Slingsby Firefly 160



Rys. 8. Służbowy Beechjet



Rys. 9. Końcówka płata: stateczniki podkadłubowe samolotu Learjet 550. Fot. A. Glass

Samoloty dyspozycyjne

Oblatany latem 1988 r. prototyp francusko-amerykańskiego jednosilnikowego samolotu służbowego Socata-Mooney TBM-700 nie został zaprezentowany na wystawie. Na wystawie pokazano samoloty znane i w większości od lat produkowane, jak brytyjskie BAe-125 (zbudowano 700 szt.), Jetstream 31 (200 szt.), francuskie Falcon 200 i 900 (wszystkich Falconów 10, 20, 50, 100, 200 i 900 zbudowano już 1000 szt.), amerykańskie Citation (I, II, III – 1250 szt.), Learjet 55C i Gulfstream IV, kanadyjski Challenger 601 (zbudowano 163 szt.) oraz izraelski Westwind. Natomiast propagowano prototypy o nowych układach, głównie kaczki, których jednak nie zaprezentowano. Do najciekawszych należą trzy kaczki: amerykańskie Beech Starship 1 i Avtek 400A (który Finlandia chce produkować w wersji patrolowej morskiej) oraz włoski Piaggio P-180 Avanti. Nie wiadomo, czy znajdzie wielu nabywców brytyjski czteromiejscowy odrzutowy Chichester-Miles Leopard, zgrabny jak samochód Ferrari.



Rys. 10. Kulkowe odgromniki na prętach za krawędzią splywu na BAe 125. Fot. A. Glass

Samoloty dyspozycyjne znajdują ostatnio coraz większe zastosowanie w lotnictwie wojskowym bądź jako treningowe (np. 211 samolotów Learjet zamówiły Siły Powietrzne USA), bądź jako patrolowe (Learjet, Metro, Gulfstream).

Wytwórnia Gulfstream przedstawiła koncepcję naddźwiękowego ($M=2$) samolotu służbowego zabierającego 12 pasażerów. Jednakże, ze względu na brak odpowiedniego silnika, realizacja tego projektu będzie możliwa dopiero ok. 2000 r.

Samoloty lokalnej komunikacji

W latach osiemdziesiątych rozwinęła się produkcja samolotów lokalnej komunikacji. W USA zbudowano 800 samolotów Metro i Merlin (Metro III – 19-miejscowy) zaprojektowanych w połowie lat siedemdziesiątych. Beech od 1983 r. zbudował 100 szt. 19-miejscowych samolotów Beech 1900. Brazylijski Embraer wyprodukował od 1973 r. 475 egz. 19-miejscowych samolotów EMB-110 Brandeirante. Brak nieco większych samolotów spowodował powstanie w 1981 r. 36-miejscowego samolotu brytyjskiego Shorts 360, którego dotychczas zbudowano 138 szt. Na samolot Embraer EMB-120 Brasilia (z 1983 r.) wpłynęło 300 zamówień, 86 egz. już zbudowano. Na kanadyjski 36-miejscowy Dash 8 z 1983 r. wpłynęło 100 zamówień, a zbudowana w 1987 r. jego 56-miejscowa wersja Dash 8-300 wzbudziła także duże zainteresowanie. 34-miejscowego szwedzkiego samolotu Saab 340 zbudowano już ponad 110 szt. W wyniku współpracy francusko-włoskiej w 1984 r. powstał 42-miejscowy ATR-42 (którego zamówiono 170 szt., a dotychczas zbudowano ponad 70). Brytyjski 72-miejscowy BAe-ATP, oblatany w 1986 r., wszedł niedawno do produkcji. Zbudowano go już 26 szt. z 45 zamówionych.

Duży popyt spowodował, że ciągle powstają nowe samoloty tej kategorii. Jesienią 1988 r. został oblatany 72-miejscowy ATR-72, a w projektowaniu znajduje się 92-miejscowy ATR-92. Szwedzki Saab opracowuje 47-miejscową odmianę samolotu Saab-340, oznaczoną Saab-470. Powiększony Jetstream 31, zabierający 27÷29 osób, został oznaczony Jetstream 41. Wytwórnia Dornier produkuje 30-miejscowy



Rys. 11. Projekt Jetstream 41

samolot Do-338. Brytyjski Shorts FJX ma zabierać 42÷48 pasażerów. Canadair opracowuje rozwojową 40÷52-miejscową wersję samolotu Challenger 601-3A oznaczoną RJ (Regional Jet), którego prototyp ma latać w grudniu 1990 r. W Brazylii jest budowany 19-miejscowy Embraer-FAMA CBA-123, do którego został wykorzystany kadłub od EMB-110. W Kanadzie jest opracowywany 60÷70-miejscowy DHC-8 Dash 8-400. Zaprezentowane na wystawie projekty świadczą o tym, że wytwórnie liczą na duże zapotrzebowanie na samoloty do komunikacji lokalnej. W 1988 r. w Czechosłowacji został zbudowany 40-miejscowy Let L-610.



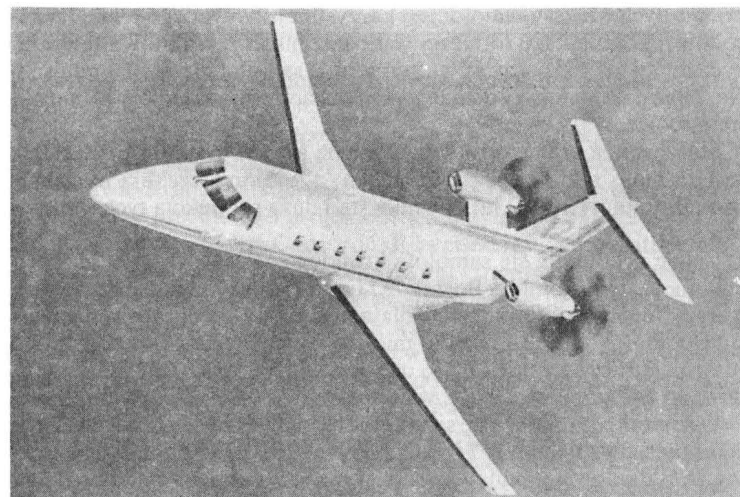
Rys. 12. Beechcraft Starship 2000



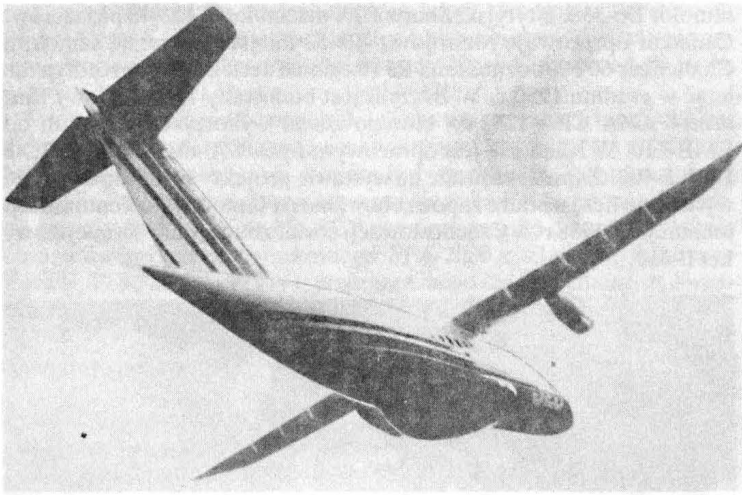
Rys. 13. Beech 1900



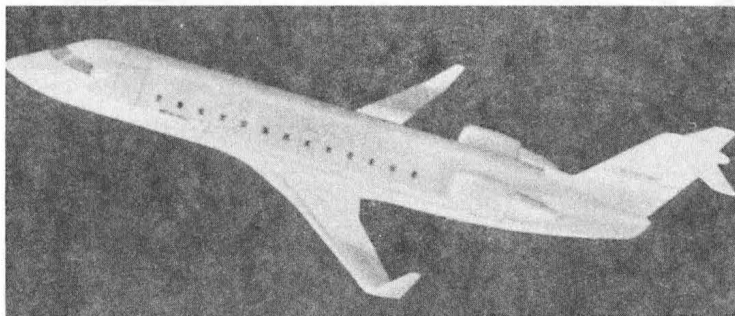
Rys. 14. Metro III. Fot. A. Glass



Rys. 15. Brazylijski projekt CBA-123



Rys. 16. Projekt Dornier Do 338



Rys. 17. Canadair RJ

Amfibie

Samoloty wodno-lądowe, a mówiąc ściślej amfibijne łodzie latające, znowu wchodzi do produkcji. Kanadyjska wytwórnia Canadair buduje wersję turbośmigłową swego samolotu pożarniczego CL-215, oznaczoną CL-215T. Zachodniemiecka wytwórnia Dornier produkuje podobnej wielkości (23-tonową) amfibię AAA. Samoloty te będą mogły służyć jako patrolowe i ratownicze morskie, a CL-215T także jako pożarniczy.

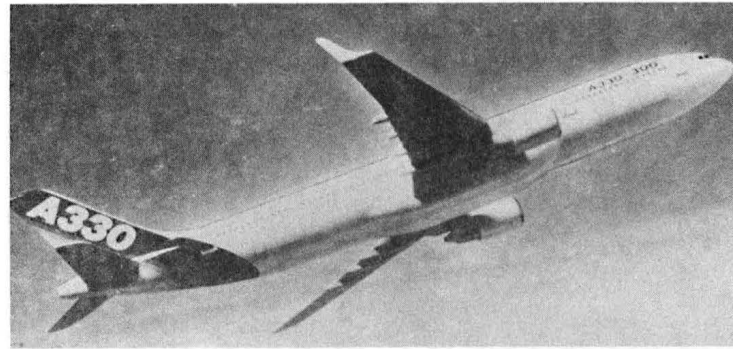
Samoloty pasażerskie większej pojemności

Ciągle powstają coraz większe samoloty pasażerskie. Przyczyn tego jest kilka. Wzrost liczby samolotów pasażerskich spowodował tłok na lotniskach. Samolot duży czy mały potrzebuje tyle samo czasu na start czy lądowanie. Dlatego, z punktu widzenia lotnisk i ruchu lotniczego, korzystniejsze są samoloty zabierające dużą liczbę pasażerów. Ruch pasażerski, czyli liczba pasażerów pragnących podróżować w tym samym terminie, ciągle rośnie. Ponieważ bardziej opłaca się zatrudniać jedną załogę, jedną ekipę mechaników itp. – więc i ze względów ekonomicznych większy samolot jest korzystniejszy. Dlatego w międzynarodowej komunikacji lotniczej jest coraz mniej samolotów zabierających mniej niż 100 pasażerów, a dominują samoloty 150÷350-miejscowe, choć coraz większy udział w przewozach mają samoloty 450÷650-miejscowe.

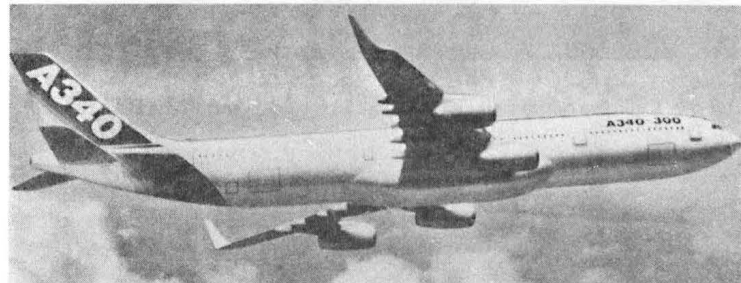
Stały wzrost przewozów lotniczych na świecie powoduje, że ciągle jest za mało samolotów pasażerskich, a odbiorcy czekają na zamówione samoloty 1,5÷2 lat. Wynika stąd duża produkcja tych samolotów.

Ciągle produkuje się samoloty krótkiego zasięgu (3,5÷5 tys. km): 160-miejscowe samoloty **Boeing 737** (zbudowano 2000 szt., najnowsza wersja Boeing 737-400 została oblatana w 1988 r., w opracowaniu wersja Boeing 737-500) i 150÷170-miejscowe **McDonnell Douglas Md-80** (dawniejsze oznaczenie DC-9, ostatnia wersja MD-87 z 1986 r., zbudowano 1400 szt.). W 1988 r. w budowie był 214-miejscowy Tu-204.

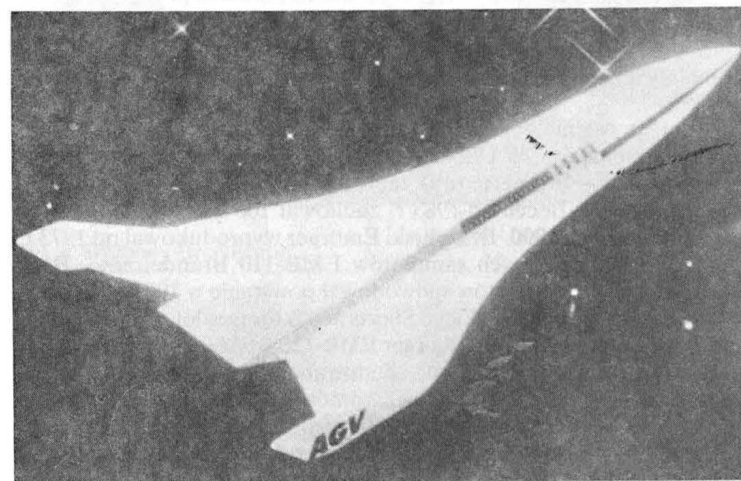
W produkcji znajdują się samoloty średniego zasięgu (5÷9 tys. km): 200-miejscowy **Boeing 757** (zbudowano 190 szt.), 240-miejscowy **Boeing 767** (zbudowano ponad 250 szt.) oraz 350-miejscowy **Airbus A.300** (zbudowano 280 szt.) i 280-miejscowy **A.310** (zbudowano ponad 100 szt.). Ostatnio powstały: 164-miejscowy **A.320** (1987 r., zamówiono



Rys. 18. Airbus A.330



Rys. 19. Airbus A.340



Rys. 20. Projekt naddźwiękowego AGV



Rys. 21. MD-80 z napędem śmigłowentylatorowym. Fot. R. Małachowski

250 szt.) oraz 235-miejscowy **Il-96-300** (nie demonstrowany na wystawie). Samoloty średniego zasięgu są wykorzystywane do lotów transatlantyckich.

cd. na str. 7

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Samoloty specjalnego przeznaczenia są bezspornie najbardziej zróżnicowane ze wszystkich samolotów wojskowych. W zależności od przeznaczenia różnią się one bardzo istotnie nie tylko specjalistycznym wyposażeniem awionicznym, ale także wielkością (a więc i masą startową), rodzajem napędu (mają więc skrajnie różne osiągi), liczebnością załogi (od dwu do kilkudziesięciu osób), uzbrojeniem i ceną (B.747 Doomsday, jeden z najdroższych samolotów świata, kosztuje aż 300 mln dol.). Spośród podstawowych zadań wykonywanych przez tego rodzaju samoloty należy przynajmniej wymienić następujące (w nawiasie podano stosowany dalej umowny skrót):

- rozpoznanie metodami mniej lub bardziej klasycznymi w zakresie taktycznym (pola walki) lub strategicznym (R),
 - rozpoznanie elektroniczne, określane także jako radioelektroniczne, prowadzone w sąsiedztwie granicy lądowej lub morskiej dzielącej państwa dwóch obozów (RE),
 - patrolowanie (rozpoznanie) morskie, głównie w celu wykrywania okrętów (nawodnych i podwodnych) przeciwnika (PM),
 - zwalczanie tylko okrętów nawodnych (ZON),
 - zwalczanie tylko okrętów podwodnych (ZOP),
 - zwalczanie okrętów podwodnych i nawodnych (ZOPiN),
 - walka elektroniczna, określane także jako radioelektroniczna (WE),
 - wczesne ostrzeżenie (WO),
 - wczesne ostrzeżenie i naprowadzanie (WOiN),
 - powietrzne stanowisko dowodzenia w przypadku konfliktu jądrowego (PSD),
 - łączność z okrętami podwodnymi uzbrojonymi w jądrowe pociski balistyczne (ŁOP),
 - inne wyspecjalizowane zadania, z zasady wykonywane przez kilka (nie więcej niż 10) egzemplarzy krótkiej serii odpowiednio zmodyfikowanego typu samolotu.
- Należy tu dodać, że samoloty przewidziane do zadań ZON, ZOP lub ZOPiN równocześnie wykonują zadania PM, przy czym do każdego z tych zadań są także stosowane odpowiednie typy lub warianty śmigłowców, pominięte w niniejszych rozważaniach. Ww. podrodzaje samolotów specjalnego przeznaczenia są wykorzystywane przez różne rodzaje sił zbrojnych poszczególnych państw, a więc przez:
- siły powietrzne,
 - marynarkę wojenną (samoloty przez nią użytkowane są przystosowane do operowania z pokładu lotniskowców),
 - wojska lądowe.

W podstawowych rodzajach sił zbrojnych jednym ze środków walki jest m. in. WE, mająca na celu stworzenie swoistej dynamicznej tarczy chroniącej terytorium kraju (lub wybrane ważne obiekty), samoloty w locie i płynące okręty przed uderzeniami środków napadu przeciwnika. Można wyróżnić trzy podstawowe składniki walki:

— rozpoznanie elektroniczne (podstawowy i jak gdyby pierwotny czynnik walki elektronicznej) mające na celu uzyskanie podstawowych informacji o przeciwniku,

— przeciwdziałanie elektroniczne mające na celu „obezwładnienie” urządzeń elektronicznych wchodzących w skład systemu obrony przeciwnika, w przypadku samolotów – zabezpieczenie ich działań przed środkami obrony przeciwlotniczej i samolotami nieprzyjaciela,

— kontrprzeciwdziałanie elektroniczne mające na celu osłabienie skuteczności działania nieprzyjacielskiego przeciwdziałania elektronicznego, a równocześnie zapewnienie możliwości zdobywania informacji za pomocą własnych urządzeń elektronicznych w warunkach stosowania przeciwdziałania elektronicznego przez przeciwnika.

Charakterystyczną cechą WE jest jej duża dynamika, uwarunkowana ścisłą zależnością metod przeciwdziałania i kontrprzeciwdziałania od środków, które zastosuje przeciwnik. O sukcesie w tego rodzaju walce decydują: liczba (różnorodność) i jakość (nowoczesność) zastosowanych technik oraz umiejętność ich wykorzystania (stopień wyszkolenia załóg). Tak więc właściwe rozwiązanie zadań operacyjnych i taktycznych można zapewnić tylko wówczas, gdy na etapie ich planowania we właściwy sposób uwzględni się własne środki przeciwdziałania i kontrprzeciwdziałania elektronicznego oraz dostatecznie trafnie przewidzi się środki, jakie może zastosować przeciwnik. Jest więc oczywiste, że wymóg skuteczności WE automatycznie powoduje wyjątkowo szybkie „moralne” starzenie się wyposażenia samolotów służących do prowadzenia takiej walki. Stąd też wynika konieczność wymiany wyposażenia, ale także – po dłuższym czasie typów samolotów na nowsze i efektywniejsze.

Możliwość i skuteczność realizacji zadań przez różne typy samolotów danego podrodzaju różnią się często dość istotnie. Jest bowiem oczywiste, że np. nowy samolot Pilatus Britten-Norman BN-2T Castor Islander, znany jako „mini-AWACS” lub „AWACS dla ubogich”, przewidziany dla potrzeb taktycznego pola walki, nie może konkurować ze starszym przecież Boeingiem E-3A Sentry AWACS. Niekiedy przyporządkowanie konkretnego podrodzaju samolotów do określonego rodzaju sił zbrojnych może wydawać się niezbyt logiczne. Wynika to jednak z następujących przyczyn:

cd. ze str.6

Na najdłuższe trasy stosowane są samoloty dalekiego zasięgu (12÷15 tys. km) – 455÷550-miejscowe **Boeing 747** (zbudowano 800 szt.). Wersja Boeing 747-400, oblatana w 1988 r., zabiera 600 pasażerów. Nowymi samolotami dalekiego zasięgu będą (znajdujące się w budowie): 295-miejscowy **Airbus A.330**, 328-miejscowy **A.340** oraz 250÷400-miejscowy **McDonnell Douglas MD-11**.

Choć samoloty pasażerskie otrzymały w ostatnich latach ekonomiczne silniki turbowentylatorowe, jednakże już pojawił się jeszcze oszczędniejszy napęd – silniki śmigłowentylatorowe, oznaczone skrótem UDF (un-ducted fan, czyli wentylator nieotunelowany). Są to przeważnie dwa przeciwbieżne 8-łopatowe śmigła szablaste. Napęd ten pozwala na zmniejszenie zużycia paliwa o 50% w stosunku do silników turboodrzutowych i o 25÷35% w stosunku do najlepszych turbowentylatorowych. Taki napęd wypróbuje McDonnell Douglas na samolocie **MD-80UHB** oraz Boeing na samolocie **B.727 UDF**. W opracowaniu znajduje się rodzina 130-miejscowych samolotów **MD-**

-91 (MD-91, MD-92). Boeing opracowuje odmianę samolotu **B.737** z takim napędem.

