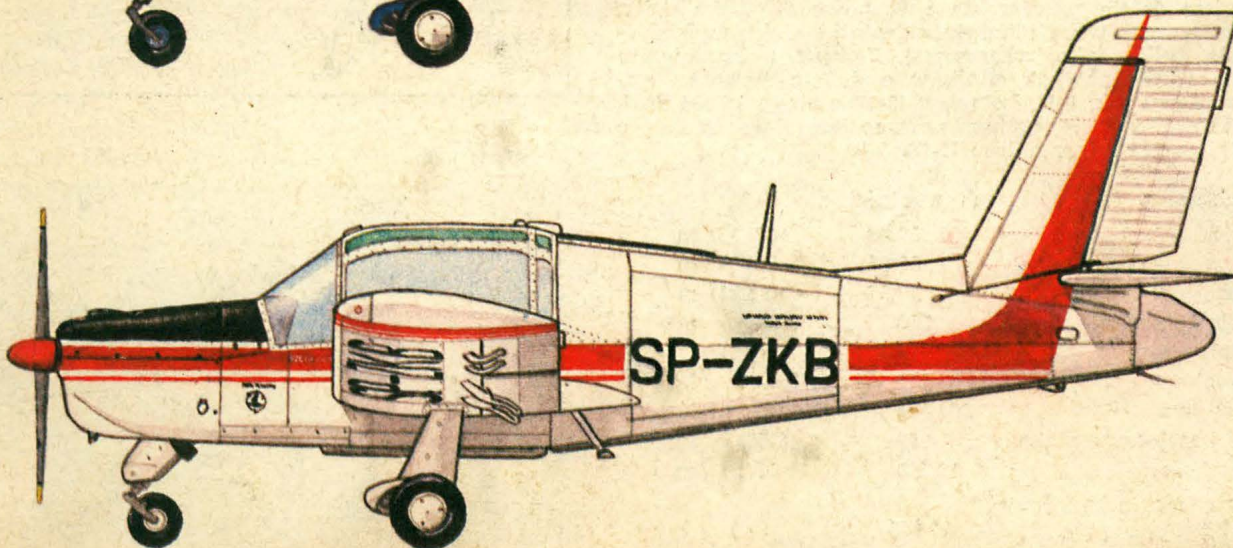
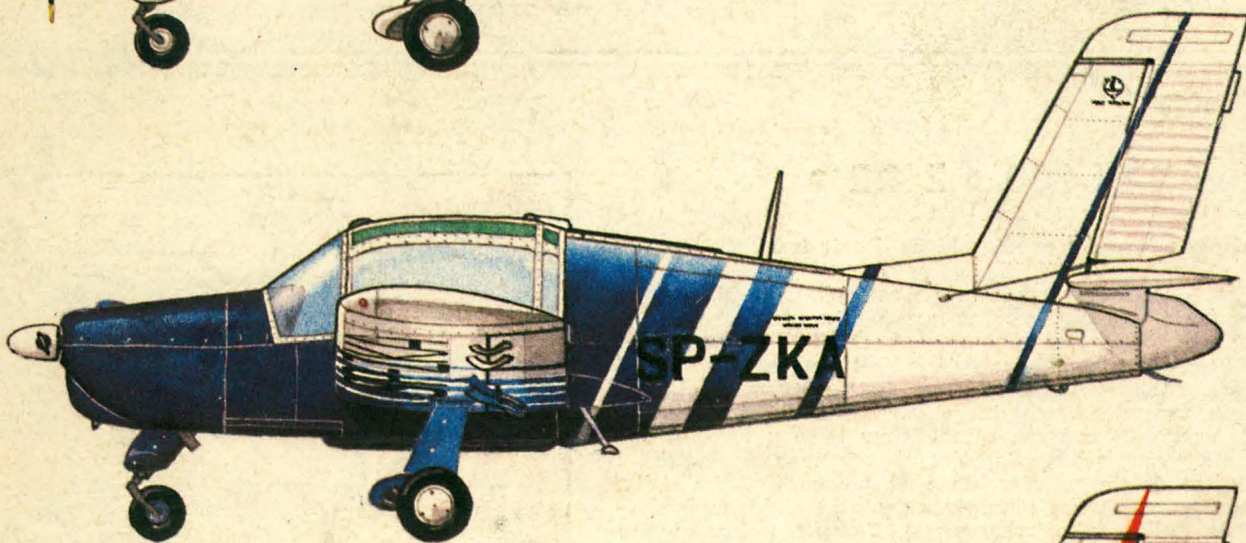
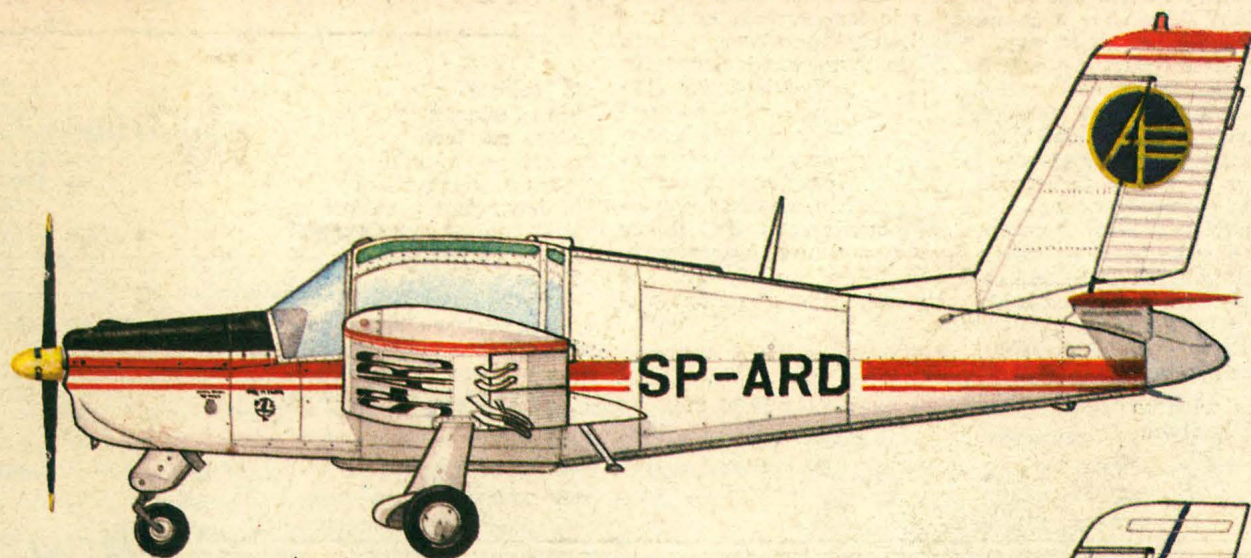


TECHNIKA

9-10'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



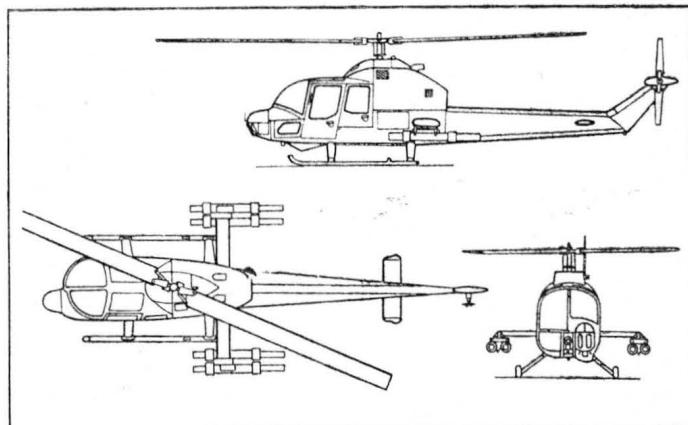
Hiller RG-1100 M Hornet • USA •

Lekki śmigłowiec szturmowy

Wytwórnia Hiller Helicopters, należąca obecnie do Rogerson Aircraft Corp., wkorzystała 5-miejscowy cywilny śmigłowiec FH-1100 C (udokształcony FH-1100, który z kolei był wersją śmigłowca biorącego udział w konkursie LOH) do skonstruowania lekkiego śmigłowca szturmowego RH-1100 M Hornet. Jest on najtańszym śmigłowcem tego rodzaju (cena bez uzbrojenia 375 000 dol.), co czyni go szczególnie atrakcyjnym dla krajów trzeciego świata, tym bardziej że jego uzbrojenie będzie dosyć uniwersalne: zarówno pociski powietrze-ziemia, jak i powietrze-powietrze. Będzie dostarczany w ciągu 12 miesięcy od chwili złożenia zamówienia. Półskorupowa konstrukcja kadłuba ze stopu aluminium składa się z „gondoli” mieszczącej kabinę i belki ogonowej. Dwułopatowy, półsztywny metalowy wirnik nośny jest zaopatrzony w urządzenie zwiększające stateczność, co zapewnia większą celność ognia. Hydrauliczny system sterowania jest zdwojony. Cztery uchwyty na poprzecznych belkach pozwalają na podwieszanie kilku zestawów uzbrojenia: 4 pocisków przeciwzołgowych TOW; granatników 40 mm i pojemników z karabinem maszynowym 7,62 mm; pojemników z raketami powietrze-ziemia i powietrze-powietrze. Poza tym można podwieszać dodatkowe zbiorniki paliwa. Śmigłowiec jest napędzany turbinowym silnikiem Allison 250-C20B o mocy zdławionej do 202 kW (275 KM). Samouszczelniający się zbiornik o pojemności 259 l jest umieszczony pod kabiną.

Dane techniczne

Średnica wirnika	10,80 m
Długość kadłuba	9,13 m



Wysokość	2,83 m
Masa własna	726 kg
Masa startowa	
bez podwieszeń	1048 kg
z podwieszeniami	1406 kg
Maksymalna prędkość n.p.m.	204 km/h
Prędkość ekonomiczna	164 km/h
Wznoszenie maks.	7,87 m/s
Pałap zawisu	
z wpływem ziemi	5180 m
bez wpływu ziemi	3650 m
Zasięg (bez rezerwy paliwa)	
z paliwem standardowym	637 km
z dodatkowym paliwem	990 km

W.K.

PROJEKTY

Iliuszyn Ił-96-300 • ZSRR •

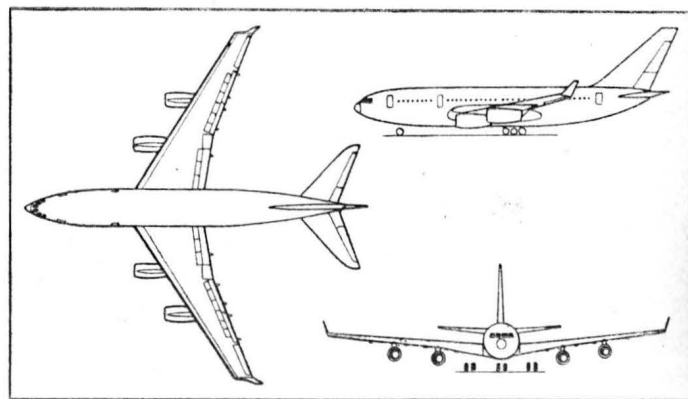
350-miejscowy samolot pasażerski na długie trasy

Samolot Ił-96-300 wywodzi się z samolotu Ił-86, jednak mimo to może być uważany za zupełnie nową konstrukcję. Do jego budowy zastosowano nowe materiały i nowe technologie. Zupełnie nową konstrukcją jest płat o zwiększonej rozpiętości, z nadkrytycznymi profilami i wingletami. Powierzchnia usterzenia została powiększona w celu zapewnienia lepszego wyważenia samolotu w locie z jednym silnikiem nie pracującym. Samolot wyposażono w lżejsze i wygodniejsze fotele pasażerskie i w nowoczesną awionikę z elektronicznymi wskaźnikami (wskaźniki elektromechaniczne służą tylko jako rezerwowe). Jednak najważniejsze jest zastosowanie nowych silników o dużym stosunku natężenia przepływu (ok. 6:1), Łotariew D-36 o ciągu 16 000 daN, dzięki którym zużycie paliwa nowego samolotu będzie o 27% mniejsze niż dla samolotu Ił-86.

Dane techniczne (w nawiasach wartości dla Ił-86)

Rozpiętość	57,66	(48,06)	m
Długość	55,35	(59,54)	m
Wysokość	17,57	(15,81)	m
Powierzchnia nośna	350	(320)	m ²
Wydłużenie płata	9,5	(7,5)	
Masa handlowa maks.	40 000	(42 000)	kg
Masa startowa	230 000	(206 000)	kg
Prędkość przelotowa maks.	900	(950)	km/h
na wysokości	12 000	(11 000)	m
Zasięg przy masie handlowej			
15 000 kg	11 000	(—)	km

W.K.





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI WRZESIEŃ/PAŹDZIERNIK 1986

TECHNIKA

9/10'86

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Podstawy osiągnięć polskich inżynierów lotniczych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Minęło już stulecie lotniczej działalności polskich inżynierów. W 1885 r. ukazała się pierwsza teoretyczna lotnicza publikacja Stefana Drzewieckiego „O oporze powietrza w zastosowaniu do lotu ptaków i aeroplanów”, a w 1887 r. jego praca „Aeroplany w przyrodzie”. Działalność konstrukcyjna naszych inżynierów rozpoczęła się ponad 75 lat temu, gdy w 1910 r. powstały pierwsze samoloty polskiej konstrukcji i w 1911 r. zostały wprowadzone modyfikacje w samolotach Farman produkowanych seryjnie w warszawskiej Awiacie. Podstawy do rozwoju technicznej działalności lotniczej dało dopiero uzyskanie niepodległości w 1918 r. W 1927 r., czyli prawie 60 lat temu, powstał pierwszy polski samolot, który wszedł do produkcji seryjnej, Bartel BM-4. W 1929 r. powstał pierwszy samolot myśliwski Zygmunta Puławskiego PZL P.1, a w 1931 r., 55 lat temu, słynny PZL P.11, z którego rozwinął się P.24.

Ostatnie 55 lat to okres głównych sukcesów polskiej technicznej myśli lotniczej. W 1932 r. Żwirko i Wigura zwyciężyli na RWD-6 w Challenge'u 1932, w 1933 r. Skarżyński przeleciał nad Atlantyką na RWD5bis, a w 1934 r. w Challenge'u zwyciężyli Bajan i Porzywka na RWD-9.

W drugiej połowie lat trzydziestych powstały: bombowiec PZL-37 Łoś Jerzego Dąbrowskiego oraz szybowce Orlik Antoniego Kocjana i PWS-102 Rekin Wacława Czerwińskiego.

W 40-lecie PRL pierwszym sukcesem były konstrukcje szybowcowe SZD: Muchy, Jaskółka, Bocian, Foka, Zefir, Pirat, Jantary. Później wysunęły się na pierwsze miejsce samoloty: Iskra, Wilga, Kruk, Dromader. Obecnie dobrze zapowiadają się nowe prototypy samolotów i śmigłowców.

Z sukcesów możemy być dumni. Lecz czy potencjalne możliwości naszego przemysłu lotniczego były zawsze w pełni wykorzystywane? Po okresie rozwoju naszego przemysłu lotniczego i jego produkcji w latach 1924÷1926 nastąpił pięcioletni spadek produkcji spowodowany nadmiernymi zakupami zagranicznymi. Lata 1929÷1934 przyniosły przejście na produkcję samolotów rodzimej konstrukcji i okrzepnięcie polskiego przemysłu lotniczego. Lata 1935÷1939 to okres wzmożonej produkcji i początek eksploatacji samolotów: P.11c, Karaś, Łoś, RWD-8, RWD-13, PWS-26, które zadecydowały o rozwoju polskiego lotnictwa oraz okres powstania nowych prototypów: Sum, Mewa, Jastrząb, Wyżeł. W 1939 r. miał się rozpocząć okres dalszego rozwoju produkcji (uruchomiono zakłady PZL-Mielec i PZL-Rzeszów), lecz przerwała go wojna.

Po wojnie, po kilku latach obfitych w prototypy, lecz

„chudych” pod względem produkcji lotniczej, nastąpił okres planu 6-letniego, który przewidywał rozbudowę przemysłu i produkcji opartej na licencjach — co zaangażowało siły inżynierów lotniczych, lecz spowodowało zahamowanie rodzimych prac konstrukcyjnych. Zjawisko to wystąpiło w tym okresie we wszystkich krajach demokracji ludowej. Odrodzenie się biur konstrukcyjnych w drugiej połowie lat pięćdziesiątych zaowocowało licznymi prototypami oblatanymi na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Tylko nieliczne z nich, tj. Gawron, Iskra i Wilga, były produkowane w dużych seriach. Lata sześćdziesiąte były okresem hamowania prac prototypowych, przy równoczesnym rozwijaniu produkcji lotniczej, mimo prób jej ograniczania i likwidacji. Lata siedemdziesiąte przywróciły „zielone światło” dla lotnictwa. Podjęte prace prototypowe i starania o licencje dały wynik dopiero w drugiej połowie tego dziesięciolecia. W latach osiemdziesiątych jest kontynuowana praktyka równoczesnego prowadzenia prac prototypowych i korzystania z licencji.

Pierwsze 25 lat po wojnie charakteryzowało się zbyt dużymi zmianami stosunku władz zwierzchnich do przemysłu lotniczego i prac prototypowych. Okresy korzystne i niekorzystne, trwające 5 do 7 lat, następowały przemiennie po sobie, poważnie utrudniając osiąganie pozytywnych wyników w dziedzinie własnych konstrukcji. Dopiero ostatnie 15-lecie było nacechowane dość jednolitym stosunkiem do rozwoju konstrukcji lotniczych, choć okres większych możliwości finansowych stwarzał większe możliwości realizacyjne.

Analizując ponad 60-letnią pracę polskich inżynierów lotniczych w przemyśle lotniczym należy sobie postawić pytanie — kiedy warunki do uzyskiwania osiągnięć w konstrukcji i produkcji lotniczej są optymalne. Czynnikiem jest wiele. Dlatego warto zwrócić uwagę przede wszystkim na najważniejsze. Polscy inżynierowie lotniczy mieli największe osiągnięcia, gdy:

1. Istniała sprecyzowana koncepcja użycia lotnictwa (wojskowego, pasażerskiego, sportowego, gospodarczego) i wieloletni program jego rozwoju, program eksportu oraz rozwoju produkcji lotniczej.

2. Były trafnie sformułowane cele, jakim miały służyć poszczególne rodzaje statków powietrznych (tzn. warunki techniczne były realne i nie dezaktualizowały się po zbudowaniu prototypu uniemożliwiając podjęcie produkcji).

3. Dysponowano odpowiednimi środkami (finansowymi i

cd. na s. 2



BELGIA

● Piloci belgijscy, obsługujący samoloty zairskich linii lotniczych Air Zaire, zostali nagle zwolnieni z pracy. Protestując porwali samolot transportowy DC-8 tego towarzystwa, w wyniku czego władze Zairu zabroniły międzylądowań samolotom linii Sabena na swoim terytorium. Incydent wkrótce zażegnano. (A. et C. 1091, 1094).



CHINY

● Dzięki dostawom amerykańskiej awioniki, zmodyfikowanych zostanie 55 samolotów myśliwskich Szenjang F-8. (A. et C. 1092).



FRANCJA

● 18 kwietnia br. zmarł w wieku 94 lat (ur. 22 lutego 1892) Marcel Dassault (Marcel Bloch), francuski pionier i konstruktor lotniczy, założyciel wytwórni noszącej jego imię, z której wyszło wiele słynnych konstrukcji francuskich — m.in. w ostatnim czterdziestoleciu samoloty myśliwskie i myśliwsko-bombowe Mirage oraz dyspozycyjne Falcon, a ostatnio eksperymentalny samolot bojowy Rafale. Marcel Dassault był także politykiem i dziennikarzem. (AviMag 917)

● W 1985 r. wytwórnia Aérospatiale sprzedała dwukrotnie więcej śmigłowców niż w roku poprzednim, bo aż 269 (w 1984 r. — 134). Największym powodzeniem cieszy się AS.350 Ecureuil, którego w 1985 r. sprzedano 112 egzemplarzy (w 1984 — 46). Nie było już natomiast zamówień na SA.319 Alouette III, których w 1984 r. sprzedano jeszcze 2 egzemplarze. Do końca 1985 r. Aérospatiale sprzedała ogółem 7500 śmigłowców, z czego 5800 (77,3%) na eksport — 600 użytkownikom w 108 krajach. (A. et C. 1091)

● W marcu br. międzynarodowe konsorcjum Airbus Industrie przekroczyło liczbę 500 sprzedanych samolotów. Wśród 515 samolotów sprzedanych 56 użytkownikom 245 to A.300, 34 A.300-600, 117 A.310 i 119 A.320. Z liczby tej dostarczono 340 samolotów. (A. et C. 1092)

● Od 1984 r. badany jest w locie anemometr laserowy. Przeprowadzono już badania na śmigłowcu AS.330 Puma, a od grudnia 1985 r. prowadzi się je na samolocie Caravelle w zakresie wysokości 0÷

÷9200 m i prędkości ponad 460 km/h. W dalszym etapie przewiduje się badania na Mirage 2000. (A. et C. 1093)



HISZPANIA

● W dniach 22÷27 kwietnia br. na lotnisku Gerone odbywał się drugi Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmonautyczny i Obrony COSMO'86 (pierwszy zorganizowano w 1984 r.). (A. et C. 1094)

● Wytwórnia lotnicza CASA podpisała umowę z francuską Dassault-Breguet o współpracy w badaniach i produkcji wyrobów lotniczych. (A. et C. 1094)

● Zamówiono 18 śmigłowców francuskich SA.332 Super Puma. W 1981 r. zakupiono 12 śmigłowców tego typu. (A. et C. 1091)



INDIE

● Za 50 mln funtów kupiono od Wielkiej Brytanii lotniskowiec Hermes, przystosowany do startów i lądowań samolotów bojowych krótkiego i pionowego startu i lądowania BAe Harrier. Indie użytkują od pewnego czasu lądową wersję tych samolotów. (A. et C. 1094)

● W dwóch katastrofach samolotów transportowych An-32, które nastąpiły w kilkudniowym odstępie czasu, poniosło śmierć 27 osób. Zaniepokojone władze podjęły specjalne środki w celu zbadania przyczyn. (A. et C. 1091)



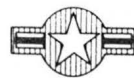
IRAN

● Do wypadków bojowych przeciwko tankowcom w Zatoce Perskiej, śmigłowce irańskie startują m.in. z morskich platform wiertniczych. (A. et C. 1091)

LIBIA

● W nocy z 14 na 15 kwietnia br. 24 amerykańskie dwumiejscowe samoloty taktyczne dalekiego zasięgu General Dynamics F-111F z 20. Tactical Fighter Wing oraz 6 samolotów walki elektronicznej EF-111E z 42. Electronic Combat Squadron US Air Force wystartowały w kierunku Libii z należącej do RAF baz w Lakenheath i

Upper Heyford na terytorium Wielkiej Brytanii. Pokonały odległość 5200 km, czterokrotnie tankując w locie paliwo z 23 samolotów tankujących KC-10A i KC-135 (samoloty leciały okrężną drogą, ponieważ Francja i Hiszpania nie zgodziły się na przelot nad swymi terytoriami). W akcji uczestniczyło ponadto 6 samolotów taktycznych Vought A-7E Corsair i 6 Grumman A-6E Intruder oraz 14 samolotów walki elektronicznej Grumman EA-6B Prowler, a ponadto samoloty rozpoznania elektronicznego Grumman E-2C Hawkeye działające pod osłoną myśliwców US Navy Grumman F-14 Tomcat i McDonnell Douglas F/A-18 Hornet. Wszystkie te samoloty, poza wymienionymi na początku, operowały z lotniskowców VI floty marynarki amerykańskiej Coral Sea i America, bazujących od dłuższego czasu na Morzu Śródziemnym. Uczestniczące w akcji samoloty taktyczne zbombardowały 3 obiekty w Tripoli oraz 2 w Benghazi, zrzucając ok. 300 Mg bomb. Użyto m.in. kierowanych laserem bomb typu Paveway (zrzucano ich 72 Mg) oraz bomb konwencjonalnych Snakeye i Rankeye. Według danych libijskich, w wyniku bombardowania poniosło śmierć 39 osób, a 90 odniosło rany; Pentagon twierdzi, że liczbę ofiar należy liczyć w setkach. Libia oświadczyła, że zestrzelono 20 samolotów amerykańskich, jednak Pentagon ogłosił utratę tylko jednego. (AviMag 917, A. et C. 1092, 1093, 1094)



USA

● McDonnell Douglas realizuje system Pilot's Associate, przeznaczony do wspomagania pilotów samolotów bojowych w podejmowaniu decyzji. Zasada działania systemu ma być oparta na sztucznej inteligencji. Pierwsze badania zostaną przeprowadzone w warunkach laboratoryjnych, a następnie na symulatorze. Po trzech latach planuje się drugą fazę badań — w locie. (A. et C. 1093)

● NASA rozpoczęła realizację programu samolotu z połączonymi skrzydłami (advanced concept joined wing). Koncepcja polega na tym, że skrzydła górne mają silny skos dodatni i połączone są z nimi końce skrzydeł tylnych, mających silny skos ujemny i ujemny wznios. Skrzydła tylne zamocowane są na usterzeniu pionowym. Koncepcja ta ma zapewnić większą zwartość konstrukcji i oszczędniejsze zużycie paliwa w wyniku zmniejszenia oporu. Prototyp eksperymentalnego samolotu zbudowanego wg tej koncepcji ma wystartować w 1988 r. (A. et C. 1092)

cd. ze s. 1

zaplacem technicznym) na realizację programów obejmujących prace prototypowe, badawcze, rozwojowe i wdrożeniowe oraz gdy konstruktorzy widzieli perspektywy produkcji dla swych projektów.

4. Istniał odpowiedni dopływ informacji technicznej z zagranicy (prasa, książki, wyjazdy na wystawy, praktyki itp.).

5. Na decyzje techniczne (wybór rodzaju rozwiązań technicznych problemu, prawo do eksperymentu) miały znaczący wpływ twórcze środowiska techniczne, a nie administracja.

6. Okres działalności zespołu konstruktorów mógł przekroczyć 5÷7 lat, tzn. pozwalał na zebranie doświadczeń z prób prototypu i z produkcji seryjnej oraz z eksploatacji.

7. Władze decydujące o rozwoju konstrukcji rozumiały, że samolot (śmigłowiec, szybowiec, silnik itp.), może być opracowany tylko w wyniku rozwoju rodziny konstrukcji, czyli, że bez kolejnych odmian rozwojowych nie można uzyskać znaczącego osiągnięcia technicznego w lotnictwie.

