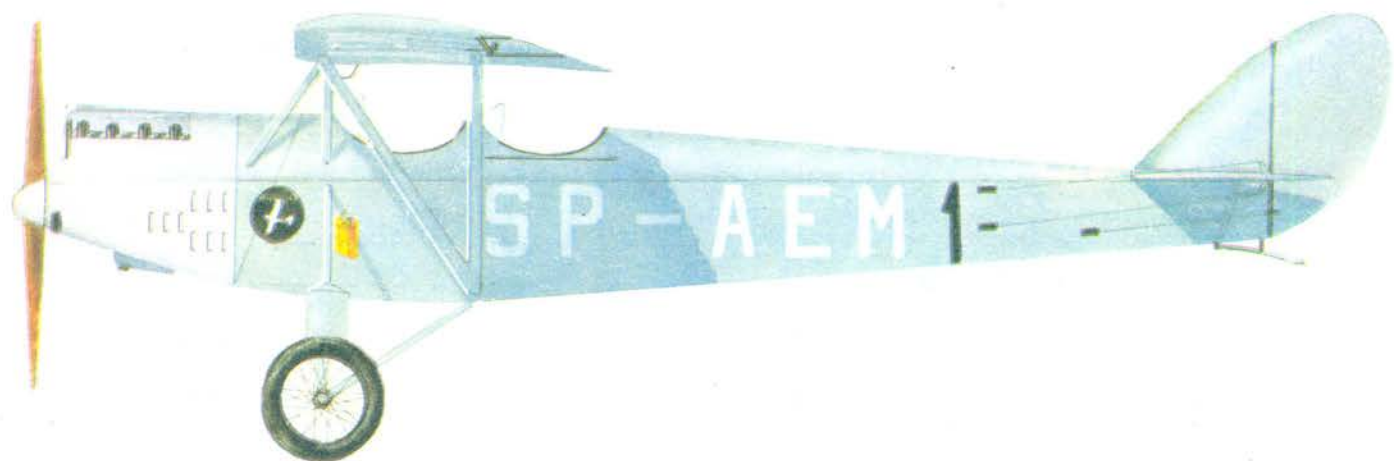


TECHNIKA

7'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 200
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NET SIGMA

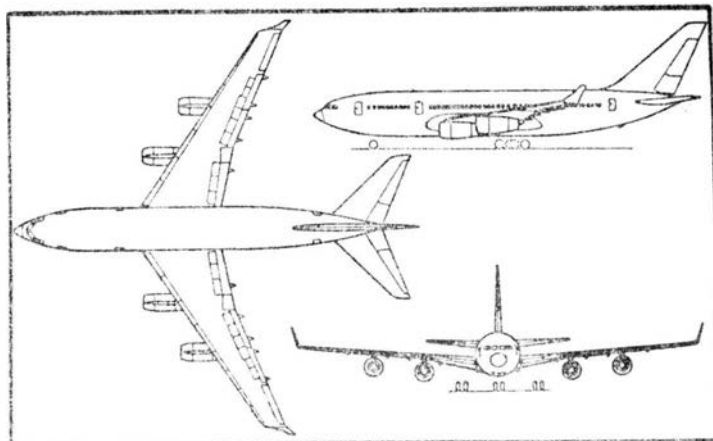
Iliuszyn Ił-96 • ZSRR •

300-miejscowy samolot pasażerski na długie trasy

Budowany obecnie przez zakłady Iliuszyna 300-miejscowy samolot pasażerski na długie trasy Ił-96 jest pochodną samolotu Ił-86 ze skróconym kadłubem o nie zmienionej średnicy i z nowymi silnikami. Jednak mimo zewnętrznego podobieństwa praktycznie będzie to nowy samolot o strukturze wykonanej ze stopów o większej wytrzymałości zmęczeniowej, z większą liczbą dużych elementów frezowanych z litego materiału (łącznie z „monolitycznym” płatem) i elementów z tworzyw zbrojonych. Inne nowe rozwiązania i udoskonalenia to nadkrytyczny płat z odgiętymi do góry końcówkami (winglety), sterowanie przechyleniem i pochylaniem metodą fly-by-wire, komputerowe sterowanie przepompowywaniem paliwa w celu zmniejszenia momentów gnących płata i utrzymania tylnego położenia środka ciężkości, co zmniejsza opór samolotu. Kabina 3-osobowej załogi będzie wyposażona w elektroniczny system obrazowania z 6 lampami katodowymi, zintegrowany system informacyjny i ostrzegawczy (światło, dźwięk, zsyntetyzowany głos) oraz system diagnostyczny. Kabina pasażerska może mieć układ całkowicie turystyczny (300 miejsc) lub mieszany (klasa I — 22 miejsca, ekonomiczna — 40 miejsc i turystyczna — 173 miejsca). Samolot będzie napędzany 4 silnikami Sołowiew D-90AN o dużym stosunku natężenia przepływu (ok. 5:1) i ciągu startowym ok. 16 000 daN.