Na wystawie został zaakcentowany wzrost zainteresowania nadźwiękowymi samolotami pasażerskimi. Concorde jest eksploatowany prawie 20 lat, znane są więc jego zalety. Obecnie francuski przemysł lotniczy pracuje nad projektem wstępnym 200-miejscowego samolotu wzorowanego na Concorde. Równocześnie Aerospatiale prowadzi studia nad samolotem **AGV (Avion Grande Vitesse** – samolot dużych prędkości) mającym latać z prędkością $M = 5$. Ponadto prowadzi się rozważania nt. pasażerskich wahadłowców do lotów międzykontynentalnych. Są to jednak tylko wstępne rozważania. Jeśli w latach dziewięćdziesiątych przystąpi się do projektowania, to wprowadzenie do użytkowania tych samolotów nadźwiękowych przypadnie dopiero na pierwsze dziesięciolecie przyszłego wieku.

Reasumując – wystawa w Farnborough dała dobry obraz tego, co jest w produkcji, była przeglądem prototypów samolotów, które są w próbach i niedługo wejdą do produkcji oraz zapoznała z projektami, nad którymi pracuje się na świecie.

TABLICA 1. Wybrane, nowe typy zachodnich wojskowych samolotów specjalnego przeznaczenia uszeregowane zgodnie z malejącą maks. masą startową, które ewentualnie wejdą do eksploatacji po 1987 r.

Państwo, wytwórnia	USA, Boeing	Francja, Dassault-Breguet	USA, Grumman	Anglia, RFN, Włochy, Panavia
Typ i nazwa	E-6A Tacamo ³⁾	Atlantique 2 ⁷⁾ (ATL2)	EA-6B Prowler ADV CAP ⁸⁾	Tornado ECR ¹⁰⁾
Przeznaczenie	ŁOP	ZOPiN	WE	WE, R
Załoga	12	12	4	2
Oblot Początek dostaw	1987 r. 1988 r.	1981 r. 1989 r.	1987 r. ~1991 r.	1987 r. ~1989 r.
Typ silnika	CFM International F108-CF-100	RR Tyne RTy.20 Mk21	Pand W J52-P-408	Turbo-Union RB199-34R
Rodzaj silnika	dwuprzepływowy	turbośmigłowy	odrzutowy	dwuprzepływowy
Startowy: ciąg/moc, daN/kW	9786/-	-/4225	4980/-	~4000/-
Liczba silników	4	2	2	2
Rozpiętość, m	44,42	37,42	16,15	13,91
Długość, m	46,61	32,63	18,24	16,72
Wysokość, m	12,93	10,89	4,95	5,95
Pow. skrzydeł, m ²	283,4	120,34	49,1	~25
Masa startowa maks., kg	155 128	46 200 ⁵⁾	29 483	~27 200
Masa własna z wyposażeniem, kg	78 380	25 700	12 130	~14 000
Masa użyteczna, kg	25 855	3 000	-	-
Masa paliwa maks., kg	70 305	18 500	6 995 ⁹⁾	~6 000 ¹¹⁾
Tankowanie w locie ¹⁾	+	-	+	+
Prędkość pozioma maks., km/h	972	648	982	>1 480 ¹²⁾
Pułap praktyczny, m	12 800	9 145	11 580	-
Zasięg ²⁾ , km	12 416	9 075 ⁶⁾	1 769	3 890 ⁶⁾
Długość lotu ²⁾ , h	16 ⁴⁾	18 ⁵⁾	-	-
Rozbieg, m	1 650	-	814	-
Dobieg, m	720	-	655	370

¹⁾ „+” oznacza możliwość tankowania w locie, „-” brak takiej możliwości; ²⁾ Bez tankowania w locie; ³⁾ Zbudowany na podstawie płatowca Boeing E-3, ma zastąpić większość (z wyjątkiem 12 egz.) samolotów Lockheed EC-130Q Herkules w utrzymywaniu łączności między głównym amerykańskim centrum dowodzenia i okrętami podwodnymi z jądrowymi raketami balistycznymi Trident na pokładzie dzięki retransmitowaniu pilnych meldunków i rozkazów. Zgodnie z planem 8 egz. samolotu E-6A zostanie przeznaczonych do rejonu operowania floty na Pacyfiku, a pozostałe dla Atlantyku i Morza Śródziemnego. W każdej z tych stref część samolotów E-6A będzie pełnił ciągły dyżur powietrzny, część będzie przebywać na ziemi oczekując na alarm, a pozostałe będą służyć do treningu; ⁴⁾ 72 h z tankowaniem w locie; ⁵⁾ Wariant przeciążony; ⁶⁾ Przy przebazowywaniu; ⁷⁾ Nowa generacja samolotu Atlantique, obecnie oznaczonego Atlantic 1, produkowanego w latach 1964–1973 dla Francji, RFN, Włoch i Holandii. Program rozwojowy tej modyfikacji został uruchomiony w 1983 r. przy współpracy wytwórni Belgii, RFN i Włoch. Przewidziano możliwość adaptacji do zadań WO; ⁸⁾ Kolejna modyfikacja (po już unowocześnionej wersji ICAP-2), oznaczona ADV CAP (akronim od słów: advanced capability), z nowoczesnym wyposażeniem do taktycznego zakłócania elektronicznego, produkcji oddziału Amecom wytwórni Litton Industries, przewidziana do operowania z pokładu okrętów; ⁹⁾ Z możliwością zabrania w zbiornikach podwieszanych dodatkowo 4547 kg paliwa; ¹⁰⁾ Wariant pochodny od Tornado IDS; ¹¹⁾ Z możliwością zabrania dodatkowo w zbiornikach podwieszanych 2 × 1500 l; ¹²⁾ Bez podwieszeń.

— niektóre państwa w ogóle nie wyposażyły swych wojsk lądowych w samoloty i śmigłowce (np. Holandia) lub całe lotnictwo jest w gestii tylko sił powietrznych (np. Norwegia),

— w niektórych państwach wojska lądowe (np. RFN) i marynarka wojenna (np. Belgia czy Dania) są wyposażone tylko w śmigłowce,

— w niektórych państwach samoloty do zadań ZOP, chociaż są na wyposażeniu sił powietrznych, to jednak operacyjnie podlegają marynarce wojennej (np. samoloty Atlantic 1 we Włoszech).

Prognozowany stan samolotów specjalnego przeznaczenia przedstawiono dla 2000 r., przy czym:

— uwzględniono tylko stałopłaty załogowe, wyłączając z rozważań klasę VTOL i V/STOL z napędem śmigłowym i wirnikowym,

— uwagę skupiono na zagadnieniach płatowcowych,

— pominięto przedstawioną już w [5, 6] ogólną problematykę rozwoju rozpatrywanego w artykule rodzaju samolotów,

— pominięto samoloty przeznaczone wyłącznie do zadań poszukiwania i ratownictwa (głównie na morzu), które w przeważającej mierze zostały zastąpione przez śmigłowce,

— pominięto wersje rozpoznawcze samolotów myśliwskich, uwzględniając tylko wyspecjalizowane, odpowiednio na stałe wyposażone w urządzenia do zadań R warianty takich samolotów, służące w zasadzie wyłącznie do tych zadań; pominięto więc również np. wersję samolotu Lockheed F-19 klasy stealth przewidzianą także do zadań rozpoznawczych.

Nowe typy samolotów

Spośród licznych propozycji nowych (lub zmodyfikowanych, niekiedy z istotnym rozszerzeniem zakresu zastosowań) typów samolotów specjalnego przeznaczenia, znajdujących się czasami już na etapie gotowych i wstępnie przebadanych latających prototypów, zaledwie

część ma stosunkowo dobrze skonkretyzowaną (popartą jednoznacznymi zamówieniami) drogę do wprowadzenia ich do eksploatacji. W tabl. 1 zestawiono więc tylko te typy samolotów, które wejdą do eksploatacji przed 2000 r. Pominięto niektóre amerykańskie typy samolotów zamówione już przez odpowiednie rodzaje amerykańskich sił zbrojnych, które ze względu na niemal jednostkową produkcję zostaną tylko krótko scharakteryzowane. Warto jednak zwrócić uwagę na następujące fakty:

— w obecnych programach rozwojowych, mających na celu uzyskanie dowolnego podrodzaju samolotu specjalnego przeznaczenia, konstrukcję samolotów zestawionych w tabl. 1 oparto na wcześniej wykorzystywanych płatowcach (zmieniono awionikę i ewentualnie zastąpiono silniki nowszymi, ekonomiczniejszymi),

— większość typów (ewentualnie z wyjątkiem samolotów do taktycznych zadań WE lub taktycznego R) charakteryzuje się dużą długością lotu, w związku z czym maks. ilość zabieranego przez nie paliwa w skrajnych przypadkach sięga 45% maks. masy startowej. W mniejszych, lżejszych samolotach, o mniejszym procentowym udziale paliwa w masie startowej samolotu, przewidziano możliwość wykorzystania dodatkowych podwieszanych zbiorników paliwowych. Niezależnie od tego większość typów samolotów specjalnego przeznaczenia ma zapewnioną możliwość tankowania w locie, co w skrajnych przypadkach zapewnia im długość lotu powyżej 70 h,

— konsekwencją rodzajów zadań wykonywanych przez samoloty specjalnego przeznaczenia są (poza samolotami do taktycznych zadań WE oraz taktycznego i strategicznego R) ich stosunkowo słabe osiągi (poza długością lotu i ewentualnie zasięgiem), gdyż maks. prędkości lotu poziomego są podźwiękowe (przy prędkościach patrolowania ok. 350 km/h), a osiągi startu i lądowania na ogół istotnie gorsze od wymaganych dla klasy STOL,

— większość typów ma albo dość ubogie uzbrojenie, albo nie ma w ogóle uzbrojenia służącego do obrony przed lotnictwem przeciwnika. Samoloty do zadań ZOP, ZON i ZOPiN są wyposażone w bogate i zróżnicowane środki bojowe do niszczenia odpowiednich rodzajów okrętów nieprzyjacielskich.

Warto krótko scharakteryzować niektóre typy samolotów specjalnego przeznaczenia nie uwzględnione w tabl. 1.

Modernizacja istniejących typów (omówiono tylko wybrane przykłady)

- Amerykańskie siły powietrzne zawarły z firmą Boeing wieloletni kontrakt dotyczący programu modernizacji E-3 Sentry. Do lat dziewięćdziesiątych ma być unowocześnione jego wyposażenie służące do zadań WOiN. Obecnie starsze samoloty tego typu, wersji E-3A, są modernizowane do wersji E-3C.

- Na potrzeby amerykańskiej marynarki wojennej Lockheed modernizuje samolot P-3C Orion do wariantu Update III.

- Jest planowana modernizacja samolotów EF-111, polegająca na zastąpieniu analogowego systemu sterowania w locie systemem cyfrowym. Rozpoczęcie prób w locie zmodyfikowanego samolotu przewidziano na 1989 r.

Typy o jednostkowej produkcji

- Na podstawie samolotu Boeing 707-320C planuje się wykonanie 4 egz. samolotu EC-18B Aria, który ma zastąpić dotychczas eksploatowane EC-135N w wykonywaniu takich zadań specjalnych, jak zabezpieczenie: startów bezzałogowych statków kosmicznych, prób rakiet manewrujących, prób rakiet balistycznych na potrzeby amerykańskich wojsk lądowych i marynarki wojennej oraz systemu transportu kosmicznego z użyciem wahadłowców. Pierwszy samolot EC-18B oblatano w 1985 r., pierwszy egzemplarz wprowadzono do eksploatacji w 1986 r., a dostawa dwóch pozostałych została zakończona w 1988 r.

- Boeing adaptuje 2 egz. samolotu własnej produkcji Boeing 707-320 do specjalnych zadań (oznaczone Boeing E-8A), dla których specjalne wyposażenie dostarcza zakład Grummana. Samoloty te weszłyby w skład wspólnego (sił powietrznych i wojsk lądowych) systemu rozpoznawczo-uderzeniowego Joint STARS (oznaczanego także J/STARS), który ma być gotowy w końcu 1990 r. W skład tego systemu mają wejść:

- 10 egz. samolotu E-8A, wyposażonego w pokładowy radar z fazowanym szykiem antenowym, śledzący stacjonarne i wolno przemieszczające się cele (np. czołgi),

- środki utajnionej łączności Wspólnego Systemu Rozdziału Informacji Taktycznej (skrót ang. JTIDS) do transmisji wyników rozpoznania,

- pewna liczba mobilnych (na 5-tonowych ciężarówkach lub jeepach) węzłów łączności naziemnej, rozmieszczonych przy stanowiskach dowodzenia korpusów armii i dywizji; węzły te będą pośredniczyły w przekazywaniu informacji rozpoznawczych z linii frontu i z głębi ugrupowania przeciwnika lub też z określonego wcześniej rejonu działań bojowych do dowódców operacyjnych (informacje te obejmą: kontrolę ruchu wojsk, rozpoznanie, obronę przeciwlotniczą, kierowanie ogniem i wsparcie bojowe),

- samoloty przeznaczone do WOiN (np. Boeing E-3 Sentry), które będą dostarczać informacje o sytuacji powietrznej. Opracowany równocześnie uderzeniowy Taktyczny System Rakietowy Sił Lądowych (skrót ang. ATMS), w skład którego wejdą wielorurkowe wyrzutnie ra-

kiet typu MLRS, będzie wykorzystywał dostarczone przez system Joint STARS informacje o celach uderzeń. W ten sposób użytkownicy informacji zbieranych przez system Joint STARS (a więc siły powietrzne i wojska lądowe) uzyskają tę samą bazę danych, co umożliwi im harmonijne współdziałanie i możliwość uzupełnienia informacji o celach uderzeń taktycznych.

Oblot pierwszego egz. samolotu E-8A (m. in. o wzmocnionej konstrukcji płatowca, zmodyfikowanej awionice i podwójnym systemie nawigacyjnym), po zamontowaniu w zakładach Grummana radaru rozpoznawczego z anteną fazową o długości 7,31 m, odbył się w 1988 r., a przekazanie go amerykańskiemu siłom powietrznym nastąpi w połowie 1989 r. Program lotów próbnych ma zostać zrealizowany do 1991 r. i dopiero wówczas zostanie podjęta decyzja o ewentualnej produkcji 10 egz. tego samolotu. Natomiast próby polowe systemu Joint STARS w Europie przewidziano na lata 1990÷1997. Warto dodać, że umieszczona pod kadłubem samolotu antena radaru rozpoznawczego ma zapewnić wgląd w głąb ugrupowania przeciwnika na co najmniej 40÷55 km przy oddaleniu samolotu o ok. 350 km od linii frontu ugrupowania wojsk.

- W lipcu 1984 r. amerykańskie wojska lądowe w ramach programu pn. Pokładowy Pomocnik Optyczny (skrót ang. AOA) podpisały z Boeing kontrakt na modyfikację samolotu Boeing 767. Samolot ten (z zamontowanymi dwoma czujnikami poczerwieni pracującymi na dużych długościach fal) służyłby do wykrywania i śledzenia zbliżających się międzykontynentalnych rakiet balistycznych podczas ich powrotu do atmosfery ziemskiej. Tym samym byłby jednym z elementów składowych systemu SDI (w ramach tzw. wojen gwiazdnych). O stopniu czułości tych czujników może świadczyć fakt, że będą one mogły wykryć w powietrzu obiekt o temperaturze ciała ludzkiego z odległości ponad 1600 km. Będą też mogły odróżnić głowice bojowe od fragmentów rakiet i innych szczątków metalowych w końcowej fazie ich lotu po wejściu do atmosfery ziemskiej. Dobudowany do samolotu Boeing 767 górny pokład o długości 21 m (między pokładem załogi i przekrojem odpowiadającym krawędzi spływu skrzydeł u ich nasady przy kadłubie) pomieści ww. czujniki podczerwieni opracowane przez Hughes Aircraft Company i Aerojet Electro Systems. Z kolei istniejący główny pokład samolotu pomieści system przetwarzania danych produkcji wytwórni Honeywell oraz układ przetwarzania sygnałów i pulpity sterowania. Natomiast na dolnym pokładzie zostaną usytuowane pomieszczenia układów chłodzenia czujników i pomocnicze wyposażenie. Pięcioletnim programem badawczym, który ma doprowadzić do etapu dwuletnich prób w locie, kieruje Dowództwo Obronnych Systemów Rakiet Balistycznych amerykańskich wojsk lądowych. W sierpniu 1987 r. halę montażową Boeinga w Seattle opuścił pierwszy egzemplarz tak zmodyfikowanego samolotu Boeing 767.

- Również niekonwencjonalną modyfikacją cywilnego samolotu komunikacyjnego (Jumbo Jeta) jest samolot Boeing 747 Domsday (Dzień Sądu Ostatecznego) przewidziany jako latające stanowisko dowodzenia. Długotrwałość lotu (z tankowaniem w locie) tego samolotu ma wynosić 72 h. Ma on zabierać na pokład prezydenta ze ścisłym gremiem współpracowników oraz ok. 80 członków załogi. W sytuacji bezpośredniego powszechnego zagrożenia konfliktem jądrowym pełniłby funkcję latającego prezydenckiego centrum dowodzenia lub latającego stanowiska dowodzenia Strategicznego Dowództwa amerykańskich sił powietrznych, służącego do koordynacji ataków jądrowych dzięki utrzymywaniu ścisłej łączności satelitarnej z ośrodkami dowództwa na całej kuli ziemskiej, a także zanurzonymi okrętami podwodnymi uzbrojonymi w rakiety jądrowe. Do utrzymywania łączności ma służyć wysuwana z tyłu kadłuba antena o długości 8 km i o grubości palca, zapewniająca łączność na skrajnie długich falach.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Wykrywacze uskoku wiatru

Latem 1986 r. na lotnisku w Denver przebadano system ostrzegający pilotów o uskoku wiatru (wind shear). Wyniki okazały się pomyślne i FAA ogłosiła, że urządzenia te zostaną zainstalowane w 110 portach lotniczych USA. Uskok wiatru jest bardzo niebezpiecznym zjawiskiem, zwłaszcza w fazie zbliżania się do lądowania i podczas startu. Uważa się go za przyczynę co najmniej dwu wielkich katastrof. Koszty

przedsięwzięcia wyniosą ok. 20 mln USD. Ma być ono zakończone do 1992 r. Kierujący przedsięwzięciem pracownik FAA ocenił je jako pierwszy ważny krok w przeciwdziałaniu skutkom uskoku wiatru.

Wg *International Herald Tribune*, October 16, 1987
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

Samoloty agro – nowości 1988

Jugosłowiańskie zakłady UTVA podejmą produkcję elementów struktury brytyjskiego samolotu rolniczego Norman NAC.6 Fieldmaster. Umowa dotycząca kooperacji została już zawarta i pierwsze zespoły produkcji jugosłowiańskiej miały zostać dostarczone do Wielkiej Brytanii w sierpniu 1988 r. Montaż gotowych samolotów będzie odbywał się na lotnisku Cadriff w Walii. Mimo obniżenia kosztów produkcji, Norman Co. nie przewiduje obniżenia ceny gotowego samolotu.

Zgodnie z porozumieniem Jugosławia wyprodukuje 200 ÷ 500 kompletów struktury samolotu w ciągu najbliższych dziesięciu lat. Pozostałe jugosłowiańskie zakłady lotnicze będą również brały udział w realizacji kontraktu. Prawdopodobnie w zakładach PRVA Pepoletka Trstenika będą wykonywane elementy podwozia, natomiast SOKO stanie się wytwórcą części poddawanych obróbce wiórowej.

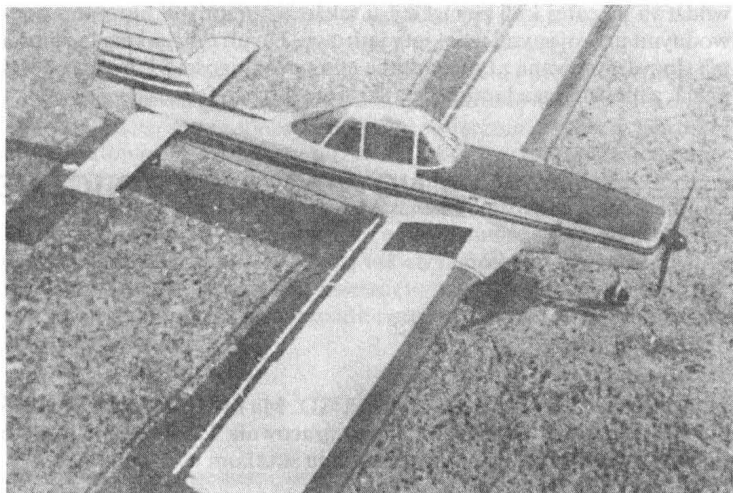
Jugosławia nie złożyła dotychczas zamówienia na Fieldmaster, ale nie wykluczone, że w ślad za już podpisanym kontraktem strony dojdą do porozumienia i w tej sprawie. Głównym problemem jest wysoka cena samolotu, spowodowana wyposażeniem go w silnik Pratt & Whitney of Canada PT6A-34AG (aktualna cena nowego silnika wynosi 70000 \$).