8. Polityka kadrowa zapewniała prestiż twórcy (konstruktora, badacza, technologa) wyrażony w uhonorowaniu jego nazwiska, wyróżnieniach itp., zaś polityka płacowa przyciągała ludzi twórczych do pracy przy konstruowaniu prototypów.

Charakterystyki aerodynamiczne samolotów ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną

Inż. ADEL SULTAN MASSAUD ABUSAHMEN
 Mgr inż. KRZYSZTOF MAC
 Dr inż. WIESŁAW SOBIERAJ
 Instytut Techniki Lotniczej WAT

Ostatnie piętnastolecie należy uznać za jeden z burzliwych okresów w dotychczasowym rozwoju lotnictwa. W okresie tym dokonano wielu wynalazków i opracowano wiele nowatorskich rozwiązań konstrukcyjnych, decydujących o jakościowej i ilościowej poprawie właściwości lotnych powstających w tym czasie konstrukcji samolotów. W ciągu tych kilkudziesięciu lat, w których ludzie opanowali sztukę latania, rozwój lotnictwa był związany z ciągłym dążeniem do uzyskiwania jak najlepszych właściwości lotnych samolotów, a zwłaszcza jak największej prędkości lotu i prędkości wznoszenia oraz coraz wyższego pułapu. Po wprowadzeniu do wyposażenia lotnictwa wojskowego samolotów naddźwiękowych o liczbie Macha $Ma = 2,0$ i większej zrodziła się koncepcja taktyczna prawie całkowicie eliminująca walkę powietrzną. Odnotowano wiele ważnych spostrzeżeń podczas wojny w Wietnamie i na Bliskim Wschodzie. Okazało się, że na ponad 100 000 lotów bojowych nie zanotowano prawie w ogóle walk powietrznych przy $Ma = 1,6$ i większej, a do bardzo rzadkich należały walki powietrzne przy $Ma = 1,4$.

Większość działań bojowych i walk powietrznych była prowadzona przy lotach z prędkością mniejszą od $Ma = 1,2$ i na wysokościach mniejszych od 6000 m. Uzyskane w czasie konfliktów zbrojnych doświadczenia były podstawą do nowej koncepcji myśliwskiego samolotu wielozadaniowego i w ciągu ostatnich kilkunastu lat wystąpił zanik dążeń do osiągania przez samoloty myśliwskie liczb większych od $Ma = 2$. Rozpoczęto natomiast poszukiwania rozwiązań aerodynamicznych i konstrukcyjnych pozwalających na budowę samolotów spełniających nowe założenia taktyczne. Zgodnie z tymi założeniami, wielozadaniowe samoloty myśliwskie powinny charakteryzować się dużym zakresem użytkowych prędkości lotu, właściwościami krótkiego (lub przynajmniej skróconego) startu i lądowania. Jednocześnie samoloty takie powinny być przystosowane do samodzielnego działania w warunkach ataku atomowego, a więc bez łączności z naziemnymi stanowiskami dowodzenia. Innymi słowy, samolot taki powinien być wyposażony w autonomiczne urządzenia radiolokacyjne i nawigacyjne z komputerem pokładowym włącznie.

Ciągły postęp w budowie zespołów napędowych samolotów, nowe formy konstrukcyjne płatowca, osiągnięcia w dziedzinie aerodynamiki i techniki sterowania samolotem sprawiły, że niektóre z opracowanych w latach siedem-

dziesiątych konstrukcji samolotów odznaczały się lepszymi parametrami taktyczno-technicznymi i spełniały wymagania stawiane myśliwskim samolotom wielozadaniowym, wynikające z nowych założeń taktycznych.

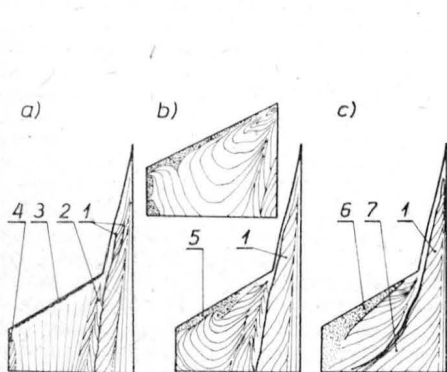
Zasadniczy wpływ na polepszenie charakterystyk lotnych tych samolotów miało zastosowanie skrzydła pasmowego i kompleksowe opracowanie aerodynamiki całego płatowca. Wynikało to z nowego podejścia konstruktorów do problemów aerodynamiki, a zwłaszcza metod zmniejszenia prędkości startu i lądowania w celu wykorzystania lotnisk doraźnie przygotowanych, a nawet publicznych dróg kołowych do startu i lądowania samolotów.

Właściwości skrzydeł pasmowych

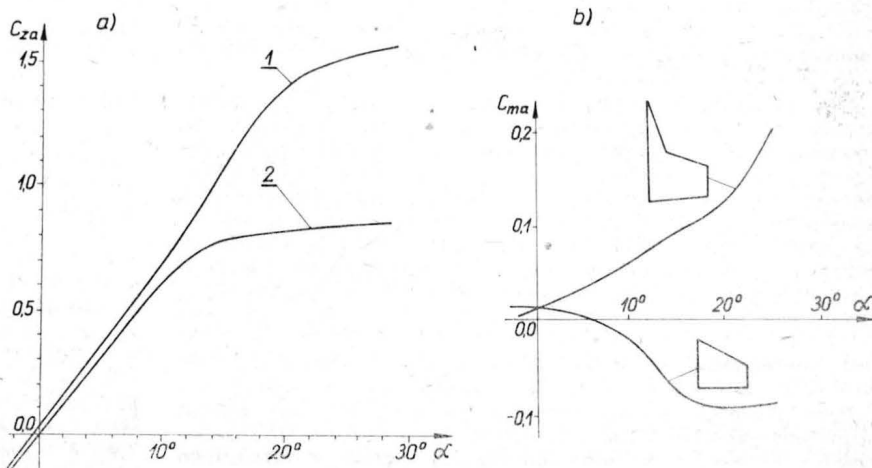
Stosowane dotychczas skrzydła, pracujące w zakresie charakterystyk liniowych lub nieliniowych, miały wiele zalet, ale też i sporo wad. Na początku lat siedemdziesiątych opracowano skrzydło pasmowe mające wiele dodatkowych zalet i to zarówno w zakresie poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych prędkości lotu. Skrzydło pasmowe składa się z trapezowego skrzydła o poddźwiękowym profilu z zaokrągloną krawędzią natarcia i z umieszczonego przed nim w części przykadłubowej pasma o ostrej krawędzi natarcia i kacie skosu wynoszącym $65-90^\circ$.

Wykorzystując spiralny strumień wirów wytwarzany przez ostrą krawędź natarcia pasma, ograniczono rozszerzający się ze wzrostem kąta natarcia obszar oderwania na skrzydle podstawowym, występujący między krawędzią natarcia a linią ponownego przylegania strumienia. Jednocześnie występujący wzdłuż osi wirów obszar podciśnienia zwiększa energię kinetyczną warstwy przyściennej na skrzydle. W konsekwencji zastosowanie skrzydła pasmowego prowadzi do wzrostu maksymalnej wartości siły nośnej i krytycznej liczby Macha, zmniejszenia współczynnika oporu indukowanego i oporu falowego (w zakresie prędkości naddźwiękowych). Zaletą skrzydła pasmowego jest również to, że umieszczone przed skrzydłem pasmo zmniejsza w obszarze prędkości naddźwiękowych zakres przesunięcia środka parcia do tyłu, zmniejszając opór wyważenia o ok. 20%.

Zjawiska występujące na skrzydle pasmowym w zależności od kąta natarcia i Ma są tak zróżnicowane i ciekawe, że warto się dokładniej z nimi zapoznać, określając



Rys. 1. Optyw skrzydła pasmowego dla $Ma = 0,1$: a) $\alpha = 6^\circ$ — wir pasma i przepływ związany, b) $\alpha = 12^\circ$ — wir pasma i wir pęcherzykowy, c) $\alpha = 18^\circ$ — zerwanie wiru pasma; 1 — wir pasma, 2 — wir zalamania, 3 — pęcherz na krawędzi natarcia, 4 — wir końcówki skrzydła, 5 — wir pęcherzykowy, 6 — obszar oderwania na krawędzi natarcia, 7 — zerwanie wiru



Rys. 2. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła pasmowego i skrzydła bez pasma: a) zmiana współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia $C_{za} = f(\alpha)$; 1 — skrzydło z pasmem, 2 — skrzydło bez pasma, b) zmiana współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia

charakter opływu skrzydła pasmowego dla małych, przydźwiękowych i naddźwiękowych prędkości lotu.

Opływ skrzydła pasmowego dla małych prędkości lotu

Dla małych prędkości przy wzroście kąta natarcia, na górnej powierzchni skrzydła występują cztery różne typy przepływów: opływ całkowicie związany (bez oderwania), wir pasma i opływ związany, wir pasma i wir pęcherzykowy oraz przepływ, w którym następuje zerwanie wiru pasma.

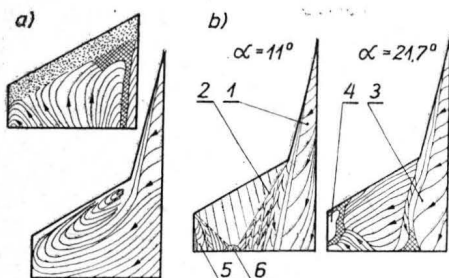
Pierwszy z wymienionych przepływów występuje przy bardzo małych kątach natarcia ($\alpha = 0 \div 2^\circ$). Dla kątów natarcia $\alpha = 4 \div 8^\circ$ strumień przepływu odrywa się od ostrej krawędzi natarcia pasma i związa w spiralny wir nad skrzydłem (rys. 1a). Mamy wtedy do czynienia z tzw. przepływem krzyżowym (występuje przepływ związany oraz oderwanie na ograniczonej powierzchni, spiralny strumień wirów odrywa się na krawędzi natarcia zewnętrznej części skrzydła, a następnie z powrotem przylega do górnej powierzchni skrzydła, tworząc pęcherz krawędzi natarcia). Podstawową cechą przepływu dla rozpatrywanych kątów natarcia jest więc współistnienie spiralnego wiru pasma i przepływu związanego. Obszary przepływu krzyżowego w pobliżu końcówki skrzydła i na załamaniu krawędzi natarcia są odpowiednio wzbudzone przez wiry końca skrzydła i załamania krawędzi natarcia (na styku pasmo-skrzydło). Warstwa wirowa pasma rozdziela strumień przepływu głównego na dwa strumienie poruszające się w różnych kierunkach względem górnej i dolnej powierzchni skrzydła, podobnie jak to ma miejsce dla skrzydła smukłego. Obwodowe i osiowe prędkości rdzenia wiru są duże, zaś ciśnienie statyczne i dynamiczne małe.

Przy umiarkowanych kątach natarcia $\alpha = 8 \div 16^\circ$ wir pasma stabilizuje się i wzmacnia, a jednocześnie na górnej powierzchni zewnętrznej części skrzydła wytwarza się i rozwija wir pęcherzykowy związany z powstałym wcześniej pęcherzem na krawędzi natarcia. Dla kąta natarcia

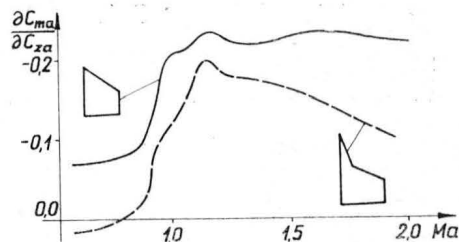
kątów natarcia krzywe współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego są liniowe (nie występuje oderwanie strumienia od powierzchni i nie wytworzył się jeszcze wir pasma), a oddziaływanie pasma wprowadza zmianę w rozkładzie ciśnienia wzdłuż cięciwy na wewnętrznej części skrzydła, powodując przesunięcie do przodu środka aerodynamicznego. Jednocześnie wpływ pasma na wielkość współczynnika siły nośnej jest niewielki ze względu na szkodliwy wpływ interferencji pasmo-skrzydło na tylną część wewnętrznej (przykadłubowej) powierzchni skrzydła. Z kolei dla małych kątów natarcia ($\alpha = 2 \div 8^\circ$) nachylenie krzywej współczynnika siły nośnej nieco wzrasta, powodując wystąpienie momentu zadzierającego. Jest to wynik tworzenia się wiru pasma (powstaje za krawędzią natarcia pęcherz oderwania i ma niewielki wpływ na występujące zjawiska). Przy kątach natarcia $\alpha = 8 \div 16^\circ$ oddziaływanie pasma powoduje znaczny wzrost współczynnika siły nośnej, aby następnie dla kątów natarcia $\alpha > 16^\circ$ spowodować pojawienie się nagłego momentu zadzierającego przy jednoczesnym zmniejszeniu się nachylenia krzywej współczynnika siły nośnej. Przebiegi charakterystyk współczynnika siły nośnej (C_{za}) i momentu pochylającego (C_{ma}) w funkcji kąta natarcia przedstawiono na rys. 2a i rys. 2b.

Opływ okołodźwiękowy

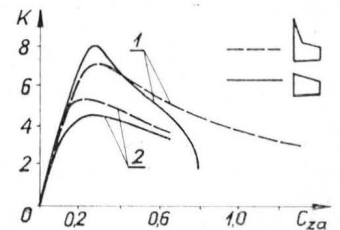
Dla liczby Macha $Ma = 0,8$ i kąta natarcia $\alpha \approx 20^\circ$ na skrzydle pasmowym występuje rozmycie wiru pasma i obszar przepływu krzyżowego powiększa się mimo małego obszaru oderwania strumienia, ale w tych samych warunkach na skrzydle bez pasma występuje prawie na całej jego górnej powierzchni przepływ wsteczny (rys. 3a). Tak więc pasmo w dużym stopniu poprawia przepływ, zwłaszcza na zewnętrznej części powierzchni skrzydła. Przy wzrastającej do $Ma = 1,2$ liczbie Macha, w miarę powiększania kąta od $\alpha = 10^\circ$ do $\alpha = 20^\circ$, opływ związany z krawędzią natarcia przechodzi w opływ oderwany (rys. 3b).



Rys. 3. Opływ skrzydła pasmowego dla prędkości okołodźwiękowych: a) $Ma = 0,8$, $\alpha = 20^\circ$, b) $Ma = 1,2$, $\alpha = 11^\circ$ i $\alpha = 21,7^\circ$: 1 — wir pasma, 2 — fala uderzeniowa załamania, 3 — zerwanie wiru, 4 — obszar oderwania na końcówce skrzydła, 5 — wir końcówki skrzydła, 6 — obszar oderwania strumienia



Rys. 4. Zmiana pochodnej współczynnika momentu pochylającego względem współczynnika siły nośnej ($\frac{\partial C_{ma}}{\partial C_{za}}$) w zależności od liczby Macha lotu



Rys. 5. Zmiana doskonałości ($K = C_{za}/C_{xa}$) dla skrzydła pasmowego i skrzydła bez pasma dla pod- i naddźwiękowych prędkości lotu: 1 — $Ma = 0,1$, 2 — $Ma = 2,02$

$\alpha = 12^\circ$ charakter przepływu dla skrzydła pasmowego i skrzydła bez pasma pokazano na rys. 1b. Dla skrzydła pasmowego charakter przepływu dla przykadłubowej części skrzydła jest taki sam jak poprzednio, natomiast na zewnętrznej części skrzydła występują obszary ponownego połączenia strumienia przepływu, przepływu krzyżowego oraz oderwanie strumienia przepływu.

Dla skrzydła bez pasma zamiast obszaru przepływu krzyżowego występują obszary przepływu wstecznego, jak również większe obszary oderwania strumienia na krawędzi natarcia i końcówce skrzydła. Porównując charakter przepływów na skrzydle z pasmem i bez pasma można stwierdzić, że wir pasma ma znaczny wpływ na przepływ na zewnętrznej części skrzydła. Wir pasma indukuje w tym obszarze przesunięcie strumienia przepływu do góry i na zewnątrz wzdłuż rozpiętości skrzydła. W efekcie uzyskuje się przyspieszenie przepływu na zewnętrznej powierzchni skrzydła, zwiększenie energii warstwy przyściennej i zmniejszenie stref oderwania strumienia w pobliżu krawędzi natarcia i końcówki skrzydła.

Przy wzroście kątów natarcia powyżej 16° wir pasma stopniowo zanika, a punkt oderwania przesuwa się na wewnątrz i tworzy podobny do trąbki zarys rozerwanego strumienia wiru pasma. Po zerwaniu wiru pasma promień rdzenia rośnie, prędkość obwodowa i osiowa maleje, a ciśnienie statyczne i dynamiczne rośnie.

Reasumując można powiedzieć, że dla bardzo małych

Dla liczby Macha $Ma = 1,2$ nachylenie krzywej współczynnika siły nośnej nagle spada przy jednoczesnym wzroście momentu zadzierającego. Zjawiska te występują wówczas, gdy opływ na zewnętrznej części powierzchni skrzydła przechodzi z opływu związanego z krawędzią natarcia w opływ z oderwaniem.

Opływ naddźwiękowy

Dla liczb Macha większych od $Ma = 1,5$ i kąta natarcia $\alpha = 4 \div 8^\circ$, na skrzydle pasmowym występują obszary opływu związanego oraz wiry i fale uderzeniowe na końcówce skrzydła i w punkcie styku krawędzi natarcia skrzydła z pasmem (załamaniu krawędzi natarcia). Charakter opływu na przykadłubowej części skrzydła dla prędkości naddźwiękowej zależy od kąta natarcia, liczby Macha, opływu i kąta skosu krawędzi natarcia pasma. W miarę zmieniającego się od $\alpha = 4^\circ$ do $\alpha = 8^\circ$ kąta natarcia, obraz opływu zmienia się, przechodząc od zawirowań strumienia opływu do współistnienia zawirowań opływu i wiru załamania krawędzi natarcia. Mimo zmieniającego się charakteru opływu dla prędkości naddźwiękowej występuje liniowa zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia, nieliniowa jest natomiast zależność współczynnika momentu pochylającego. Przebieg pochodnej współczynnika momentu pochylającego ($\frac{\partial C_{ma}}{\partial C_{za}}$) w funkcji liczby Macha

przedstawiono na rys. 4. Doskonałość skrzydła pasmowego, która dla prędkości poddźwiękowych jest większa od doskonałości skrzydła bez pasma tylko dla dużych kątów natarcia, jest przy prędkościach naddźwiękowych większa od doskonałości skrzydła bez pasma w całym zakresie kątów natarcia (rys. 5). Wynika to jednak nie ze znacznego zwiększenia siły nośnej, lecz w konsekwencji zmniejszenia oporu (przede wszystkim falowego) skrzydła pasmowego.

Ocena właściwości skrzydeł pasmowych i ich wykorzystanie

Podstawową cechą pasma jest wytwarzanie wiru nośnego (wiru pasma), którego właściwości w poważnym stopniu wpływają na charakterystyki aerodynamiczne skrzydła pasmowego. Charakterystyki te są tym lepsze, im stabilniejszy jest wir pasma. Stabilność wiru pasma może być polepszona przez spełnienie określonych kryteriów konstrukcyjnych, od których zależy rozkład podciśnienia wzdłuż krawędzi natarcia, a tym samym szybszy jego wzrost w jej pobliżu i wyższe wartości w kierunku rozpiętości pasma. Oczywiście przez większą stabilność wiru pasma rozumiemy jego późniejsze oderwanie występujące na większych kątach natarcia. Do parametrów charakteryzujących pasmo zaliczamy powierzchnię, rozpiętość i smukłość pasma oraz jego kształt. Obecnie spotykane są trzy podstawowe rodzaje pasm: pasmo trójkątne (delta), pasmo ostrołukowe (krawędź natarcia w kształcie spłaszczonej litery S) i pasmo gotyckie (płynna zmiana kąta skosu krawędzi natarcia pasma do kąta 90°). W świetle dotychczasowych badań doświadczalnych za najefektywniejsze uważane jest pasmo gotyckie.

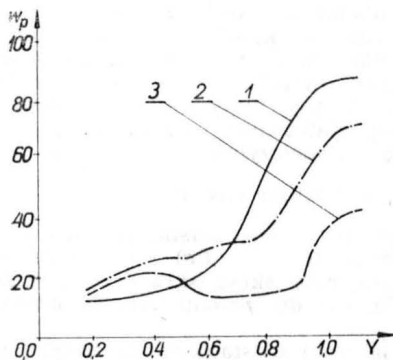
Za jedno z kryteriów jakości pasma można uznać np. zmianę współczynnika podciśnienia W_p w zależności od lokalizacji załamania krawędzi natarcia skrzydła pasmowego Y przedstawioną na rys. 6.

Współczynnik podciśnienia został określony z zależności:

$$W_p = \frac{2C_{sod}}{a^2 l_p}$$

gdzie:

C_{sod} — współczynnik lokalnej siły odsysania,



Rys. 6. Zmiana współczynnika podciśnienia w funkcji lokalizacji załamania krawędzi natarcia dla różnych rodzajów pasm: 1 — pasmo gotyckie, 2 — pasmo typu delta, 3 — pasmo typu S (ostrołukowe)

α — kąt natarcia,
 l_p — rozpiętość pasma.

Lokalizację załamania krawędzi natarcia określamy z zależności

$$Y = \frac{2y}{l_s}$$

gdzie:

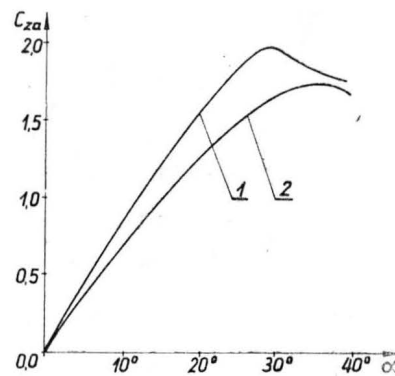
y — współrzędna określająca rozpiętość pasma,
 l_s — rozpiętość skrzydła.

W wyniku badań doświadczalnych stwierdzono również, że stosowanie pasma jest korzystniejsze niż stosowanie płata przedniego (układ dwupłat-tandem), co pokazuje rys. 7, przedstawiający przebieg zmian współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia. Parametr R_a jest w tym przypadku stosunkiem powierzchni pasma lub skrzydła przedniego do powierzchni skrzydła podstawowego. Skuteczność skrzydeł pasmowych znacznie wzrasta po wyposażeniu ich w klapy przednie na całej długości i w klapy tylne. Samoloty ze skrzydłami pasmowymi w porównaniu z samolotami o skrzydłach klasycznych mają zwiększoną manewrowość w zakresie przydźwiękowych prędkości lotu i zgodnie z występującą ostatnio tendencją budowy samo-

lotów o zwiększonej manewrowości, skrzydła pasmowe znajdują coraz większe zastosowanie.

Wykorzystanie skrzydła pasmowego i kadłuba wytwarzającego siłę nośną

W ciągu ostatnich kilku lat coraz większe znaczenie zyskuje koncepcja budowy samolotów o podwyższonej manewrowości. Samoloty są projektowane i budowane z wykorzystaniem najnowszych zdobyczy techniki i technologii. Płatowiec stanowi kompleksowy, zintegrowany zespół służący m.in. do wytwarzania siły nośnej, a skrzydło pasmowe jest jednym z elementów zapewniających uzyskanie określonych właściwości aerodynamicznych. Samoloty takie są wyposażone w układ sterowania czynnego oraz w dodatkowe powierzchnie nośne i sterowe, co pozwala na podwyższenie osiągnięć i zwiększenie zwrotności. Dodatkowe powierzchnie nośne i sterowe umożliwiają sterowanie wektorem siły nośnej i uzyskanie pionowych oraz bocznych przemieszczeń samolotu względem jego toru lotu, bez zmiany położenia kadłuba. W USA jest realizowany specjalny program budowy samolotów o podwyższonej manewrowości z wykorzystaniem najnowszej techniki — HIMAT (Highly Maneuverable Advanced Technology). Wytwórnia Rockwell we współpracy z NASA przeprowadza próby nad zdalnie



Rys. 7. Zmiana współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla skrzydła pasmowego i skrzydła z płatem przednim: 1 — pasmo $R_a = 0,27$, 2 — płatek przedni $R_a = 0,28$

kierowanym samolotem o podwyższonej manewrowości. Próby te mają m.in. na celu badania nad układami sterowania czynnego, skrzydłem o zmiennym w locie kącie ustawienia względem kadłuba, wykorzystywaniem odkształcalności konstrukcji tak, aby powstające w czasie lotu odkształcenia (np. skrzydeł) polepszały ich charakterystyki aerodynamiczne itp. Podobne programy opracowano w kilku innych krajach, np. we Francji, W. Brytanii, RFN, Szwecji.