Dane techniczne

Rozpiętość	57,66 m
Długość	55,35 m
Wysokość	17,57 m
Masa handlowa maks.	40 000 kg



Masa startowa	216 000 kg
Prędkość przelotowa	850 ÷ 950 km/h
Wysokość przelotowa	10 100 ÷ 12 100 m
Zasięg z 300 pasażerami	9000 km

W.K.

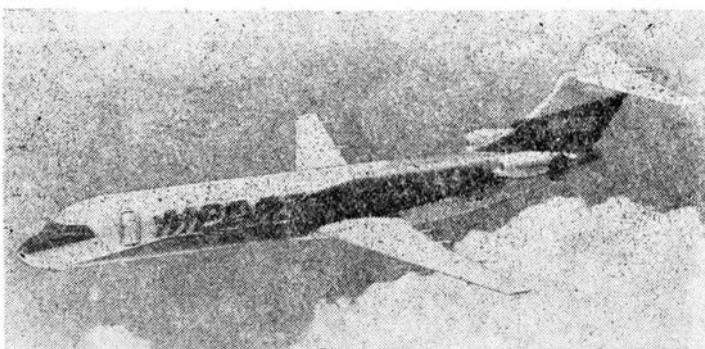
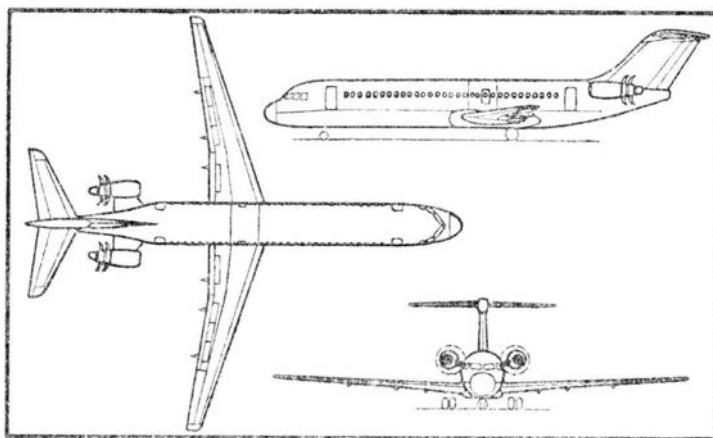
MPC-75 • RFN/Chiny •

Samolot pasażerski na średnie trasy

Firma Messerschmitt-Boelkow-Blohm i chińskie przedsiębiorstwo importowo-eksportowe CATIC prowadzą wstępne studia nad wspólną budową 75-miejscowego samolotu pasażerskiego na średnie (i krótkie) trasy. Firma MBB zamierza zastosować w konstrukcji samolotu najnowsze rozwiązania techniczne: laminarne profile przydźwiłkowe, zmienne wygięcie profilu, aktywne sterowanie fly-by-wire zintegrowane z systemem cyfrowym i elektronicznym wyposażeniem kabiny opartym na lampach katodowych lub ciekłych kryształach. Bierze się pod uwagę wykorzystanie stopów aluminium-lit i tworzyw zbrojonych włóknem węglowym, o ile materiały te nie zwiększą w znaczący sposób kosztów produkcji samolotu. Podstawowym zagadnieniem jest wybór napędu — najkorzystniejszy byłby napęd silnikami z nie osłoniętym wentylatorem General Electric GE38-B5UDF o ciągu startowym 4200 daN, jednak nie wiadomo, czy i kiedy silniki te będą do nabycia. Prawdopodobnie proponowanych rozwiązań technicznych ma być sprawdzona na samolocie badawczym MPC-X z kadłubem samolotu VFW-614, nowo zaprojektowanym laminarnym płatem z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym i silnikami z osłoniętym lub nie osłoniętym wentylatorem zabudowanymi na ogonowej części kadłuba. Firma MBB przewiduje, że w latach 1995 ÷ 2005 zapotrzebowanie na samoloty typu MPC-75 wyniesie ok. 1000 egz.