Obecnie Jugosławia dysponuje ok. 150 samolotami rolniczymi, ale w ciągu najbliższych kilku lat będzie musiała wymienić większość z nich. W związku z tym Desmond Norman przewiduje możliwość zabudowania na Fieldmasterze silnika Walter M-601. Złożono więc odpowiednią propozycję w Czechosłowacji, która niestety odmówiła udostępnienia dokumentacji silnika. Być może interwencja Jugosławii przyniesie pozytywny rezultat.

Na wystawie Farnborough'88 w stoisku Chińskiej Republiki Ludowej zaprezentowano model nowego samolotu rolniczego. Naczeang Aircraft N-5 jest dolnopłatem o podwoziu trójpunktowym z kołem przednim. Przyjęto typowy dla tej kategorii samolotów układ silnik-zbiornik-kabina. Obecnie są prowadzone prace konstrukcyjne, a oblot prototypu jest planowany na koniec 1989 r. Dostawy pierwszych płatowców seryjnych mają rozpocząć się pod koniec 1990 r. Chińskie zapotrzebowanie na nowy samolot szacuje się na ok. 300 szt. Ponadto producent liczy na zamówienia zagraniczne.



Rys. 1. Samolot rolniczy Norman NAC.6 Fieldmaster. Fot. R. Malachowski



Rys. 2. Chiński samolot rolniczy Naczeang Aircraft N-5

W czasie trwania wystawy podpisano zamówienie na dostawę do Chin trzech silników Textron Lycoming IO-720, które zostaną zamontowane w prototypach. Prawdopodobnie będzie to docelowy zespół napędowy tego samolotu, ale zainteresowane firmy będą prowadziły rozmowy na ten temat. Prostokątne skrzydła wolnonośne o wydłużeniu 6,8 są wyposażone w kłapy szczelinowe o cięciwie ok. 20% i nieco większe lotki. Kłapy zajmują 65% rozpiętości skrzydła, natomiast lo-



Rys. 3. Brazylijski samolot rolniczy EMB-201A Ipanema

tki – pozostałe 35%. Z tyłu nad krawędzią spływu umieszczono rurę transportującą chemikalia ciekłe. Wolnonośne usterzenie poziome ma kształt prostokątny i znaczne wydłużenie (ok. 7). Usterzenie pionowe ma kształt trapezowy. Dzięki bogatemu oszkleniu kabiny widoczność wynosi ok. $\pm 180^\circ$. Za fotelem pilota umieszczono siedzenie dla mechanika; w ten sposób rozwiązano problem transportu obsługi.

Dane techniczne

Rozpiętość	13,40 m
Powierzchnia nośna	26,00 m
Długość	10,00 m
Wysokość	ok. 2,50 m
Masa maks.	2250 kg
Masa handlowa	820 kg
Prędkość maks.	220 km/h
Prędkość min.	86 km/h
Rozbieg	250 m
Dobieg	180 m

Silnik Textron Lycoming IO-720 ma moc 295 kW (400 KM) i napędza trójłopatowe śmigło o zmiennym skoku typu Hartzell. Jest to bardzo popularny zespół napędowy do samolotów rolniczych. Obecnie jest on stosowany na ponad 2000 płatowców różnych typów (Piper Brave, HAL Basant, Fletcher FU-24, Transavia Skymaster).

Brazylijska firma EMBRAER przystąpiła do modyfikacji samolotu rolniczego EMB-201A Ipanema, którego ponad 600 egz. zostało już sprzedanych. Całkowitej zmianie ulegnie kabina samolotu. W celu zmniejszenia masy zostanie ona wykonana z kompozytu szklanego. W dachu zostaną dodane okna polepszające widoczność w głębokim zakręcie. Za standardowy zostanie przyjęty mocowany już wcześniej na dachu kabiny chwyt powietrza polepszający jej przewietrzanie. Zostanie zmieniony wystrój wewnętrzny oraz zamocowana nowa tablica przyrządów. W efekcie ma wzrosnąć przestrzeń robocza i poprawią się warunki pracy pilota. Chwyt powietrza ma być również umieszczony na krawędzi natarcia statecznika pionowego, co osłabi zjawiska korozyjne zachodzące w kadłubie. Powietrze będzie transportowane do tylnej części samolotu w celu jej przewietrzania. Po wielu próbach przyjęto nowy wariant rur wydechowych obniżający poziom hałasu zarówno wewnątrz samolotu, jak i w jego otoczeniu. Ponadto oferuje się nabywcę nowe zestawy aparatury opryskowej oraz nowy tunel do materiałów sypkich.

W maju 1988 r. w zakładach UTVA ukończono adaptację samolotu szkolno-treningowego UTVA 75 do zadań agrolotniczych. Po raz pierwszy miał być on zaprezentowany publicznie na Salonie Lotniczym w Zagrzebiu pod nazwą UTVA 75AG.

R. J. M.

Samolot pasażerski o średniej pojemności i średnim zasięgu

KONSTRUKCJA. Odrzutowy, trzysilnikowy całkowicie metalowy dolnopłat.

Plat. Obrys dwutrapezowy, skos w 25% cięciwy 35°, wznios ujemny 1°16', kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja pięcioczęściowa, trójdźwigarowa fail safe. Wewnątrz kesonów struktury skrzydła integralne zbiorniki paliwowe. Środkowa część płata ma krawędź spływu prostopadłą do średnicy samolotu i jest zakończona opływowymi gondolami podwozia głównego. Końcowe, lotkowe segmenty struktury są dwudźwigarowe. Na mechanizację płata składają się: sloty (łącznie 10 segmentów), klapy trójszczelinowe (4 segmenty), hamulce aerodynamiczne – spoilery (2 segmenty na środkowej części płata), spoilery (6 segmentów na zewnętrznych częściach płata przed klapami) oraz dwuszczytowa lotki. Konstrukcja elementów mechanizacji płata metalowa. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłędzeniowa.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja metalowa półskorupowa fail safe. Pokrycie łączone z wręgami i podłużnicami przy użyciu nitowania, klejenia i zgrzewania. W przedniej części kadłuba radar z anteną pod dielektryczną kopułą, za nim kabina załogi, a pod nią wnęka podwozia przedniego i luk instalacji pokładowych oraz wyposażenia. Za kabiną załogi pomieszczenie wejściowe, dalej zaś kabiny pasażerskie rozdzielone pomieszczeniami kuchenne-gospodarczymi. W tyle kabiny toalety. Liczba miejsc w poszczególnych klasach na pokładzie może być różna (zależnie od potrzeb), kabiny mogą być przedzielane przesuwными ściankami działowymi. Fotele w rzędach po 6 z przejściem pośrodku (3 + 3), maks. liczba miejsc – 180. Drzwi wejściowe na pokład są umieszczone parami za kabiną załogi i przed skrzydłem. Nad skrzydłem znajdują się dwie pary wyjść awaryjnych. Kabina pasażerska może być przystosowana do przewozu ładunków po demontażu foteli i zainstalowaniu urządzeń do mocowania ładunku. Pod podłogą kabiny pasażerskiej znajdują się bagażniki, dostępne przez luki z prawej strony kadłuba, pokład bagażowy jest podzielony kesonem środkowej części płata na dwie osobne przestrzenie. Tylna, nieciśnieniowa część kadłuba niesie usterzenie i zespół napędowy. Jej struktura ku tyłowi przechodzi stopniowo w rurę obudowującą środkowy silnik i wlot powietrza do niego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obręsy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania. Konstrukcja stateczników metalowa, wielodźwigarowa. Stery metalowe, odciążone aerodynamicznie. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłędzeniowa.

Sterowanie. Powierzchnie sterowe wychyłane za pomocą układów sztywnych ze wspomaganiami hydraulicznymi. Klapy, sloty i spoilery wychyłane hydraulicznie. Usterzenie poziome przestawiane elektrycznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki w kadłubie (przednie) i gondol skrzydłowych (główne). Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, wsparte zastrzałami w kształcie litery V. Koła sterowane w zakresie po 55° w obie strony. Zespoły podwozia głównego tworzą wózki sześciokołowe na teleskopowych gołeniach wspartych zastrzałami od przodu. Pierwsza para kół każdego wózka może być skręcana o 8,5°. Hamulce kół podwozia głównego hydrauliczne tarczowe, chłodzone powietrzem z elektrycznego wentylatora. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary kół: przednie – 0,800 × 0,225 m, główne – 0,930 × 0,305 m. Instalacja do awaryjnego wypuszczania podwozia – hydrauliczna.

Zespół napędowy. Trzy silniki odrzutowe Sołowiow D-30KU-154 o ciągu 10 500 daN każdy. Są to silniki dwuprzepływowe z trójstopniową sprężarką niskiego ciśnienia, 11-



Fot. L. Zielaskowski

-stopniową sprężarką wysokiego ciśnienia, pierścieniową komorą spalania, dwustopniową turbiną wysokiego ciśnienia i czterostopniową turbiną niskiego ciśnienia. Silnik środkowy jest umieszczony w zakończeniu kadłuba i zasilany powietrzem przez długi wlot w kształcie litery S, wkomponowany w strukturę kadłuba i statecznika pionowego. Silniki boczne umieszczone na wysięgnikach z obu stron tyłu kadłuba i wyposażone w odwracacze ciągu. Osie tych silników tworzą kąt ok. 12° i zbiegają się za samolotem. Układ wlotowy silników zaopatrzony w instalację przeciwbłędzeniową. W tylnej części kadłuba, nad silnikiem środkowym, znajduje się pomocniczy zespół napędowy APU typu TA-6A.

Instalacje. Paliwowa – integralne zbiorniki skrzydłowe o poj. 46 825 l, automatyczny układ pobierania paliwa, napełnianie ciśnieniowe (czas napełniania ok. 15 min) lub grawitacyjne. Hydrauliczna – sieć zdwojona, a częściowo potrójna, służy do sterowania płatowcem i podwoziem, ciśnienie robocze 20,7 MPa. Elektryczna – prąd trójfazowy 200/115 V/400 Hz z czterech (w tym jednego awaryjnego) generatorów 40 kVA, sieć prądu jednofazowego 200/35 V i prądu stałego 27 V; dwa transformatory 6 kW, cztery akumulatory po 25 Ah, gniazda zasilania lotniskowego. Przeciwbłędzeniowa – noski skrzydeł, stateczników i układy wlotowe silników podgrzewane ciepłym powietrzem z upustów sprężarek silników; szyby kabiny załogi ogrzewane elektrycznie. Klimatyzacyjna – zapewnia nadciśnienie 0,55 MPa.

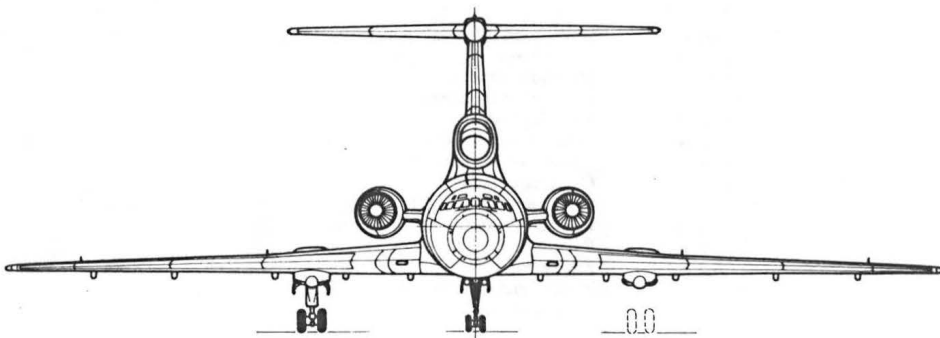
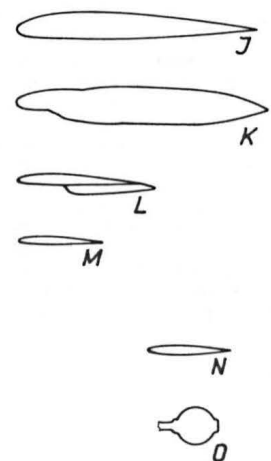
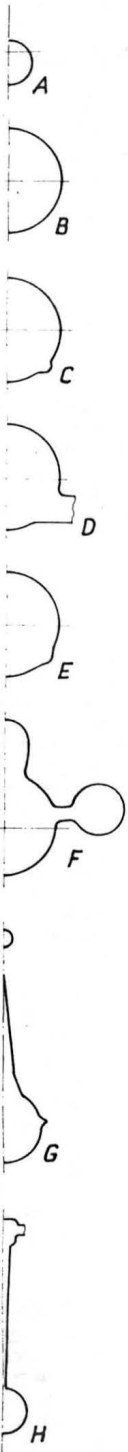
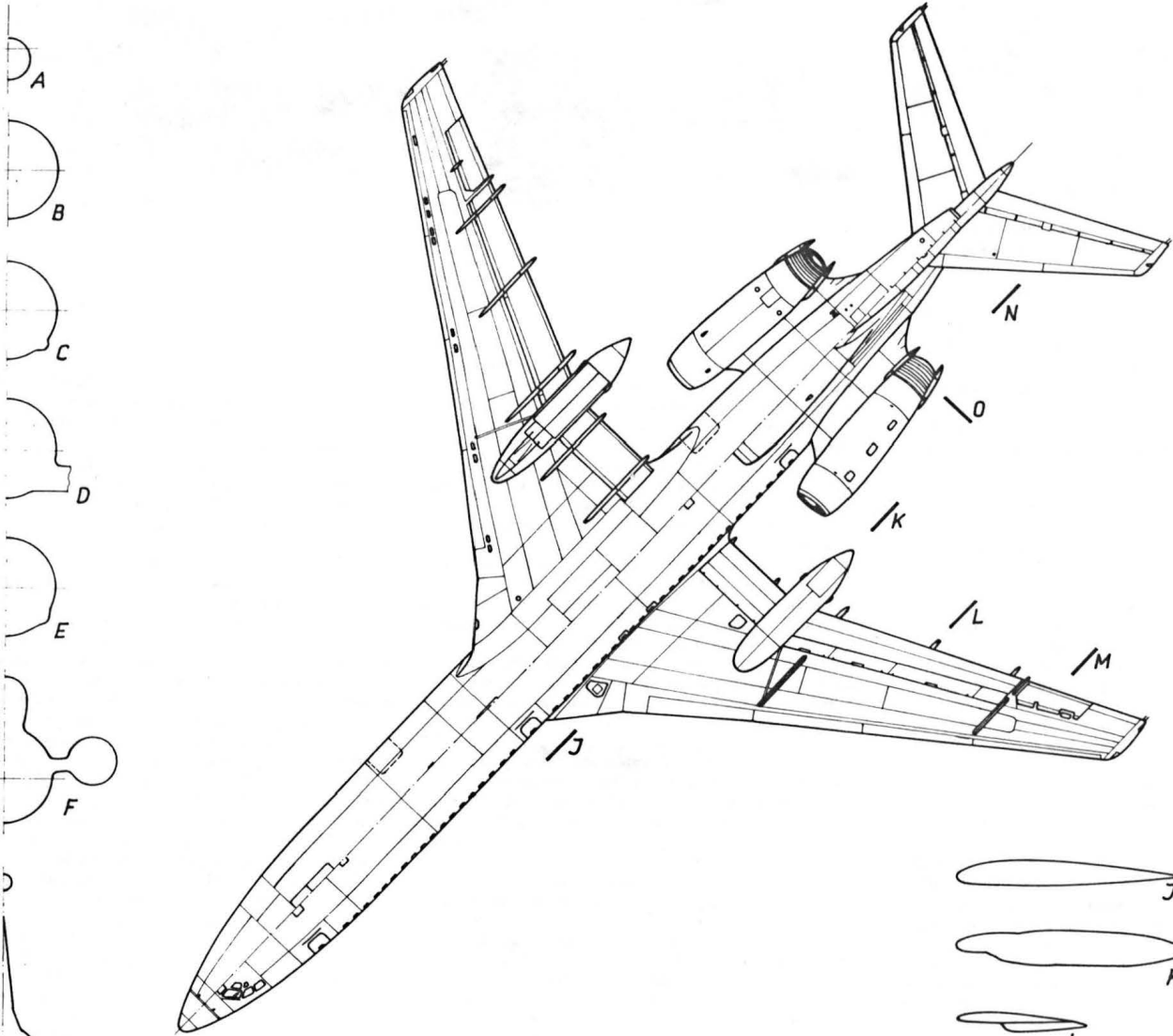
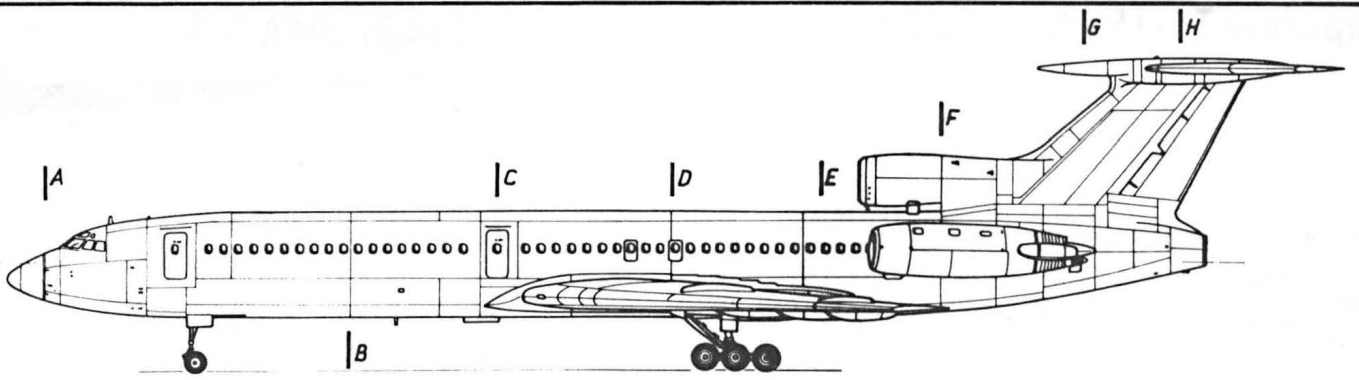
Wyposażenie. Zespół sterowania automatycznego (w jego skład wchodzi: radar panoramiczny, aparatura do bliskiej nawigacji i lądowania, dopplerowski miernik prędkości i odchyłek kątowych kursu, automatyczny radiokompas, komputerowy system przelicznikowy, radiowysokościomierz, precyzyjny kontroler kursu, układy sygnalizacji ADF, DME, VOR, radar meteorologiczny, transponder, 2 radiostacje VHF, 2 radiostacje HF, system łączności wewnętrznej). Wyposażenie odpowiada wymaganiom II kategorii ICAO.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Projektowanie samolotu rozpoczęto w biurze konstrukcyjnym Andrieja Tupolewa w połowie lat sześćdziesiątych. Samolot Tu-154 miał być następcą znanego Tu-104, dostosowano go więc od początku do istnie-

jącej infrastruktury obsługowej samolotów Tu-104 (hangary, bazy naprawcze, sprzęt lotniskowy). W założeniach konstrukcyjnych Tu-154 miał łączyć pozytywne cechy aż trzech samolotów: prędkość Tu-104, zasięg Il-18, właściwości startu i lądowania An-12. Starano się też uzyskać wysoki, wynoszący 0,35 ÷ 0,36 stosunek masy udźwigu do masy startowej. Zachowując klasyczną dla zespołu konstrukcyjnego Tupolewa koncepcję skrzydła, starannie zoptymalizowano jego aerodynamikę i urządzenia hipernośne. Prototyp samolotu oblatano 4.10.1971 r.; był on wyposażony w silniki Kuzniecowa NK-8-2 (po 9320 daN ciągu). Wkrótce podjęto jego produkcję seryjną. Pierwszą wersję seryjną pod oznaczeniem Tu-154 skierowano do eksploatacji w 1972 r. W 1973 r. oblatano wersję Tu-154A mającą 144 ÷ 168 miejsc pasażerskich i wyposażoną w silniki NK-8-2U (po 10 300 daN); wersja ta znalazła się w eksploatacji od 1975 r., charakteryzowała się także powiększoną pojemnością zbiorników paliwa. W 1977 r. do produkcji weszła wersja Tu-154B, a wkrótce po niej Tu-154B2, obie z nową awioniką, podwyższoną masą startową i o poprawionych osiągnięciach. Opracowano także wersję transportową Tu-154C, będącą rozwinięciem Tu-154B i wyposażoną w duże drzwi ładunkowe z lewej strony kadłuba. W 1981 r. oblatano wersję Tu-154M z silnikami Sołowiow D-30KU-154-II (po 10 500 daN), przejściowo nosiła ona oznaczenie Tu-164. Wersja ta ma unowocześnioną awionikę, znacznie obniżone zużycie paliwa i powiększony zasięg oraz skrócone lotki. Tu-154M skierowano do eksploatacji od 1984 r. Ogółem do końca 1985 r. wyprodukowano ponad 350 egz. wszystkich wersji Tu-154. Samoloty Tu-154 użytkują linie lotnicze ZSRR, Polski, Bułgarii, Kuby, Rumunii, Węgier, KRL-D i Syrii. Na początku marca 1988 r. oblatano doświadczalną wersję tego samolotu, oznaczoną Tu-155 – jeden z silników jako paliwa używa wodoru, co jest pionierskim osiągnięciem w tej dziedzinie i, być może, konkretną zapowiedzią początku nowej ery w dziedzinie napędów lotniczych. Możliwość praktycznego zastosowania takiego rodzaju paliwa ma niebagatelne znaczenie ekologiczne, bowiem spaliny silnika zasilanego wodorem to głównie para wodna – czynnik praktycznie nieszkodliwy w porównaniu z tym, co emitują dotychczas używane silniki spalinowe wszystkich typów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	37,55 m	Wydłużenie skrzydła	6,965
Długość	48,00 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	4,428
Wysokość	11,40 m	Masa własna	54 000 kg
Rozpiętość usterzenia	13,40 m	Masa paliwa maks.	39 750 kg
Rozstaw podwozia	11,50 m	Masa ładunku płatnego	18 000 kg
Baza podwozia	18,92 m	Masa startowa	100 000 kg
Średnica kadłuba	3,80 m	Stosunek udźwigu do masy startowej	0,46
Szerokość wnętrza kabiny	3,58 m	Obciążenie powierzchni	496,4 kg/m ²
Wysokość w kabinie	2,02 m	Obciążenie ciągu	3,21 kg/daN
Podziałka foteli	0,75 ÷ 0,82 m	Prędkość maks. (H = 10 000 m)	990 km/h
Pojemność kabiny	163,2 m ³	Prędkość przelotowa ekonomiczna	850 km/h
Pojemność bagażnika przedniego	21,5 m ³	Pułap	12 800 m
Pojemność bagażnika tylnego	16,5 m ³	Zasięg maks.	5200 km
Powierzchnia skrzydła	202,45 m ²	Zasięg z maks. ładunkiem	3900 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	40,55 m ²	Długość rozbiegu	1850 ÷ 1975 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	31,72 m ²		T. M.