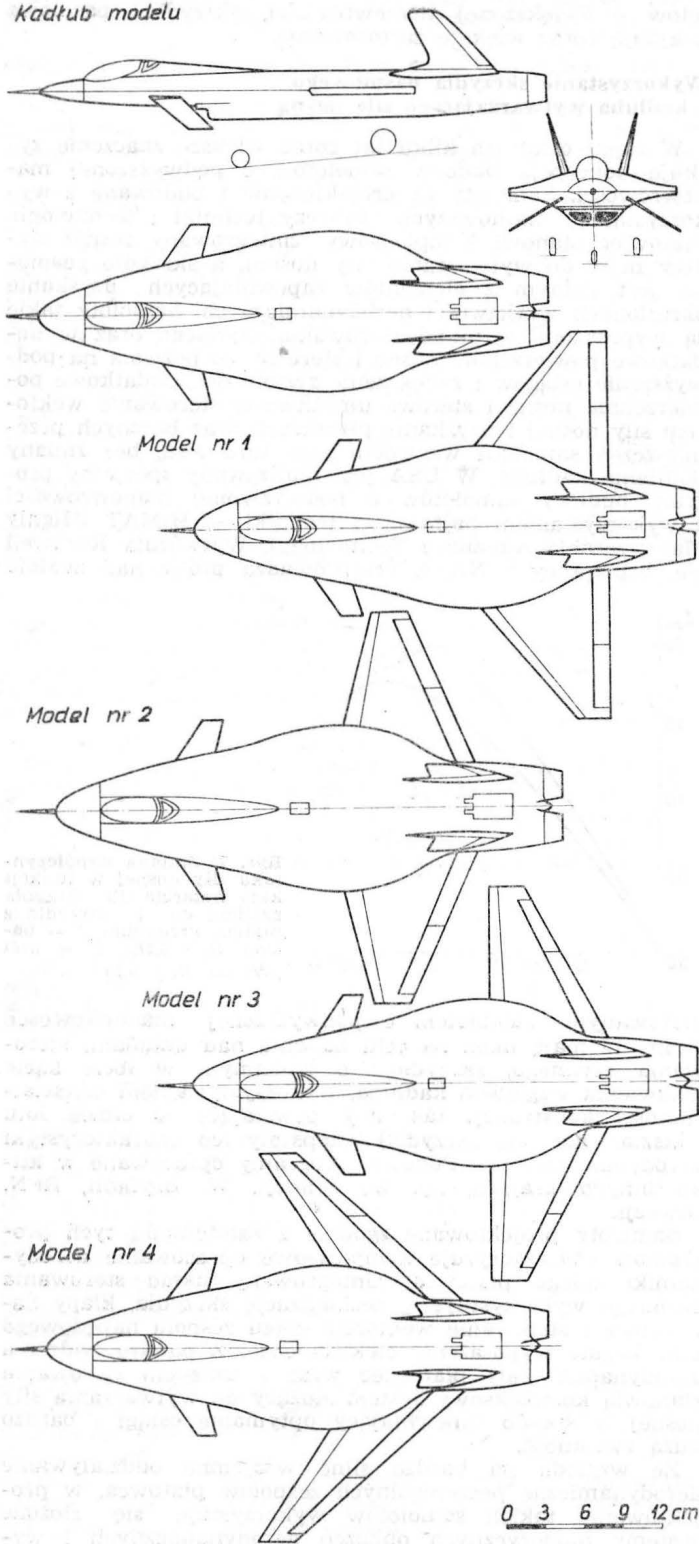
Samoloty projektowane zgodnie z założeniami tych programów charakteryzuje kompleksowe opracowanie aerodynamiki całego płatowca, zintegrowany układ sterowania czynnego wykorzystujący mechanizację skrzydła, klapy hamulcowe i sterowanie wektorem ciągu zespołu napędowego oraz bogate wyposażenie elektroniczne. Z punktu widzenia aerodynamiki cały płatowiec wraz z układem sterowania stanowią kompleksowy system służący do wytwarzania siły nośnej w sposób zapewniający optymalne osiągi i bardzo dużą zwrotność.

Ze względu na bardzo silne wzajemne oddziaływanie aerodynamiczne poszczególnych zespołów płatowca, w projektowaniu takich samolotów wykorzystuje się złożone systemy numerycznych obliczeń aerodynamicznych i wytrzymałościowych oraz modelowe badania doświadczalne. Wyniki takich obliczeń i badań są przedstawiane w literaturze fachowej w sposób fragmentaryczny i z dużym opóźnieniem. W celu poznania zjawisk występujących podczas opływu takich konstrukcji zwłaszcza na dużych kątach natarcia, został opracowany projekt koncepcyjny samolotu o podwyższonej manewrowości, wyposażonego w skrzydło pasmowe oraz w kadłub wytwarzający siłę nośną. Wyniki badań modelowych w zakresie nieściśliwym zostaną przedstawione poniżej.

Badania modelowe samolotu ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną

Wykonany zgodnie z założeniami koncepcyjnego projektu wstępnego samolotu ze skrzydłem pasmowym model kadłuba z integralnym pasmem (rys. 8) wyposażono w cztery płaty o zbliżonych charakterystykach geometrycznych (rozpiętość, grubość), ale zdecydowanie różniących się kątem skosu. Ze względów wykonawczych i konstrukcyjnych nie została zachowana stała powierzchnia płatów, w związku

Kadłub modelu



Rys. 8. Kadłub modelu, rys. 9. Model nr 1, rys. 10. Model nr 2, rys. 11. Model nr 3, rys. 12. Model nr 4

z czym całkowita powierzchnia nośna modeli o długości 0,39 m i rozpiętości 0,3 m zmienia się w granicach od $4,62 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$ do $4,266 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$, co utrudnia ilościowe porównanie uzyskanych wyników. Powierzchnia kadłuba jest dla wszystkich modeli jednakowa i wynosi $3,266 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$. Badane modele składają się z identycznego kadłuba (rys. 8) z motylkowym usterzeniem poziomym i podwójnym usterzeniem pionowym oraz z płatów różniących się kątem skosu. Kąty skosu krawędzi natarcia skrzydeł są w poszczególnych modelach następujące:

- model nr 1 (rys. 9) — $\chi_0 = +40^\circ$,
- model nr 2 (rys. 10) — $\chi_0 = +17^\circ$,
- model nr 3 (rys. 11) — $\chi_0 = 0^\circ$,
- model nr 4 (rys. 12) — $\chi_0 = -34^\circ$.

Badania tunelowe wykonano w tunelu aerodynamicznym z pierścieniową wagą aerodynamiczną typu IAW, przy

identycznym zawieszeniu modeli dla $Ma = 0,12$ i $Re = 8,16 \cdot 10^5$. Uzyskane wyniki pomiarów wykorzystano do opracowania charakterystyk aerodynamicznych badanych modeli, określając zmianę współczynników siły nośnej (rys. 13), siły oporu (rys. 14) i momentu pochylającego (rys. 15) w funkcji kąta natarcia oraz biegunową (rys. 16) i zmianę współczynnika momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej (rys. 17). Wyznaczono również zmianę doskonałości ($K = C_{za}/C_{xa}$) w funkcji kąta natarcia (rys. 18). Do obliczeń współczynników aerodynamicznych za powierzchnię odniesienia przyjmowano całkowitą powierzchnię nośną modeli (powierzchnię modelu w widoku z góry), a w przypadku modelu kadłuba — powierzchnię kadłuba.

Analizując otrzymane charakterystyki stwierdzono, że dla wszystkich modeli występuje oddziaływanie pasma i wytwarzanie siły nośnej przez kadłub, w wyniku czego maksymalna wartość współczynnika siły nośnej (rys. 13) występuje przy kątach natarcia od $\alpha = 35^\circ$ (model nr 1) do $\alpha = 40^\circ$ (model nr 4). Jednocześnie na podstawie zmiany współczynnika siły nośnej kadłuba stwierdzono, że izolowany kadłub modeli zachowuje się jak skrzydło o małym wydłużeniu $\lambda < 1$, gdyż występują dwa zakresy liniowej zależności jego współczynnika siły nośnej od kąta natarcia: o mniejszym nachyleniu dla małych kątów natarcia ($\alpha < 11^\circ$) i o większym nachyleniu dla większych kątów natarcia ($14^\circ < \alpha < 23^\circ$). Zróznicowanie maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej dla poszczególnych modeli ($0,82 < C_{zmax} < 0,92$) wynika z różnej powierzchni skrzydeł, gdyż w przypadku odniesienia wielkości współczynnika siły nośnej do powierzchni skrzydeł wielkość C_{zmax} jest największa dla modelu nr 4 ($C_{zmax} = 1,85$), a najmniejsza dla modelu nr 1 ($C_{zmax} = 1,58$). Wykorzystując przedstawioną na rys. 14 zależność współczynnika siły oporu stwierdzono, że najmniejszy współczynnik siły oporu ma model nr 4. Jest to zgodne z danymi literaturowymi, wg których skrzydła o ujemnym skosie mają o 5% mniejszy współczynnik oporu w porównaniu z analogicznymi skrzydłami o skosie dodatnim.

Z analizy przebiegu współczynników momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia (rys. 15) wynika, że badane modele są podłużnie niestateczne statycznie prawie w całym zakresie badanych kątów natarcia, a tylko modele ze skrzydłem o dodatnim skosie są stateczne statycznie w ograniczonym zakresie kątów: model nr 1 dla $\alpha \approx 3^\circ \div 11^\circ$ i model nr 2 dla $\alpha \approx 5^\circ \div 6^\circ$. Znajduje to potwierdzenie na rys. 17 (zależność współczynnika momentu pochylającego od współczynnika siły nośnej), bo podstawowym warunkiem podłużnej stateczności statycznej jest mniejsza od zera pochodna współczynnika momentu pochylającego

względem współczynnika siły nośnej $\frac{\partial C_{ma}}{\partial C_{za}} < 0$. Jednocześnie

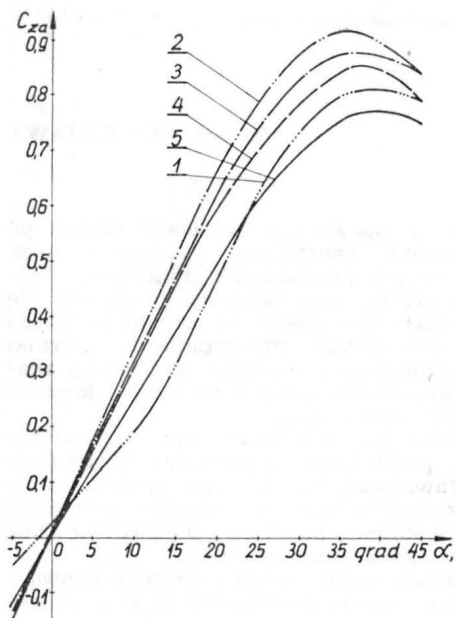
można stwierdzić, że wzrastające dla kolejnych modeli nachylenie krzywych $C_{ma} = f(\alpha)$ i $C_{ma} = f(C_{za})$ wynika ze zmieniającego się kąta skosu skrzydeł i jest konsekwencją przemieszczania się do przodu środka aerodynamicznego skrzydła.

Zjawisko podłużnej niestateczności statycznej dla samolotów ze skrzydłem pasmowym znajduje również potwierdzenie w literaturze i było już omawiane wcześniej.

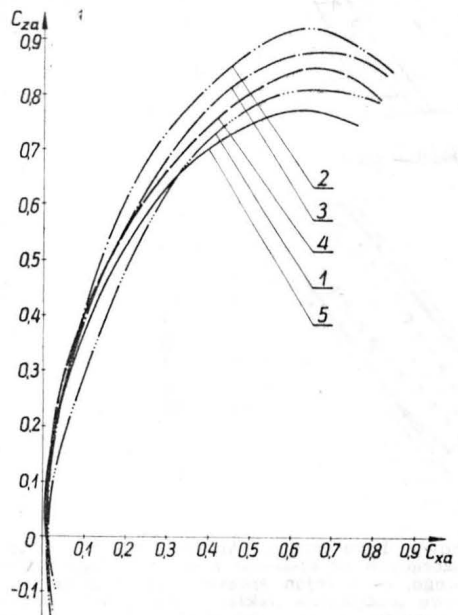
Analizując przebieg biegunowych (rys. 16) oraz zmianę doskonałości modeli w funkcji kąta natarcia stwierdzono, że właściwości aerodynamiczne poszczególnych modeli są do siebie zbliżone, przy czym najkorzystniejsze charakterystyki ma model nr 4 i model nr 1, a dopiero w następnej kolejności model nr 3 i 2.

Wykonując zgodnie z założeniami projektów wstępnych obliczenia osiągow dla samolotów będących powiększeniem modelu nr 1 i modelu nr 4 stwierdzono, że zaprojektowane samoloty miałyby bardzo duży zakres użytkowych prędkości lotu i dużą zwrotność, a wyposażone w silniki zapewniające obciążenie ciągu $K/Q = 1,04$ byłyby jednocześnie samolotami krótkiego startu i lądowania. Prędkości minimalne takich samolotów byłyby rzędu 160 km/h, a długość startu przy pełnej mechanizacji skrzydeł (klapy przednie na całej rozpiętości i klapy tylne) wynosiłaby ok. 400 m. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych badanych modeli i izolowanego modelu kadłuba pozwala stwierdzić, że ich dobre właściwości aerodynamiczne wynikają nie tylko z zastosowania skrzydeł pasmowych, lecz są także wynikiem zastosowania kadłuba biorącego udział w wytwarzaniu siły nośnej.

Przedstawione na rys. 13–18 charakterystyki aerodynamiczne nie pozwalają na analizę pracy pasma. Dla określenia wpływu pasma, a właściwie interferencyjnego od-



Rys. 13. Zmiana współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla badanych modeli $C_{za} = f(\alpha)$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4

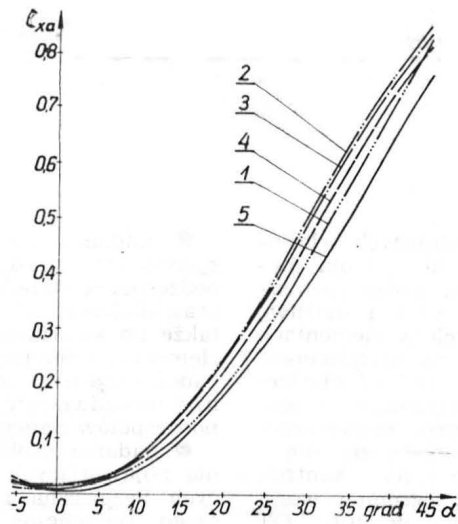


Rys. 16. Biegunowa badanych modeli $C_{za} = f(C_{xa})$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4

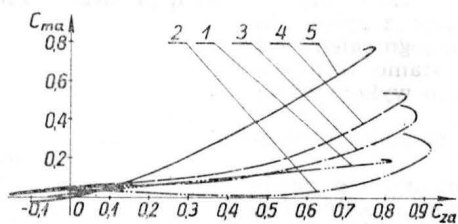
działywania kadłuba z integralnym pasmem na skrzydło, dla badanych modeli opracowano wykresy zmian współczynników siły nośnej w funkcji kąta natarcia (rys. 19÷22). Na każdym z tych wykresów naniesiono trzy krzywe oznaczone następująco:

- m — współczynnik siły nośnej modelu odniesiony do powierzchni skrzydła,
- s — współczynnik siły nośnej skrzydła (wraz z interferencją) otrzymany przez odjęcie siły nośnej kadłuba od siły nośnej modelu i odniesienie otrzymanej różnicy do powierzchni skrzydła,
- k — współczynnik siły nośnej kadłuba odniesiony do powierzchni skrzydła.

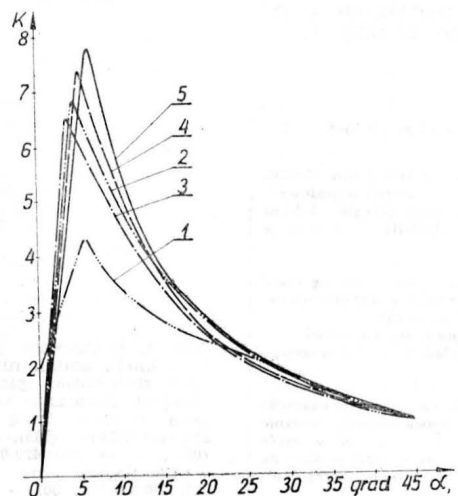
Tak opracowane charakterystyki pozwalają stwierdzić znaczny udział kadłuba w wytwarzaniu siły nośnej. Udział ten wynosi dla dużych kątów natarcia ponad 50%, a w przypadku modelu nr 4 nawet ponad 70%, nie jest on więc proporcjonalny do powierzchni kadłuba, zwłaszcza dla modelu nr 4. We wszystkich rozpatrywanych przypadkach pasmo generuje wir pasma stabilizujący opływ, ale jego rola ulega zmianom. Rozpatrując zmianę współczynnika siły nośnej dla skrzydła, można stwierdzić, że typowy dla skrzydeł pasmowych jest przebieg charakterystyk $C_{za} = f(\alpha)$



Rys. 14. Zmiana współczynnika siły oporu w funkcji kąta natarcia $C_{xa} = f(\alpha)$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4



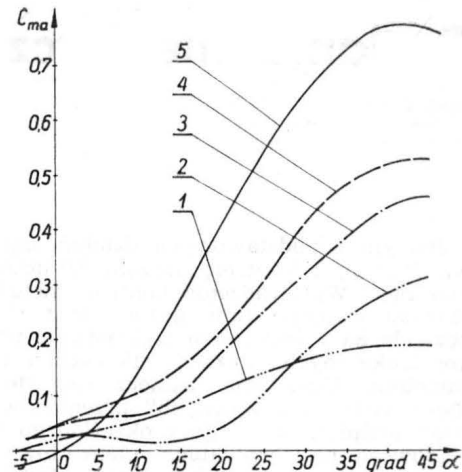
Rys. 17. Zmiana współczynnika momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej $C_{ma} = f(C_{za})$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4



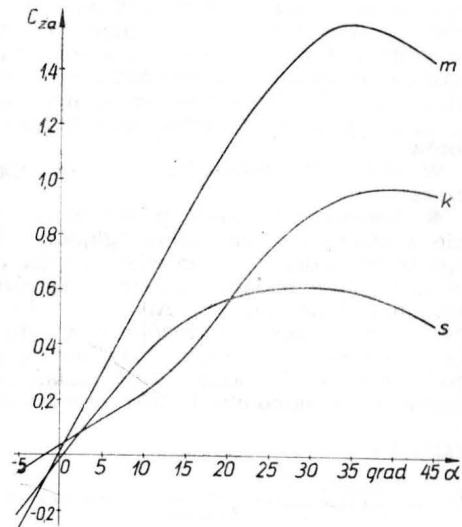
— m — współczynnik siły nośnej modelu odniesiony do powierzchni skrzydła,

— s — współczynnik siły nośnej skrzydła (wraz z interferencją) otrzymany przez odjęcie siły nośnej kadłuba od siły nośnej modelu i odniesienie otrzymanej różnicy do powierzchni skrzydła,

— k — współczynnik siły nośnej kadłuba odniesiony do powierzchni skrzydła.

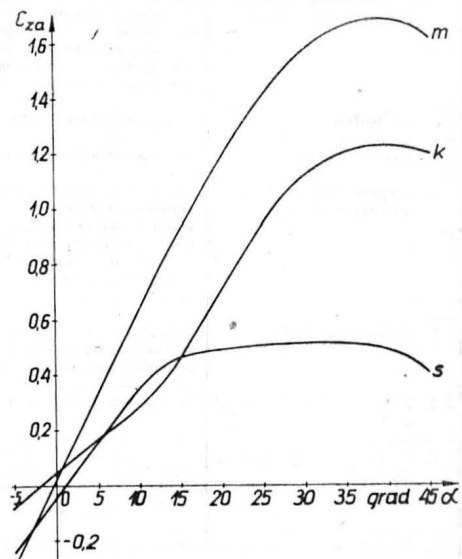


Rys. 15. Zmiana współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia $C_{ma} = f(\alpha)$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4



Rys. 19. Charakterystyka $C_{za} = f(\alpha)$ dla modelu nr 1: $\frac{S_{skrz}}{S_{mod}} = 0,583$, $\alpha_0 = +40^\circ$, m , k , s — objaśnienia w tekście

Rys. 18. Zmiana doskonałości w funkcji kąta natarcia: $K = \frac{C_{za}}{C_{xa}} = f(\alpha)$: 1 — kadłub, 2 — model nr 1, 3 — model nr 2, 4 — model nr 3, 5 — model nr 4



Rys. 20. Charakterystyka $C_{za} = f(\alpha)$ dla modelu nr 2: $\frac{S_{skrz}}{S_{mod}} = 0,507$, $\alpha_0 = +17^\circ$, m , k , s — objaśnienia w tekście

cd. na s. 21

Badania nieniszczące w PLL LOT

Mgr inż. JAN KUJAWA

Jednym z podstawowych działań zapewniających właściwą obsługę i kontrolę sprzętu lotniczego są badania nieniszczące. Wprowadzenie kontroli metodami badań nieniszczących wszędzie tam, gdzie jest to konieczne i możliwe pozwala na wcześniejsze wykrywanie usterek w elementach konstrukcyjnych, węzłach siłowych i innych urządzeniach samolotu. Umożliwia jednocześnie stopniowe przechodzenie z systemu „sztywnych” przeglądów okresowych i wymian urządzeń wg z góry określonego rezerwu międzyprzeglądowego na eksploatację elementów samolotu zgodnie z zasadą „wg stanu technicznego”. Do tego typu kontroli sprzętu lotniczego PLL LOT przywiązują ogromną wagę.

Badania nieniszczące zostały wprowadzone w PLL LOT przed 20 laty i obejmowały początkowo tylko wrywkową, stacjonarną technikę kontroli zdemontowanych elementów trzema metodami: penetracyjną, penetracyjną z efektem luminescencji i magnetyczną. Wraz z rozwojem przedsiębiorstwa jak i postępem technicznym badania te przerodziły się w system kontrolny nierozdzielnie związany z systemem obsługi technicznej samolotów. Zasadniczym jego celem jest utrzymywanie samolotów w wymaganym stanie technicznym, a tym samym zapewnienie bezpiecznego wykonywania lotów.

W PLL LOT prowadzi się następujące badania nieniszczące:

- badania okresowe prowadzone systematycznie zgodnie z ustalonym planem przeglądów silników i płatowców, oparte na jednolitych zatwierdzonych technologiach badań; program tych badań, odmienny dla różnych typów samolotów, określono ściśle w Albumach Kart Badania Nieniszczących zawierających szczegółowe wytyczne do miejsca badania, stosowanej metody, kryteriów oceny i szkicu badanego elementu. Przykłady kart badań nieniszczących z Albumu KBN samolotu Ił-62M przedstawiono w tabl. 1;

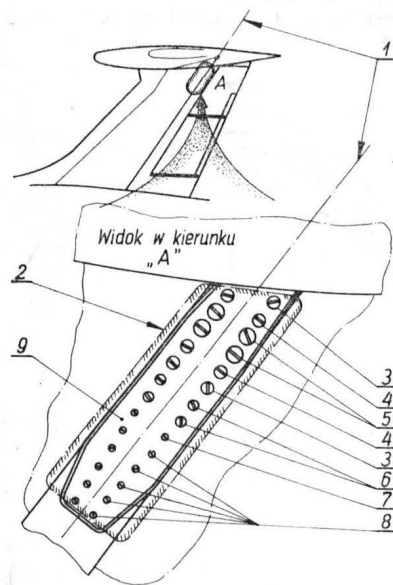
TABLICA 1

Album KBN nr ewid.1492 wyd.II	Karta badań nieniszczących s.1 nr 62-55-02, s.4
1. Podstawa wprowadzenia	„Instrukcja Obsługi Technicznej samolotów Ił-62M. Obsługa okresowa. Płatowiec — zespół napędowy”. Nr ewid. 1200 wyd. III, pkt. 5,6.3a (oryginał k.k. nr 55-30/2 z Albumu K.K. nr 82/62-R) — obowiązuje od 1982-01-07
2. Dotyczy samolotów (naloł, liczba lądowań, przegląd, inne cechy)	sprawdzenie wg niniejszej karty wykonuje się tylko w przypadku, jeśli podczas przeglądu zostanie stwierdzone ścięcie łba jednego ze sworzni; sprawdzenie wizualne wykonuje się na samolotach Ił-62 i Ił-62M podczas przeglądów nr 2 i wyższego rzędu
3. Badana część, nr katalogowy, badany rejon	sworznie na stateczniku pionowym, mocujące nakładki do tylnego dźwigar (lewa i prawa strona); sworznie sprawdzać w rejonie przejścia stożka łba w część cylindryczną; numery katalogowe sworzni podano na rys. 1; rejonu podlegające sprawdzeniu szczegółowo pokazano na rysunkach
4. Cel badań	wykrycie pęknięć sworzni w ww. rejonie
5. Metoda badań	metoda ultradźwiękowa. Materiał — stal 30HCSA
6. Wyposażenie do badań, instrukcja obsługi	defektoskop ultradźwiękowy UNIPAN 510 lub 520, głowica specjalna emitująca falę podłużną o częstotliwości 5 MHz; średnica zewnętrzna głowicy 8 mm; wzorce specjalne wykonane wg instrukcji nr PI-052-62IKU; instrukcja obsługi defektoskopu ultradźwiękowego; wewnętrzna instrukcja TK-3 nr BN/TK-3/81/2
7. Technologia badań	wskazówki technologiczne zawiera oryginalna instrukcja PI-052-62IKU z uzupełniającego zestawu instrukcji do Albumu nr 82/62-R
8. Wielkość dopuszczalnych wad	pęknięcia niedopuszczalne
9. Postępowanie po wykryciu wad	wymienić uszkodzony sworznie na sworznie sprawny technicznie; przed zamontowaniem nowego sworznia sprawdzić stan fazy otworu; w przypadku stwierdzenia błędów kształtu poprawić fazę w porozumieniu z TTP
10. Prace przygotowawcze i zakończeniowe	zmyć pokrycie lakiernicze z łbów sprawdzanych sworzni; zwrócić uwagę, aby zmywacz nie ściekał wzdłuż statecznika; po dokonaniu w dokumentacji warsztatowej wpisu o zakończeniu sprawdzania (pieczęć „Wad nie wykryto”), odnowić pokrycie lakiernicze

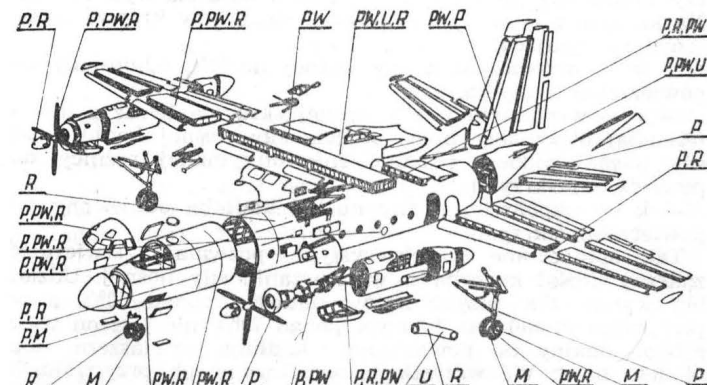
- badania doraźne i poawaryjne przeprowadzane po zgłoszonych przeciążeniach konstrukcji i poszczególnych podzespołów samolotu oraz w przypadkach stwierdzenia nieprawidłowości ich pracy; badania takie przeprowadza się także po awariach, takich jak: pęknięcie współpracującego elementu, uderzenia mechaniczne, przegrzanie itp. Wyniki badań doraźnych stanowią cenną podstawę do szerszej analizy umożliwiającej zwiększenie zakresu okresowej kontroli podzespołów danego typu samolotu;

- badania problemowe prowadzone w celu rozwiązywania pojawiających się problemów technicznych utrudniających bezpieczną i prawidłową eksploatację sprzętu lotniczego. Dotychczas rozwiązano m.in. następujące problemy:

- określenie stopnia korozji pokrycia i elementów konstrukcyjnych płatowca metodą kompleksową,
- ocena stopnia korozji nitów metodą ultradźwiękową,
- ocena zmian wytrzymałości materiałów ze stopów lekkich po przegrzaniu (metoda prądów wirowych).