Dane techniczne

Rozpiętość	28,60 m
Długość	32,00 m
Wysokość	7,75 m
Powierzchnia nośna	75,00 m ²
Masa własna	15 000 kg
Masa handlowa	9000 kg
Masa startowa maks.	29 700 kg



Prędkość przelotowa maks.	750 km/h
Wysokość przelotowa	10 650 m
Długość startu	1580 m
Długość lądowania	1250 m
Zasięg z 75 pasażerami	2800 km

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII LIPIEC 1988

TECHNIKA

7'88

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Przyszłość techniki lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Szybki rozwój techniki, a zwłaszcza technologii i elektroniki, doprowadził do tego, że bardzo trudne zadania techniczne są dzisiaj wykonalne. Ze względu na trudności ekonomiczne występujące we wszystkich krajach możemy zrobić jednak znacznie mniej niż potrafimy.

Można dziś budować naddźwiękowe dalekośćstansowe samoloty pasażerskie rozwijające prędkość przelotową przekraczającą 2000 km/h, a można by zbudować rozwijające prędkość 4500 km/h. Buduje się orbitalne wahadłowce, które mogłyby służyć do komunikacji międzykontynentalnej. Statki kosmiczne do przewożenia wycieczek na Księżyc też można budować. Wszystko to jest jednak tak kosztowne, że ludzkość nie może sobie jeszcze pozwolić na powszechne użytkowanie takich środków komunikacji.

Dotychczasowe odrzutowe samoloty pasażerskie zużywają zbyt dużo paliwa. W poszukiwaniu zmniejszenia kosztów transportu lotniczego przewoźnicy lotniczy interesują się samolotami o małym zużyciu paliwa, czyli turbośmigłowcami, i możliwością zastąpienia napędu odrzutowego śmigłowodentylatorowym. Dzięki miniaturyzacji komputerów i postępowi elektroniki w ostatnich latach dokonał się ogromny postęp w wyposażeniu nawigacyjnym samolotów. Szybkie wprowadzenie nowych urządzeń mogłoby zwiększyć bezpieczeństwo i regularność lotów. Poważnym hamulcem przy jego wprowadzaniu są koszty. Nie każdego stać na najnowocześniejsze wyposażenie samolotów i portów lotniczych. A porty lotnicze potrzebują wielu nowoczesnych urządzeń naziemnych. Stały rozwój komunikacji lotniczej zmusza jednak do ciągłego wzrostu produkcji samolotów pasażerskich, gdyż zapotrzebowanie na nie wciąż przekracza możliwości światowego przemysłu lotniczego.

Badania kosmiczne, które torują drogę postępowi w technice lotniczo-kosmicznej, pochłaniają ogromne sumy. Dlatego i w tej bardzo ważnej dziedzinie ogranicza się prace do najważniejszych.

W lotnictwie wojskowym płatowiec przestał być najważniejszy, gdyż coraz trudniej jest stworzyć w jego konstrukcji coś nowego. Ze względu na koszty wszyscy starają się stosować możliwie ekonomiczne, czyli paliwooszczędne, silniki. Największą wagę przywiązuje się do uzbrojenia i wyposażenia, które łączą się ze sobą i tworzą jeden system celowniczo-nawigacyjny. Współczesny samolot bojowy jest to latająca laweta uzbrojona (wyrzutnia pocisków), którą należy dostarczyć w odpowiedni punkt w przestrzeni, umożliwić jej wykrycie celu i odpalić z niej pociski, które same wykonają pościg za celem. Dziś wartość bojowa samolotu zależy od wyposażenia i uzbrojenia, zaś wartość uzbrojenia — od jego wyposażenia w skuteczne systemy samonaprowadzania. Wynika stąd zasadnicza rola awioniki w lotnictwie wojskowym. We współczesnym samolocie bojowym najdroższa jest awionika (ponad połowa ceny), a resztę kosztów stanowią silnik i płatowiec. Wysokie ceny samolotów bojowych i zasadnicza rola ich wyposażenia doprowadziły do tego, że niektóre państwa co pewien czas modyfikują używane od wielu lat płatowce przez wymianę wyposażenia. Dzieje się tak zarówno z samolotami myśliw-

skimi i szturmowymi (Phantom II, MiG-21), jak i patrolowymi (Lockheed Orion, Atlantic). Innym skutkiem tej sytuacji jest stopniowo zmniejszająca się (na rzecz lepszego wyposażenia) liczba samolotów wojskowych w użyciu. Pierwszych odrzutowych samolotów myśliwskim budowano tysiące. Dziś zamawia się ich setki, a na zamówienie serii większej niż 1000 szt. mogą sobie pozwolić tylko dwa największe mocarstwa. Z powodu dużych kosztów także samoloty pionowego startu znalazły dość ograniczone zastosowanie. Zamierzany obecnie dalszy wzrost liczby zautomatyzowanego wyposażenia na samolotach bojowych (np. umożliwiającego tankowanie i ładowanie amunicją na lotnisku bez udziału ludzi) zwiększy koszt samolotu, zmniejszając liczbę budowanych egzemplarzy.