0 1 2 3 m

Amatorski samolot sportowy

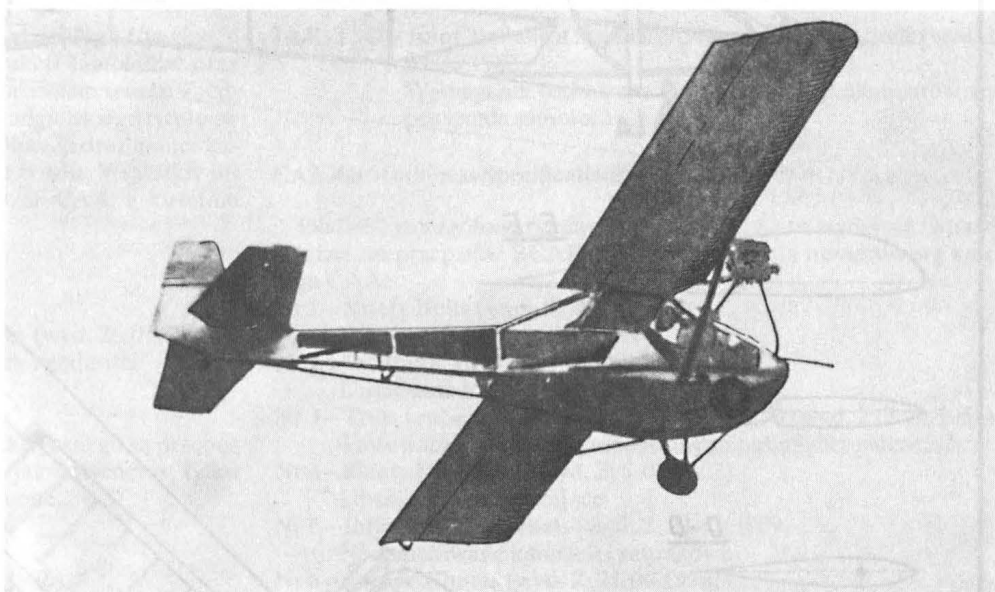
KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, dwumiejscowy zastrzałowy grzbietopłat o konstrukcji mieszanej.

Plat. Obrys prostokątny, profil R-IIIa, wznios 1°30', kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja jednodźwigarowa, dwudzielna, mieszana. Dźwigar skrzynkowy, drewniany (z drewna sosnowego i sklejki), usytuowany w 25% cięciwy. Keson noskowy pokryty sklejką, pokrycie za dźwigarem wykonane z tkaniny. Szkielet każdego skrzydła tworzy 16 żeber. Żeberka wykonane jako kratownicowe, z listewek drewnianych. Sztywność konstrukcji w płaszczyźnie cięciwy nadaje wewnętrzny zastrzał wykonany z rury duralowej, mocowany do dźwigara przy dziesiątym żebrze i wyprowadzony w kierunku kadłuba w ok. 64% cięciwy. Skrzydła podparte pojedynczymi zastrzałami z rur duralowych o przekroju kropłowym, mocowanymi do dźwigara przy dziewiątym żebrze. Do nasadowego żebra skrzydła jest mocowane łożo zespołu napędowego. Na całej rozpiętości skrzydeł znajdują się klapolotki szczelinowe, sięgające na głębokość 25% cięciwy. Wychylenia jako klap: 20° do startu i 25° do lądowania. Konstrukcja klapolotek: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny. Każda klapolotka zawieszona na czterech okuciach. Końcówki skrzydeł lekko owalne, drewniane.

Kadłub. Przekrój w przedniej części owalny, wyraźnie spłaszczony od dołu i od góry; w części tylnej trapezowy z zaokrągleniami górnych naroży. Konstrukcja mieszana drewniano-metalowa. Struktura przedniej części kadłuba ramowo-kratownicowa z rur i blach duralowych. Pokrycie blaszane. Dół tej części kadłuba stanowi płaska miska nitowana z blach duralowych, do której jest mocowane podwozie i zastrzały skrzydłowe. Nosek kadłuba owalny, w jego strukturę są wprowadzone dolne zastrzały łoża zespołu napędowego. Przednia część kadłuba stanowi klatkę obudowującą kabinę załogi. Miejsca załogi obok siebie. Pozycja pilotów półleżąca. Oszklenie kabiny składa się z wiatrochronu o rozwijalnym kształcie (kąt nachylenia wiatrochronu 34°), wypukłych szyb w drzwiach bocznych i płaskich trójkątnych szyb z Lawsanu za siedzeniami pilotów. Drzwi są umieszczone z obu stron kadłuba i odsuwane ku tyłowi na prowadnicach. Tylna część kadłuba w postaci konstrukcji ramowo-skorupowej. Górne pokrycie kadłuba z blachy duralowej, podobnie jak i dolne. Boczne pokrycia tylnej części kadłuba z przezroczystego Lawsanu. Struktura tylnej części kadłuba wzmocniona zastrzałem przeprowadzonym skośnie od góry przedniej części kadłuba do podwozia tylnego, zastrzał wykonany z rury duralowej. Wręgi tylnej części kadłuba tloczone z blachy duralowej, wzdłużniki drewniane.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy obu usterzeń trapezowe. Stateczniki jednodźwigarowe, konstrukcji drewnianej. Statecznik poziomy podparty od góry zastrzałami z rur duralowych. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), zawieszony na dwóch okuciach. Ster wysokości dwusegmentowy, każdy segment zawieszony na dwóch okuciach. Wychylenia steru kierunku – po 30° w obie strony, wychylenia steru wysokości – 35° w górę i 25° w dół. Konstrukcja obu sterów podobna: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny. Kąt zaklinowania usterzenia poziomego ujemny – 2°18'.

Sterowanie. Sterownicę (drążki i pedały) zdwojone. Sterowanie sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku – linkowe, klapolotkami – popychaczowe z elementami skręt-



nymi. Zespół napędowy sterowany za pomocą cięgień elastycznych.

Podwozie. Podwozie stałe, z kółkiem tylnym. Osie kół podwozia głównego mocowane pod kadłubem w płaszczyźnie symetrii samolotu i podwieszane na wahaczach wleczonej. Amortyzacja podwozia głównego olejowo-gazowa. Wymiary kół podwozia głównego 0,40 × 0,15 m. Podwozie tylne mocowane wspólnie ze sterem kierunku. Koło tylne na widelcu spawanym z rurek stalowych, amortyzacja za pomocą klocka gumowego. Wymiary koła tylnego 0,23 × 0,05 m.

Zespół napędowy. Dwa silniki dwucylindrowe chłodzone powietrzem RMZ-640 Buran o mocy 24,3 kW każdy. Śmigła drewniane dwułopatowe o stałym skoku. Silniki zawieszane na łożu umieszczonym przed kabiną załogi i wyposażone w tłumiki wydechu. Łoże zespołu napędowego w postaci ramy w kształcie litery U wyprowadzonej z nasadowych żeber skrzydeł i podpartej pojedynczymi zakrzywionymi zastrzałami do przedniej części kadłuba.

Instalacje. Paliwowa – zbiornik paliwa za oparciami foteli pilotów. Ciśnieniowa przyrządów pokładowych – zasilana z rurki Pitota.

Wyposażenie. Pojedynczy zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych zespołu napędowego, możliwość zainstalowania radiostacji.

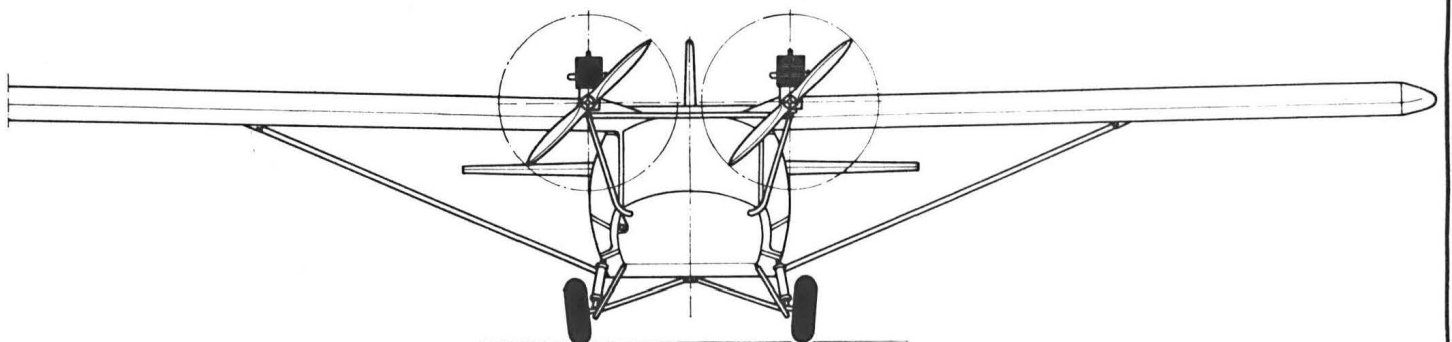
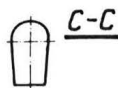
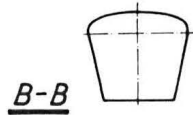
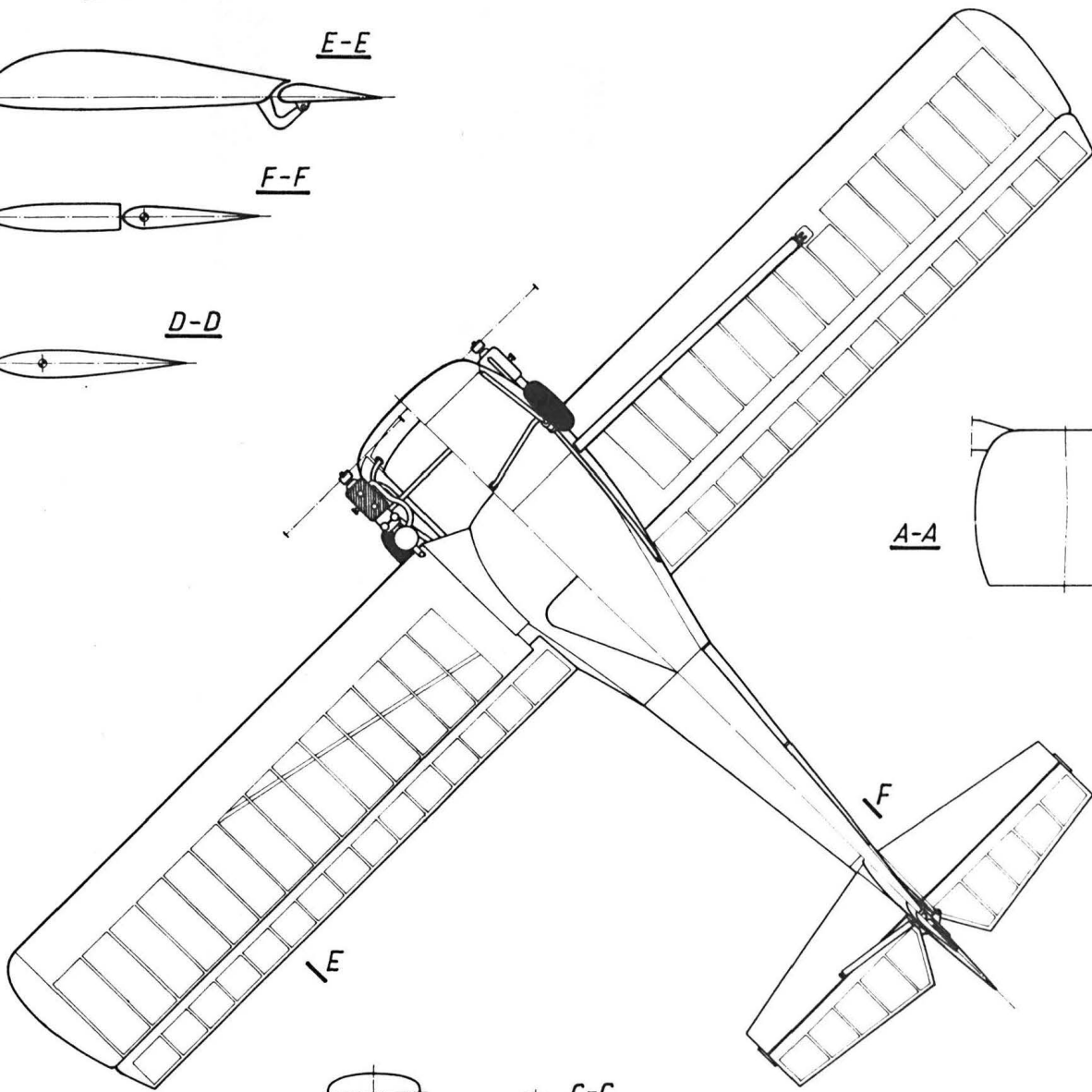
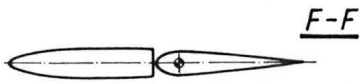
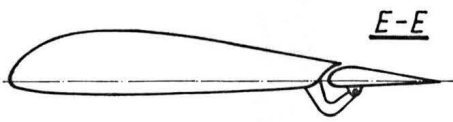
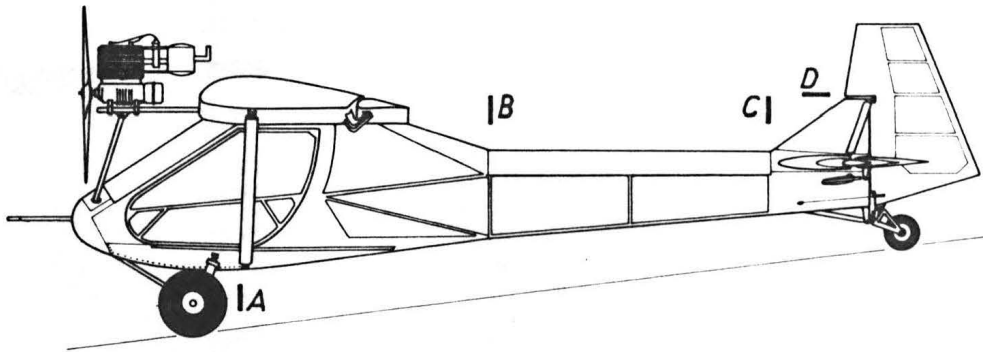
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Na zlocie konstrukcji amatorskich SLA-85 dużym zainteresowaniem cieszył się samolotik PMK-3, zbudowany przez Nikołaja Prokopca i Pawła Morozowa. Był to zastrzałowy, jednosilnikowy, jednomiejscowy górnopłat z dość ciasną kabiną. W ciągu roku po zlocie SLA-85 P. Morozow, używając płatów od PMK-3 i stosując silniki przyczepne do łodzi Wicher oraz konstruując nowy

kadłub z miejscami obok siebie, zbudował nowy samolot o podobnym układzie i nazwał go Gnom. Podczas prób samolot ten latał nawet z jednym silnikiem umieszczonym centralnie na ramowym łożu przed kabiną pilotów; był to silnik Volkswagen o większej mocy. Samolot Gnom został zgłoszony na zlot SLA-87, gdzie jednak wzbudził rozczarowanie pilota doświadczalnego Wiktora Zabołotskiego. Natomiast współpracownik P. Morozowa, N. Prokopiec, konstruktor amator i zawodowy aerodynamik, w swoim samolocie zastosował dwa silniki RMZ-640 Buran. Oba samoloty – P. Morozowa i N. Prokopca – konstrukcyjnie są bardzo zbliżone, różnią się zespołem napędowym i niektórymi detalami o drugorzędnym znaczeniu. Samolot N. Prokopca był budowany w warsztatach średniej szkoły technicznej w Podmoskowie. Ukończono go tuż przed zlotem SLA-87, na który dotarł nieco spóźniony. Nie przeszkodziło mu to zająć pierwszego miejsca w kategorii samolotów dwusilnikowych. Prób samolotu na zlocie SLA-87 dokonywał znany pilot doświadczalny Władimir Gordijenko. Inni oblatywacze potwierdzili jego pozytywną ocenę. Konstruktor samolotu otrzymał specjalną nagrodę radzieckiego Ministerstwa Przemysłu Lotniczego w wysokości 5000 rubli. Samolotem zainteresowali się także pracownicy muzeum pamięci Nikołaja Jegorowicza Zukowskiego – pioniera aerodynamiki w ZSRR. Na jego cześć samolot otrzymał nazwę Jegorycz. Konstruktor przewiduje możliwość zastosowania samolotu do szkolenia i do celów gospodarczych, takich jak: patrolowanie z powietrza upraw leśnych i rolnych, patrolowanie linii energetycznych, gazociągów, rurociągów czy patrolowanie nad obszarami wodnymi. Samolot o takiej koncepcji rzeczywiście nadaje się do tych zadań, wymaga jednak lepszego wyposażenia nawigacyjnego i łącznościowego.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,00 m	Wydłużenie skrzydła	7,13
Długość (bez rurki Pitota)	5,40 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	4,05
Wysokość w linii lotu	1,82 m	Masa własna	311 kg
Wysokość postojowa	2,02 m	Masa startowa (1 pilot)	382 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,70 m	Masa startowa maks. (2 pilotów)	450 kg
Cięciwa skrzydła	1,28 m	Obciążenie powierzchni nośnej (1 pilot)	33,63 kg/m ²
Cięciwa usterzenia poziomego u nasady	0,90 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks. (2 pilotów)	39,61 kg/m ²
Cięciwa usterzenia poziomego przy końcówce	0,50 m	Obciążenie mocy (1 pilot)	7,86 kg/kW
Cięciwa lotki	0,32 m	Obciążenie mocy (2 pilotów)	9,26 kg/kW
Rozpiętość lotki	3,96 m	Prędkość maks.	130 km/h
Rozstaw podwozia	1,40 m	Prędkość min.	60 km/h
Baza podwozia (w linii lotu)	4,20 m	Wznoszenie	2,5 m/s
Szerokość kadłuba maks.	1,20 m	Rozbieg	50 ÷ 60 m
Rozstaw osi silników	1,20 m	Dobieg	70 ÷ 100 m
Średnica śmigła	1,05 m	Ciąg łączny zespołu napędowego (statyczny)	118 daN
Skok śmigła	0,70 m	Zakres wyważen	28 ÷ 30% SCA
Powierzchnia skrzydła	11,36 m ²	Obrotowy silników maks.	4200 obr/min
Powierzchnia klapolotek	2,50 m ²		T. M.
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,80 m ²		
Powierzchnia steru wysokości	0,94 m ²		
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,87 m ²		

Źródła: Modelist-Konstruktor nr 3/1988, Krylia Rodiny nr 4/1988, Technika Molodziezi nr 1/1988



Poniższy spis zawiera przepisy i zalecenia Brytyjskiego Cywilnego Nadzoru Lotniczego (CAA) dotyczące konstrukcji samolotów oraz procesu ich certyfikacji ze szczególnym uwzględnieniem terenu Zjednoczonego Królestwa. Podano pełne brzmienie angielskiego tytułu, w nawiasach numer aktualnego wydania i datę publikacji oraz numer katalogowy publikacji CAA i polskie tłumaczenie tytułu. Wszystkie informacje są zgodne z katalogiem wydawniczym CAA z kwietnia 1988 r.