Rys. 1. Statecznik pionowy, lewa strona (Album KBN, nr ewid. 1492, karta badań nieniszczących nr 62-55-02): 1 — oś tylnego dźwigar statecznika pionowego, 2 — rejon sprawdzania sworzni śrubowych. Sworznie śrubowe mocowania nakładek do tylnego dźwigar (strona lewa i prawa): 3 — 220.3420.035.014, (004), 4 — 220.3420.035.015, (005), 5 — 220.3420.035.016, (006), 6 — 220.3420.035.013, (003), 7 — 220.3420.035.01, (00), 8 — 220.3420.035.017, 9 — nakładka wzmacniająca na tylnym dźwigarze statecznika pionowego: 220.3420.033.001, 002 — Ił-62, 225.3420.033.001, 002 — Ił-62M. Uwaga: numery katalogowe sworzni śrubowych podane w nawiasach dotyczą samolotów SP-LAB, SP-LAD, SP-LAE i SP-LAF



Rys. 2. Obszary stosowania badań nieniszczących w samolocie An-24 i zastosowania metod. Oznaczenia metod: P — penetracyjna, PW — wiroprowadowa, M — magnetyczna, R — rentgenograficzna, U — ultradźwiękowa

TABLICA 2. Zestaw części i zespołów przebadanych metodami badań nieniszczących na samolotach An-24, Il-18, Tu-134, Il-62 oraz na samolotach obcych w 1982 r.

Samolot	Nazwa części (zespołu)	Liczba badań elementów	Metody badań					Liczba wykrytych wad	
			P	M	PW	U	R		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	
An-24	dolna płyta centroplata między I i II dźwigarem	5			5	2	5		
	dolna część kadłuba Wr. 13-31	1			1				
	rura wydechowa	1					1	1	
	amortyzator podwozia przedniego	36		36			36		
	zastrzały silnika (6 kpl)	1					1		
	bęben koła	33				33			
	okucia zawieszenia konsoli sterowania przednim podwoziem	3	3	2					
	spawy goleni podwozia głównego	2	2						
	okucie drążka sterowania trymerem steru wysokości	1	1						
	tylna półka skrzydło-żebro	2	2						
	wielokliny zespołów hamulcowych	4		4					
	okucie mocowania podwozia przedniego	2		2		2			
	tłoczyisko 25-4261-260	1		1					
	oś podwozia przedniego	15		15					
	oś podwozia głównego	2		2					
	sworznie różne	78		78					
	części inne	11		11					
Il-18	nity pokrycia centroplata (ok. 20 tys. szt. wadliwych)	6 samolotów				6 samolotów		6 samolotów	
	górne pokrycia skrzydła pod rurę wydechową (badanie przewodności)	1			1				
	wspornik układu sterowania sterem wysokości	4			4				
	konsola steru wysokości	1					1		
	kołpak śmigła	2					2		
	opona	1					1		
	bęben koła	82				82			
	rama kołpaka śmigła	2				2			
	układ nożycowy podwozia głównego	4	4						
	amortyzator zawieszenia silnika	18		18					
	czopy wciągników	6		6					
	sworznie różne	212		212					
	drażki hamulcowe	24		24					
	dźwignia tłumika drgań	6		6					
Tu-134	cylinder amortyzatora głównej goleni podwozia	18	18		18				
	tylny wspornik zawieszenia gondoli silnika	18	10		18				
	przedni wspornik zawieszenia gondoli silnika	18	10		18		3		
	podłużnice nr 8—15 dolnych płyt skrzydła środkowego w rejonie żebra zerowego	18			18				
	dolne pokrycie skrzydła w rejonie połączenia skrzydła środkowego ze skrzydłem pośrednim	18			18				
	pokrycie dolnej płyty skrzydła środkowego	18			18				
	pokrycie dolnej powierzchni skrzydła pośredniego w rejonie łączenia płyt technologicznych	18			18				
	pokrycie dolnej płyty skrzydła pośredniego między żebrami na 10—11	18			18				
	dolne pokrycie skrzydła pośredniego i przyczepnego w rejonie połączenia przy żebrze nr 15	18			18				
	pokrycie dolnej płyty skrzydła w rejonie między żebrami nr 6 i 7 oraz podłużnic nr 1—14	18			18				
	podłużnice nr 1—14 w rejonie żebra nr 7 dolnej płyty skrzydła pośredniego	18			18				
	pokrycie dolnej płyty skrzydła pośredniego w rejonie zewnętrznego węzła zawieszenia podwozia głównego	18			18				
	okucie w miejscu połączenia z tylnym dźwigarem na żebrze nr 9	18			18				
	dolny pas, ścianka tylnego dźwigara i pokrycie dolnej płyty skrzydła pośredniego przy wewnętrznym węźle zawieszenia podwozia głównego	18			18				
	czołowa część połączenia grzbietowego przy zewnętrznym węźle zawieszenia podwozia głównego w rejonie żebra nr 9	18			18				
	pokrycie zadźwigarowej części skrzydła między żebrami nr 7 i 8 przy kątowniku mocującym gondole podwozia głównego	18			18				
	dolny pas tylnego dźwigara skrzydła pośredniego między żebrami nr 11, 12 w rejonie zakończenia nakładki wzmacniającej	18			18				
	wspornik mocowania prowadnic nr 3, 4, 5 zawieszenia klap na żebrach nr 10, 12, 14 skrzydła pośredniego	18			18				
	górną płytę skrzydła pośredniego w rejonie wzierników nadajników paliwomierzy i sygnalizatorów tankowania	18			18				
	wsporniki mocowania wózków klap zewnętrznych na żebrach nr 10, 12, 14	14			14				
	pokrycie dolnej płyty skrzydła pośredniego przy otworach wyprowadzeń wiązek przewodów elektrycznych	18			18				
	sworznie dolnego połączenia tylnego dźwigara skrzydła środkowego z tylnym dźwigarem skrzydła pośredniego	30		30					
	pryzmankowa część dysku I st. sprężarki N.C.	16				16			
	bęben koła	82				82			
	zastrzał sterowania osłonami podwozia głównego	1					1		
	przewodnica klap, drażki, okucia i wózek kpl.	1					1		
	opona	4					4		
	węzeł środkowy zawieszenia gondoli silnikowej	1					1		
	pokrycie kadłuba pod drzwiami przedniego bagażnika	12	1				5		
	pokrycie kadłuba pod drzwiami wejściowymi	1	1				1		
	sworznie różne	12		12			3		
	Il-62M	sworznie na stateczniku poziomym, mocujące górne i dolne nakładki do tylnego dźwigara	180				180		1
		sworznie nakładki wzmacniającej na tylnym dźwigarze statecznika pionowego	240				240		
górne niezdejmowane płyty centroplata i skrzydła przyczepnego		5(x2)					5		
górne płyty centroplata i skrzydła przyczepnego w rejonach wycięte na nadajniki paliwomierzy		200			200			8	
górną niezdejmowaną płytę centroplata w rejonie zakończenia podłużnicy nr 35 przy żebrze nr 10		10			10				
górną płytę centroplata w rejonie czterech otworów na śruby mocujące stalowy pas wzmacniający żebra nr 8		18				18			
górne zdejmowane płyty na zbiornikach nr 1 i nr 4 skrzydła przyczepnego		40			40				
widelki mocowania dźwigników śrubowych nr 3 i 4 klap zewnętrznych (skrzydło przyczepne)		36		36					
sworznie na skrzydle mocujące płytę usztywniającą do dolnego pasa tylnej belki przy przewodnicy nr 1		108				108			
płytę centroplata od dołu z prawej strony w rejonie żeber nr 2 między podłużnicami nr 24 i 25		10				10			
nisze nadajników paliwomierzy		1				1			

1	2	3	4	5	6	7	8	9
	pokrycie kadłuba (w rejonie wgnieceń) bęben koła rura klimatyzacyjna opona część przyzamkowa łopatek I st. sprężarki półki antywibracyjne łopatek I stopnia sprężarki oś podwozia przedniego tylne drzwi wejściowe (w rejonie wgnieceń) oś podwozia głównego sworznie różne	4 129 1 1 11 15 3 1 8 50	1 11 15 1 1	2 8	4 129	6 1 1	6 1 1	
Agregat	agregaty silników ASz-62, ASz-82	562	30	530	2			4
An-2	dolna część kadłuba (2 samoloty) części płatowca stalowe wał reduktora wałek napędu agregatów korbowód główny stałe koło reduktora pokrywa reduktora sworznie korbowodów bocznych pokrywa tylna	2 63 24 38 48 2 7 16 2		63 24 38 48 2		2 7 16 2	1 2 2	
An-2	karter środkowy kołki śrubowe kołnierze podające olej wałek wirnika sprężarki detale różne	1 21 30 33 3	1	21 30 33 3	1		1	
Il-14	silnik ASz-82T podwozie przednie hydroakumulator zastrzały podwozia przedniego amortyzator podwozia przedniego cylinder sterujący bęben koła	5 4 2 6 1 1 39	5	5 4 2 6 1 1	5 5 39		2	
Inne samoloty	pierścień dysku — bimetaliczny pierścień dysku — metaliczny blok cylindrów korpus zespołu hamulcowego dysk dociskowy bęben koła	400 482 179 60 86 156	179	400 482 60 86	179 156		15 1 35	
Różne	części, zespoły nietlotnicze różne	7	7	4	7		7	1

Zestawienie metod, sprzętu i zastosowań badań nieniszczących

W celu profilaktycznego wykrywania wszelkich uszkodzeń i wad w czasie eksploatacji, takich jak: pęknięcia, korozja, zmiany strukturalne, stosuje się w PLL LOT następujące metody badań i zestawy aparatury:

— metoda radiograficzna (nisko- i średnioenergetyczna); aparatura: aparaty rentgenowskie Philips MG-160L z małogabarytową lampą przenośną z okienkiem berylowym i Balteau BL-200/5;

— metoda ultradźwiękowa z wykorzystaniem zjawisk echa i fal powierzchniowych; aparatura: defektoskopy Unipan 510, 520M, Di-6T, Di-12 oraz grubościomierze Caliper 202, Isoscope EC-T3A i Unipan 545M;

— metoda prądów wirowych niskiej i wysokiej częstotliwości; aparatura: wiroprądownia Alcoprobe S, defektoskopy Forster 2.164, krajowe MP-3 i produkcji radzieckiej typu EIT do badań silników;

— metoda penetracyjna; zestawy firmy Ardrex;

— metoda magnetyczna; aparatura: defektoskopy Radalloyd z prądem 6 kA, przenośny Krab 23A, demagnetyzatory;

— metoda optyczna; aparatura: zestawy endoskopów specjalistycznych, w tym endoskopy Fibrox i Olympus IF-8D2.

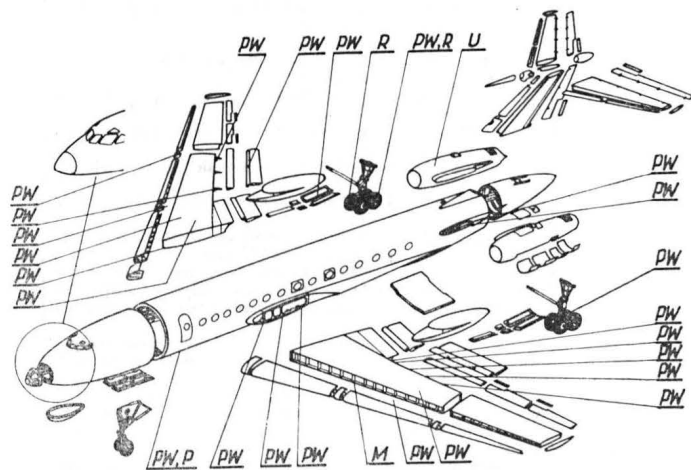
Na rys. 2 przedstawiono przykładowo zakres zastosowań badań nieniszczących w samolotach turbośmigłowych. Badaniami objęte są przede wszystkim: konstrukcja skrzydła środkowego, pokrycie samolotu, elementy układów napędowych i podwozia.

W samolotach odrzutowych (rys. 3) badania obejmują elementy silników D-30 II serii, D-30KU, elementy konstrukcji płatowca, instalacji i podzespoły podwozia.

Wyniki badań są zawarte w orzeczeniach technicznych, które tworzą dokumentację poszczególnych egzemplarzy samolotów. Dokumentacja ta, biuletyny nadchodzące od producentów i użytkowników sprzętu oraz przekazywane na bieżąco informacje eksploatacyjne stanowią materiał do okresowych analiz stanu technicznego samolotów. Uzyskuje się także praktyczne doświadczenia w przydatności i wykrywalności poszczególnych metod badań nieniszczących.

Nie sposób omówić wszystkich wyników uzyskanych z naszych badań, w artykule przedstawiono więc zestaw przebadanych w 1982 r. części i zespołów oraz liczbę wykrytych wad (tabl. 2).

Przy realizacji prac z zakresu badań nieniszczących Oddział Badań i Kontroli Sprzętu Lotniczego współpracuje z różnymi instytucjami krajowymi i zagranicznymi. Wymienić tu można krajowe placówki naukowo-badawcze: Instytut Podstawowych Problemów Techniki PAN, Instytut Elektrotechniki, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych.



Rys. 3. Obszary stosowania badań nieniszczących w samolocie Tu-134A i zastosowania metod. Oznaczenia metod jak na rys. 2

Współpraca z zagranicą obejmuje: udział w World Conference on Nondestructive Testing, bieżącą współpracę z przedsiębiorstwami lotniczymi, takimi jak np.: Aeroflot, CSA, BEA oraz uczestnictwo w Air Transport Association NDT Forum w USA.

Opracowane w 1982 r. w International Air Transport Association zestawienie wyposażenia w sprzęt do badań nieniszczących wszystkich linii światowych wraz z porównaniem liczby eksploatowanych samolotów pozwala na ocenę poziomu wyposażenia PLL LOT.

Uzyskiwane wyniki, a także porównanie z ww. zestawieniem pozwalają postawić tezę, iż reprezentujemy w dziedzinie badań nieniszczących średni poziom światowy.

Stała Giełda Rozwiązań Technicznych
W Warszawie, przy ul. Żelaznej 51/53 (dawne Zakłady Norblina) czynna jest „Stała Giełda Rozwiązań Technicznych”.

Organizator Giełdy — Ośrodek Postępu Technicznego NOT zaprasza wszystkich chętnych do jej zwiedzenia.

Giełda otwarta jest w godz. 9,00 — 15,00 (oprócz sobót i świąt).

Śmigłowiec wielozadaniowy średniego udźwigu

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbiniowy śmigłowiec jednowirnikowy z wirnikiem ogonowym i ze stałym podwoziem.

Wirnik główny. Dwułopatowy, obrys łopaty prostokątny z trapezowymi końcówkami. Konstrukcja łopat kompozytowa: dźwigar noskowy z kompozytu węglowo-epoksydowego, część spływowa przekładkowa z wypełniaczem ulowym. Noski łopat pokryte cienką blachą tytanową, w celu zmniejszenia zużycia erozyjnego oraz zaopatrzone w instalację przeciwbiodzeniową. W końcówkach łopat światła pozycyjne. Wirnik główny zaprojektowany celowo jako konstrukcja o dużym momencie bezwładności, w celu podniesienia bezpieczeństwa podczas przejścia na zakres pracy w autorotacji. Zawieszenie łopat na głowicy przegubowe, osie przegubów pionowe, tłumiki drgań w płaszczyźnie poziomej. W głowicy łożyska elastomerowe bezsmarowe.

Wirnik ogonowy. Dwułopatowy, obrys łopaty prostokątny, konstrukcja zbliżona do konstrukcji wirnika głównego.

Kadłub. Przekrój owalny, silnie spłaszczony od góry i od dołu. Konstrukcja półskorupowa, metalowa. W nosku kadłuba mieści się radar i wyposażenie radionawigacyjne. Miejsca pilotów obok siebie, szeroko rozstawione. Oszklenie przodu kadłuba zapewnia dobrą widoczność, składa się z dwóch dużych szyb przednich zaopatrzonych w wycieraczki, dwóch szyb górnych, dwóch szyb dolnych oraz szyb w drzwiach bocznych. Kabina pasażersko-ładunkowa bardzo obszerna, mieści w czterech szeregach 18 foteli pasażerskich w wersji cywilnej lub 19 siedzeń w wersji wojskowej. Wejście do kabiny przez dwusegmentowe drzwi po obu stronach kadłuba; przedni segment drzwi jest otwierany, tylny (dwukrotnie większy od przedniego) — odsuwany do tyłu. Z prawej strony kadłuba, nad odsuwany drzwi, może być zamocowana wciągarka. Pod drzwiami, z obu stron kadłuba, w podłużnych owiewkach mieszczą się nadmuchiwane pływalki. Wewnątrz kabiny, pod sufitem mogą być zamocowane dwie pneumatyczne tratwy ratunkowe 10- lub 12-osobowe. Za kabiną pasażersko-ładunkową, po obu stronach osi wirnika głównego i przekładni głównej znajdują się zbiorniki paliwowe, a za nimi bagażnik dostępny przez lukę z obu stron kadłuba. Nad bagażnikiem, na grzbiecie konstrukcji kadłuba, są umocowane silniki, umieszczone za osią wirnika głównego. Tylna część kadłuba w kształcie metalowej, półskorupowej, rurowej belki o przekroju owalnym, zakończony spłaszczonym wysięgnikiem wirnika ogonowego, pełniącym funkcję statecznika pionowego. Do belki ogonowej jest umocowany statecznik poziomy. Pod tylną częścią belki może być mocowany nadmuchiwany pływak osłonięty owiewką.

Usterzenie. Usterzenie pionowe w postaci spłaszczonego wysięgnika belki ogonowej ma konstrukcję metalową półskorupową. Usterzenie poziome tworzą prostokątne płyty o konstrukcji półskorupowej metalowej mocowane do belki ogonowej. Profil usterzenia poziomego asymetryczny.

Sterowanie. Sterownice w kabine dwójnej. Układy sterowania linkowo-popychaczowe. Płyty statecznika poziomego wychylane przy użyciu układu fly-by-wire. W



układzie sterowania systemu SCAS (Stability and Control System) i AARS (Attitude/Altitude Retention System).

Podwozie. Stałe, zaprojektowane od początku w dwóch wariantach: kołowym i płożym. W wariantie kołowym podwozie jest trójkołowe z kołem przednim. Goleń przednia teleskopowa, koło pojedyncze na półwielcu (w wersji cywilnej) lub koła bliźniacze (w wersji wojskowej). Golenie główne wysięgnikowe, osłonięte owiewkami. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wszystkie koła mogą być osłonięte owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego. W wariantie płożym dwie płozy na wysięgnikach w postaci goleni sprężystych. Na końcu belki ogonowej sprężysta płoza chroniąca wirnik ogonowy.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbiniowe General Electric CT7-2A o mocy startowej 1212 kW każdy. Silnik CT7 jest wersją silnika T700. Jego moc trwała wynosi 938 kW z możliwością przeciążenia do 1286 kW (na czas 150 s). Moc startowa może być utrzymana przez 30 min. Każdy silnik jest odrębną, niezależną jednostką napędową. Silniki są oddzielone od siebie i od konstrukcji kadłuba ścianami ogniowymi. Wloty powietrza do silników są zaopatrzone w separatory zanieczyszczeń. Wyloty spalin skierowane ku tyłowi. Osłony zespołu napędowego metalowe z użyciem kompozytu szklano-epoksydowego na niektóre elementy o nierozwijałym kształcie.

Układ przeniesienia napędu. Przekładnia główna na grzbiecie kadłuba, przed silnikami, zawieszona na łożu typu Noda-Matic tłumiacym drgania. Maks. moc przenoszona 1752 kW, moc trwała 1454 kW. Przekładnia może pracować 60 min bez oleju.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki odporne na rozerwanie, umieszczone w kadłubie w pobliżu osi wirnika głównego, łączna pojemność 1647 l, układ dwuobwodowy — niezależne sieci dla każdego silnika. Hydrauliczna — dwuobwodowa, pompy napę-

dzane od silników. Elektryczna — 2 prądnice napędzane od silników. Przeciwbiodzeniowa — elektryczna na noskach łopat wirnika głównego. Olejowa — dla silników i przekładni głównej.

Wyposażenie. Systemy łączności i nawigacji zdwojone, ADF, transponder, DME, wyposażenie do lotów IFR, komputer sterowania lotem. Możliwość zainstalowania radaru, dodatkowych systemów łączności i systemu nawigacyjnego VLF.

Wyposażenie dodatkowe. Dodatkowe pływalki, zawieszenie ładunku zewnętrznego, wciągarka ratownicza i dwie pneumatyczne tratwy ratunkowe.

Uzbrojenie. W wersji wojskowej śmigłowiec może mieć dwa karabiny maszynowe kal. 7,62 lub 12,7 mm w wejściach do kabiny (drzwi są wtedy zdjęte), może przewozić w kabine boje hydroakustyczne wraz z ich miotaczem, wyposażenie do wykrywania okrętów podwodnych, sonar holowany; pod tylną częścią kadłuba można zamocować magnetometr. Na wysięgnikach po obu stronach kadłuba mogą być mocowane dwa zasobniki z dwoma karabinami maszynowymi kal. 7,62 mm (zapas, 1000 nabożów) lub z jednym karabinem maszynowym kal. 12,7 mm (zapas 250 nabożów) albo zasobniki z niekierowanymi pociskami raketowymi powietrze-ziemia kal. 70 mm (zasobniki mieszczą 7 lub 19 pocisków). Pod kadłubem przewidziane podwieszenia dla czterech pocisków powietrze-woda typu Sea Skua.

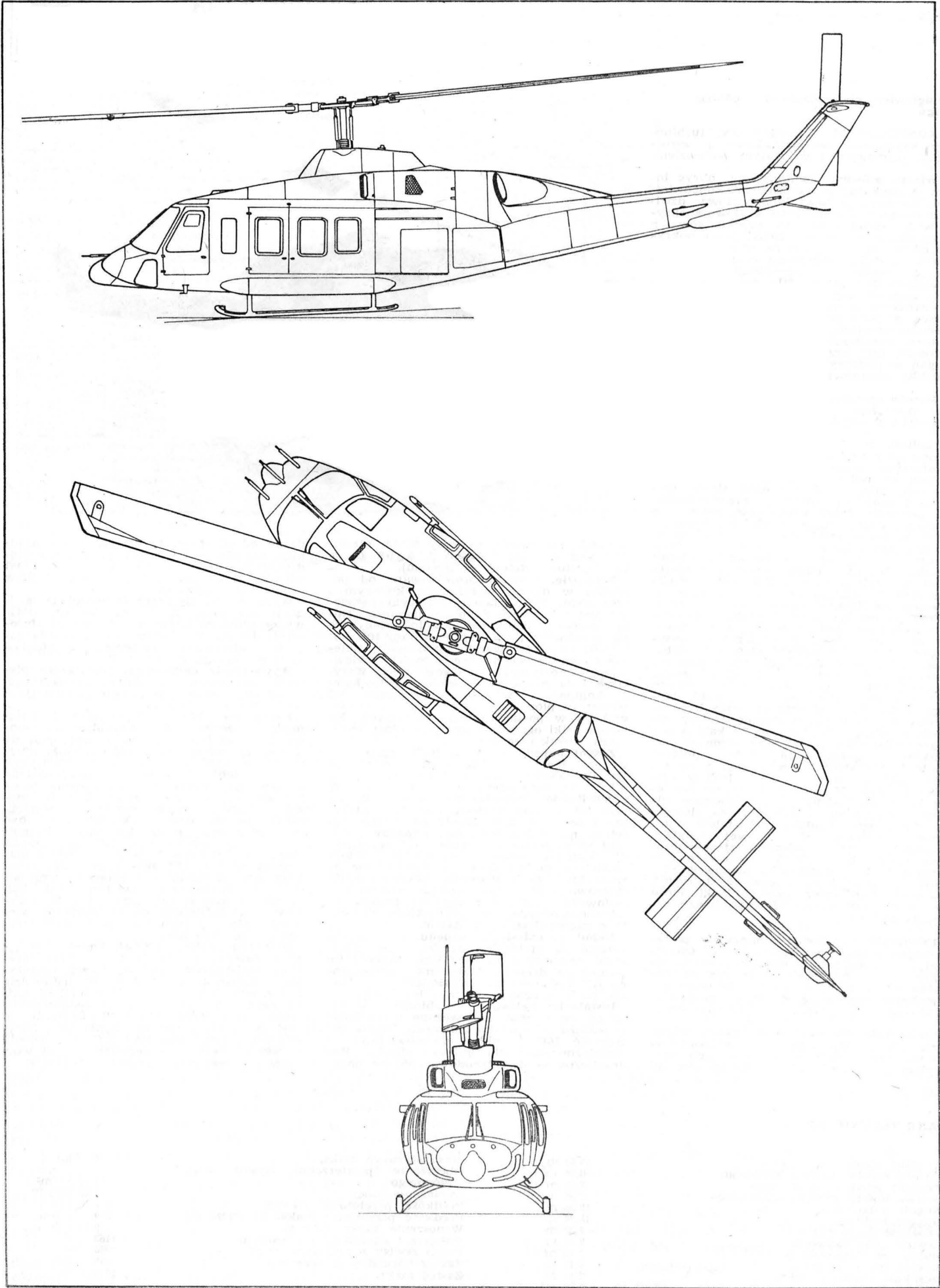
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Śmigłowiec był przygotowywany dla Iranu z przeznaczeniem wojskowym. Budowę trzech prototypów rozpoczęto w 1978 r. W listopadzie 1979 r. ogłoszono rozpoczęcie produkcji serii 100 egz., z których pierwsze zostały zakupione przez Wenezuelę i W. Brytanię do obsługi morskich naftowych platform wiertniczych. Certyfikaty FAA i CAA uzyskano w 1982 r. Pierwszy egzemplarz wersji wojskowej przekazano Tajlandii w 1984 r.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika głównego	15,85 m
Cięciwa łopaty wirnika głównego	0,84 m
Srednica wirnika ogonowego	2,95 m
Cięciwa łopaty wirnika ogonowego	0,36 m
Długość całkowita	18,95 m
Długość kadłuba	15,24 m
Wysokość całkowita	4,84 m
Rozstaw płóz podwozia	2,64 m
Długość wnętrza kabiny	3,42 m
Długość wnętrza maks.	4,13 m
Szerokość wnętrza maks.	2,41 m
Pojemność wnętrza	7,73 m ³
Powierzchnia dysku wirnika głównego	197,30 m ²
Powierzchnia dysku wirnika ogonowego	6,82 m ²

Masa startowa maks.	7938 kg
Obciążenie powierzchni dysku wirnika głównego	40,23 kg/m ²
Obciążenie mocy	4,23 kg/kW
Prędkość przelotowa (H = 0)	256 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H = 1220 m)	250 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	9,40 m/s
Pułap z 1 silnikiem wyłączonym	1463 m
Pułap zawisu w wpływem ziemi	1950 m
Zasięg normalny (z rezerwą)	678 km
Zasięg maks.	1019 km

T.M.



Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy, jedno-silnikowy, odrzutowy średniopłat o konstrukcji kompozytowo-metalowej.

Plat. Obrys trapezowy; profil nadkrytyczny (opracowany przy współudziale uniwersytetów Nowy Jork i Kansas) o grubości 15% u nasady i 13% przy końcówce; skos 15,5° (w 25% cięciwy); wznios -2°, kąt zaklinowania u nasady 2°13', przy końcówce -1°17'. Konstrukcja niedzielona, półskorupowo-kesonowa, dwudźwigarowa. Szkielet struktury metalowy, pokrycie kesonu kompozytowe. W kesonie płata integralny zbiornik paliwowy. Kłapy szczelinowe o głębokości 24% cięciwy, każda z nich zawieszona na dwóch konsolach. Maks. wychylenie klap 40°. Wyważone masowo i aerodynamicznie lotki o głębokości 24% cięciwy są wyposażone w kłapki wyważające i zawieszane na dwóch konsolach każda. Wychylenie lotek 20° w górę i w dół. W noskach skrzydeł reflektory do lądowania i kołowania. Pod skrzydłem 4 zaczepy do podwieszania uzbrojenia, zbiorników dodatkowych i zasobników z wyposażeniem specjalnym.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa metalowo-kompozytowa (pokrycia większej części kadłuba z kompozytu). Przednia część kadłuba mieści wnękę podwozia przedniego oraz wyposażenie elektronawigacyjne, dostępne przez luki z obu stron. Część kabinowa jest szczelna, ciśnieniowa, klimatyzowana. Kabina starannie zaprojektowana pod względem ergonomicznym. Fotel tylny umieszczony ze znacznym przewyższeniem w stosunku do przedniego. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk.8 lub Martin Baker IT 10 LA. Oszklenie kabiny dwuczęściowe — stały wiatrochron i otwierana na bok w prawo osłona. W głównej części kadłuba (do której jest mocowane skrzydło, usterzenie, podwozie główne, silnik i przód kadłuba) mieści się zbiornik paliwowy. Po obu stronach głównej części kadłuba znajdują się wloty powietrza, mające przekrój półkolisty i zbiegające się w kanał wlotowy o przekroju kołowym. Pod wlotami są usytuowane wnęki podwozia głównego. Tył głównej części kadłuba ma kształt wysięgnikowej belki noszącej usterzenie, pod którą jest umieszczony silnik obudowany rurową strukturą. Skrzydła są umieszczone na obniżonym grzbiecie kadłuba przed silnikiem. Na grzbiecie kadłuba i na kesonie skrzydła w obrębie przejścia przez kadłub są rozmieszczone zespoły instalacji, wzmacniacze sterowania i wyposażenie radioelektroniczne, przykryte odemowalnymi owiewkami. Tył kadłuba stanowi rurową obudowę wylotu silnika, jest odemowalny, aby można było dokonać przeglądu lub wymiany zespołu napędowego. Pod główną częścią kadłuba, tuż za kabiną, znajduje się płytowy, krokodylowy hamulec aerodynamiczny. Maks. kąt wychylenia hamulca 45°.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Profile usterzeń o grubości względnej 9%. Stateczniki o konstrukcji dwudźwigarowej, stery jednodźwigarowe; pokrycia usterzeń kompozytowe na strukturze metalowej. Statecznik poziomy niedzielony o zmiennym kacie zaklinowania. Dwusegmentowy ster wysokości wyważony masowo i aerodynamicznie, każdy segment zawieszony na dwóch konsolach. Kąt wychylenia steru wysokości 25° w górę i 15° w dół. Ster kierunku wyważony masowo i



aerodynamicznie, zawieszony na dwóch konsolach. Kąt wychylenia steru kierunku — po 20° w obie strony.

Sterowanie. Sterownice zdwojone. Układy sterowania popychaczowe ze wzmacniaczami hydraulicznymi. Statecznik poziomy i kłapy sterowane elektrycznie, hamulec aerodynamiczny wychylany hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnek w kadłubie. Podwozie przednie z gołenią teleskopową, koło na półwidelcu. Podwozie główne typu piramidkowego (goleń-amortyzator-wciągnik), podczas jego chowania zmienia się usytuowanie płaszczyzny koła względem gołeni. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 5.00-5, główne — 6.50-8.

Zespół napędowy. Silnik turbowentylatorowy Pratt & Whitney of Canada JT15D-1 o ciągu 980 daN. Stosunek przepływu 3,3:1, zużycie paliwa 0,53 kg/h·daN (o ok. 20% mniej niż dla silników obecnie stosowanych w tej klasie samolotów). Silnik JT15 ma jednostopniową sprężarkę osiową niskiego ciśnienia (której łopatki w części zewnętrznej mają profil wentylatorowy), sprężarkę odśrodkową wysokiego ciśnienia, pierścieniową recyrkulacyjną komorę spalania oraz jednostopniowe turbiny wysokiego i niskiego ciśnienia.

Instalacje. Paliwowa — integralny zbiornik skrzydłowy o pojemności 600 l, zbiornik kadłubowy o pojemności 150 l, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych (2 × 350 l); napełnianie instalacji grawitacyjne przez pojedynczy wlew na prawym skrzydle przy kadłubie. Olejowa — pojemność zbiornika 10 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 10,3 MPa, służy do wypuszczenia i chowania podwozia oraz hamulca aerodynamicznego. Elektryczna — 28 V, prądorozrusznik, akumulator niklowo-kadmowy, 2 przekładniki napięcia; służy do wychylenia klap i przestawiania statecznika poziomego. Klimatyzacyjna — zapew-

nia nadciśnienie 29 kPa. Tlenowa — ciśnienie 12,4 MPa, zapas na 4 h.

Wyposażenie. Komputer danych lotu, układ żyroskopowy, radiokompas, IFF (w przedniej części kadłuba); urządzenia VOR/ILS, TACAN i DME, radiostacje V/UHF i HF (na grzbiecie kadłuba za kabiną). Zestaw przyrządów zdwojony. Przewidziana możliwość zainstalowania radaru w nosku kadłuba.

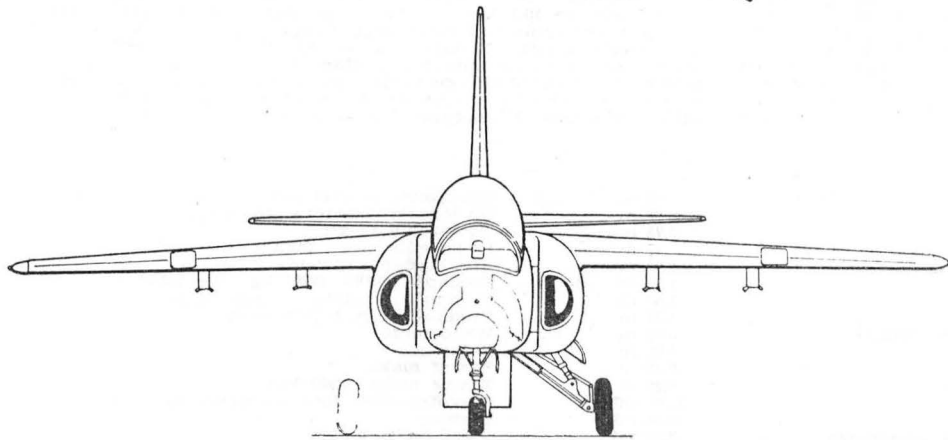
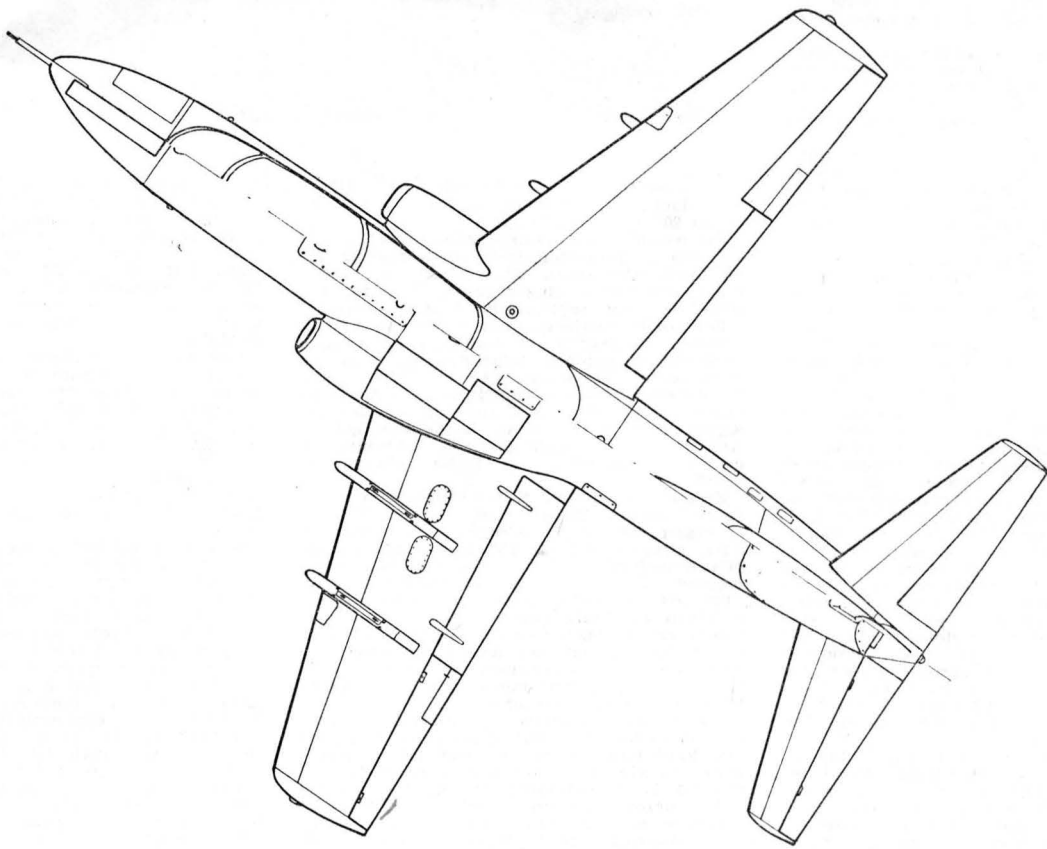
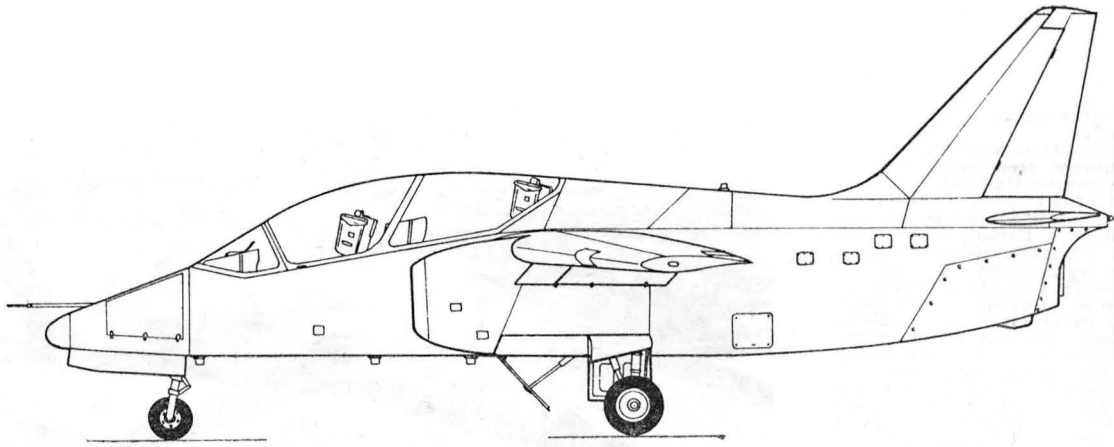
Uzbrojenie. Możliwość podwieszania na 4 węzłach podskrzydłowych zestawów uzbrojenia obejmujących zasobniki z bronią strzelecką (karabiny maszynowe kal. 7,62 mm lub 12,7 mm albo działka kal. 20 mm), pociskami niekierowanymi (kal. 50, 68, 69,8 i 81 mm), aparaturą do rozpoznania fotograficznego, rakiet powietrze-powietrze, powietrze-ziemia, bomb lub pojemników z flarami. Nośność zaczepów: 150 + 300 + 300 + 150 kg.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot opracowany w połowie lat siedemdziesiątych i po raz pierwszy jego model zdemontrowano na Salonie Paryskim w 1977 r. Budowę prototypów rozpoczęto pod koniec lat siedemdziesiątych, pierwszy z nich oblatano 1981-04-10. Egzemplarz z wniesionymi poprawkami wynikającymi z prób, będący wzorcem dla produkcji seryjnej, oblatano wiosną 1983 r. Poszczególne egzemplarze prototypów i egzemplarze seryjne różnią się zewnętrznie m.in. usytuowaniem reflektorów w nosku skrzydła. Pierwsze dostawy seryjnych S-211 dla Singapuru i Haiti rozpoczęto jesienią 1984 r. Spośród samolotów swej klasy S-211 wyróżnia się lepszą ekonomiką dzięki zastosowaniu silnika wentylatorowego. Podawany przez producenta (1985 r.) koszt 1 h lotu (wliczając koszt obsługi, paliwa i części zamiennych) nie przekraczał 130 dol. W konstrukcji S-211 zastosowano na dość dużą skalę kompozyty — wykonano z nich np. ponad 60% powierzchni pokrycia zewnętrznego samolotu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,00 m	Obciążenie powierzchni	174,6 kg/m ²
Długość	9,28 m	Obciążenie powierzchni maks.	222,2 kg/m ²
Wysokość	3,73 m	Obciążenie ciągu	2,25 kg/daN
Cięciwa skrzydła u nasady	2,15 m	Obciążenie ciągu maks.	2,86 kg/daN
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,00 m	Prędkość nurkowania (2200 kg)	740 km/h
Cięciwa średnia aerodynamiczna	1,65 m	Prędkość maks. (2200 kg; H = 7625 m)	667 km/h
Rozpiętość lotki	1,58 m	Prędkość przelotowa maks. (jw.)	639 km/h
Rozpiętość kłapy	1,77 m	Prędkość min. (z kłapami)	126 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,96 m	Wznoszenie	19,8 m/s
Baza podwozia	4,02 m	Pułap	12 200 m
Rozstaw podwozia	2,29 m	Zasięg maks.	2230 km
Różnica poziomów foteli	0,23 m	Zasięg maks. (2800 kg)	2660 km
Powierzchnia skrzydła	12,6 m ²	Długość trwania lotu (rezerwa 30 min)	4 h 15 min
Powierzchnia kłap	0,84 m ²	Rozbieg	305 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	3,33 m ²	Start na 15 m	440 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,94 m ²	Lądowanie z 15 m	536 m
Wydłużenie skrzydła	5,08	Dobieg	290 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,64	Promień zakrętu w locie (H = 0)	ok. 300 m
Masa własna	1420 kg	Współczynnik obciążenia konstrukcji (H = 4570 m)	2,55
Masa startowa (wariant szkolno-treningowy)	2200 kg		
Masa startowa (wariant uzbrojony)	2800 kg		

T.M.



Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)

Ceske letecke slovesa i obraty (II)

- 1 — holować
- 2 — hamować dobieg
- 3 — h. koła
- 4 — ulec uszkodzeniu, wypaść z ruchu, być wycofanym z eksploatacji
- 5 — kalibrować przyrząd, cechować p., wzorcować p.
- 6 — pompować
- 7 — wprowadzać do eksploatacji
- 8 — demontować
- 9 — utrzymywać odległość w locie (między samolotami)
- 10 — osiągać prędkość...
- 11 — trafić na montaż, dojść do stadium montażu (o prototypie)
- 12 — wchodzić w korkociąg, wpadać w k.
- 13 — filtrować paliwo
- 14 — działać, funkcjonować
- 15 — napędzać; uruchamiać
- 16 — chłodzić silnik
- 17 — zabudowywać; ustawiać; instalować; prowadzić prze wody
- 18 — kadmować
- 19 — kalibrować przyrząd, cechować p., wzorcować p.
- 20 — katapultować, wyrzucać (np. fotel wyrzucany)
- 21 — obniżać się; spadać; ubywać; lecieć ze zniżaniem, schodzić; tracić wysokość
- 22 — zniżać się (pilotując samolot)
- 23 — wznosić się
- 24 — drgać; wahać się
- 25 — konstruować, projektować
- 26 — latać
- 27 — lecieć
- 28 — nurkować (pionowo)
- 29 — holować
- 30 — być montowanym, podlegać montażowi
- 31 — wyszkolić się w lataniu, opanować zadanie w locie
- 32 — zastępować, wymieniać (np. części)
- 33 — zaokrętować, wziąć na pokład (np. samoloty pokładowe)
- 34 — poddawać obciążeniu, obciążać (mechanicznie)
- 35 — nastawiać łopaty (śmigła)
- 36 — opływać (o przepływie)
- 37 — oderwać się (od ziemi)
- 38 — odpalać rakietę
- 39 — odsysać warstwę przycien ną
- 40 — odsuwać osłonę kabiny
- 41 — odrywać się (o przepływie)
- 42 — obracać się, kręcić się (o silniku)
- 43 — sterować
- 44 — sterować samolotem, prowadzić samolot, pilotować s.
- 45 — sterować szybowcem, prowadzić szybowiec, pilotować sz.
- 46 — znaczyć; obowiązywać; nadawać się
- 47 — napędzać
- 48 — poruszać (się), przemieszczać (się)
- 49 — uszkodzić samolot
- 50 — stosować samolot; wykorzystywać s.; użytkować s.
- 51 — obserwować, prowadzić rozpoznanie
- 52 — pracować; działać (o urządzeniu)
- 53 — p. nierówno (o silniku)
- 54 — przebiegać, odbywać się, następować
- 55 — kształtować, formować, profilować
- 56 — przeprowadzać próby
- 57 — przekazywać do prób w locie
- 58 — pokonywać przyciąganie ziemskie
- 59 — przemieszczać; przestawiać; przesuwać
- 60 — przerabiać; pracować
- 61 — przeżyć awarię, p. katastrofę

- 62 — dodawać gazu
- 63 — odbierać (transmisję radio wną)
- 64 — dopuścić do eksploatacji
- 65 — lądować
- 66 — działać; oddziaływać
- 67 — regulować; sterować; kierować
- 68 — sterować samolotem, pilotować samolot
- 69 — s. szybowcem, p. szybowiec
- 70 — demontować
- 71 — wzbudzić drgania
- 72 — podlegać badaniom, p. próbom
- 73 — chować podwozie
- 74 — załamywać, składać np. skrzydło
- 75 — obniżać moc, obniżyć m.
- 76 — spalać paliwo; zużywać p.
- 77 — zużywać p.
- 78 — opuszczać, spuszczać; uruchamiać (np. silnik)
- 79 — porównywać osiągi
- 80 — startować
- 81 — budować samoloty, produkować s.
- 82 — ścisnąć; sprężyć; obcisnąć; nacisnąć
- 83 — wznosić się, nabierać wysokości; wzrastać, powiększać się
- 84 — wystartować stromo, w. „balonem”
- 85 — zrzucić bomby
- 86 — amortyzować (uderzenia)
- 87 — kręcić silnik na hamowni
- 88 — kształtować, formować, profilować
- 89 — ujmować gazu
- 90 — maleć z wysokością, m. ze wzrostem wysokości
- 91 — utrzymywać kurs, trzymać k.
- 92 — utrzymywać się w powietrzu
- 93 — stosować samoloty, wykorzystywać s.
- 94 — namierzać, określać namiar
- 95 — uruchamiać
- 96 — cumować (wodnosamolot do brzegu)
- 97 — holować
- 98 — wsiadać (do samolotu)
- 99 — wyposażać; odłączać (el.)
- 100 — wprowadzać samolot z lotu nurkowego
- 101 — w. z korkociągu; wychodzić z k.
- 102 — wyłączać (el.); odłączać, rozłączać (mech.)
- 103 — wypływać
- 104 — wykonywać samoloty, produkować s., wypuszczać s.
- 105 — nadawać (rad.)
- 106 — wypuszczać podwozie
- 107 — wykorzystywać samolot, eksploatować s.
- 108 — wyważyć (klapką wyważacą)
- 109 — wyważać (k. w.)
- 110 — odprowadzać spaliny
- 111 — startować
- 112 — s. samolotem, s. na samolocie
- 113 — wznosić się; startować; unosić się w powietrzu, szybować
- 114 — rozpocząć próby w locie
- 115 — r. loty próbne
- 116 — oblatywać samolot
- 117 — zatrzymać silnik
- 118 — zakręcać; odchyłać się (od kierunku)
- 119 — chować podwozie
- 120 — badać; próbować; sprawdzać; przeprowadzać próby
- 121 — próbować (silnik) na hamowni
- 122 — skręcać strumień (za śmigłem)
- 123 — polepszać sprawność (śmigła)
- 124 — zmniejszać znoszenie
- 125 — przyspieszyć
- 126 — wznosić się
- 127 — powiększyć usterzenia
- 128 — podwyższać moc

K.D.

- 1 — bráti do vleku
- 2 — brzditi doběh, b. dojezd
- 3 — b. kola
- 4 — býti vyřazen z provozu
- 5 — cejchovati přístroj
- 6 — čerpati
- 7 — dáti do provozu
- 8 — demontovati
- 9 — dodržovati vzdálenost
- 10 — dosahovati rychlosti...
- 11 — dostati se k montáži
- 12 — dostávati se do vývrtky
- 13 — filtrovati palivo
- 14 — fungovati
- 15 — hnáti
- 16 — chladiti motor
- 17 — instalovati
- 18 — kadmiovati
- 19 — kalibrovati přístroj
- 20 — katapultovati
- 21 — klesati
- 22 — k. s letadlem
- 23 — klouzati
- 24 — kmitati
- 25 — konstruovati
- 26 — létati
- 27 — letěti
- 28 — l. střemhlav
- 29 — míti ve vleku
- 30 — montovati se
- 31 — nacvičiti let
- 32 — nahrazovati
- 33 — naloditi
- 34 — namáhati
- 35 — nastavovati listy (vrtule)
- 36 — obtékati
- 37 — odbavovati se
- 38 — odpalovati rakety
- 39 — odsávati mezni vrstvu
- 40 — odsouvatí překryt kabiny
- 41 — odtrhávatí se
- 42 — otačeti se
- 43 — ovládati
- 44 — o. letadlo, o. letoun
- 45 — o. větroň
- 46 — platiti
- 47 — poháněti
- 48 — pohybovati (se)
- 49 — poškozeti letadlo
- 50 — používatí l.
- 51 — pozorovati
- 52 — pracovati
- 53 — p. kolisavě
- 54 — probíhati
- 55 — profilovati
- 56 — prováděti zkoušky
- 57 — předávati k letovým zkouškám
- 58 — přemáhati zemske tíže
- 59 — přemístovati
- 60 — přepracovávati
- 61 — přežiti havárie
- 62 — přidávati plyn
- 63 — přijimati
- 64 — připustiti k provozu
- 65 — přistávati
- 66 — působiti
- 67 — řiditi
- 68 — ř. letadlo, ř. letoun
- 69 — ř. větroň
- 70 — rozebirati
- 71 — rozkmitati
- 72 — se zkoušeti
- 73 — skládati podvozek
- 74 — sklápěti
- 75 — snižovati výkon, snižiti v.
- 76 — spalovati palivo
- 77 — spotřebovati p.
- 78 — spouštěti
- 79 — srovnávati výkony
- 80 — startovati
- 81 — stavěti letadla
- 82 — stlačovati
- 83 — stoupati
- 84 — strmé vzletnutí
- 85 — strhovati pumy
- 86 — tlumiti (nárazy)
- 87 — točiti na brzde
- 88 — tvarovati, tvářeti
- 89 — ubíratí plyn
- 90 — ubývatí s výškou
- 91 — udržovati směr
- 92 — u. ve (volné) atmosféře
- 93 — upotřebiti letadla
- 94 — určovati polohu
- 95 — uváděti v činnost
- 96 — uvazovati (vodni letadlo ke břehu)
- 97 — vléci
- 98 — vstupovati
- 99 — vybavovati
- 100 — vybíratí letadlo z letu střemhlav
- 101 — v. vývrtku
- 102 — vypínati
- 103 — vyplývati
- 104 — vyráběti letadla
- 105 — vysílati
- 106 — vysouvatí podvozek
- 107 — využívatí letadlo
- 108 — vyvážití
- 109 — vyvažovati
- 110 — vývoditi výfuk
- 111 — vzletěti
- 112 — v. s letadlem
- 113 — vznášeti se
- 114 — začati letové zkoušky, zahájiti l. z.
- 115 — z. zkušební lety
- 116 — zalětati letadlo
- 117 — zastaviti motor
- 118 — zatačeti
- 119 — zatahovati podvozek
- 120 — zkoušeti
- 121 — z. na brzde
- 122 — zkrucovati vzdušny proud
- 123 — zlepšati účinnost (vrtule)
- 124 — zmenšiti snažení
- 125 — zrychlovati
- 126 — zvedati se
- 127 — zvětšovati ocasní plochy
- 128 — zvyšovati výkon

Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (I)

Współczesne przepisy budowy samolotów wymagają, aby samolot był zabezpieczony od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań atmosferycznych, ale sposoby spełnienia tego wymagania są mało znane.

Poniżej publikujemy Advisory Circular AC 20-53A, wydany przez FAA, poświęcony temu tematowi. Wydaje się on interesujący, gdyż w części opisowej zawiera dużo materiału nt. zjawisk wyładowań atmosferycznych i dlatego może być pożyteczny także dla personelu latającego i osób związanych z eksploatacją samolotów.

Advisory Circular AC 20-53A, 12 kwietnia 1985 r.

1. Cel. Niniejszy Advisory Circular (AC) podaje informacje i wytyczne dotyczące sposobu (ale nie wyłączonego) dowodzenia zgodności z częścią 23 lub 25 Federal Aviation Regulation (FAR) w zakresie dotyczącym zabezpieczenia od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań atmosferycznych. Zgodnie z tym niniejsze wytyczne nie mają charakteru obowiązującego ani nie są przepisami. Występujący o certyfikat może nie postępować zgodnie z tym materiałem, lecz wybrać inną metodę dowodzenia (którą zaakceptowałaby FAA) w celu zapewnienia zgodności z pktm 23.954 albo 25.954.