British Civil Airworthiness Requirements

- Część A – Certification and Approval Procedures (wyd. 28.01.1985)
(CAP 460) Certyfikacja oraz procedury zgodności
- Część J – Electrical (wyd. 3; 15.09.1966)
(CAP 466) Wyposażenie elektryczne
- Uwaga.* Wymagania dotyczące wyposażenia elektrycznego są przeniesione do poszczególnych części przepisów, ale, jak dotychczas, tylko przepisy JAR 25 i BCAR 29 zostały tak wzbogacone.
- Część L – Licensing (wyd. 8; 04.1986)
(CAP 467) Licencjonowanie
- Część M – Emission Certification (wyd. 1; 1.05.1986)
(CAP 514) Certyfikacja zjawisk emisyjnych
- Część N – Noise (wyd. 4; 1.01.1988)
(CAP 469) Hałas
- Część P – Provisional Airworthiness Requirements for Civil Powered-Lift Aircraft (wyd. 1; 10.1972)
(CAP 470) Tymczasowe przepisy zdatości do lotu dla cywilnych samolotów, w których siła nośna zależy od ciągu zespołu napędowego
- Część Q – Non-Rigid Airship (wyd. 1; 17.12.1979)
(CAP 471) Sterowce bezszkieletowe
- Część R – Radio (wyd. 4; 10.04.1974)
(CAP 472) Radiostacje
- Część S – Small Light Aeroplanes (wyd. 1; 03.1983)
(CAP 482) Małe samoloty lekkie
- Część 23 – Light Aeroplanes (wyd. 1; 11.12.1987)
(CAP 531) Samoloty lekkie (do 5700 kg)
- Uwaga.* Zastąpiły BCAR część K (wyd. 6).
- Część 29 – Rotorcraft (wyd. 1; 17.12.1986)
(CAP 524) Wiroplaty
- Uwaga.* Zastąpiły BCAR część G (wyd. 9; 16.08.1982) (CAP 465)
- Część 31 – Manned Free Balloons (wyd. 1; 31.08.1984)
(CAP 494) Załogowe balony wolno latające

Joint Airworthiness Requirements

- Uwaga.* Przepisy JAR nie mają numerów wydawniczych wg katalogu CAA.
- JAR 1 – Definitions and Abbreviations (wyd. 4; 1.06.1987)
Definicje i skróty
- JAR 22 – Sailplanes and Power Sailplanes (wyd. 4; 17.05.1987)
Szybowce i motoszybowce
- Uwaga.* Zastąpiły 1.11.1980 BCAR część E (CAP 464).
- JAR 25 – Large Aeroplanes (including JAR-AWO) (wyd. 11; 17.03.1986)
Samoloty ciężkie (powyżej 5700 kg). Zawierają wymagania do lotów w każdym warunkach. Od 1.07.1979 zastąpiły BCAR część D (CAP)
- JAR-APU – Auxiliary Power Units (wyd. 2; 26.09.1983)
Pomocnicze zespoły napędowe
- JAR-AWO – All Weather Operations (wyd. 1; 29.11.1985)
Loty w każdym warunkach atmosferycznych
- JAR-E – Engines (wyd. 7; 21.01.1986)
Silniki
- Uwaga.* Od 1.01.1984 wspólnie z JAR-P zastąpiły BCAR część C.
- JAR-P – Propellers (wyd. 7; 22.10.1987)
Śmigła
- Uwaga.* Od 1.01.1984 wspólnie z JAR-E zastąpiły BCAR część C.

JAR-TSO – Joint Technical Standard Orders Authorisations (wyd. 1; 28.06.1982)
Wymagania techniczne przy autoryzacji elementów wyposażenia samolotów.

CAA Airworthiness Specifications

- Dodatki szczegółowe wydane przez CAA. Są to wydawnictwa niezależne od przepisów BCAR lub JAR. Nie mają numerów wg katalogu CAA.
- Nr 1 – Safety Belts (wyd. 5; 24.09.1979)
Pasy bezpieczeństwa
- Nr 2 – Inflatable Liferafts (wyd. 2; 11.1985)
Dmuchane łodzie ratunkowe
- Nr 3 – Tests for Seats with Safety Belts Attached (wyd. 2; 2.10.1953)
Testowanie foteli z przymocowanymi pasami bezpieczeństwa
- Nr 4 – Safety Harnesses (wyd. 2; 1.02.1962)
Uprząże zabezpieczające
- Nr 5 – Inflatable Lifejackets (wyd. 2; 23.11.1979)
Nadmuchiwane kamizelki ratunkowe
- Nr 6 – Escape Chutes (wyd. 2; 21.06.1956)
Trapy ewakuacyjne
- Nr 7 – Breake-in points (wyd. 2; 8.08.1962)
Punkty przecięcia pokrycia włazów awaryjnych
- Nr 8 – Flame Resistant Testing for Aircraft Interior Materials (wyd. 2; 24.09.1973)
Testy na ogniotrwałość dla materiałów na wyposażenie wewnętrzne
- Nr 9 – Child's Flotation Cot. (wyd. 1; 9.04.1957)
Pływające kołyski dla dzieci
- Nr 10 – Flight Data Recorder Systems (wyd. 1; 05.1974)
Systemy notowania parametrów lotu
- Nr 11 – Cockpit Voice Recorder Systems (wyd. 3; 08.1983)
Systemy nagrywania rozmów w kabinie
- Nr 12 – Underwater Sonar Location Devices Approval Installation and Maintenance (wyd. 1; 05.1974)
Urządzenia do lokalizacji pod wodą, ich zabudowa i obsługa
- Nr 13 – Safety Belts with One Diagonal Shoulder Strap (wyd. 1; 24.09.1979)
Pasy bezpieczeństwa typu samochodowego
- Nr 14 – Ground Proximity Warning Systems (wyd. 2; 09.1976)
Urządzenia ostrzegające o zbliżaniu się do terenu
- Nr 15 – Dotychczas nie wydane
- Nr 16 – Automatically Deployable Emergency Locator Transmitter for Helicopter (wyd. 1; 11.1985)
Automatycznie włączany lokator dla śmigłowców
- Nr 17 – Aeroplanes Wheels and Wheels-Brakes Assemblies – Minimum Performance Standards (wyd. 1; 18.09.1986)
Koła i hamulce lotnicze – minimalne wymagania właściwości

Foreiner Airworthiness Directives (zagraniczne biuletyny zdatości do lotu)

- Vol. I – FAA Summary of Airworthiness Directives for Aircraft 12 500 lb or less
- Cz. 1 – Biuletyn FAA nt. zdatości do lotu samolotów o masie nie przekraczającej 5700 kg
- Vol. II – FAA Summary of Airworthiness Directives for Aircraft above 12 500 lb
- Cz. 2 – Biuletyn FAA nt. zdatości do lotu samolotów o masie przekraczającej 5700 kg
- Uwaga.* Cz. 1 i 2 są wydawane bezpośrednio przez Amerykański Nadzór Lotniczy (FAA).
- Vol. III – Airworthiness Directives for Aircraft Constructed in Foreign Countries other than the USA (CAP 474)

cd. na str. 16

4. Tłumik wahań kierunkowych, tłumik odchylenia

Ang.: yaw damper, directional control damper, rudder damper
Niem.: Gierdämpfer (m), Gierregler (m), (Gier) Dämpfungsgregler (m)
Fr.: amortisseur (m) de lacet
Ros.: демпфер рыскания, гаситель путевых колебаний

Szybkie samoloty nieraz nie są dość stateczne we wszystkich stanach lotu i korygowanie wahań może być dla załogi zbyt męczące. Stosuje się wtedy mechanizm automatyczny, w znacznym stopniu usuwający wpływ zakłóceń zewnętrznych na ruch samolotu. Najczęściej odnosi się to do kanału odchylenia (tj. odchylen w płaszczyźnie poziomej). Ruch samolotu kontrolują czujniki odchylenia i przechylenia. Sygnały z czujników porównuje się z charakterystykami danego typu samolotu oraz koordynuje się ze stanem lotu i konfiguracją samolotu. Wynikowe sygnały sterują silnikami (zwykle elektrycznymi) mechanizmów wykonawczych, włączonych szeregowo w układ sterowania samolotem.

Tłumik wykrywa odchylenie i tłumia reakcje samolotu na zakłócenia. Utrzymuje również samolot w stanie wyważenia kierunkowego i zapewnia koordynację zakrętu, bez wyczuwalnych przez pilota reakcji na sterownicach. Tłumik koryguje też odchylenia wywołane przechyleniem.

Działanie tłumika może opierać się na przyspieszoniomierzu poprzecznym. Mogą też być zastosowane giroskopowe czujniki prędkości kątowej odchylenia i przechylenia (działające na zasadzie zakrętomierza), których sygnały przechodzą przez zespół różniczkujący. Uzyskuje się wtedy sygnały przyspieszenia kątowego, co powoduje uprzedzające wychylenie steru, zanim wzrośnie prędkość kątowa. Przy wprowadzaniu w ustalony zakręt prędkość kątowa początkowo rośnie, ale po chwili ustala się. Przyspieszenie kątowe pojawia się i szybko spada do zera i tłumik nie przeszkadza w zakręcie.

W konfiguracji do startu i lądowania, a więc przy wychylonych kłapach, gdy przy małych prędkościach lotu są potrzebne większe wychylenia steru kierunku i lotek, włącza się sygnał przechylenia i tłumik może działać jednocześnie jako koordynator zakrętu.

5. Spadochron przeciwkorkociągowy

Ang.: (anti-)spin parachute, spin recovery parachute
Niem.: Trudelschirm (m), Trudelfallschirm (m), trudelfreier Fallschirm (m)
Fr.: antiville parachute (m), parachute de vrille
Ros.: противоштопорный парашют, ПШП

W celu zwiększenia bezpieczeństwa załogi przy próbach w locie obejmujących przeciągnięcia i korkociągi w różnych konfiguracjach samolotu, a także gdy można spodziewać się niezamierzonego wystąpienia korkociągu, stosuje się urządzenia ułatwiające wyprowadzenie z korkociągu lub/i przeciągnięcia. Mają one skutecznie zadziałać, nawet gdy samolot wykazuje nieprawidłowe właściwości lotne. Urządze-

nia takie stosuje się w początkowych fazach prób w locie, podczas wstępnego rozeznania właściwości w przeciągnięciu, a także, gdy trzeba zbadać cały zakres dopuszczalnych wyważań lub rozszerzyć go dla bardziej tylnych położań środka masy samolotu. W tym celu stosuje się spadochrony lub rakiety przeciwkorkociągowe (patrz p. 6).

Spadochron przeciwkorkociągowy bywa umieszczany w zasobniku w tylnej części kadłuba bądź dwa takie spadochrony umieszcza się na końcach skrzydeł. Spadochron łączy się linką z zaczepem zamocowanym do struktury samolotu. Po otwarciu przez pilota, spadochron wraz z linką łączącą ustawia się w kierunku przepływu powietrza. Przy symetrycznym przeciągnięciu spadochron ogonowy wytwarza siłę do góry i moment pochylający w stronę zmniejszania kątów natarcia. Moment ten zanika dopiero z chwilą ustawienia osi kadłuba w kierunku przepływu. W przypadku korkociągu, oprócz zmniejszania kątów natarcia, dla wyprowadzenia jest ważne zahamowanie obrotu względem osi pionowej. Spadochron przeciwkorkociągowy na końcu kadłuba wytwarza siłę działającą w kierunku wypadkowej prędkości opływu, a więc zarówno zmniejszającą kąty natarcia, jak i hamującą opór.

W przypadku umieszczenia spadochronów na końcach skrzydeł (co może skuteczniej hamować obroty na samolocie o krótkim kadłubie), pilot uruchamia oczywiście spadochron lewego skrzydła przy korkociągu prawym i odwrotnie. Spadochrony skrzydłowe są mniej skuteczne dla zmniejszania kąta natarcia, choć przy skrzydłach o znacznym skosie dodatnim (tj. do tyłu) wpływ ten może być istotny.

Wymiary samolotu i obciążenie powierzchni skrzydła wpływają na potrzebne wymiary spadochronu. Spadochron po otwarciu powinien dać się odczepić, żeby nie utrudniać dalszego lotu i lądowania samolotu. Sterowanie zaczepem musi być jednak zabezpieczone przed przypadkowym mimowolnym zwolnieniem linki przed celowym użyciem spadochronu. Uruchamianie i otwieranie musi być możliwie niezawodne i niezależne od położenia samolotu. Aby uniezależnić się od kierunku przepływu strug w rejonie zasobnika spadochronu, stosuje się przymusowe wyrzucanie spadochronika pomocniczego (pilocika) za pomocą sprężyny, ładunku pirotechnicznego lub małej rakiety.

6. Rakieta przeciwkorkociągowa

Ang.: antispin rocket, wingtip rocket
Niem.: Trudelrakete (f), Anti-Spin-Rakete (f)
Fr.: (fusée (f) antiville)
Ros.: противоштопорная ракета

Rakiety przeciwkorkociągowe, podobnie jak spadochrony przeciwkorkociągowe, mają ułatwiać wyprowadzenie samolotu z korkociągu, gdy normalne działanie sterami okaże się nieskuteczne. Mogą być one używane w celu zwiększenia bezpieczeństwa załogi przy próbach w locie, zwłaszcza w przypadku samolotów o nietypowym układzie. Rakiety takie umieszczone w pobliżu końców skrzydeł są odpalane odpowiednio do kierunku korkociągu – na lewym skrzydle przy lewym korkociągu i odwrotnie.

Oprócz momentu hamującego obrót, włączona raketa przyspiesza ruch danego skrzydła do przodu, przez to zmniejsza jego kąt natarcia.

K. D.

cd. ze str. 15

Cz. 3 – Biuletyn nt. zdolności do lotu samolotów budowanych za granicą w innych krajach niż USA

Airworthiness Notice (CAP 457)

Jest to biuletyn informacyjny CAA zawierający informacje ogólne, zalecenia eksploatacyjne oraz wiele innych informacji dla właścicieli i użytkowników samolotów cywilnych.

Registration, Certification and Maintenance of Aircraft
 — a guide
 (CAP 396) Rejestracja, certyfikacja oraz obsługa samolotu
 — przewodnik
 UK Special Conditions
 (CAP 480) Dodatkowe brytyjskie wymagania przy certyfikacji samolotów obcej konstrukcji

Opracował R. J. M.

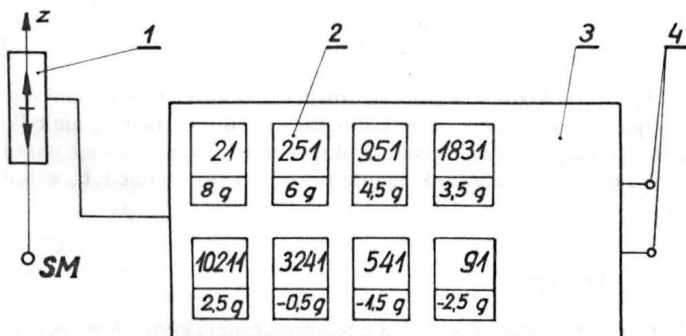
Ciągła ocena zużycia zmęczeniowego struktur nośnych samolotów

Mgr inż. MAREK DĘBSKI

Samoloty konstruowane metodą safe life (bezpiecznego życia) mają (w wyniku badań zmęczeniowych opartych na uśrednionym i charakterystycznym dla danej klasy samolotów widmie obciążeń) udokumentowany okres użytkowania (resurs) płatowca. Jest on wyrażony liczbą godzin lotu, po wylądowaniu którego płatowiec ulega kasacji. W tym okresie nie powinno (z określonym prawdopodobieństwem) wystąpić uszkodzenie zmęczeniowe struktury nośnej samolotu mogące zagrozić jego bezpiecznej eksploatacji – oczywiście pod warunkiem wykonania i eksploatacji samolotu w wymaganych warunkach technologicznych i eksploatacyjnych. Za stopień zużycia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu przyjmuje się stosunek wylatanych godzin do jego okresu użytkowania. Jednak taka ocena stopnia zużycia zmęczeniowego nie uwzględnia niezmiernie istotnego znacznego rozrzutu rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych samolotów. Jest to szczególnie istotne dla samolotów, dla których zasadniczymi obciążeniami eksploatacyjnymi są obciążenia manewrowe – pilotażowe. Dotyczy to więc głównie samolotów szkolno-bojowych, myśliwskich, szturmowych i różniczych. Zasadniczymi źródłami rozrzutu obciążeń eksploatacyjnych są:

- różnice w umiejętnościach i cechy osobowe pilotów,
- różnice w intensywności eksploatacji samolotów zarówno między poszczególnymi jednostkami użytkującymi samoloty, jak i w tych jednostkach,
- cechy indywidualne samolotów.

Pomiary obciążeń eksploatacyjnych samolotów rolniczych oraz wstępne pomiary obciążeń samolotu szkolno-bojowego wykonane w Instytucie Lotnictwa wykazały znaczny rozrzut obciążeń eksploatacyjnych dla identycznych zadań i warunków lotu, ale wykonywanych przez różnych pilotów. Szczególnie istotne różnice wystąpiły między pilotami doświadczalnymi a pilotami liniowymi. Piloci liniowi traktowali samolot jako narzędzie pracy niezbędne do wykonania rutynowego zadania bez przesadnego „szacunku” dla samolotu. Uzyskane przez nich obciążenia były większe niż uzyskiwane przez pilotów doświadczalnych.

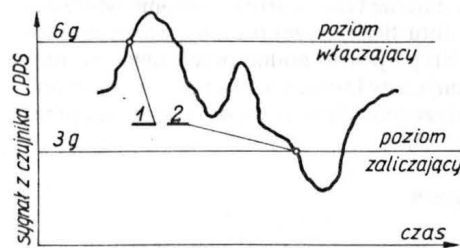


Rys. 1. Elementy składowe rejestratora RPPS: 1 – czujnik CPPS, 2 – liczniki, 3 – klasyfikator KPPS, 4 – zasilanie, SM – środek masy samolotu

Różnice w intensywności eksploatacji między jednostkami eksploatającymi samoloty wynikają głównie z tego, iż każda jednostka ma na ogół określony zakres zadań, które najczęściej wykonuje, np: szkolenie w lotach po kręgu czy w lotach nawigacyjnych, lub też szkolenie w lotach do strefy na prosty, średni czy wyższy pilotaż. Jest oczywiste, że

mimo zbliżonych nalożeń wielkość i intensywność obciążeń eksploatacyjnych samolotów będą różne i zależne od tego, w której jednostce samolot jest eksploatowany. Mniej może istotnym czynnikiem są cechy indywidualne samolotu odróżniające samoloty tego samego typu. Powodują one, że samolot jest lubiany lub nie lubiany przez pilotów.

To, że samolot wylatał, np. 30% okresu użytkowania nie oznacza, że wyczerpał 30% trwałości zmęczeniowej, gdyż właśnie z powodu rozrzutu obciążeń eksploatacyjnych wywołanego ww. czynnikami stopień zużycia zmęczeniowego będzie zależny od intensywności i wielkości obciążeń eksploatacyjnych, jakim została poddana struktura nośna samolotu podczas dotychczasowej eksploatacji.



Rys. 2. Klasyfikacja sygnału: 1 – włączenie, 2 – zaliczenie

Jeśli na samolocie zostanie zamontowane urządzenie rejestrujące wielkości fizyczne, które można by uznać za miarę jego obciążeń eksploatacyjnych, to urządzenie to umożliwi ocenę rzeczywistego stopnia zużycia zmęczeniowego pod względem obciążeń eksploatacyjnych, jakimi samolot był poddany podczas dotychczasowej eksploatacji. Przykładem tego typu urządzeń są rejestratory przyspieszeń pionowych samolotu (RPPS) typu fatigue meter. Rejestrator taki składa się z dwóch członów (rys. 1):

- czujnika przyspieszeń pionowych samolotu (CPPS) umieszczonego możliwie blisko środka masy samolotu (aby nie rejestrować składowej przyspieszenia liniowego pochodzącej od przyspieszeń kątowych samolotu),
- klasyfikatora przyspieszeń pionowych samolotu (KPPS), który klasyfikuje sygnał otrzymany z czujnika, a następnie rejestruje go w pamięci (na licznikach zliczających przekroczenia zadanych poziomów przyspieszeń pionowych).

Na rys. 2 przedstawiono przykład klasyfikacji dla jednego z poziomów przyspieszeń – 6 g.

Warunkiem zaliczenia przekroczenia poziomu 6 g jest pozytywny wynik iloczynu zdarzenia polegającego na przekroczeniu tego właśnie poziomu przez narastający sygnał z czujnika i zdarzenia polegającego na przekroczeniu poziomu 3 g przy opadaniu sygnału. Zaliczony poziom nazwano poziomem włączającym, gdyż ustawia klasyfikator w stan czuwania, a poziom, którego przekroczenie warunkuje zaliczenie nazwano poziomem zaliczającym. Zaliczenie przekroczenia oznacza wzrost liczby przekroczeń zapisanej na liczniku tego poziomu przyspieszeń o wartość 1. W tego typu rejestratorach stosuje się od ok. 6 do nawet kilkudziesięciu par poziomów (włączający – zaliczający). Większe liczby par poziomów stosuje się wówczas, gdy pamięć rejestratora nie są liczniki mechaniczne, lecz pamięci elektroniczne. Pozostaje jednak wtedy problem podtrzymania tej pamięci przez dłuższy czas, gdy samolot nie jest eksploatowany. Problem ten nie istnieje w przypadku pamięci mechanicznych.

Należy jeszcze zwrócić uwagę, że taki sposób klasyfikacji umożliwia rejestrację obciążeń (proporcjonalnych do przyspieszeń pionowego samolotu) o względnie dużych amplitudach eliminując obciążenia o względnie małych amplitudach nie mające istotnego znaczenia dla trwałości zmęczeniowej struktury nośnej samolotu. I tak np. w rejestratorze RPPS-1/85 konstrukcji dr. inż. M. Sadekowskiego i mgr. inż. Z. Dygasa opracowanym w Pracowni Wytrzymałości Zmęczeniowej Zakładu Wytrzymałości Instytutu Lotnictwa przyjęto do klasyfikacji osiem par poziomów przyspieszeń o wartościach podanych w tabl. Rejestrator ten można stosować w samolotach o zakresie dopuszczalnych współczynników obciążenia +8, -4. Ponieważ jednak dalsze szczegóły techniczne [1, 2] nie mają dla artykułu większego znaczenia, ograniczono się do ogólnego opisu działania przykładowego rejestratora przyspieszeń pionowych samolotu.

TABLICA

Poziom włączający	-2,5g	-1,5g	-0,5g	2,5g	3,5g	4,5g	6g	8g
Poziom zaliczający	-0,5g	0g	1g	1g	2g	2,5g	3,5g	4,5g

Dane z rejestratorów w postaci liczb zaliczonych przekroczeń przyjętych poziomów przyspieszeń są aktualną informacją o rzeczywistym widmie obciążeń, jakim samolot został poddany w dotychczasowej eksploatacji. Oczywiście takie widmo ma charakter dyskretny – z tyłoma punktami, ile liczników ma dany rejestrator. Każdemu licznikowi jest przypisana para poziomów, tzn. poziom włączający – którego przekroczenie rejestrujemy oraz poziom zaliczający – którego przekroczenie warunkuje zaliczenie przekroczenia poziomu włączającego. Jako indeks licznika podaje się tylko wartość poziomu włączającego. Wraz ze wzrostem nalotu liczby przekroczeń tych poziomów przyspieszeń będą rosły. Dlatego jest wygodne przedstawienie tego widma w układzie współrzędnych, w których na osi poziomej jest opisana liczba przekroczeń poszczególnych poziomów podzielona przez aktualny nalot samolotu t (rys. 3).

Ocena intensywności eksploatacji

Dla każdego samolotu, na którym jest zamontowany rejestrator, co pewien czas otrzymamy aktualne widmo obciążeń eksploatacyjnych. Dokonując interpolacji (krzywa 2 na rys. 3) punktów aktualnego widma obciążeń odpowiednio dobranymi krzywymi (z wykorzystaniem np. metody najmniejszych kwadratów) oraz przyjmując hipotezę liniowej kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych, możemy napisać wzór określający średnie obliczeniowe zużycie zmęczeniowe struktury nośnej samolotu na 1 h lotu:

$$\bar{D}_o = \int_{E_o}^{E_k} \frac{dE}{N} \quad (1)$$

Granice całkowania E_o , E_k powinny być tak dobrane, aby objęły całe widmo. N – oznacza liczbę cykli wziętą z założonej wstępnej krzywej zmęczeniowej struktury nośnej samolotu:

$$m_r^M \cdot N = C \quad (2)$$

Przy założeniu, że obciążenie struktury nośnej samolotu jest wprost proporcjonalne do współczynnika obciążenia, jest wygodne przedstawienie krzywej zmęczeniowej właśnie w takiej postaci.

We wzorze (2) m_r jest równoważnym współczynnikiem obciążenia samolotu. Oznacza on, że wielkość uszkodzenia zmęczeniowego spowodowana przyłożeniem jednego odzerowotętniającego cyklu obciążenia odpowiadającego wartości współczynnika m_r jest taka sama jak wielkość uszkodzenia zmęczeniowego spowodowana przyłożeniem jednego cyklu obciążenia odpowiadającego wartościom współczynnika obciążenia samolotu odpowiednio m_{\max} i m_{\min} . Przykładem wzoru redukcyjnego stosowanego w obliczeniowych analizach wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych jest zależność Odinga:

$$m_r = \sqrt{m_{\max} (m_{\max} - m_{\min})} \quad (3)$$

gdzie: m_r – równoważny współczynnik obciążenia samolotu. Dla konstrukcji duralowych – nitowanych można przyjąć, że wykład-

nik potęgi M jest równy 4 [3]. Znajomość wartości stałej C nie jest konieczna do oceny intensywności zużycia zmęczeniowego.

Mając określone średnie obliczeniowe zużycie zmęczeniowe (1) podczas dotychczasowej eksploatacji możemy w podobny sposób określić średnie obliczeniowe zużycie zmęczeniowe w próbie zmęczeniowej struktury nośnej samolotu. Jeśli więc próba zmęczeniowa była realizowana na podstawie widma obciążeń przedstawionego poprzednio na rys. 3, to podobnie jak wyżej można przedstawić średnie obliczeniowe zużycie zmęczeniowe struktury nośnej samolotu na 1 h lotu odwzorowaną w próbie zmęczeniowej w postaci zależności:

$$\bar{D} = \int_{E_o}^{E_k} \frac{dE}{N} \quad (4)$$

Tym razem całkowanie przebiega po krzywych (krzywa 1 na rys. 3) opisujących widmo obciążeń przyjęte do próby zmęczeniowej.

Jako miarę intensywności zużycia zmęczeniowego pod względem obciążeń eksploatacyjnych, a tym samym miarę intensywności eksploatacji, możemy wprowadzić współczynnik (który nazwiemy współczynnikiem intensywności eksploatacji) opisany zależnością:

$$\psi = \frac{\bar{D}_o}{\bar{D}} \quad (5)$$

Jeśli w wyniku próby zmęczeniowej został udokumentowany okres użytkowania (resurs) struktury nośnej samolotu T_o , to dopuszczalne zużycie zmęczeniowe wynosi:

$$D = T_o \cdot \bar{D} \quad (6)$$

Jeśli równocześnie aktualny nalot samolotu wynosi t , to aktualne zużycie zmęczeniowe jego struktury nośnej będzie:

$$D_o = t \cdot \bar{D}_o \quad (7)$$

a stopień zużycia zmęczeniowego jako miarę wykorzystania dopuszczalnego zużycia zmęczeniowego można wyrazić współczynnikiem:

$$\xi = \frac{D_o}{D} = \frac{t \cdot \bar{D}_o}{T_o \cdot \bar{D}} \quad (8)$$

Stosunek t/T_o określa, jaki ułamek okresu użytkowania został już wyczerpany, ale tylko jeśli chodzi o wylatanie określonej liczby godzin. Nazwijmy ten stosunek współczynnikiem wykorzystania okresu użytkowania:

$$\varphi = \frac{t}{T_o} \quad (9)$$

Związek między tymi trzema współczynnikami będzie miał postać:

$$\xi = \varphi \cdot \psi \quad (10)$$

Tak więc stopień zużycia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu pod względem jego obciążeń eksploatacyjnych jest funkcją nie tylko aktualnego stopnia wykorzystania okresu użytkowania, a więc współczynnika φ , ale również funkcją intensywności eksploatacji, tj. współczynnika ψ .

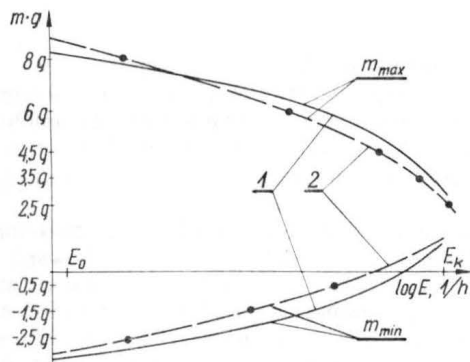
Realizacja koncepcji

Warunkiem realizacji koncepcji równomiernej i kontrolowanej eksploatacji samolotów (tzn. ciągłej oceny stopnia zużycia zmęczeniowego i intensywności eksploatacji pod względem ich obciążeń eksploatacyjnych) jest wyposażenie każdego samolotu w rejestratory obciążeń, np. typu RPPS. Proponowany zespół działań których celem byłaby realizacja tej koncepcji, pokazano na schemacie blokowym (rys. 4). Jednostka eksploatująca samoloty 1 objęte tym systemem eksploatacji, a więc wyposażone w ww. rejestratory, okresowo zbiera dane szcztane z każdego rejestratora, tworząc tym samym zbiór danych 2. Z badań zmęczeniowych 3 struktury nośnej samolotu otrzymujemy dane:

— przyjęte widmo obciążeń, np. w postaci pokazanej poglądowo na rys. 3 (krzywa 1),

— udokumentowany okres użytkowania T_0 .

Następnie w tej jednostce lub w jednostce centralnej dokonuje się oceny intensywności eksploatacji 5, a więc wyznaczenia współczynnika ψ oraz oceny stopnia zużycia zmęczeniowego, a więc wyznaczenia współczynnika ξ dla każdego samolotu. Równocześnie są gromadzone i analizowane dane o uszkodzeniach zmęczeniowych struktur nośnych samolotów, stwierdzone podczas dotychczasowej eksploatacji 4. Dane z pozycji 4 i 5 są podstawą do podjęcia decyzji 6 co do dalszego sposobu eksploatacji każdego z samolotów. Może więc zostać wydane jednostce eksploatującej samolot zalecenie zwiększenia lub zmniejszenia intensywności jego eksploatacji pod względem obciążeń.



Rys. 3. Widmo obciążeń eksploatacyjnych: 1 – widmo obciążeń przyjęte w próbie zmęczeniowej samolotu, 2 – krzywe interpretujące dane z rejestratora, m – współczynnik obciążenia samolotu, $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, E – liczba przekroczeń danego poziomu przyspieszenia pionowego samolotu ($m \cdot g$), średnio na 1 h lotu, E_0, E_k – granice całkowania, ● – dane z rejestratora (liczba wylatanych godzin – t)

Może to oznaczać wycofanie samolotu z lotów do strefy na akrobacje i przeznaczenie do lotów np. nawigacyjnych. Może również zaistnieć konieczność wycofania samolotu z dalszej eksploatacji, jeśli wartość stopnia zużycia zmęczeniowego ξ przekroczyła 1, mimo że samolot ten mógł jeszcze nie osiągnąć swego okresu użytkowania. Może zaistnieć również sytuacja odwrotna, polegająca na dopuszczeniu do dalszej eksploatacji samolotu, który co prawda przekroczył swój okres użytkowania, ale stopień zużycia zmęczeniowego jego struktury nośnej jest mniejszy od wartości 1. Umożliwia to dopuszczenie samolotu do dalszej eksploatacji aż stopień zużycia zmęczeniowego osiągnie wartość 1. Ta ostatnia sytuacja jest bardziej prawdopodobna. Oczywiście realizacja tej koncepcji może ulec pewnemu uproszczeniu po wprowadzeniu rejestratorów, które na bieżąco będą wyznaczały wartości współczynników ψ i ξ .

Uzasadnienie koncepcji

Obciążenia eksploatacyjne, jakim jest poddany każdy samolot podczas eksploatacji są bogatym widmem obciążeń zmęczeniowych. Są to obciążenia losowe, zależne od warunków i sposobu eksploatacji każdego samolotu. Dla pewnego uproszczenia rozważań za miarę tych obciążeń przyjmijmy równoważną im zmęczeniowo liczbę cykli n umownego obciążenia. Tym samym n jest zmienną losową.

Wytrzymałość zmęczeniowa struktury nośnej każdego samolotu jest również losowa ze względu na losowy charakter procesu technologicznego produkcji. Niech więc miarą wytrzymałości zmęczeniowej będzie zmienna losowo liczba cykli N ww. umownego obciążenia. Na rys. 5 przedstawiono poglądowo funkcję gęstości prawdopodobieństwa $\rho(\log n)$ – krzywa 1 i $\rho(\log N)$ – krzywa 2. Ocenami wartości oczekiwanych zmiennych losowych N i n będą odpowiednio:

— liczba cykli \bar{N} umownego obciążenia równoważna zmęczeniowo obciążeniom przyjętym w wyniku badań zmęczeniowych całej struktury i jej fragmentów jako trwałość zmęczeniowa struktury nośnej samolotu,

— liczba cykli $\bar{n} = \bar{N}/\eta$, gdzie η – współczynnik niezawodności.

Ocena wartości oczekiwanej \bar{N} otrzymana w wyniku badań zmęczeniowych kompletnej struktury jako wynik z jednej próby może okazać się niedostatecznie wiarygodna. Jednak w wyniku tej próby ulega zniszczeniu zmęczeniowemu taki rejon struktury, którego trwałość zmęczeniową

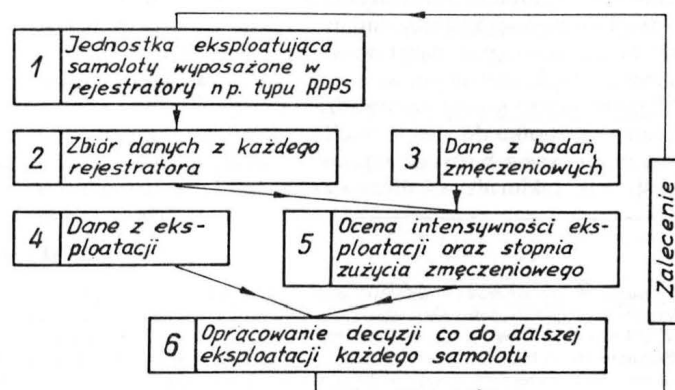
przyjmuje się za trwałość zmęczeniową całej struktury. Aby otrzymać bardziej wiarygodną ocenę wartości \bar{N} oraz innych parametrów funkcji rozkładu zmiennej losowej N , jest możliwe uzupełnienie badań zmęczeniowych całej struktury znacznie mniej kosztownymi badaniami jej fragmentów odwzorowującymi ten krytyczny rejon konstrukcji.

Liczbie \bar{N} będzie odpowiadała trwałość zmęczeniowa struktury T wyrażona już nie jako liczba cykli umownego obciążenia, ale jako liczba godzin lotu. Tym samym liczbę \bar{n} będzie odpowiadał okres użytkowania samolotu (resurs) $T_0 = T/\eta$.

Znaczenie współczynnika niezawodności polega na zapewnieniu dostatecznie małego prawdopodobieństwa s zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu. Kожарzenie zmiennej losowej wytrzymałości zmęczeniowej N i zmiennej losowej obciążeń eksploatacyjnych n następuje przez eksploatację. Jeśli rozważyć rozkład zmiennej losowej $\log N/n$ (krzywa 3 na rys. 5), to pole s (gdzie $N/n \leq 1$) będzie prawdopodobieństwem zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu.

Wprowadzenie proponowanej koncepcji zakładającej sterowanie intensywnością eksploatacji oraz ciągłą ocenę stopnia zużycia zmęczeniowego struktury pod względem obciążeń eksploatacyjnych spowoduje zmniejszenie rozrzutu obciążeń eksploatacyjnych poszczególnych samolotów. To zmniejszenie rozrzutu obciążeń pokazano poglądowo na rys. 5 (przejście krzywej 1 opisującej rozkład obciążeń eksploatacyjnych bez stosowania proponowanej koncepcji w krzywą 1' opisującą rozkład obciążeń eksploatacyjnych przy stosowaniu proponowanej koncepcji). Zakładając, że rozkład zmiennej losowej wytrzymałości zmęczeniowej struktury (krzywa 2) nie ulega zmianie, otrzymamy rozkład zmiennej losowej $\log N/n$ (krzywa 3') o również mniejszym rozrzucie. Pole s' , ograniczone krzywą 3', osią pionową $\log N/n = 0$ oraz osią poziomą jest miarą prawdopodobieństwa zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu, jakiego należy oczekiwać w wypadku prowadzenia eksploatacji samolotów wg proponowanej koncepcji. Prawdopodobieństwo to jest mniejsze od prawdopodobieństwa s ($s' < s$), a więc można oczekiwać bezpieczniejszej eksploatacji pod względem możliwości wystąpienia zniszczenia zmęczeniowego mogącego spowodować katastrofę samolotu. Ten korzystny efekt uzyskuje się właśnie dzięki zmniejszeniu rozrzutu obciążeń eksploatacyjnych poszczególnych samolotów (krzywa 1 → krzywa 1').

Można również, przy zachowaniu tego samego prawdopodobieństwa zniszczenia zmęczeniowego s , dopuścić do wzrostu obciążeń eksploatacyjnych, co oznacza przesunięcie krzywej 1' w prawo tak, że pozostałaby krzywa 1'' o wartości oczekiwanej $\bar{n}'' > \bar{n}$. Ten wzrost dopuszczalnych obciążeń eksploatacyjnych powinien jednak spowodować



Rys. 4. Schemat blokowy realizacji koncepcji

takie przesunięcie krzywej rozkładu 3' zmiennej losowej $\log N/n$, aby otrzymana krzywa 3'' zapewniała zachowanie wymaganego prawdopodobieństwa wystąpienia zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej płatowca. Sprowadza się to do warunku równości pola s'' (ograniczonego krzywą 3'', osią pionową $\log N/n = 0$ i osią poziomą) i pola s :

$$s'' = s \quad (11)$$

Ten wzrost dopuszczalnych w eksploatacji zmęczeniowych obciążeń eksploatacyjnych \bar{n} do \bar{n}'' spowoduje wzrost okresu użytkowania (resursu) z wartości T_0 do wartości T_0'' . Wg wstępnych oszacowań przyrost ten może wynosić 20÷50%.

Jak łatwo zauważyć, wzrost dopuszczalnych obciążeń eksploatacyjnych będzie oznaczać wzrost dopuszczalnej wartości współczynnika zużycia zmęczeniowego z pierwotnej wartości $\xi = 1$ do wartości $\xi = \bar{n}'/\bar{n}$.

Bardzo istotnym czynnikiem jest relacja między obciążeniami przyjętymi do próby zmęczeniowej (na podstawie wyniku której został wyznaczony okres użytkowania samolotu T_0) a rzeczywistymi obciążeniami eksploatacyjnymi (jakim każdy samolot zostanie poddany podczas eksploatacji). Bez prowadzenia eksploatacji samolotów wg koncepcji pozwalającej na ciągłą ocenę tych obciążeń przez okresowe wyznaczanie wartości współczynników ψ , η , φ , praktycznie nie ma możliwości kontrolowania rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych stopniowo zmniejszających wytrzymałość zmęczeniową struktury nośnej każdego samolotu. Może przecież okazać się, że widmo obciążeń przyjęte do próby zmęczeniowej, a oparte na względnie ograniczonych pomiarach obciążeń (aranżowanych często na podstawie nie zawsze wiarygodnego przewidywanego profilu eksploatacji samolotu) było zbyt łagodne. Dopiero wówczas ewentualne wypadki spowodowane zniszczeniami zmęczeniowymi (mimo że samoloty nie wylatały okresów

tualnego zastosowania tej koncepcji będą również bezcennym materiałem dla konstruktorów i umożliwią tworzenie coraz trwalszych i lżejszych konstrukcji kształtowanych pod względem trwałości zmęczeniowej na podstawie realnie prawdopodobnych obciążeń.