2. Zakres. Niniejszy AC zawiera wytyczne do sposobów wykazania zgodności z przepisami dotyczącymi zabezpieczenia przed ryzykiem zapalenia par paliwa w układach paliwowych wskutek wyładowań atmosferycznych zarówno w samolotach o konstrukcji konwencjonalnej, jak też o konstrukcji kompozytowej lub z innych nowoczesnych tworzyw. Dokument zawiera informacje i odniesienia dotyczące ulepszeń we współczesnym „stanie wiedzy” („state-of-the-art”) nt. efektów wyładowań oraz metod weryfikacji, które miały miejsce w czasie od poprzedniego wydania tego AC. Niebezpieczeństwa zapalenia się par paliwa obejmują zarówno bezpośredni efekt wyładowania (działanie na zbiorniki, elementy układu paliwowego, przewody itp.), jak i pośredni efekt oddziaływania na przewody i obwody elektryczne znajdujące się w zbiornikach paliwowych, takie jak paliwomierze. Dokument dotyczy zarówno układów paliwowych będących częścią konstrukcji samolotu, jak i zbiorników zawieszonych na końcówkach skrzydeł, pod kadłubem lub na innych częściach samolotu. Obejmuje zarówno układy oryginalne, jak i ich późniejsze modyfikacje, takie jak dodane zbiorniki lub inne elementy układu. Ponieważ zbiorniki zawieszane na zewnątrz są często umieszczone w strefie bezpośredniego uderzenia wyładowania, mogłyby one być specjalnie wrażliwe na niebezpieczeństwa z tym związane, jeżeli nie byłyby odpowiednio zabezpieczone.

Uwaga: Niniejszy AC nie odnosi się do pośrednich efektów (rozstrojenia lub uszkodzenia) przyrządów elektronicznych (analogowych lub cyfrowych) lub układów elektronicznych, lecz tylko do ich wpływu na niebezpieczeństwo zapalenia się par paliwa.

3. Unieważnienie. Advisory Circular 20-53 z 6 października 1967 r.

4. Związane przepisy FAR. Część 23, pkt 23.954 oraz część 25, pkt 25.954.

5. Literatura związana z tematem. Krótka dyskusja na ten temat wraz z dodatkowymi informacjami nie mającymi charakteru obowiązującego jest zawarta w dokumencie „Users Manual for AC20-53A, Report Number DOT/FAA/CT-83/3”. Dokument ten może być zamawiany za pośrednictwem National Technical Information Service, Virginia 22161.

6. Podstawy:

a. Samoloty latające w burzach i w ich pobliżu są często narażone na bezpośrednie uderzenia piorunów, co może spowodować utworzenie wyładowań koronowych lub pasmowych na samolocie.

b. Elementy układu paliwowego są zazwyczaj rozłożone w wielu miejscach samolotu i zajmują w nim dużą objętość. Obejmują one zbiorniki, a także inne części, które mogą zawierać pary paliwa oraz związane z tymi zbiornikami przewody odpowietrzające, przewody paliwowe, urządzenia elektroniczne i przyrządy. Dla zapewnienia skutecznego zabezpieczenia należy poświęcić dużo uwagi wszystkim tym elementom.

c. Do projektowania i zabezpieczenia przed wyładowaniami zakłada się, że właściwości paliwa używanego w samolotach cywilnych, zarówno tłokowych jak i turbinowych, są takie, że mieszanka palna ciągle znajduje się w zbiornikach. Zatem ta mieszanka i źródło zapłonu w chwili uderzenia pioruna mogą stworzyć zagrożenie dla samolotu. Aby zapobiec wystąpieniu tych warunków, należy przeprowadzić przegląd i eliminację możliwych źródeł zapłonu wewnątrz układu paliwowego i zbiornika.

d. Zakładając, że mieszanka palna może znaleźć się w każdej części układu paliwowego, należy uznać, że części i okolice szczególnie narażone na zapalenie się paliwa obejmują (ale nie wyłącznie) następujące elementy: wyloty przewodów odpowietrzających, okucia metalowe zbiorników paliwa, pokrywy wlewów paliwa, luki tych wlewów, korki zlewu paliwa, pokrycia zbiorników, przewody paliwowe w zbiorniku i na zewnątrz niego, umasienia pomiędzy częściami instalacji w zbiorniku, mechaniczne zamocowania (elementy łączące) w zbiorniku oraz elementy elektryczne i elektroniczne układu paliwowego i związane z nimi przewody.

e. Dalsza dyskusja i ilustracje nt. stref niebezpiecznych i sposobów ulepszenia sytuacji zawiera Users Manual.

f. Zabezpieczenie instalacji paliwowych od wyładowań powinno być dokonane jednym z niżej podanych sposobów:
— eliminacja źródła zapłonu,

— zapewnienie, że dopuszczalne poziomy ciśnienia w zbiorniku nie będą przekroczone, nawet jeżeli naprawdę dojdzie do zapłonu oraz że atmosfera wewnątrz zbiornika nie będzie podtrzymywała palenia.

g. Zalecane podejście polega na usunięciu wszelkich pośrednich lub bezpośrednich źródeł zapalenia się paliwa wskutek wyładowania. Stosowanie się do tego podejścia jest bardzo trudne, gdyż natężenie przepływającego prądu wynosi tysiące amper, zaś energia potrzebna do zapalenia par paliwa wewnątrz zbiornika wynosi zaledwie ok. $2 \cdot 10^{-4}$ J.

EO/620/K/86

Oprac. A. Kardymowicz

Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych w krajach członkowskich ICAO

Mgr inż. KAZIMIERZ GILEWSKI
Mgr inż. LUDWIK GRUCHALSKI

Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych najobiektywniej można określić na podstawie informacji o produkcji samolotów oraz zamówień złożonych na nie przez przedsiębiorstwa lotnicze. Informacje takie dosyć często pojawiają się w czasopismach i biuletynach lotniczych, a nawet w prasie codziennej. Część z nich ma charakter reklamowy; w większości jednak są wynikiem systematycznych studiów prowadzonych przez zespoły specjalistów zatrudnionych zarówno przez przedsiębiorstwa, jak i firmy lotnicze.

W artykule nie podano informacji o produkcji cywilnych samolotów transportowych w Chińskiej Republice Ludowej i w ZSRR (brak publikacji).

W tabl. 1 przedstawiono dane dotyczące liczby cywilnych samolotów transportowych krajów członkowskich ICAO (bez ChRL i ZSRR) w latach 1967÷1983 z podziałem wg typów zespołów napędowych.

W tabl. 2 podano dane dotyczące zamówień oraz dostaw samolotów odrzutowych stanowiących ok. 75% światowego parku cywilnych samolotów transportowych (bez ChRL i ZSRR) z podziałem wg liczby silników. Łącznie od początku produkcji do 1983 r. dostarczono 7957 samolotów odrzutowych, z tego 2108 (tj. 26,49%) to typy, których produkcji już zaprzestano. Pod względem liczby silników największą grupę stanowią dwusilnikowe samoloty odrzutowe. W ciągu ostatnich 10 lat zamówiono ich 1984, a wyprodukowano 1518. Nieco mniej, bo 1260, wyprodukowano samolotów trój-silnikowych. Zamówienia na te samoloty zmalały ze 196 w 1978 r. do 11 w 1982 r. i jednego w 1983 r. Najpopularniejszym typem samolotu jest trój-silnikowy Boeing 727 (kilka wersji), którego dostarczono 1810 szt. i DC-9 — 1084 szt. Oba należą do samolotów normalnokadłubowych.

Dostarczono następujące samoloty szerokokadłubowe: 578 czterosilnikowych Boeing 747, 367 trój-silnikowych DC-10, 243 trój-silnikowe L-1011 i 223 dwusilnikowe A-300. Zamówiono 89 dwusilnikowych samolotów A-310, których dostawę rozpoczęto w 1983 r. (dotychczas wyprodukowano 17). Łącznie do końca 1983 r. dostarczono 1503 samoloty szerokokadłubowe, co stanowi 18,89% ogólnej liczby dostarczonych samolotów odrzutowych wszystkich typów. Z ogólnej liczby 2363 dostarczonych samolotów turbośmigłowych, 1344 samoloty (tj. 56,88%) należą do typów, których produkcji zaprzestano. Dla porównania, dla samolotów odrzutowych wielkość ta wynosi 26,49%.

Zaprzestano produkcji samolotów szerokokadłubowych DC-10 i L-1011. Pozostają w produkcji znane już samoloty A-300 i B-747 oraz opracowane niedawno i opanowane technicznie i eksploatacyjnie samoloty B-767 i A-310. Z ogólnej liczby 1503 dostarczonych samolotów szerokokadłu-

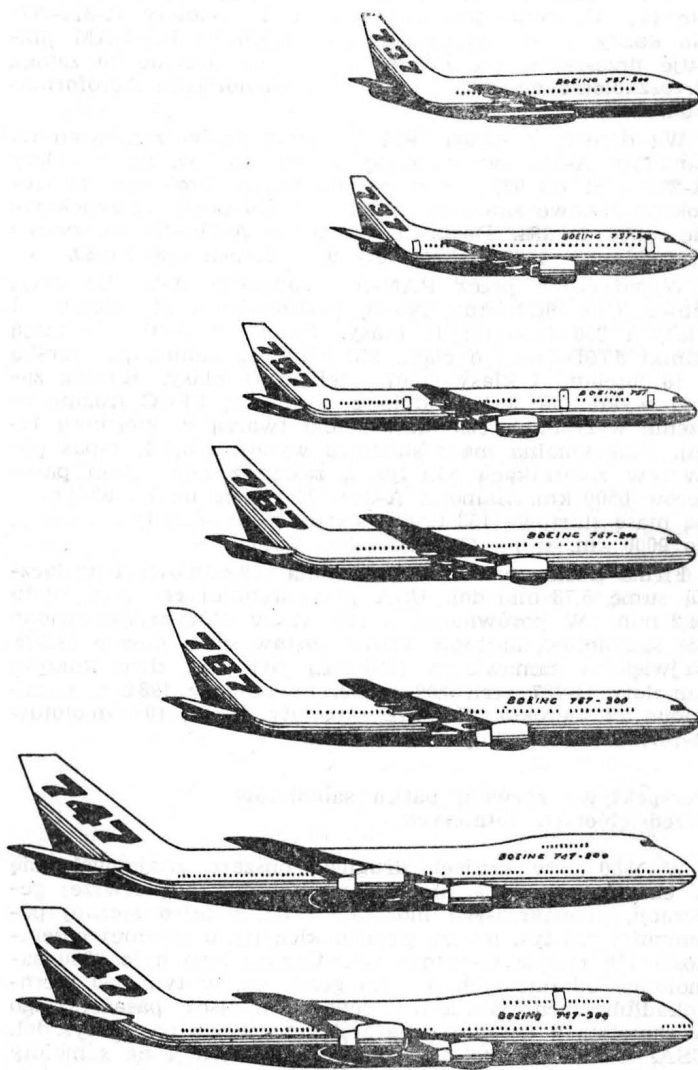
bowych, 610 samolotów (tj. 40,58%) należy do typów, których produkcji zaprzestano, a 92 samoloty (tj. 6,12%) należą do samolotów nowej generacji.

W tabl. 3 przedstawiono stan zamówień i dostaw samolotów w 1983 r. Tempo produkcji samolotów szerokokadłubowych nowej generacji w 1983 r. charakteryzuje liczba dostarczonych 55 samolotów B-767 i 17 samolotów A-310. W 1983 r. dostarczono 25 normalnokadłubowych samolotów B-757, które należą również do samolotów nowej generacji. Pod względem liczby dostarczonych w 1983 r. samolotów odrzutowych, na pierwszym miejscu znajduje się firma Boeing (192 samoloty), następnie McDonnell Douglas (54) oraz koncern Airbus Industrie (36). Firma Lockheed w 1983 r. zakończyła produkcję samolotów L-1011 dostarczając ostatnie 6 szt. z ogólnej liczby wyprodukowanych 243 egz., a firma McDonnell Douglas zakończyła produkcję samolotów DC-10, dostarczając ostatnie 4 szt. z ogólnej liczby wyprodukowanych 367 egz.

Do lutego 1983 r. firma Boeing otrzymała 175 zamówień na samoloty B-767. Zamówienia na 43 egz. (tj. 25%) pochodzą z krajów nie uczestniczących w produkcji B-767 (w produkcji samolotu B-767 uczestniczą firmy Japonii i Włoch). W tym samym czasie koncern Airbus Industrie otrzymał łącznie od początku produkcji 350 zamówień na

TABLICA 1. Liczba cywilnych samolotów transportowych krajów członkowskich ICAO (bez Chińskiej Republiki Ludowej i ZSRR) w latach 1967÷1983 z podziałem wg typu zespołów napędowych

Rok	Turboodrzutowe		Turbośmigłowe		Tłokowe		Ogółem
	szt.	%	szt.	%	szt.	%	
1967	2214	36,0	1310	21,3	2633	42,7	6157
1968	2932	43,6	1379	20,5	2408	35,9	6719
1969	3742	49,2	1478	20,9	2112	29,9	7062
1970	3757	51,6	1531	21,1	1987	27,3	7275
1971	3998	54,4	1541	21,0	1804	24,6	7343
1972	4233	56,7	1562	20,9	1669	22,4	7464
1973	4533	59,5	1538	20,2	1545	20,3	7617
1974	4847	61,7	1512	19,2	1498	19,1	7857
1975	5145	63,4	1512	18,6	1456	18,0	8113
1976	5343	64,8	1505	18,3	1398	16,9	8246
1977	5516	66,1	1475	17,7	1348	16,2	8339
1978	5695	68,0	1416	16,9	1269	15,1	8380
1979	5943	70,2	1404	16,6	1113	13,2	8460
1980	6242	71,8	1454	16,7	1004	11,5	8700
1981	6355	72,4	1470	16,8	945	10,8	8770
1982	6596	73,4	1485	16,5	906	10,1	8987
1983	6760	74,0	1500	16,4	880	9,6	9140



Rys. 1. Porównanie wielkości samolotów firmy Boeing

TABLICA 2. Liczba zamówionych i dostarczonych cywilnych odrzutowych samolotów transportowych krajów członkowskich ICAO (bez Chińskiej Republiki Ludowej i ZSRR) w latach 1967÷1983 z podziałem wg liczby silników

Rok	Samoloty pasażerskie						Towarowe		Razem pasażerskie i towarowe		Łącznie od początku produkcji		
	4-silnikowe		3-silnikowe		2-silnikowe		zamówione	dostarczone	zamówione	dostarczone	zamówione	dostarczone	nie wykon. zam.
	zamówione	dostarczone	zamówione	dostarczone	zamówione	dostarczone							
1967	113	100	87	53	188	186	136	189	524	528	3388	2274	1114
1968	83	117	276	133	154	308	75	167	588	725	3976	2999	977
1969	35	92	82	126	125	273	18	80	260	571	4326	3570	666
1970	30	117	73	53	71	118	7	34	181	322	4417	3892	525
1971	13	84	38	60	75	107	7	5	133	256	4550	4148	402
1972	27	33	176	116	69	70	31	19	303	238	4853	4386	467
1973	31	26	147	189	133	56	9	23	320	294	5173	4680	493
1974	21	19	120	177	105	125	22	32	268	353	5441	5033	408
1975	15	17	62	157	88	99	17	30	182	303	5623	5336	287
1976	13	30	129	105	79	110	10	16	231	261	5854	5597	257
1977	33	18	167	97	144	76	13	10	357	201	6211	5798	383
1978	69	25	196	143	409	89	32	16	706	273	6917	6071	816
1979	61	54	166	182	315	143	19	25	561	404	7478	6475	973
1980	51	60	95	192	292	164	5	25	443	441	7921	6916	975
1981	18	40	35	142	219	233	22	19	285	434	8206	7350	826
1982	12	22	11	45	180	220	6	6	209	293	8415	7643	742
1983	46	29	1	20	167	259	1	6	215	314	8630	7957	643
Razem	671	883	1861	1990	2804	2636	430	702	5766	6211	—	—	—

samoloty A-300 i A-310; 106 zamówień (30%) pochodziło z krajów uczestniczących w jego budowie (tj. z Francji, RFN, W. Brytanii, Hiszpanii, Holandii i Belgii), pozostałe 244 (70%) pochodziły z innych krajów (USA — Eastern Airlines, Europy, Bliskiego i Dalekiego Wschodu, Afryki i Południowej Ameryki). W pierwszej połowie 1984 r. koncern Airbus Industrie dostarczył 28 samolotów 10 przedsiębiorstw lotniczym; jednocześnie otrzymał 24 potwierdzone zamówienia, w tym ze Zjednoczonych Emiratów Arabskich na 2 samoloty A-300-600 przeznaczone dla władz państwowych.

W końcu 1984 r. przedsiębiorstwo lotnicze PAN-AM złożyło zamówienie na 12 samolotów A-310-300 i 16 samolotów A-320 oraz opcje na dalszych 13 samolotów A-310-300 i 34 samoloty A-320. W pierwszym etapie PAN-AM wypożyczy 12 samolotów A-300-B4 i 4 samoloty A-310-200. Na każdy z 16 wypożyczonych samolotów PAN-AM planuje przeszkolić po 5 załóg lotniczych (łącznie 80 załóg). Przeszkolenie odbędzie się w przedsiębiorstwie Aeroformation.

Wg danych z końca 1984 r., łączna liczba zamówień na samoloty A-310 zwiększy się ze 109 do 131, na samoloty A-320 z 51 do 67, a sumaryczna liczba zamówień na szerokokadłubowe samoloty A-300 i A-310 powinna zwiększyć się z 406 do 434. Dostawa samolotów A-310-300 rozpocznie się w latach 1986÷1987, a A-320 w latach 1988÷1989.

Wypożyczone przez PAN-AM samoloty A-300-B4 mają silniki CF6-50C2 oraz kabinę pasażerską z 24 fotelami I klasy i 230 fotelami II klasy. Samoloty A-310-200 mają silniki JT9D-7R4D o ciągu 227 kN oraz kabinę pasażerską z 18 fotelami I klasy i 207 fotelami II klasy. Kabina załogi wykonana jest zgodnie z koncepcją FFCC (rozmięszczenie wszystkich członków załogi twarzą w kierunku lotu). Maksymalna masa startowa wynosi 138,6 t, zapas paliwa w zbiornikach 55,1 tys. l, zasięg z kompletem pasażerów 6500 km. Samolot A-310-300 będzie miał maksymalną masę startową 153 t, zapas paliwa do 68,28 tys. l, zasięg do 9000 km, silnik CFM 56-5 lub V2500.

Firma Boeing w 1984 r. otrzymała 169 zamówień na łączną sumę 5,78 mld dol. USA przy średniej cenie samolotu 34,2 mln. W porównaniu z 1983 r., w którym zamówiono 151 samolotów, nastąpił wzrost dostaw samolotów o 11,9%. Największe zamówienia (135 szt.) były na dwusilnikowe samoloty B-737 serii 200 i 300. Ponadto w 1984 r. zamówiono 22 szerokokadłubowe samoloty B-747, 10 samolotów B-767, dwa samoloty B-757.

Perspektywy rozwoju parku samolotów przedsiębiorstw lotniczych

W 1980 r. w krajach drugiego obszaru znajdowało się w eksploatacji 2800 samolotów odrzutowych pierwszej generacji, przestarzałych moralnie i fizycznie, o łącznej pojemności 390 tys. miejsc pasażerskich (tj. o średniej pojemności 140 miejsc w samolocie). Oprócz tego było 3000 samolotów odrzutowych drugiej generacji, w tym 800 szerokokadłubowych. Ponieważ cenę 1 miejsca pasażerskiego w samolotach trzeciej generacji szacuje się na 140 tys. dol. USA, zamiana samolotów pierwszej generacji na samoloty trzeciej generacji będzie kosztowała przedsiębiorstwa lotnicze 55 mld dol. USA. Uwzględniając prognozowany 4÷



Rys. 2. Porównanie wielkości samolotów firmy Airbus Industrie

TABLICA 3. Stan zamówień i dostaw samolotów w 1983 r.

Typ samolotu	Zamówiono w 1983 r.	Dostarczono w 1983 r.	Nie wykonano zamówień do końca 1983 r.
Samoloty szerokokadłubowe			
Boeing 747	23	22	30
Boeing 767	16	55	110
Airbus A-310	6	17	91
Razem	45	94	231
Samoloty normalnokadłubowe			
Boeing 737	68	80	127
Douglas DC-9	43	50	90
Boeing 757	26	25	122
British Aerospace 146	24	8	28
Razem	161	163	367
Łącznie wszystkich typów	206	257	598

÷8% roczny przyrost potencjału przewozowego przedsiębiorstw lotniczych, łączny koszt odnowienia i uzupełnienia parku samolotów do 1986 r. wyniesie 75 mld dol. USA. Ponieważ roczna zdolność produkcyjna firm lotniczych USA i Europy Zachodniej wynosi 15 mld dol. USA, mogą one sprostać potrzebom przedsiębiorstw lotniczych w ciągu 5÷6 lat.

Wzrost popytu na nowe samoloty prognozowany był na połowę lat osiemdziesiątych. Wiązało się to ze zbliżaniem się terminów wymiany samolotów wyprodukowanych w latach 1968÷1971, których średni okres eksploatacji wynosi ok. 17 lat. Kluczowym problemem było opracowanie samolotów wysoko oszczędnych pod względem zużycia paliwa, w związku z przewidywanym wzrostem ceny paliwa lotniczego w 1986 r. do 4 dol. USA za galon (3,8 l).

W związku z trudnościami ekonomicznymi przedsiębiorstw lotniczych, które wystąpiły na początku lat osiem-

dziesiątych, tempo odnowienia i uzupełnienia parku samolotów okazało się niższe od prognozowanego. Niekorzystne warunki ekonomiczne zmusiły niektóre przedsiębiorstwa lotnicze do uzupełnienia swego parku samolotami używanymi, których pozwały się inne przedsiębiorstwa. Popyt na używane samoloty w USA wzrósł na tyle, że niektóre przedsiębiorstwa lotnicze USA dokonywały zakupów nawet za granicą. Odgrywała tu rolę cena samolotu używanego, która wynosi 4-5 mln dol. USA. Cena nowych samolotów wynosi 20 i więcej mln dol. USA (np. cena samolotu B-747-300 zakupionego w 1985 r. przez przedsiębiorstwo Cathay Pacific wynosi 90 mln dol. USA). Tego rodzaju działalność w niekorzystny sposób wpłynęła na popyt na nowe samoloty oraz na wykorzystanie mocy produkcyjnych firm lotniczych. Pomimo niesprzyjających okoliczności, wiele większych przedsiębiorstw lotniczych odnowiło i uzupełniło swój park samolotów, np. American Airlines, Delta Airlines, większość jednak przedsiębiorstw ogranicza liczbę zamówień.

Jednym z ważniejszych czynników stymulujących proces odnowienia parku samolotów jest cena paliwa lotniczego. Cena paliwa (wbrew prognozom) ustabilizowała się, ma nawet tendencję zniżkową i w końcu 1984 r. wynosiła 0,8 dol. USA za galon (3,8 l). Spowodowało to zmniejszenie zainteresowania przedsiębiorstw lotniczych nowymi samolotami oraz zlikwidowanie lub zmniejszenie zamówień. Większość złożonych zamówień, to zamówienia na samoloty dwusilnikowe z dwoma członkami załogi. Wyraźnie zmalał popyt na samoloty z większą liczbą silników oraz z większą liczbą członków załogi. Do maja 1984 r. złożono 344 zamówienia oraz 274 opcje na samoloty dwusilnikowe z dwoma członkami załogi i tylko 27 zamówień i 23 opcje na samoloty z większą liczbą silników i członków załogi. Wg prognozy FAA w latach 1983-1985 park samolotów przedsiębiorstw lotniczych USA miał zwiększyć się z 2556 do 3329 samolotów (średni roczny przyrost 2,2%), przy czym wzrost ten miał być różny w zależności od kategorii samolotów. W kategorii samolotów normalnokadłubowych liczba samolotów dwusilnikowych zwiększy się z 839 do 1775, trój-silnikowych zmniejszy się z 1057 do 557, a czterosilnikowych zmniejszy się 5-krotnie (ze 199 do 44). W kategorii samolotów szerokokadłubowych liczba samolotów dwusilnikowych zwiększy się z 43 do 501 przy nieznacznym wzroście samolotów trój-silnikowych z 277 do 285 i czterosilnikowych ze 141 do 168.

Firmy lotnicze w różny sposób ukierunkowują prace dotyczące produkcji nowego sprzętu lotniczego. Firmy Boeing i McDonnell Douglas zakładają, że wzrost popytu na przewozy spowoduje wzrost zainteresowania samolotami o dużej pojemności, w związku z czym prowadzą prace nad powiększeniem i wydłużeniem produkowanych obecnie samolotów. Firmy British Aerospace (Angia) i Fokker (Holandia) powszechnie stosują samoloty o mniejszej pojemności. Pozwała to na większą manewrowość w zaspokojeniu popytu na przewozy oraz w zwiększeniu częstotliwości połączeń w koniecznych przypadkach. Koncern Airbus Industrie pozostaje przy koncepcji samolotów o dużej pojemności. Zakłada on, że w ciągu najbliższych 20 lat przedsiębiorstwa lotnicze będą potrzebowały ponad 7 tys. samolotów o dużej pojemności zarówno w celu odnowienia swojego parku, jak i zaspokojenia 5% rocznego przyrostu potencjału przewozowego.

Ważny dla przedsiębiorstw lotniczych wykonujących rejsy nad Atlantykem będzie rozpatrywany obecnie problem zezwoleń na wykonywanie długotrwałych przelotów nad przestrzemią wodnymi przez samoloty dwusilnikowe. Wg istniejących przepisów do takich przelotów dopuszczone są jedynie samoloty, które w przypadku wyłączenia części silników mogą kontynuować lot w ciągu 90 min. Zdaniem specjalistów współczesne samoloty dwusilnikowe mają wystarczającą niezawodność, aby mogły być eksploatowane na liniach transoceanicznych (w tym transatlantycznych). Jeżeli zagadnienie to zostanie rozwiązane, wówczas liczba samolotów nadających się do wykonywania rejsów transoceanicznych wzrośnie do kilkuset.