A przecież we współczesnych konstrukcjach lotniczych zasadniczymi i najtrudniejszymi problemami wytrzymałościowymi są problemy związane z ich wytrzymałością zmęczeniową. Wynika to ze złożoności zjawiska zmęczenia konstrukcji i materiałów, którego nie potrafimy jeszcze modelować dostatecznie wiarygodnymi obliczeniami. Z tego powodu, w celu określenia trwałości zmęczeniowej przeprowadza się kosztowne badania zmęczeniowe, których wyniki i ich analiza są bezcennym doświadczeniem biura konstrukcyjnego ukrywanym przed potencjalną konkurencją. Przygotowanie i prowadzenie tych badań wymaga kosztowej bazy badawczej i zaplecza naukowego.

Wnioski

Realizacja proponowanej koncepcji umożliwia:

- zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji pod względem możliwości zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu,
- zwiększenie okresu użytkowania (resursu) samolotu bez zwiększenia prawdopodobieństwa zniszczenia zmęczeniowego struktury nośnej samolotu,
- ocenę widma obciążeń przyjętego do badań zmęczeniowych, na podstawie którego został ustalony okres użytkowania samolotu. Gdyby okazało się, że przyjęte do ww. badań widmo jest zbyt „ostre”, to przyjmując proponowaną zasadę eksploatacji samolotów do pełnego wyczerpania pod względem obciążeń ich trwałości zmęczeniowej ($\xi = 1$) można liczyć się ze znacznym przedłużeniem ich okresów użytkowania. W odwrotnym przypadku będzie to sygnał ostrzegający przed możliwością wystąpienia uszkodzenia zmęczeniowego wcześniej niż oczekiwano,

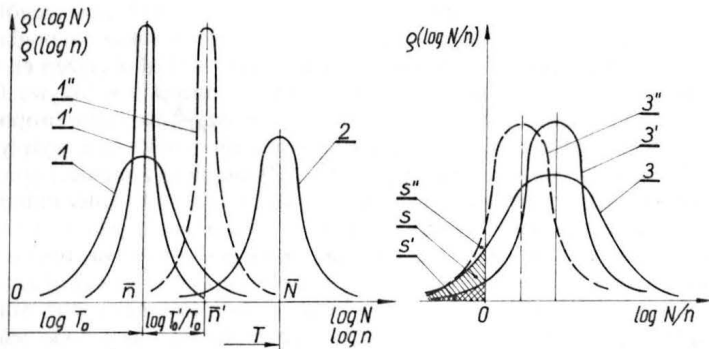
- otrzymanie realnego widma obciążeń, na podstawie którego można prowadzić wyprzedzające badania zmęczeniowe w celu optymalizacji konstrukcji,

- otrzymanie w każdej chwili aktualnej historii obciążeń eksploatacyjnych każdego samolotu objętego tym systemem wraz z oceną aktualnego stanu technicznego samolotu. Może to być podstawą decyzji co do sposobu dalszej jego eksploatacji. Obecnie zdarza się, że istnieje konieczność przedłużenia okresu użytkowania samolotu jedynie na podstawie aktualnego stanu technicznego bez znajomości historii obciążenia,

- pełne pod względem obciążeń wyeksploatowanie parku samolotów.

LITERATURA

1. M. DEBSKI: Wymagania techniczne na rejestrator przyspieszeń pionowych samolotu typu „Fatigue Meter”. Oprac. ILOT. 57/RW-W1/83
2. M. SADKOWSKI: Tymczasowe warunki techniczne na prototyp rejestratora przyspieszeń pionowych samolotów typu RPPS-1/8S. Oprac. ILOT. 31/RW-W1/86
3. V. KAHANEK: Volba unavovych S-N křvek v rámci vyvoje noveho letounu. Zprávodaj VZLU 1/1986.



Rys. 5. Funkcja gęstości prawdopodobieństwa q

użytkowania) będą sygnałem, że obciążenia eksploatacyjne okazały się większe niż zakładano. Sytuacja odwrotna, tzn. zbyt „ostre” widmo obciążeń przyjęte do próby zmęczeniowej, może powodować wycofanie z eksploatacji samolotów, które wylatały co prawda okresy użytkowania, ale nie wyczerpały całkowicie zużycia zmęczeniowego pod względem obciążeń. Przy eksploatacji samolotów wg proponowanej koncepcji w obu przypadkach sygnałem pozwalającym ocenić oczekiwane ewentualne przeciążenie lub niedociążenie struktury nośnej samolotu będzie przebieg zmian w czasie współczynnika ψ . Gdy współczynnik ten będzie dążył do wartości większej od 1 oznacza, że obciążenia eksploatacyjne są większe niż oczekiwano i odwrotnie.

Zdaniem autora koszty wprowadzenia proponowanej koncepcji są znikome w stosunku do wymiernych korzyści ekonomicznych, jakich można oczekiwać z bezpieczniejszej i dłużej eksploatacji tak drogiego sprzętu, jakim jest współczesny samolot. Dane uzyskane z ewen-

WARUNKI PRENUMERATY NA 1989 r.

Prenumeratory zbiorowi – jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty **wyłącznie** na blankiecie „wplata-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.

Jest to pierwsza w świecie monografia międzynarodowych challenge'ów lotniczych, które odbyły się w latach 1929, 1930, 1932 i 1934. W zawodach tych startowali piloci najważniejszych państw europejskich. Dwukrotnie zwycięzcami byli Niemcy i dwukrotnie Polacy (Zwirko i Bajan).

W książce szczegółowo przedstawiono przebieg zawodów oraz zamieszczono opisy (ze zdjęciami i rysunkami w trzech rzutach) samolotów, które brały w nich udział. Na rysunkach pokazano samoloty wraz ze znakami rejestracyjnymi i schematem malowania. Wątpliwość budzi rysunek samolotu Breda 15 z silnikiem gwiazdowym, podczas gdy wg opisu ten egzemplarz ma silnik rzędowy. Natomiast usterzenia pionowe samolotów Monocoupe 110, Spartan Arrow i CANT-26 mają inny kształt na zdjęciach, a inny na rysunkach, lecz trudno ustalić, czy rysunki są błędne, czy zdjęcia są nieprawidłowo retuszowane. Poświęcenie każdemu samolotowi dwóch sąsiednich stron daje bardzo przejrzysty układ opisów samolotów, a dzięki skośnemu umieszczeniu rzutów z góry rysunki mogły być dość duże. Na końcu książki zestawiono znaki aeroklubów, znaki firmowe i napisy firmowe, które były umieszczone na samolotach challenge'owych.

Książka jest bardzo udaną pozycją i dziwi jej skromny nakład 9650 egz. Dobry papier, na którym wydrukowano książkę, przyczynił się do dobrego poziomu fotografii.

A. G.

SZEWCZYK W.: Samoloty, na których walczyli Polacy. Biblioteczka Skrzydlatej Polski. Wyd. 2. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1988, s. 252. Cena zł 600,-

Drugie wydanie tej książki znacznie różni się od pierwszego. Książkę wzbogacił obszerny rozdział, w którym omówiono przygotowania do wojny. Na czytelnym wykresach porównano siły lotnicze i samoloty stron walczących, przedstawiono działania lotnicze we wrześniu 1939 r., we Francji w 1940 r., podczas Bitwy o Anglię, działania myśliwskie, bombowe i morskie Polskich Sił Powietrznych w latach 1940÷1945, loty ze zrzutami do kraju oraz działalność Ludowego Lotnictwa Polskiego w latach 1943÷1945. Rozdział ten ilustrują liczne mapki. Podano też sporo informacji o użyciu radaru i o metodach walki z niemiecką obroną przeciwlotniczą.

Zasadniczą część książki to opisy 44 typów samolotów polskich, francuskich, angielskich, amerykańskich i radzieckich, na których latali polscy piloci podczas II wojny światowej.

Na końcu książki zamieszczono zestawienie sił polskiego lotnictwa w 1939 r. oraz podano na wykresach zmiany typów samolotów stosowanych w polskich jednostkach lotniczych we Francji i W. Brytanii. W tabelach zestawiono dane lotniczego uzbrojenia strzeleckiego oraz samolotów przeciwników.

Obecne wydanie tak bardzo różni się od pierwszego, że jest to niemal nowa książka pod starym tytułem.

A. G.

NĚMEČEK V.: Dvumotorová obchodní letadla. Atlas letadel 7. Wyd. Nadas, Praha 1987, s. 184, cena Kčs 27,-

Kolejny tom z serii atlasów z opisami samolotów cywilnych jest poświęcony dwusilnikowym samolotom służbowym z lat 1935÷1987. Ta kategoria samolotów zaczęła rozwijać się w drugiej połowie lat trzydziestych, a rozwinęła się po II wojnie światowej. W książce opisano 104 typy samolotów (44 mają obszerne opisy w trzech rzutach, reszta – opisy z fotografią). Opisano samoloty używane w Polsce: Aero 45, Aero 145, Morava, Cessna T-50 Bobcat, budowana u nas PZL M-20 Mewa oraz skonstruowany przez Polaków turecki THK-5. Na barwnych tablicach pokazano 16 sylwetek bocznych, w tym Cessnę Bobcat z polskimi znakami rejestracyjnymi. Książka jest udanym katalogiem samolotów służbowych.

A. G.

Do Czytelników

Redakcja *TLiA* pragnie gorąco przeprosić wszystkich Czytelników za znaczne opóźnienia w wydawaniu kolejnych zeszytów. W ubiegłym roku zmieniliśmy drukarnię licząc na skrócenie dochodzącego do 6 miesięcy cyklu produkcyjnego. Mamy nadzieję, że w br. drukarnie przezwyciężą wszystkie kłopoty i *TLiA* będzie ukazywała się terminowo.

Jednocześnie z przykrością informujemy, że w związku ze wzrostem cen usług poligraficznych i papieru Wydawnictwo SIGMA zostało zmuszone do podniesienia ceny jednego zeszytu do 350 zł od II kwartału br.

Życzymy Czytelnikom i sobie, aby nasza sytuacja wydawnicza unormowała się i kolejne numery *TLiA* ukazywały się bez opóźnień.

Redakcja

cd. ze str. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Zivillflugzeuge auf Farnbo'88. *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 2, S. 3

Es wird eine Übersicht die auf der Farnborough'88 – Ausstellung gezeigten Sport-, Geschäfts- und Passagierflugzeuge gegeben, sowie die bereits signalisierten Entwürfe neuer Flugzeuge behandelt.

PERLIŃSKI J.: Westliche Flugzeuge für besondere Aufgaben im Jahre 2000 (I). *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 2, S. 7

In dem Aufsatz werden Entwicklungsrichtungen der Flugzeuge für Aufklärung, elektronische Erkundung, Frühwarnung, Schiffsbekämpfung u. s. w. behandelt. Es wird auch die durchgeführte Modernisierung der gegenwärtigen Flugzeuge erörtert.

DEBSKI M.: Dauerbeurteilung des Ermüdungsverwehens an Tragstrukturen des Flugzeuges. *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 2, S. 17

Es wird eine Messmethode für den Ermüdungsverwehens an der Flugzeugstruktur sowie die Ein-

richtung zum Messen während des Betriebes beschrieben. Dabei wird vorgeschlagen, eine Dauerprüfung des Ermüdungsverwehens am Flugzeug durchzuführen und seine Lebensdauer nicht in Flugstunden sondern auf Grund der Erreichung des festgelegten Ermüdungsverwehenswertes zu bestimmen.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (VIII). *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 2, S. 22

Im 8. Teil des Aufsatzes wird der Hubschrauber Sikorsky R-4 aus dem Jahre 1942 erörtert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛАСС А.: Гражданские самолеты на Фарнбо'88. *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 2, с. 3

Описаны спортивные, служебные и пассажирские самолеты, показанные на выставке Фарнборо'88 а также проекты новых самолетов, о которых на этой выставке поступили первые сведения.

ПЕРЛИНЬСКИ Е.: Западные самолеты особого назначения 2000 г. (I). *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 2, с. 7

Описаны направления развития самолетов предназначенных для патрулирования, электронной разведки, раннего предупреждения, борьбы с кораблями противника и тп. Приводятся также сведения о модернизованных современных самолетах.

ДЕМБСКИ М.: Текущая оценка усталостного повреждения несущих структур самолетов. *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 2, с. 17

Описан метод измерения усталостного повреждения структуры самолета и оборудование для выполнения таких измерений во время эксплуатации. Представлено предложение постоянного контроля за усталостным повреждением самолета и определения его ресурса не количеством часов полета, но по условию достижения заданного уровня усталостного повреждения.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (VIII). *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 2, с. 22

В VIII части статьи описан вертолет Сикорски Р-4, от 1942 г.

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VIII)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

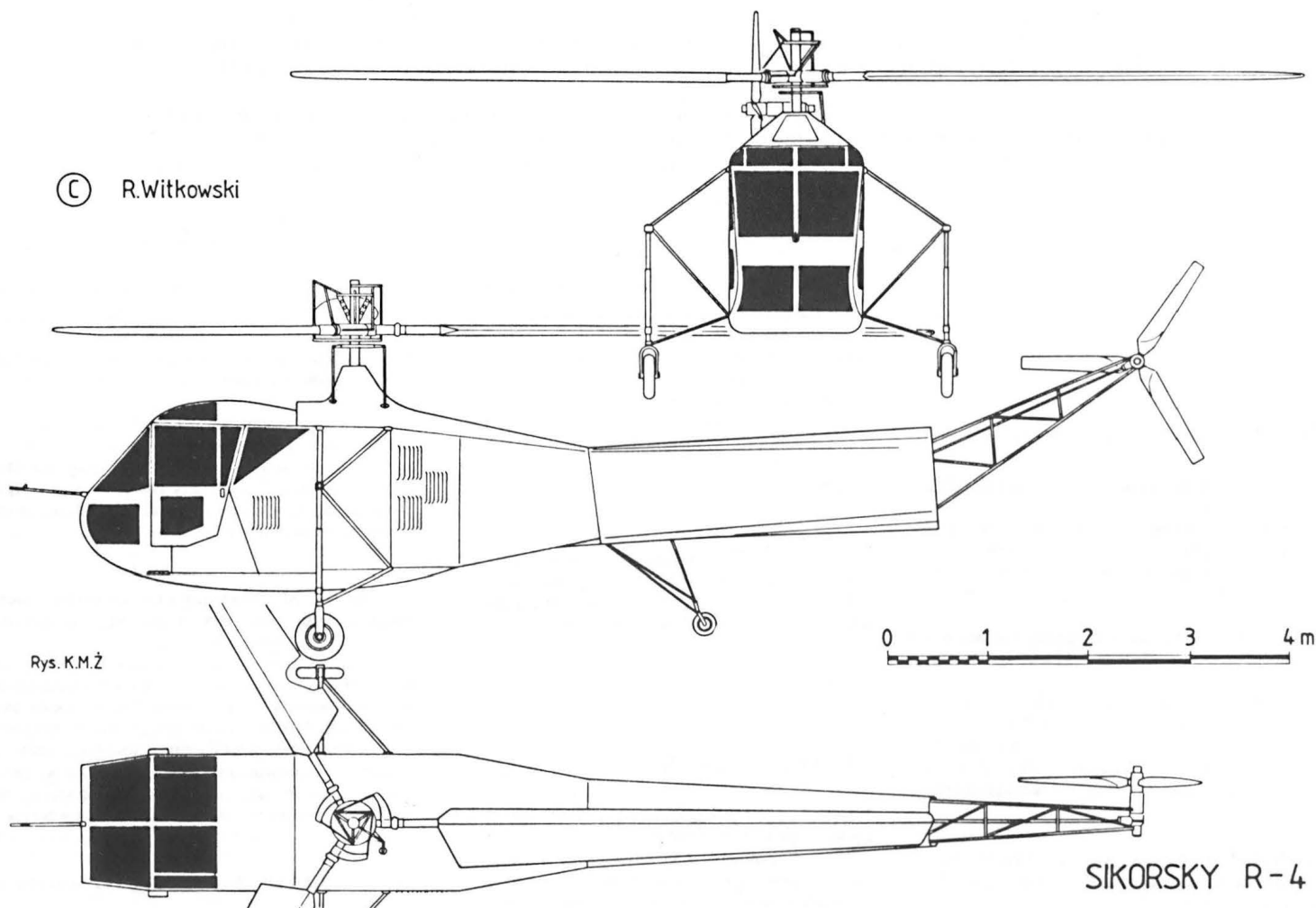
ŚMIGŁOWIEC SIKORSKY R-4 (1942 r.)

Śmigłowiec R-4 zasłużył na miano pierwszego z co najmniej trzech względów: był pierwszym śmigłowcem jednowirnikowym, który wszedł do seryjnej produkcji, pierwszym, którego eksploatowano ponad 100 egz. (131 szt.) i pierwszym, który pozwolił na zebranie doświadczeń z działań w warunkach od Arktyki do tropików.

Zamówienie na pierwszy śmigłowiec użytkowy otrzymał Igor Sikorski od lotnictwa wojskowego USA w 1941 r., gdy jeszcze trwały badania doświadczalnego śmigłowca VS-300. Nowy śmigłowiec miał być przeznaczony głównie do gromadzenia doświadczeń eksploatacyjnych, pilotażowych i obsługowych i określenia jego przydatności w toczącej się wojnie.

W śmigłowcu, który początkowo, na etapie projektowania, nosił oznaczenie VS-316, I. Sikorski zachował zasadniczy schemat ostatniej konfiguracji VS-300 z trójłopatowym wirnikiem nośnym i pojedynczym śmigłem ogonowym oraz kadłubem kratowym, pokrytym płótnem. Kadłub był jednak obszerniejszy, gdyż zawierał zamkniętąabinę dla dwuosobowej załogi oraz mocniejszy silnik. Inny był również układ trójpunktowego podwozia, które miało teraz pomocnicze kółko z tyłu, a nie z przodu.

11-metrowy wirnik nośny, obracający się z prędkością 215 obr/min, miał łopaty o obrysie trapezowym. Łopaty miały konstrukcję mieszaną: dźwigar stanowiła znitowana z odcinków rura stalowa, do której były przymocowane drewniane żebra i sklejkowo-płócienne pokrycie. Łopaty śmigła ogonowego były całkowicie drewniane. Łopaty nośne



Rys. 1. Śmigłowiec Sikorsky R-4

były zawieszane w piasku głowicy przegubowo na igłowych łożyskach tocznych i sterowane wypróbowaną w VS-300 tarczą sterującą. Trwałość eksploatacyjna łopat wynosiła 150 h lotu.

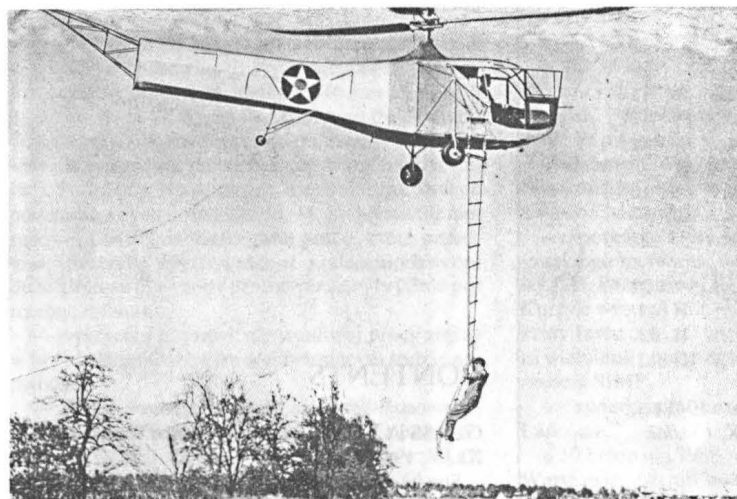
Prototyp śmigłowca VS-316 napędzał gwiazdowy, chłodzony powietrzem tłokowy silnik Warner Super Scarab R-500-3 o mocy 121,4 kW (165 KM). Chłodzenie silnika zapewniał wentylator zasysający powietrze przez żaluzje z boku kadłuba.

Pierwszy prototyp VS-316, któremu zleceniodawca (lotnictwo wojskowe) nadał oznaczenie XR-4, został oblatany 14 stycznia 1942 r. przez pilota doświadczalnego Charlesa L. Morrisa. Po krótkich próbach fabrycznych śmigłowca wykonał, w ciągu 5 dni maja 1942 r., 16-etapowy przelot z wytwórni Sikorsky'ego w Stratford w stanie Connecticut do wojskowego ośrodka badawczego Wright Field k. Dayton w stanie Ohio. Trasa liczyła 1220 km i została pokonana w czasie 16 h 10 min ze średnią prędkością lotu 75,46 km/h.

Podczas prób w locie prototyp został zmodyfikowany i otrzymał oznaczenie XR-4C. Zmiany objęły m. in. zwiększenie średnicy wirnika nośnego do 11,80 m i zastąpienie dotychczasowego silnika mocniejszym Warner Super Scarab R-500-1 o mocy 132,5 kW (180 KM).

Drugi prototyp VS-316 był badany w wytwórni. Był m. in. eksperymentalnie próbowany (w zawisie) z wirnikiem nośnym zawierającym jedną tylko łopatę z przeciwmasą.

Po pomyślnych próbach zmodyfikowanego prototypu XR-4C we Wright Field, do wytwórni w Stratford wpłynęło zamówienie lotnictwa wojskowego na 30 egz. śmigłowców serii informacyjnej. Pierwsze trzy egzemplarze tej serii otrzymały oznaczenie YR-4A, następnie zaś YR-4B*). Zostały one skierowane do próbnej eksploatacji w różnych warunkach klimatycznych i terenowych i w różnych rodzajach lotnictwa (lotnictwo armii, lotnictwo morskie, służba ochrony wybrzeża).



Rys. 2. Prototyp śmigłowca VS-316 (XR-4)

Pierwsze próby lądowań na pokładzie jednostki pływającej wykonano 6 i 7 maja 1943 r. Jeden z prototypów, XR-4C, pilotowany przez pilota doświadczalnego płk. Franka Gregory'ego, lądował wówczas wielokrotnie na pokładzie zbiornikowca USS Bunker Hill stojącego na redzie portu nowojorskiego, a następnie płynącego z prędkością do 15 węzłów. Próba była związana z zamiarem zastosowania śmigłowców w służbie ochrony konwojów. Istotnie, konwój, który opuścił Nowy Jork 2 stycznia 1944 r. miał na wyposażeniu trzy YR-4B. Nie ma jednak informacji czy w czasie podróży do Anglii wykonywały one jakieś działania.

Doświadczenia dotyczące przydatności YR-4B do akcji ratowniczych zostały zebrane po raz pierwszy 3 stycznia 1944 r. Tego dnia na pokładzie niszczyciela USS Turner znajdującego się w pobliżu Nowego Jorku nastąpiła potężna eksplozja, w której wielu członków za-

*) Litera X w oznaczeniu typu wskazywała na prototypowy etap rozwoju konstrukcji, Y – na etap ograniczonej serii próbnej, R – oznaczało Rotorcraft (wiropląt).



Rys. 3. Śmigłowiec serii informacyjnej YR-4B

łogi zostało zabitych i rannych. 70 rannych i poparzonych ewakuowano na brzeg do najbliższego szpitala w Sandy Hook. Szpital nie dysponował jednak krwią, niezbędną do ratowania rannych. Dostarczył ją śmigłowiec US Coast Guard pilotowany przez komandora Franka A. Ericksona, który podjął lot w nieprawdopodobnie trudnych warunkach, we mgle i śnieżyicy i przy silnym wietrze.

Inne doświadczenia ratownicze zostały zebrane na froncie birmańskim. Latały tam 4 śmigłowce YR-4B przydzielone do dowodzonej przez gen. Wingate'a Pierwszej Grupy Komandosów Lotniczych (First Air Commando Group), której lekkie samoloty wspierały działania brytyjskich oddziałów Chindits na zapleczku japońskich wojsk. W dniach 23 ÷ 24 kwietnia 1944 r. śmigłowiec pilotowany przez por. Cartera Harmana ewakuował czteroosobową załogę samolotu L-1, który został zmuszony do lądowania w trudnym, pociętym terenie poza liniami nieprzyjacielskimi. Ten sam pilot brał następnie udział w czterech innych podobnych akcjach, ratując spoza linii frontu w sumie 18 ludzi, w większości rannych lub chorych.

Podczas eksploatacji w tropikalnych warunkach Birmy śmigłowiec YR-4B wykazał jednak nie tylko zalety, ale i pewne słabości: często np. przegrzewał się silnik, nie zawsze wystarczało mocy do startu z pełnym obciążeniem. Inne problemy towarzyszyły próbnej eksploatacji na Alasce, gdzie dotkliwie dawał się we znaki brak jakiegokolwiek instalacji przeciwoblodzeniowej.

Siedem śmigłowców serii informacyjnej zostało w 1943 r. sprzedanych do Anglii, gdzie pod nazwą Hoverfly I wprowadzono je do doświadczalnej eksploatacji w instytucie badawczym RAE w Farnborough, doświadczalnym ośrodku wojsk desantowych w Beaulieu i 529 dywizjonie RAF.

Seryjną produkcję 100 szt. śmigłowców, noszących na tym etapie już tylko proste oznaczenie R-4, rozpoczęto w nowych zakładach Sikorsky'ego w Bridgeport w stanie Connecticut w 1944 r. Śmigłowce seryjne były napędzane silnikami o mocy 147,2 kW (200 KM), ale poza tym od śmigłowców serii informacyjnej istotnie się nie różniły. Podwozie kołowe można było zamienić na zespół pływaków pneumatycznych. 20 egz. R-4 przydzielono US Coast Guard (służbie ochrony wybrzeża), 35 – lotnictwu wojskowemu, a 45 dostarczono do Anglii.

Śmigłowce R-4 są obecnie ozdobą wielu muzeów lotniczych.

Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	11,60 m
Powierzchnia tarczy wirnika nośnego	105,68 m ²
Długość z wirnikiem i śmigłem ogonowym	14,65 m
Wysokość	3,78 m
Masa własna	913 kg
Masa ładunku użytecznego	240 kg
Masa w locie maks.	1153 kg
Prędkość maks. na poziomie morza	120 km/h
Czas osiągnięcia wysokości 2440 m	45 min
Zasięg	208 km

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: Lotnicy konstruktorzy amatorzy	Str. 1
ZE ŚWIATA	2
A. Glass: Samoloty cywilne na Farnbo'88	3
J. Perliński: Zachodnie samoloty specjalnego przeznaczenia 2000 r. (I)	7
NOWOŚCI TECHNICZNE: Wykrywacze uskoku wiatru	9
Samoloty agro – nowości 1988	10
KARTOTEKA TLiA: Tupolew Tu-154M	11
Jegorycz	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Aktualne przepisy i zalecenia CAA	15
TERMINY LOTNICZE: 4. Tłumik wahań kierunkowych, tłumik odchylenia; 5. Spadochron przeciwkorkociągowy; 6. Rakieta przeciwkorkociągowa	16
M. Dębski: Ciągła ocena zużycia zmęczeniowego struktur nośnych samolotów	17
KSIĄŻKI LOTNICZE	21
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VIII) (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROJEKTY: Shorts FJX	II okł.
PROTOTYPY: FFV BA-14 Starling	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty myśliwskie Hawker Hurricane: MkIIa z 316 Dywizjonu (lato 1941 r.), MkIIB z 318 Dywizjonu (jesień 1943 r.), MkIIC z 309 Dywizjonu (1944 r.) – rvs. K. Cieślak

Redaktor naczelny
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji
Elżbieta Olejarz

Redaktorzy działów:
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. Błaszczak, 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. Mikuszka, mgr inż. A. Misiołek,
mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater,
mgr inż. S. Trębacz.

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

STRESZCZENIA

GLASS A.: Samoloty cywilne na Farnbo'88. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 2, s. 3

Dokonano przeglądu samolotów sportowych, dyspozycyjnych i pasażerskich zaprezentowanych na wystawie Farnborough'88 oraz omówiono zasygnalizowane projekty nowych samolotów.

PERLIŃSKI J.: Zachodnie samoloty specjalnego przeznaczenia 2000 r. (I). TLiA, t. XLIV, 1989, nr 2, s. 7

Opisano kierunki rozwoju samolotów przeznaczonych do patrolowania, rozpoznania elektronicznego, wczesnego ostrzegania, zwalczania okrętów itp. Przedstawiono przeprowadzone modernizacje współczesnych samolotów.

DĘBSKI M.: Ciągła ocena zużycia zmęczeniowego struktur nośnych samolotów. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 2, s. 17

Opisano sposób pomiaru zużycia zmęczeniowego struktury samolotu oraz urządzenia umożliwiające taki pomiar podczas eksploatacji. Przedstawiono propozycję ciągłej kontroli zużycia zmęczeniowego samolotu i określenia jego żywotności nie w godzinach lotu, lecz z warunku osiągnięcia zadanej wartości zużycia zmęczeniowego.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VIII). TLiA, t. XLIV, 1989, nr 2, s. 22

W cz. VIII artykułu omówiono śmigłowiec Sikorsky R-4 z 1942 r.

CONTENTS

GLASS A.: Civil aircraft at Farnbo'88. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 2, p. 3

Sports, executive and passenger planes have been described, presented at Farnborough'88. The projects of new designs under development have been discussed.

PERLIŃSKI J.: The western special-purpose planes of 2000 (I). TLiA, vol. XLIV, 1989, No 2, p. 7

The main streams in the development of planes intended for patrol missions, electronic reconnaissance, early warning and fighting against vessels, etc., have been indicated. Modifications have been described implemented in modern aircraft.

DĘBSKI M.: Permanent evaluation of fatigue wear of an aircraft lifting structures. TLiA, vol. XLIV, 1989 No 2, p. 17

A method has been described to measure fatigue wear of an aircraft structure by means of an adequate device for such measurement during operation time. A suggestion has been offered to control fatigue wear permanently to establish service life of an aircraft structure beyond flight hours logged, as derived from the degree of fatigue wear assumed for the structure.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (VIII). TLiA, vol. XLIV, 1989, No 2, p. 22

Part VIII of the article is devoted to the Sikorsky R-4 helicopter from 1942.

Odczyty i spotkania Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w 1988 r.

Zarząd Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa był organizatorem imprez naukowych, technicznych, spotkań z wybitnymi ludźmi i wyjazdów szkoleniowych.

• Dla potrzeb zespołu zajmującego się problemami silników tłokowych odbyły się następujące wykłady:

— „Problemy napelniania silników tłokowych” – prof. dr hab. inż. Stefan Szczeciński (maja 1988 r.),
— „Wymiana ładunku w cylindrach lotniczego silnika tłokowego” – dr inż. Ryszard Prociak (6 czerwca 1988 r.)

• Na zaproszenie Zarządu Koła SIMP gośćmi Instytutu byli m. in. wybitni uczestnicy walk lotniczych z hitlerowskim najeźdźcą podczas II wojny światowej. 15 września 1988 r. przybył na spotkanie płk pil. Witold Łukuciwski – ostatni dowódca Dywizjonu 303. Wspominał on swój udział w walkach obronnych w 1939 r. Z okazji 49 rocznicy Bitwy o Anglię mówił o jej historycznym znaczeniu i udziale polskich pilotów, zwłaszcza z Dywizjonu 303, którzy przyczynili się do zwycięskiego jej zakończenia.

• W ramach utrzymywania więzi z byłymi zasłużonymi pracownikami Instytutu Lotnictwa, 27 września 1988 r. do Instytutu został zaproszony mgr inż. Kwiryn Zuchowicz (mający obecnie 88 lat) – b. samodzielny pracownik naukowo-badawczy I Lot. i b. wykładowca na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej, wychowawca wielu roczników magistrów i inżynierów w dziedzinie elektrotechniki lotniczej. Podał on kilka sentencji, które sformułował na podstawie swych doświadczeń. M. in. wymienił nietypowe, pomyślnie rozwiązane prace, które przedtem stwarzały użytkownikom i zleceniodawcom dużo kłopotu (3 wyroby prototypowe były pilnie potrzebne lotnictwu):

— wykrycie i poprawienie wadliwej pracy złączy w urządzeniu radarowym wykrywającym łodzie podwodne,

— przystosowanie baterii Leclanche stosowanej na samolotach do uaktywniania działania bomb do pracy w niskich temperaturach (-50°C) przez ich usprawnienie i zastosowanie elektrolitu CaCl_2 ,

— usunięcie przyczyny wadliwej pracy przetwornicy PO-500 na samolocie przez wprowadzenie jonizacji masy radioaktywnej na lampie,

— opracowanie i budowa stoiska do badania szczytów przystosowanych do pracy na dużych wysokościach lotu samolotu charakteryzujących się niską temperaturą, niskim ciśnieniem i suchym powietrzem,

— opracowanie metody oraz budowa urządzenia do magnesowania impulsowego magnesów trwałych o dowolnej liczbie par biegunów,

— opracowanie i wykonanie urządzenia zapłonowego o dużej energii do zapalania mieszanki w silnikach odrzutowych.

Wg mgr inż. K. Zuchowicza: „Nie ma problemu trudnego, gdy się wie jak go rozwiązać”, „Dla rozwiązania problemu trzeba mieć zdolność koncentracji myśli nad danym zagadnieniem i pracowitość”. Zdolność koncentracji myśli nad danym problemem i pracowitość są prawdopodobnie cechami dziedzicznymi (ok. 5% ludności), zaś ludzie przeciętni (ok. 95%) nabywają te cechy wskutek odpowiedniego wychowania (Japonia), dużych wynagrodzeń (USA) i warunków pracy. Mgr inż. K. Zuchowicz uważa, że jako jeden z przeciętnych uzyskał zdolność koncentracji myśli i pracowitość wskutek warunków pracy.

Gdy mgr inż. K. Zuchowicz ukończył Politechnikę Warszawską, znalezienie posady było bardzo trudne. Gdy się ją znalazło, wynagrodzenie było bardzo niskie i mogło wzrastać wraz ze wzrostem wydajności pracy. A więc dla ludzi nie mających prote-

kcji wzrost wynagrodzenia następował po zwiększeniu wydajności pracy, którą można było osiągnąć przez zwiększenie koncentracji umysłu podczas rozwiązywania problemu.

Nieco większą od przeciętnej zdolność koncentracji umysłu i pracowitość mgr inż. K. Zuchowicz osiągnął podczas pracy w lotnictwie przed II wojną światową, w czasie wojny w angielskim Instytucie Lotnictwa RAE w Farnborough, a po wojnie w Instytucie Lotnictwa.

Po raz drugi mgr inż. Kwiryn Zuchowicz spotkał się z pracownikami Instytutu Lotnictwa 11 października 1988 r. W czasie tego spotkania wygłosił wykład pt. „Elektryczność statyczna w lotnictwie”. Podstawowe tezy tego wykładu były następujące:

— powstawanie ładunków elektryczności statycznej,

— ładowanie samolotu elektrycznością statyczną,

— rozładowanie samolotu,

— rozładowanie atmosferyczne (piorun),

— zabezpieczenie samolotu przed skutkami pioruna,

— warunki bezpiecznego lotu.

Z wykładu można było wyciągnąć podstawowy wniosek, że największe natężenie pola powstaje na powierzchniach cienkich samolotu o dużej krzywiznie.

• 15 ÷ 16 lipca 1988 r. Zarząd Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa zorganizował wyjazd techniczny do WSK PZL-Rzeszów, w którym wzięło udział 12 osób. W programie wyjazdu było przewidziane:

— zwiedzanie zakładu, a zwłaszcza wydziału mechanicznego, odlewniczego, spawalniczego, montażowego i hamowni,

— spotkanie z przedstawicielami aktywu SIMP-owskiego na terenie zakładu (kol. kol.: M. Mikluszką, E. Pancierzem, E. Hanzem), na którym kol. T. Kurczyk wręczył kol. M. Mikluszce medal pamiątkowy Instytutu „60 lat w służbie polskich skrzydeł” za wieloletnią owocną współpracę z Instytutem i Zarządem SIMP,

— zwiedzanie muzeum-zamku z XVII w. w Łańcucie.

• 10 listopada 1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie Zarząd Sekcji Lotniczej i Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa zorganizowały odczyt, na którym mgr inż. Krzysztof Kunachowicz omówił współczesne urządzenia pilotażowo-nawigacyjne demonstrowane na wystawie lotniczej Farnborough'88.

• 16 listopada 1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP zorganizował spotkanie „okrągłego stołu” nt. osiągnięć techniki lotniczej. Podczas spotkania zostały wygłoszone referaty oraz wyświetlone filmy lotnicze:

— kol. prof. Zbigniew Dzygadlo wygłosił referat pt. „Współczesne problemy badań samolotów w locie” (na podstawie materiałów z XIX sympozjum w Arlington),

— kol. prof. Jerzy Lewitowicz wygłosił referat pt. „Najnowsze trendy w technice lotniczej” (na podstawie materiałów z XVI konferencji ICAS'88 w Jerolimie),

— kol. mgr inż. Andrzej Glass i mgr inż. Antoni Milkiewicz wygłosili referat pt. „Wystawa lotnicza Farnborough'88” oraz wyświetlili film z pokazów lotniczych.

Na spotkaniu było obecnych ok. 150 osób.

• 19 października 1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie, na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, mgr inż. pilot Ryszard Witkowski wygłosił odczyt pt. „Nieznane karty z historii 300 Dywizjonu Bombowego Ziemi Mazowieckiej”. 300 Dywizjon Ziemi Mazowieckiej był pierwszą polską jednostką lotniczą w Anglii i miał 20 samolotów oraz 26 załóg (20 etatowych i 6 rezerwowych).

Mgr inż. R. Witkowski omówił:

1. Dotychczasowe źródła wiedzy o szczegółach walk 300 Dywizjonu.

2. Dziennik chorążego Feliksa Świątka oraz sylwetkę autora dziennika – żołnierza od 1920 r., weterana I PL i 300 Dywizjonu:

— zawartość dziennika: zapis wszystkich lotów bojowych wykonanych na samolotach Wellington i Lancaster (brak lotów na samolotach Battle) – łącznie 3779, z odnotowaniem dat, celów, nazwisk radiooperatorów, nr taktycznych samolotów i usterek technicznych; zapis strat,

— analizę zapisów dziennika: wysiłku bojowego, strat załóg i sprzętu.

3. Wysiłek bojowy Dywizjonu (bez operacji na samolotach Battle): w 1940 r. – 2 wyprawy, 9 samolotozadania, w 1941 r. – 73 wyprawy, 434 samolotozadania, w 1942 r. – 119 wypraw, 864 samolotozadania, w 1943 r. – 102 wyprawy, 905 samolotozadania, w 1944 r. – 113 wypraw, 942 samolotozadania, w 1945 r. – 54 wyprawy, 625 samolotozadania; razem 463 wyprawy, 3779 samolotozadania.

4. Straty w poszczególnych latach: w 1940 r. – 1 samolot, w 1941 r. – 10 samolotów, w 1942 r. – 25 samolotów, w 1943 r. – 20 samolotów, w 1944 r. – 23 samoloty, w 1945 r. – 11 samolotów; razem 90 samolotów.

5. Straty załóg: ze 226 radiooperatorów zginęło 74 (33%).

6. Straty sprzętu. Liczba samolotów – 277 (201 Wellingtonów, 76 Lancasterów), straty: 90 samolotów (57 Wellingtonów, 33 Lancastery), ogólnie 40%. Np. w operacjach od 1 do 10 było 50% strat, zaś najwięcej lotów wykonał Lancaster 804F (74 wyprawy).

Wszystkie dane statystyczne były ilustrowane wykresami.

Na spotkaniu był obecny także chorąży Feliks Świątek, mający do dziś postawę wojskowego i wcale nie wyglądający na 90 lat. Chor. F. Świątek w 300 Dywizjonie (od jego utworzenia aż do rozwiązania) pełnił funkcję szefa technicznego 3 sekcji obsługi samolotu, tj. elektrycznej, radiowej i radiolokacyjnej. Uzupełnił on prelekcję licznymi komentarzami. Mówił m. in. o pracy psychologów z załogami samolotów bombowych (ich zadaniem było polepszenie samopoczucia załóg), o udoskonaleniach obronnych samolotów wylatujących na zadania bojowe (np. o roli pasków foliowych), o ulepszeniach technicznych wprowadzanych na samolotach (np. zabezpieczenia przeciwoślodzeniowego itp.).

Opracował T. Kurczyk

Aerodynamika w lotnictwie

W dniach 17–18 stycznia 1989 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie odbyło się sympozjum pt. „Aerodynamika w lotnictwie”. Organizatorami sympozjum były: Polska Akademia Nauk, Instytut Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej oraz Sekcja Lotnicza SIMP. Komitet organizacyjny sympozjum tworzyli: prof. dr hab. inż. Zbigniew Dzygadlo, dr inż. Wojciech Kania, prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak, dr inż. Jerzy Stasiak.

Na sympozjum wygłoszono 38 referatów. Obecnych było ok. 150 osób. Uczestnicy sympozjum zwiedzili tunele aerodynamiczne.

T. Kurczyk

Mosquito NF II i BF VI