Projekty samolotów transportowych

Firma Boeing

Boeing rozpracowuje projekt udoskonalonej wersji czterosilnikowego samolotu B-747-300 o wydłużonym górnym pokładzie. W samolocie będą zastosowane silniki nowego typu, nowa konstrukcja gondol silnikowych, stopy aluminiowo-litowe, hamulce kół wzmocnione włóknem węglowym i opony kół z radialnym rozmieszczeniem kordu. Za-

TABLICA 4. Dane techniczne samolotów MD-82 i MD-89

Wyszczególnienie	MD-82	MD-89
Liczba miejsc pasażerskich	155	173
Maks. masa startowa, t	68	70,5
Masa własna, t	35,5	38,4
Zasięg z pełnym udźwigniem handlowym, km	3950	4250

stosowanie tylko stopów aluminiowo-litowych zmniejszy masę samolotu o 5 t, a zastosowanie nowych hamulców i opon — o 1 t. Udoskonalony wariant samolotu B-747-300 będzie miał zasięg 13 000 km (o 1850 km większy niż obecna wersja samolotu B-747-300). Zużycie paliwa na 1 pasażera będzie niższe o 20% w porównaniu z samolotem B-747-200 i o 10% w porównaniu z obecną wersją samolotu B-747-300. Planowane są istotne zmiany kabiny załogi przy zachowaniu trzyosobowej załogi. Rozpatrywana jest również możliwość zmiany na załogę dwuosobową.

Firma opracowuje kilka nowych wariantów samolotu B-767. Wariant B-767 200 ER o zasięgu 10 000 km ma uzyskać zezwolenie FAA na wykonywanie przelotów transoceanicznych. Projektowany jest samolot B-767-200 LR o zasięgu 11 000 km. Opracowane są również warianty ER i LR samolotu B-767-300 o zasięgach odpowiednio 9300 i 11 000 km. W wariantach B-767-300 ER zostaną prawdopodobnie zastosowane silniki nowego typu, skrzydła o zmiennej konstrukcji oraz nowe podwozie. Początek dostaw tego samolotu planowany jest (w zależności od zamówień) na 1987 r. Produkcja wariantu B-767-300 LR może rozpocząć się w latach 1986-1990. W związku ze zmniejszeniem się w ciągu dwóch ostatnich lat popytu na samoloty B-757, przygotowane są warianty tego samolotu z silnikami PW 2037 i RB 211-535 E4. Następną wersją rodziny samolotów B-757 będzie wariant towarowy oraz mieszany pasażersko-towarowy. Opierając się na samolocie B-737-200 Boeing opracowuje zmniejszony wariant B-737-200 L o pojemności 100-120 miejsc, z silnikami JT-8D-17 Q, które będą spełniały wymagania trzeciego etapu programu zmniejszenia hałasu lotniczego.

W 1983 r. został opracowany samolot B-737-300, w którym zastosowano najnowsze osiągnięcia techniczne, wyposażony w nowe skrzydło o udoskonalonej konstrukcji, silniki CFM-56-3 o wysokim stopniu dwukonturowości oraz w cyfrowe układy pilotażowo-nawigacyjne. Kadłub samolotu B-737-300, w porównaniu z samolotem B-737-200, jest dłuższy o 2,65 m, zwiększyła się pojemność samolotu o 22 miejsca do łącznej liczby 149 miejsc pasażerskich w wersji turystycznej. Zużycie paliwa jest niższe o 25%. Od powodzenia samolotu B-737-300 zależy los następnej wersji, a mianowicie B-737-400 o jeszcze bardziej wydłużonym kadłubie. Gdyby samolot B-737-300 nie znalazł uznania przedsiębiorstw lotniczych, wówczas zostanie przyspieszona realizacja projektu 7-7, nowego 150-miejscowego samolotu z silnikami V2500, którego dostawy mogłyby nastąpić po 48-54 miesiącach od podjęcia takiej decyzji.

Firma McDonnell Douglas

Firma przedstawiła potencjalnym klientom projekt wydłużonego wariantu dwusilnikowego samolotu rodziny MD-80, oznaczonego symbolem MD-89, z kadłubem od samolotu DC-9, z silnikami o wysokim stopniu dwukonturowości V2500 lub CFM 56-5 o ciągu 113 kN zamiast silników JT-8D-217 o ciągu 95 kN stosowanych w samolotach MD-82. Główne dane techniczne tych samolotów podano w tabl. 4. Samolot może być wyposażony w całkowicie nową kabinę załogi z cyfrowymi układami pilotażowo-nawigacyjnymi. W celu zachowania unifikacji rodziny samolotów MD-80, będzie ona stosowana tylko na specjalne zamówienie. Nie została podjęta decyzja o zastosowaniu stopów aluminiowo-litowych w konstrukcji samolotu. Jakkolwiek zastosowanie ich może zmniejszyć masę konstrukcji o 450 kg, powiększy to jednak koszty ponad dwukrotnie.

Opierając się na konstrukcji trój-silnikowego szerokokadłubowego samolotu DC-10, McDonnell Douglas projektuje dwa nowe warianty: 275-miejscowy samolot MD-11X-10

TABLICA 5. Dane techniczne samolotów DC-10, MD-11X-10, MD-11X-20

Wyszczególnienie	DC-10	MD-11X-10	MD-11X-20
Maks. masa startowa, t	252	264	268
Masa własna, t	121	118	125
Liczba miejsc pasażerskich	277	277	331
Zasięg z kompletem pasażerów, km	9 700	11 900	10 900

f 330-miejscowy MD-11X-20 z silnikami PW4000 lub CF6-80. Główne dane techniczne tych samolotów podano w tabl. 5. Rynek zbytu oceniany jest na 250 szt. Jeżeli zostanie podjęta decyzja o produkcji tych samolotów, co zależy od liczby zamówień, wówczas prace projektowe mogłyby być zakończone w 1985 r., a wydanie certyfikatu w latach 1988÷1989.

Koncern Airbus Industrie

Firmy lotnicze wchodzące w skład tego koncernu przygotowują produkcję 150-miejscowego samolotu A-320. Rynek zbytu na samoloty tej kategorii ocenia się na 3000 szt. Koncern ma nadzieję zaspokoić 25% tego zapotrzebowania. Samolot A-320 będzie wyposażony w silniki CFM 54-4. Planuje się zastosowanie silników CFM 56-5 o zmniejszonym o 5% zużyciu paliwa lub silników V2500. Cechą, która wyróżnia samolot A-320, jest elektryczny układ sterowania samolotem bez rezerwowej więzi mechanicznej. W kabinie pilotów zamiast kolumn sterowniczych będzie zastosowany system sterowania sterownikami usytuowanymi na wysokości podłokietników z boku foteli prawego i lewego pilota od strony ścianek kabiny. Ten system sterowania został z powodzeniem wypróbowany zarówno na ziemi, jak i w eksperymentalnym samolocie A-300. Na samolocie A-320, podobnie jak na innych samolotach nowej generacji, zastosowano cyfrowe systemy wskazań danych pilotażowo-nawigacyjnych, parametrów pracy silników i instalacji samolotu, sygnałów niesprawności i informacji w sytuacjach awaryjnych. W celu zwiększenia konkurencyjności, koncern planuje opracowanie nowych wariantów swoich szerokokadłubowych samolotów A-300 i A-310. Planowany jest wariant A-310-300 o zwiększonym zasięgu oraz rozwinięcie wariantu A-300-600. Opracowywany samolot TA-9 ma konstrukcję opartą na konstrukcji wydłużonego wariantu samolotu A-310-300. Powiększy to zakres pojemności produkowanych przez koncern samolotów.

TABLICA 6. Dane techniczne samolotów BAe-146-100, BAe-146-200, BAe-146-300

Wyszczególnienie	BAe-146-100	BAe-146-200	BAe-146-300
Rozpiętość samolotu, m	26,4	26,4	26,4
Długość samolotu, m	26,17	28,56	31,77
Prędkość przelotowa, km/h	555	546	546
Maks. masa startowa, t	37,34	40,6	45,6
Maks. masa bez paliwa, t	29,96	32,23	37,7

Samoloty A-300 i A-310 mają pojemność 200÷320 miejsc pasażerskich. Opracowywany jest projekt czterosilnikowego szerokokadłubowego samolotu TA-11 o zasięgu 11 000 km oraz projekt dwusilnikowego szerokokadłubowego samolotu TA-12 dalekiego zasięgu. Na przyspieszenie realizacji projektu samolotu TA-11 należą Lufthansa. Samolot ten, o pojemności 200 miejsc pasażerskich, będzie stanowił konkurencję dla samolotu B-747 o dużej pojemności na liniach dalekiego zasięgu. Koncern nie jest jeszcze przygotowany do realizacji tego projektu.

Firma British Aerospace

Na podstawie czterosilnikowego samolotu BAe 146-200 prowadzone są prace nad samolotem BAe 146-300 o pojemności 120÷130 miejsc pasażerskich, o wydłużonym o 3,1 m kadłubie. Firma oczekuje zamówień na te samoloty. Jednym z potencjalnych klientów jest przedsiębiorstwo USAir. Początek dostaw samolotów BAe 146-300 planowany jest w 1988 r. Samolot będzie wyposażony w silniki ALF 502 R-7 o ciągu 34 kN zamiast w silniki ALF 502 R-5 o ciągu 31,7 kN stosowane na samolotach BAe 146-200. W samolocie ma być zastosowany cyfrowy elektroniczny system regulacji zużycia paliwa, skrzydła samolotu będą wyposażone w nowy typ górnych i dolnych zakończeń płytowych oraz we wspomaganie sterowanie lotkami. Kabina samolotu, w zależności od zamówień, będzie wyposażona w normalny komplet przyrządów lub we wskaźniki elektroniczne z w pełni cyfrowym pilotem automatycznym. Rynek zbytu na samoloty tej kategorii do 1998 r. jest oceniany na 1100 samolotów. Firma ma nadzieję opanować 30% tego rynku i spodziewa się, że część zamówień na samoloty BAe-146-200 w cenie 15 mln dol. USA za szt. będzie przeniesiona na samoloty BAe 146-300 w cenie 18 mln dol. USA za szt. Główne dane tych samolotów podano w tabl. 6.

Firma zamierza opracować towarowy wariant samolotu BAe 146, który uważa za perspektywiczny w odniesieniu

do nocnych przewozów pilnych przesyłek ze względu na bardzo niski poziom hałasu zewnętrznego.

Firma Fokker

W 1983 r. firma przystąpiła do opracowania samolotu Fokker 100 jako zamiennika samolotów B-737 i DC-9. Sprzedaż tych samolotów ocenia na 500÷600 szt. Zdaniem firmy, samolot spełnia wymagania pasażerów, którzy chcą mieć więcej rejsów bezpośrednich o dużej częstotliwości połączeń. Było to podstawą doboru charakterystyk samolotu i może przesądzić o jego sukcesie.

* * *

Prognozę rozwoju parku samolotów do końca XX w. opracował w 1984 r. koncern Airbus Industrie. Brano pod uwagę rynek zbytu samolotów w krajach przemysłowych i rozwijających się, kierunki polepszenia wskaźników techniczno-ekonomicznych samolotów, możliwości udoskonalenia aerodynamiki i sterowania samolotu, osiągnięcia w budowie silników, perspektywy zastosowań stopów aluminium-litowych oraz materiałów kompozytowych. Ponadto uwzględniono fakt, że czas do końca bieżącego wieku odpowiada połowie okresu eksploatacji współczesnego samolotu. Wynika stąd, że w początkach XXI w. będą w eksploatacji zarówno samoloty już opracowane, jak i znajdujące się obecnie w stadium opracowania, w większości dwu- i czterosilnikowe o normalnym kształcie aerodynamicznym.

Perspektywy opracowania i wprowadzenia do eksploatacji samolotów naddźwiękowych oceniono pesymistycznie. Przewaga samolotów naddźwiękowych nad przydźwiękowymi może mieć miejsce tylko na liniach dalekiego zasięgu i tylko dla pasażerów podróżujących służbowo lub za interesowanych nadzwyczaj komfortowymi warunkami podróży. Koszt opracowania samolotu naddźwiękowego może okazać się tak duży, że do realizacji takiego projektu konieczne będzie utworzenie międzynarodowego konsorcjum, co jest zadaniem trudnym.

Do końca bieżącego wieku nie przewiduje się większego popytu na samoloty pionowego i krótkiego startu i lądowania. Za nieco bardziej perspektywiczne uznano samoloty z silnikami śmigłowo-wentylatorowymi. Początkowo silniki te będą stosowane w samolotach małego zasięgu o pojemności 100÷120 miejsc pasażerskich. W połowie XXI w. będą one również stosowane na samolotach bliskiego i średniego zasięgu. Ze względu na jednoczesny postęp w budowie silników odrzutowych sądzi się, że nie zdominują one rynku tych samolotów.

LITERATURA

1. I. S. MACDONALD: New Aircraft — where are we heading in the 1980s and 1990s. *Aircraft Eng.*, 1980, 52, No 7, 13÷17
2. F. PAGE: Horizons in aircraft developments. *Rapp. Igenjövetsenkeapsukad.* 1983, No 243, 59÷94
3. R. BÉTEILLE, T. SZLENNER: Les avions de transport civils à l'horizon 2000. *Air et Cosmos*, 1984, 22, No 1000, num. spec. 18÷19, 21, 23÷25, 27÷28, 31, 33, 36, 38÷39
4. Good year for Boeing commercial. *Interavia Air Lett.* 1984, No 10659, p. 5
5. PAN-AM takes delivery of 1st four Airbus A-300B4s. *Interavia Air Lett.* 1984, No 10659, 2
6. Airbus Industrie scoops the contract of the year. *Interavia Air Lett.* 1984, No 10588, 1÷2
7. Un A-310-200 vole déjà sous les couleurs de PAN-AM. *Air et Cosmos*, 1984, 22, No 1015, 13
8. PAN-AM putting A-300 into Caribbean service. *Interavia*, 1984, 39, No 12, 1281
9. Technological development continued to reffect investment caution during 1983. *ICAO Bull.*, 1984, 39, No 7, 47, 50
10. Boeing extends its range. *Flight Int.*, 1984, 126, No 3924, 522
11. Airbus Industrie — the vision grows. *Aircraft (Austral.)* 1984, 64, No 5, 18÷20
12. Douglas definitely staying in the airline business. *Aircraft (Austral.)* 1984, 64, No 5, 22÷23
13. G. R. O'LONE: High flight rates achieved on Boeing's test aircraft. *Aviat. Week and Space Technol.* 1984, 121, No 4, 50÷53
14. P. and W. President says 2 technology is not enough. *Interavia Air Lett.* 1984, No 10579, 6
15. British Aerospace receives A-320 launch aid. *Indian and East. Eng.*, 1984, 126, No 4, 117
16. Airbus Industrie scoops the contract of the year. *Interavia Air Lett.* 1984, No 10588, 1÷2
17. The financing arrangements for PAN-AM's Airbus purchase. *Interavia Air Lett.*, 1984, No 10589, 2÷3
18. Orders for commercial aeroplanes rose slightly in 1983. *ICAO Bull.*, 1984, 39, No 7, 39÷41
19. Turbo-jets accounted for 65 per cent of commercial aircraft in service last year. *ICAO Bull.*, 1977, 32, No 6, 52÷53
20. Airbus Industrie sales status. *Indian and East. Eng.* 1984, 126, No 123
21. Income uncertainty slows airline fleet replacement. *Aviat. Week and Space Technol.*, 1984, 121, No 10, 168÷169

cd. na s. 21

Komputerowy tunel aerodynamiczny

W ośrodku NASA-Ames buduje się urządzenie do cyfrowego odwzorowywania przepływów, określane jako NAS (Numerical Aerodynamic Simulation). Urządzenie to można uważać za komputerowy tunel aerodynamiczny, który w swej ostatecznej postaci będzie umożliwiał wyznaczanie opływu kompletnego samolotu z uwzględnieniem lepkości czynnika. W ub.r. ośrodek otrzymał superkomputer Cray-2 jako pierwszy element systemu. O kontrakt na drugi komputer ubiega się kilka firm, ponieważ budowane urządzenie idealnie nadaje się do sprawdzenia możliwości komputerów najnowszej generacji. Cray-2 jest obecnie komputerem o najszybszym działaniu — może on wykonywać 250 mln operacji na sekundę. Po włączeniu drugiego superkomputera szybkość działania systemu zwiększy się do 1 mld operacji, co zapewni NASA przodownictwo w dziedzinie obliczeń dynamiki przepływów i w pokrewnych dyscyplinach. W latach 90. system osiągnie 4 mld operacji na sekundę. Pojemność pamięci komputera Cray-2 wynosi 256 mln słów 64-bitowych, tj. 16 razy więcej niż innych superkomputerów; w latach 90. ma ona wzrosnąć do 1 mld.

Duża szybkość działania komputera Cray-2 wynika z je-

go małych wymiarów i z koncepcji procesów równoległych. Ma on wysokość 1,143 m i szerokość 1,346 m, a jego 14 pionowych kolumn jest ustawionych na łuku o kącie 300°, co dodatkowo zmniejsza odległości między elementami komputera. Równoległość przebiegu procesów polega na podziale każdego zadania na 4 części i obliczaniu każdej z nich przez oddzielny procesor. W celu zapobieżenia nadmiernemu nagrzewaniu się ciasno „upakowanych” części, cały układ wewnętrzny komputera jest zanurzony w cyrkulującej cieczy.

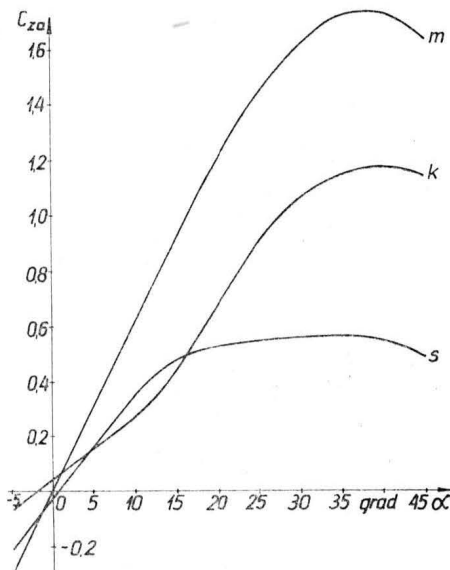
Urządzenie NAS pozwoli po raz pierwszy na aproksymację dla kompletnego samolotu równań Navier-Stokesa w możliwym do przyjęcia czasie. Ich całkowite rozwiązanie da opis każdego rodzaju zaburzenia przepływu na elementach samolotu. Wyniki będą przedstawiane m.in. w postaci obrazów ukazujących osobliwości opływu.

Tunel komputerowy będzie stanowić uzupełnienie istniejących i planowanych tuneli aerodynamicznych zapewniając zmniejszenie kosztów badań. Koszt budowy urządzenia wyniesie 120 mln dolarów.

W.K.

cd. ze s. 7

dla modeli nr 1 i 2, natomiast już dla modelu nr 3, a przede wszystkim dla modelu nr 4 wir pasma występujący na dużych kątach natarcia stabilizuje nie opływ wokół skrzydła, lecz wokół kadłuba i z tego właśnie powodu następuje przemieszczenie $C_{z_{max}}$ na kąt 40° dla modelu nr 4.

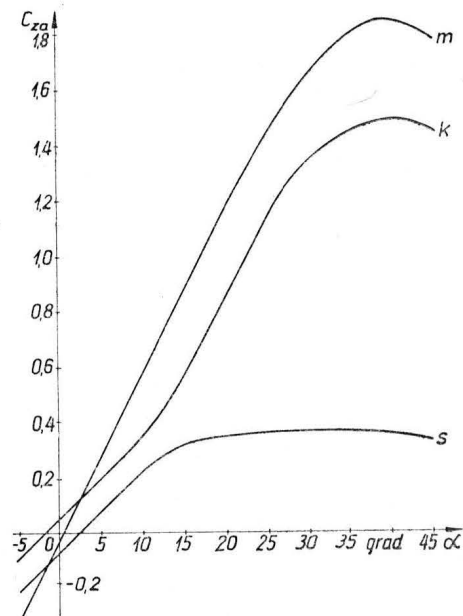


Rys. 21. Charakterystyka $C_{z\alpha} = f(\alpha)$ dla modelu nr 3: $\frac{S_{skrz}}{S_{mod}} = 0,488$, $\alpha_0 = 0^\circ$, m, k, s — objaśnienia w tekście

Przedstawione w artykule wyniki badań są niestety niepełne ze względu na niewielką liczbę badanych modeli i ograniczoną objętość artykułu. Badania aerodynamiczne samolotów z wytwarzającym siłę nośną kadłubem będą dalej kontynuowane i publikowane.

cd. ze s. 20

22. Makers weight future airline needs. *Aviat. Week and Space Technol.*, 1984, 121, No 11, 44÷45, 47, 49
23. Airbus records 24 firm 1984 orders. *Aviat. Week and Space Technol.*, 1984, 121, No 11, 49
24. D.G. BROWN: Inside of the crystal ball. *Aerospace*, 1984, 12, No 6, 5÷16
25. T. E. FORD: Advanced Boeing 737. *Aircraft Eng.*, 1984, 56, No 3, 5÷7



Rys. 22. Charakterystyka $C_{z\alpha} = f(\alpha)$ dla modelu nr 4: $\frac{S_{skrz}}{S_{mod}} = 0,419$, $\alpha_0 = -34^\circ$, m, k, s — objaśnienia w tekście

LITERATURA

1. N. T. FRINK, J. E. LAMAR: Relations to Design Features. *Journal of Aircraft*, 4, 1981
2. J. E. LAMAR: Analysis and Design of Strake — Wing Configurations. *Journal of Aircraft*, 1, 1980
3. J. M. LUCKRING: Aerodynamics of Strake — Wing Interactions. *Journal of Aircraft*, 11, 1979
4. G. WARWICK: Advanced Fighter Technology F-16. *Flight International*, 6, 1980
5. G. WARWICK: The Fighter Today. *Flight International*, 8, 1980
6. From VAX to ADDAX... the Story so Far. *Air International*, 4, 1983
7. Flow Patterns and Aerodynamic Characteristics of a Wing Strake Configurations. *Journal of Aircraft*, 5, 1980

26. B. M. ELSON: Economy key to 737-300 flight system. *Aviat. Week and Space Technol.*, 1984, 121, No 10, 71, 74÷75
27. Airbus Z320-Cockpit Sidestick-Steuer and Fly-by-Wire. *Aerokurier*, 1984, No 4, 362÷363
28. Airbus to test A-300 sidestick controls at both pilot position. *Aviat. Week and Space Technol.*, 1984, 121, No 10, 228
29. J. MORISSET: A-320: commudes de vol electriques et mini-manche. *Air et Cosmos*, 1983, 21, No 975, 15÷17

Wydział Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego (1940 – 1944)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W 1940 r. w Związku Walki Zbrojnej został utworzony Wydział Przemysłu Wojennego (kryptonim „Tokarnia”), zajmujący się niemieckimi zakładami produkcji zbrojeniowej na ziemiach polskich oraz w Niemczech i na terenach zajętych przez Niemców. Wydziałem tym kierował prof. Stefan Bryła, a jego zastępcą był inż. Witold Gokieli pseud. „Ryszard”. W październiku 1943 r. Wydział Przemysłu Wojennego „Tokarnia” ZWZ połączono z Wydziałem Przemysłu Wojskowego „Magazyn” Delegatury Rządu i utworzono Pion Przemysłu Wojennego ZWZ, którego szefem został inż. Janusz Tymowski pseud. „Ernest”.

Głównymi zadaniami Pionu Przemysłu Wojennego było:

- ewidencjonowanie zakładów produkcji wojennej,
- wywiad techniczny o produkcji (wyroby, postęp techniczny, wielkość produkcji, plany),
- prowadzenie niezbędnych badań i opracowań nauko-technicznych,
- publikowanie instrukcji i wydawnictw technicznych,
- przygotowania do przejęcia zakładów na ziemiach polskich i terenach rewindykowanych, w tym niedopuszczenie do ich ewakuacji i zniszczenia,
- przygotowanie programu produkcji po przejęciu zakładów,
- opracowanie 10-letniego planu rozwoju przemysłu po wojnie.

W tym celu spośród personelu technicznego wytwórni utworzono siatkę konspiracyjną Pionu Przemysłu Wojennego w zakładach, która dzieliła się na członków zaprzysiężonych i w dyspozycji. W zakładach tych sabotaż prowadziły inne komórki tajnych organizacji, a Kedyw (Kierownictwo Dywersji) był zobowiązany do takiego prowadzenia akcji sabotażowych, aby nie niszczyć obiektów i urządzeń chronionych przez Pion Przemysłu Wojennego, tzn. miały być niszczone wyroby. W celu ochrony zakładów przed zniszczeniem przez Niemców, w 1944 r. utworzono straż bezpieczeństwa.

Przy Pionie Przemysłu Wojennego została utworzona Rada Gospodarcza, w skład której wchodził wybitni specjaliści i profesorowie wyższych uczelni. W zależności od swej specjalności byli powoływani do wybranych zadań. Np. profesorowie Politechniki Warszawskiej: Janusz Groszkowski (elektronik), Marcei Struszyński (chemik), Bohdan Stefanowski (termodynamik) i Józef Zawadzki odegrali poważną rolę jako eksperci przy rozszyfrowaniu tajemnicy niemieckich broni rakietowych V-1 i V-2.

W 1940 r. w Wydziale Przemysłu Wojennego został utworzony Dział Przemysłu Lotniczego (jesienią 1943 r. przekształcony w Wydział). Jego szefem został b. dyrektor techniczny PZL Wytwórnia Siników Nr 1 w Warszawie na Okęciu inż. Włodzimierz Łoziński pseud. „Mikołaj”, zaś jego zastępcą — b. dyrektor techniczny PZL Wytwórnia Płatowców Nr 2 w Mielcu inż. Michał Skarbiński pseud. „Marian”. Byli to jedyni członkowie dyrekcji zakładów PZL, którzy pozostali w kraju. Inż. M. Skarbiński był kolegą ze studiów inż. W. Gokielego, co ułatwiło im nawiązanie kontaktu i współpracy. Inż. M. Skarbiński objął Grupę Przemysłu Płatowców, a inż. W. Łoziński Grupę Przemysłu Silników. Pod koniec 1943 r. szefostwo objął inż. M. Skarbiński, a inż. W. Łoziński został jego zastępcą. Wiosną 1944 r. inż. W. Łoziński został aresztowany w swym mieszkaniu w Milanówku, wywieziony i rozstrzelany.

W Grupie Przemysłu Płatowców zastępcą inż. M. Skarbińskiego był inż. Antoni Kocjan. PZL-Mielec podlegał inż. M. Skarbińskiemu, który dobrze znał ten zakład. W Grupie Przemysłu Pomocniczego doradcą był inż. Kazimierz Dzwonkowski. Wytwórnia Silników WP1 na Okęciu podlegała inż. Włodzimierzowi Strzeszewskiemu, b. kierownikowi warsztatu studium tej wytwórni. Z grupą Przemysłu Płatow-

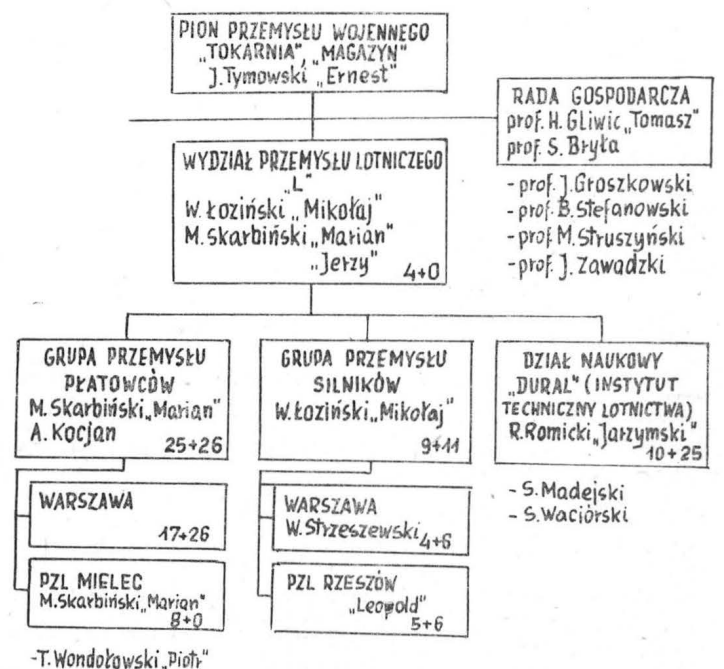
ców przez pewien czas współpracował inż. Kazimierz Dzwonkowski.

Inż. Michał Skarbiński (po wojnie prof. Politechniki Warszawskiej) na sympozjum „Lotnicza polska działalność techniczna podczas okupacji” (1985-06-15) podał wiele informacji o działalności Wydziału Przemysłu Lotniczego, które są przedstawione poniżej.

We wrześniu 1939 r., podczas ewakuacji pracowników PZL-Mielec, inż. M. Skarbiński stracił wszystko prócz kluczy od kasy pancernej ze swego gabinetu dyrektora technicznego zakładu. W 1940 r. okazało się, że z tej kasy korzysta niemiecki dyrektor zakładów w Mielcu. Wówczas inż. M. Skarbiński przekazał klucze pracującemu w mieleckiej wytwórni Tadeuszowi Wondolowskiemu, który dzięki dostępowi do kasy wyjmował z niej dokumenty i kopiował. W ten sposób uzyskano wiele materiałów dotyczących planów produkcyjnych Mielca, program produkcji samolotów bombowych dla Rzeszy oraz sprawozdania z odpraw kierowników przemysłu lotniczego. T. Wondolowski odegrał poważną rolę w uzyskiwaniu materiałów wywiadowczych dla Wydziału Przemysłu Lotniczego. Pseudonim „Piotr” to prawdopodobnie jego pseudonim.

Informacje o produkcji mieleckiej i kłopotach z produkcją samolotu Heinkel He-177 były dostarczane systematycznie. Ponieważ zakładami kooperacyjnymi dla Mielca były zakłady w Kraśniku (Budzyń) i w Baranowie — ich działalność też była znana. W Mielcu zbierano też informacje o innych wytwórniach Heinkla: w Rostocku, Oranienburgu, Wiener Neustadt i Innsbrucku.

Dość dobrze była zorganizowana sieć zbierania informacji o produkcji lotniczej na terenie Warszawy. Uzyskiwano sporo informacji nt. niemieckich wytwórni lotniczych. Np. inż. A. Kocjan uzyskał informacje, że folwark z trzema kominami w Rostocku to zakamuflowane zakłady lotnicze, zaś jezioro — to lotnisko zalane bardzo płytką wodą. Przekazanie tych informacji do Anglii spowodowało zbombar-



Rys. Schemat Wydziału Przemysłu Lotniczego. Podano liczby osób zaprzysiężonych plus liczby osób w dyspozycji

dowanie tej wytwórni, przy czym woda zalala hale fabryczne.

W celu uruchomienia przemysłu lotniczego po wojnie rozważano, które z niemieckich samolotów będzie najłatwiej produkować. Był też opracowany plan rozwoju przemysłu lotniczego po wojnie. W jego opracowanie największy wkład wnieśli: inż. M. Skarbiński i inż. A. Kocjan. Aby lepiej przygotować się do uruchomienia produkcji lotniczej, zbierano materiały dotyczące stosowanych przez okupanta metod organizacyjnych i technologicznych. M.in. zwrócono uwagę na to, że remontów generalnych nie przeprowadzały warsztaty wojskowe, lecz filie wytwórni płatowców i silników. Wciągnięty do pracy konspiracyjnej personel wytwórni miał przy pomocy swej straży bezpieczeństwa utrudniać ewakuację i niszczenie wytwórni, a następnie pomóc w utrzymaniu porządku. Natomiast personel techniczny i administracyjny miał szybko zorganizować kierownictwo zakładów i uruchomić ich działalność.

Odrębne zadania miał Dział Naukowy, który nosił kryptonim „Dural” i był nazywany konspiracyjnym Instytutem Technicznym Lotnictwa. Jego kierownikiem był przedwojenny pracownik ITL inż. Romuald Romicki (w sprawozdaniach konspiracyjnych kierownik nosi pseudonim „Jarzyski”), zaś zastępcami byli inż. Stanisław Madeyski i inż. Stefan Waciórski. Pierwszym zadaniem tej komórki było tłumaczenie, opracowywanie i wydawanie instrukcji i wydawnictw technicznych, które miały służyć oddziałom lotniczym jako podręczniki szkoleniowe. Przewidywano bowiem, że część zdobytych samolotów niemieckich zostanie wykorzystana przez polskie lotnictwo. Wykaz powielonych wydawnictw oraz skład osobowy zespołu wykonującego te prace zostały opublikowane w *Technice Lotniczej i Astronautycznej* nr 3/1978 w artykule pt. „Konspiracyjne wydawnictwa lotnicze podczas okupacji”.

Drugim zadaniem Działu Naukowego było prowadzenie własnych badań naukowych. Inż. Jan Staszek i inż. Zbigniew Brzoska rozpoczęli badania śmigieł otunelowanych, zaś inż. Stefan Waciórski i inż. Kazimierz Szałwiński opracowali projekt turbiny spalinowej, do której opracowano technologię wykonania łopatek.

Do zasadniczych zadań „Duralu” należało też przygotowanie kadry dla Instytutu Technicznego Lotnictwa, który miał być utworzony po wojnie. Opracowano także schemat organizacyjny Instytutu i tematykę najpilniejszych prac badawczych. Duży udział w tych pracach mieli inż. S. Waciórski i inż. S. Madeyski. Interesujący jest fakt, że większość osób z tej grupy uruchomiła zaraz po wojnie Instytut Techniczny Lotnictwa, czyli program perspektywiczny opracowany podczas wojny dał wyniki.

Należy podkreślić, że Wydział Przemysłu Lotniczego był tylko jedną z kilku siatek konspiracyjnych zajmujących się sprawami techniki lotniczej.

TABLICA. Wydział Przemysłu Lotniczego ZWZ (stan w kwietniu 1943 r.)

Komórka	Kierownictwo	Zaprzyświeżeni	W dyspozycji	Razem
I. Kierownictwo Wydziału	„Mikolaj”, z-ca „Marian”, później „Jerzy”, „Jarzyski”	4	—	4
1. Dział Naukowy „Dural” (ITL)	...	10	25	35
2. Dział Szkolny	...	1	—	1
3. Dział Inwestycyjny	...	1	—	1
II. Grupa Przemysłu Płatowców	„Marian”, później „Mączka”, ...	1	—	1
1. PZL WPI Pałuch	...	7	20	27
2. PZL WP2 Mielec	„Marian”, z-cy „Piotr”, „Kłosisk”	8	—	8
3. Wytwórnia Śmigieł Szomański, Warszawa	...	2	6	8
4. Beruwerke (Ava), Warszawa	...	2	—	2
5. Bielany SA, Warszawa	...	2	—	2
6. Bosch, Okęcie	...	2	—	2
7. Transavia, Wilanów	...	0	1	1
III. Grupa Przemysłu Silników	„Mikolaj”, ... (inż. W. Strzeszewski)	1	—	1
1. PZL WS1 Okęcie	„Leopold”, z-ca „Kazimierz II”	4	6	10
2. PZL WS2 Rzeszów	...	5	6	11
IV. Grupa Przemysłu Pomocniczego	...	1	—	1
Razem		51	64	115
V. Grupa Mechaników Lotniczych	„Kora”, „Bóbr”, 45 drużyn	45	252	297
Łącznie		96	316	412

Źródła: Sprawozd. „Mikolaja” AWIH. III/28k. 2 i 4 s. 1÷27 oraz relacja „Mariana”, [1]

ŹRÓDŁA

- P. MATUSAK: Ruch oporu w przemyśle wojennym okupanta. Wyd. MON, Warszawa 1983
- A. GLASS: Konspiracyjne wydawnictwa lotnicze podczas okupacji. *TLiA*, 1978, nr 3
- Referaty i dyskusja na sympozjum „Lotnicza polska działalność techniczna podczas okupacji”, Warszawa 1985-06-15

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

ABUSAHMEN A. S. M., MAC K., SOBIE-RAJ W.: Aerodynamische Kennlinien für Flugzeuge mit streifenartigem Tragflügel und die Tragkraft erzeugendem Rumpf. *TLiA*, XLI Jhrg., 1986, H. 9/10, S. 3

In dem Aufsatz werden die Eigenschaften und Anwendung der sog. streifenartigen Tragflügel in den gegenwärtigen Militärflugzeugen dargestellt. Es werden die Umströmung des Flügels in verschiedenen Geschwindigkeitsbereichen sowie die Versuchsergebnisse des Flugzeuges mit diesem Tragwerk im Windkanal erörtert.

KUJAWA J.: Zerstörungsfreie Prüfversuche in PLL LOT. *TLiA*, XLI Jhrg., 1986, H. 9/10, S. 8

Es werden Arten zerstörungsfreier Prüfversuche in PLL LOT sowie zahlreiche Beispiele der Flugzeugteile von Tu-134 und Il-62 wie auch die angewandten Methoden (Penetrations-, Wirbelstrom-, magnetische, röntgenographische und Ultraschall-Methode) vorgestellt.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Entwicklungsrichtungen der zivilen Transportflugzeuge in den ICAO-Mitgliedsländern. *TLiA*, XLI Jhrg., H. 9/10, S. 17

Es werden zahlenmäßige Veränderungen in den einzelnen Reihen der Transportflugzeuge, die Bestellungen, die Interessenrichtungen der Fluggesellschaften, die im Entwerfen befindlichen Typen sowie die Prognose bis zum Ende dieses Jahrhunderts behandelt.

GLASS A.: Flugzeugindustrie-Abteilung in der Gruppe der Kriegsindustrie (1940÷1944). *TLiA*, XLI Jhrg., 1986, H. 9/10, S. 22

Es wird die polnische Untergrundtätigkeit in der Flugzeugindustrie während der deutschen Besetzung dargestellt. Diese umfasste die technische Spionage, die Veröffentlichung von Schriften, die Durchführung von Untersuchungen und wissenschaftliche Bearbeitungen sowie die Ausarbeitung des Programms für die Übernahme und den Ausbau der Flugzeugwerke nach der Beendigung der Besetzung.

СОДЕРЖАНИЯ

АБУСАХМЕН А.С.М., МАЦ К., СОБЕРАЙ В.: Аэродинамические характеристики самолетов с крылом типа „полоса” и фюзеляжем, создающим подъемную силу. *TLiA*, т. 41, 1986 г., № 9/10, с. 3

Статья описывает свойства и применение так называемых „крыльев типа полоса”, применяющихся на современных военных самолетах. Описано обтекание крыла на разных скоростях полета, а также результаты испытаний самолета с крылом такого типа в аэродинамической трубе.

КУЯВА Я.: Неразрушающие испытания в Польских Авиалиниях „ЛЕТ”. *TLiA*, т. 41, 1986 г., № 9/10, с. 8

Приводится сводка видов неразрушающих испытаний проводимых в Польских Авиалиниях ЛЕТ, а также многие примеры элементов самолетов Ту-134 и Ил-62. Указывается метод — пенетративный, вихревых токов, магнитный, рентгенографический или ультразвуковой — применяющийся к данному элементу.

ГИЛЕВСКИ К., ГРУХАЛЬСКИ Л.: Направления развития гражданских транспортных самолетов в странах принадлежащих к ИКАО. *TLiA*, т. 41, 1986, г., № 9/10, с. 17

Представлены количественные изменения в отдельных категориях транспортных самолетов, заказы, направления наиболее интересные предприятия воздушного транспорта, типы самолетов находящиеся в стадии проекта и прогноз до конца текущего столетия.

ГЛЯСС А.: Отделение Авиапромышленности в департаменте Военной Промышленности (1940÷1944). *TLiA*, т. 41, 1986 г., № 9/10, с. 22

Описана польская подпольная деятельность в авиационной промышленности во время гитлеровской оккупации в Польше. Деятельность эта включала техническую разведку, публикации материалов, ведение исследований и подготовку научных статей, а также разработку программы дальнейшего развития авиазаводов после освобождения.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Podstawy osiągnięć polskich inżynierów lotniczych	1
ZE SWIATA	2
A. S. M. Abusahmen, K. Mac, W. Sobieraj: Charakterystyki aerodynamiczne samolotów ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną	3
J. Kujawa: Badania nieniszczące w PLL LOT	8
KARTOTEKA TLiA: Bell 214ST	11
SIAI-Marchetti S-211	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wylądowań elektrycznych w atmosferze (I)	16
K. Gilewski, L. Gruchalski: Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych w krajach członkowskich ICAO	17
NOWOŚCI TECHNICZNE	21
A. Glass: Wydział Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego (1940÷1944) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROTOTYPY: Hiller RH-1100 M. Hornet	II okł.
PROJEKTY: Iliuszyn Il-96-300	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.
KSIAŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL-110 Kolibier — rys. R. Gretz yngier

ABUSAHMEN A. S. M., MAC K., SOBIE-
RAJ W.: Charakterystyki aerodynamiczne samolotów ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną. TLiA, t. XLI, 1986, nr 9/10, s. 3

W artykule przedstawiono właściwości i zastosowanie tzw. skrzydeł pasmowych stosowanych we współczesnych samolotach wojskowych. Omówiono opływ skrzydła w różnych zakresach prędkości oraz wyniki badań samolotu z takim skrzydłem w tunelu aerodynamicznym.

KUJAWA J.: Badania nieniszczące w PLL LOT. TLiA, t. XLI, 1986, nr 9/10, s. 8

Prezentowano rodzaje badań nieniszczących prowadzonych w PLL LOT oraz liczne przykłady elementów samolotów Tu-134 i Il-62. Podano, którą z metod stosowano: penetracyjną, wiropadową, magnetyczną, rentgenograficzną i ultradźwiękową.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych w krajach członkowskich ICAO. TLiA, t. XLI, 1986, nr 9/10, s. 17

Prezentowano zmiany ilościowe w poszczególnych kategoriach samolotów transportowych, zamówienia, kierunki zainteresowań przewoźników lotniczych, typy znajdujące się w projektowaniu oraz prognozę do końca bieżącego stulecia.

GLASS A.: Wydział Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego (1940÷1944). TLiA, t. XLI, 1986, nr 9/10, s. 22

Prezentowano polską działalność konspiracyjną w przemyśle lotniczym podczas okupacji hitlerowskiej. Działalność ta obejmowała wywiad techniczny, publikowanie wydawnictw, prowadzenie badań i wykonywanie opracowań naukowych oraz opracowanie programu przejścia i rozbudowy zakładów lotniczych po zakończeniu okupacji.

CONTENTS

ABUSAHMEN A. S. M., MAC K., SOBIE-
RAJ W.: Aerodynamic characteristics of aircraft with strip wing and lifting fuselage. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 9/10, p. 3

Characteristics and applications of the so-called strip wings used in present-day military aircraft have been presented. The flow around the wing various speed ranges as well as results of testing an aeroplane with a wing of this type in a wind tunnel have been discussed.

KUJAWA J.: Non-destructive testing at Polish Airlines LOT. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 9/10, p. 8

Various types of non-destructive tests carried out at Polish Airlines LOT, including examples of testing numerous components of the Tu-134 and Il-62 aeroplanes, have been described. The particular test methods, i.e. the penetrant, eddy-current, magnetic, X-ray and supersonic techniques have been presented for each individual case.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Development trends of civil transport aircraft in the ICAO country-members. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 9/10, p. 17

Quantitative changes in individual categories of transport planes, orders, lines of interests of air carriers, aircraft types being designed, and a prognosis for the period till the end of this century, have been presented.

GLASS A.: The Aircraft Industry Section within the War Industry Department (1940÷1944). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 9/10, p. 22

The Polish underground activity within the aircraft industry during the Nazi occupation has been described. It covered technical espionage issueing of various publications, research and scientific activity, and preparation of a program to take over and develop the aircraft factories after termination of the occupation.

cd. na s. 23

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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. Z. Gtrułski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (vice-przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewittowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0676-1300/86. Nakład 6650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-70.

Cena pojedynczego egz. zł 100.—

Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

40-lecie Koła Zakładowego SIMP przy WSK PZL Rzeszów

8 czerwca 1946 r. dzięki inicjatywie inżynierów zatrudnionych w PZL Rzeszów powstało Koło Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Pierwszym przewodniczącym został inż. K. Daniszewski — dyr. techniczny zakładu. Na Walnym Zebraniu Delegatów SIMP w Warszawie, odbytym 28 czerwca 1946 r. utworzono Oddział SIMP w Rzeszowie. Do lipca 1954 r. rolę Oddziału SIMP spełniało Koło SIMP. W pierwszym okresie swojej działalności członkowie Koła SIMP skoncentrowali się na pracach organizacyjnych, szkoleniu, współzawodnictwie pracy. Dużą rolę przywiązywano do wykonania zadań produkcyjnych, pomocy racjonalizatorom oraz aktywizacji całej załogi PZL Rzeszów.

W 1951 r. dzięki inicjatywie Koła SIMP

powstała na terenie Rzeszowa pierwsza wyższa uczelnia, która działa do dziś jako Politechnika Rzeszowska. Nieco wcześniej, bo w 1949 r. dzięki staraniom Koła SIMP założono pierwszą techniczną bibliotekę — placówkę, która spełniała ważną rolę w podnoszeniu kwalifikacji kadry technicznej.

Gdy w 1954 r. powołano do życia Oddział SIMP w Rzeszowie Oddział SIMP przy WSK Rzeszów został przemianowany na Koło SIMP. Liczyło ono już ponad 600 członków. Aby usprawnić działalność tak licznej grupy, podzielono się na 10 grup. Grupy te tworzyły Koła Wydziałowe ściśle współpracujące z poszczególnymi wydziałami produkcyjnymi w zakładzie, zaś Zarząd Koła pełnił rolę koordynatora. Taka struktura SIMP w Rzeszowie utrzymała się do dziś, choć pracują obecnie 22 Koła Wydziałowe, a liczba członków zrzeszonych w SIMP przekracza obecnie 1200 osób.

Dzięki aktywnej działalności członków SIMP w WSK PZL Rzeszów wyrażającej się organizowaniem specjalistycznych odczytów, kursów, konferencji, wystaw, wycieczek, sympozjów, narad i szkoleń — wielu pracowników uzupełniło, bądź podniosło kwalifikacje zawodowe.

Koło współpracuje ściśle z Klubem Techniki i Racjonalizacji oraz innymi stowarzyszeniami naukowo-technicznymi na terenie przedsiębiorstwa. Członkowie SIMP działają także w organizacjach gospodarczych i politycznych.

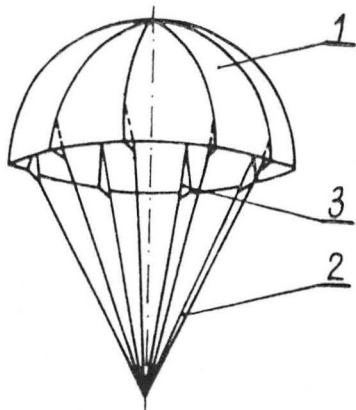
W roku bieżącym Koło obchodzi 40-lecie swojej działalności. Przez okres 40 lat Koło doskonaliło swoje formy działania, integrowało środowisko, aktywizowało wciąż nowe kadry. (E.L.)

Na podstawie Informatora Zarządu Głównego SIMP, nr 9/1986

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Zakłady Sprzętu Technicznego i Turystycznego „Avlotex” zgłosiły do Urzędu Patentowego PRL patent na czaszą spadochronu profilowaną w dolnej części (autor: M. Wardała). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia współczynnika aerodynamicznego i stateczności czaszy spadochronu.

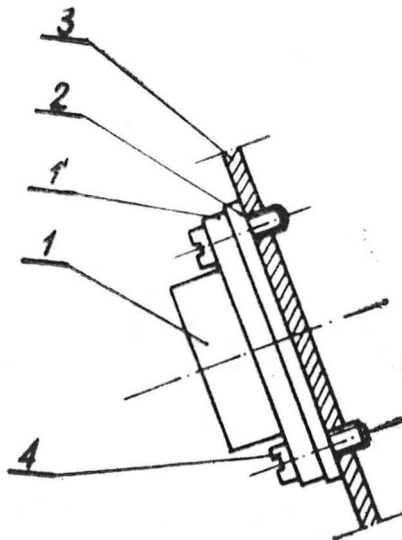
Czasza 1 spadochronu ma nośne linki 2, dołączone do czaszy 1 za pomocą profilujących wycinków 3 kształtujących korzystnie profil czaszy 1.



Skrót opisu patentowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 4/1985 w klasie B64D pod nrem P.243288.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Automatyki i Urządzeń Precyzyjnych zgłosił do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy na nakładkę wzmacniającą ściankę leja zbiornika materiałów sypkich (autorzy: R. Zorga, K. Szemberg, D. Kurant). Nakładka służy do wzmocnienia ścianki leja w miejscu uderzania młotka, powodującego strącanie zalegającego wewnątrz leja materiału sypkiego.

Nakładka wykonana jest z metalu, ma kształt walca 1, którego podstawę stanowi kołnierz 1' i jest zamocowana śrubami 4 do ścianki 3 leja za pośrednictwem podkładki 2. Podkładka 2 ma kształt krążka o wysokości równej grubości ścianki leja. Ponadto wysokość kołnierza 1 jest większa od wysokości podkładki 2.

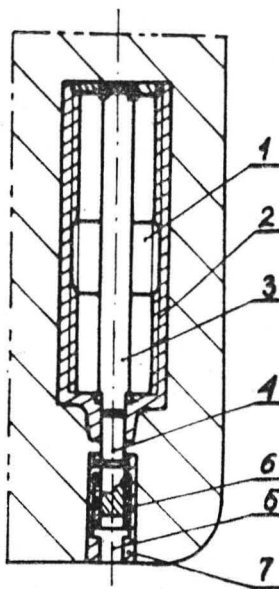


Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 5/1985, w klasie B65D, pod nrem W.72599.

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania gniazdo z ciężarkiem kompensacyjnym do torowania łopaty wirnika nośnego lub śmigła (autorzy: M. Radomski, T. Sawczuk, Cz. Zdziełowski). Gniazdo jest zabudowane w strukturze wewnętrznej łopaty, a ukształtowanie elementów czolowych pokręta i blokada gniazda tworzy ciągłość obrysu profilu łopaty.

Gniazdo zawiera ciężarek wyważający 1 jako element przesuwany na gwincie, wykonany na jego zewnętrznej powierzchni, współpracującym z gwintem wewnętrznym tuby 2. Ciężarek 1 jest prowadzony obrotowo osłą 3 i pokrętem 4. Płytką 5 jest prowadzona poosiowo w gnieździe pokręta 4 i pod działaniem sprężyny 6 wchodzi w zażebienie z obudową 7, blokując obrót całego układu.

Skrót opisu patentu, chronionego 2 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 5/1985 w klasie B64D, pod nrem P.243457.



GLASS A.: Samoloty '85. Format A5, ark. wyd. 8,3, wyd. I, nakład 100 000 egz. Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA, Warszawa, 1986 r., cena zł 250.

W pracy zestawiono zasadnicze informacje o samolotach i śmigłowcach eksploatowanych obecnie na całym świecie. Zawarto w niej wszystkie ważniejsze wojskowe i cywilne konstrukcje lotnicze ostatnich 20 lat. Opisano szczegółowo oraz zilustrowano (podając dane techniczne, opis, krótką historię i dzieje użycia) 90 typów samolotów i 24 typy śmigłowców z 16 krajów. Przedstawiono 53 samoloty wojskowe, 27 pasażerskich i służbowych oraz 10 sportowych i rolniczych. 60 z opisanych samolotów to odrzutowce, 15 ma napęd turbośmigłowy i tyłżełkowy. Samoloty zostały podzielone na grupy wg ich przeznaczenia: myśliwskie, szturmowe i bombowe, rozpoznawcze i patrolowe, transportowe, szkolno-treningowe, sportowe i szkolne, rolnicze, wielozadaniowe lokalnego transportu, służbowe, pasażerskie. Wewnątrz grup samoloty i śmigłowce uporządkowano alfabetycznie wg krajów i wg wytwórci lotniczych.

Książkę opatrzone indeksem alfabetycznym przedstawionych typów samolotów i śmigłowców. Książka jest przeznaczona dla tych wszystkich, którzy interesują się lotnictwem. (eł)

PZL-106BR KRUK



Modern agricultural and fire-fighting aircraft

- Chemical load 1300 kg
- Normal operating speed
140 ÷ 160 km/h
- Take-off run 200 m
- Landing run 160 m
- Fuel consumption 130 l/h
- Spraying 0.1 ÷ 150 l/ha
with swath up to 45 m
- Dusting 15 ÷ 350 kg/ha
with swath up to 25 m
- Fire-fighting 870 l/h



58 years of experience

Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa-Okęcie
Al. Krakowska 110/114, 00-973 Warszawa-Okęcie, Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814649

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, POBox 6, Poland
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813314



PEZETEL
POLAND