A co nas czeka w lotnictwie sportowym? Nacisk ekonomiczny na szkolenie i kluby będzie zmuszał do produkcji samolotów z silnikami zużywającymi niewiele paliwa. Ponieważ nie będą to samoloty tańsze od współcześnie produkowanych, nie spowoduje to rozwoju latania klubowego.

Ta przyczyna także powoduje rozwój na całym świecie latania na samolotach ultralekkich. Wzrośnie niezawodność i ekonomia silników do ULM-ów, zaś najlepsze ULM-y produkowane seryjnie wyprą z rynku zbyt dużą liczbę konstrukcji budowanych w kilku zaledwie egzemplarzach. Należy się spodziewać, że najbardziej rozpowszechnią się ULM-y dwumiejscowe. Możliwe, że wyodrębni się klasa jednomiejscowych ULM-ów na zawody.

Wobec wzrostu kosztu laminatowych (z kompozytów węglowych) szybowców wyczynowych i rozwoju ich skomputeryzowanego wyposażenia, trudno rokować klasycznemu szybownictwu klubowemu silny rozwój. Większe szanse ma motoszybowiec, dzięki budowaniu w ostatnich latach coraz lepszych jednomiejscowych motoszybowców wyczynowych.

Lotnie stały się szansą dla tych, dla których szybownictwo okazało się za drogie. Tak jak konstrukcja roweru nie zmienia się zbyt szybko, tak i rozwój lotni musi przebiegać powoli, jeśli ma być ona wciąż prosta i tania. Dzięki niewysokiej cenie, wzrost liczby lotni na świecie natrafia na najmniejsze przeszkody.

Trzeba jeszcze powiedzieć kilka słów nt. śmigłowców. W lotnictwie wojskowym ciągle wzrasta ich rola jako broni szturmowej przeciw czołgom i okrętom podwodnym. Rozwój wyposażenia i uzbrojenia śmigłowców powoduje wzrost ich kosztu, lecz stwierdzenie ich niezbędności na polu walki powoduje wzrost zainteresowania nimi oraz liczne zamówienia na nie. Śmigłowce cywilne rozwijają się pod względem technicznym wolniej od wojskowych, lecz liczba ich w użyciu stale rośnie. Ich konkurentami mogą stać się przemiennopłaty (Osprey, Eurofar), które mają wejść do użytku w latach dziewięćdziesiątych.

Dokonany w artykule przegląd wskazuje, że w najbliższym czasie nie należy spodziewać się w lotnictwie wielkich rewelacji i gwałtownych zmian, a raczej stałego postępu technicznego. Także pod względem ilościowym nie czekają nas lata wzrostu zapotrzebowania na statki latające.

OGÓLNE

● Spadek roszczeń o odszkodowania w 1986 r. Spadła zarówno liczba, jak i wielkość roszczeń. Wg wstępnych danych ogłoszonych przez Aviation Insurance Offices (AIOA), wartość roszczeń wynosi 169 mln dol. (w 1985 r. — 1,2 mld dol.). Chociaż 1985 r. był najgorszy, to w 1986 r. rozbiło się 15 zachodnich odrzutowców, w tym 3 szerokokadłubowe. Firmy ubezpieczeniowe (ze względu na coraz lepsze wskaźniki bezpieczeństwa) pozostawiły sobie niewielki margines zysku na okres 1980-1986. Obecnie każda większa katastrofa może spowodować konieczność podniesienia stawek ubezpieczeniowych. Największe roszczenie w 1986 r. (25 mln dol.) wniesiono po eksplozji bomby w Colombo Airport (Sri Lanka) na pokładzie Lockheed TriStar. Największe roszczenie z działalności eksploatacyjnej wynikło z katastrofy spowodowanej usterką silnika A-300. należącego do Indian Airlines, w czasie startu w Madras. (Lloyd's List, March 20, 1987) J.Z.

● Linie lotnicze British Airways, KLM (Holandia), Swissair (Szwajcaria) i United Airlines (USA) zawarły porozumienie o utworzeniu wspólnego, komputerowego systemu rezerwacji miejsc. Koszt inwestycji wyniesie ok. 90 mln dol. W USA systemami takimi dysponuje 7 przewoźników: American Airlines (system Sabre), United

Airlines (Apollo), Eastern Airlines wspólnie z Texas Air (System One), TWA wspólnie z NWA (PARS) oraz Delta Airlines (Data II). Obliczano, że w USA w 1987 r. ok. 80% pasażerów połączeń krajowych i ok. 90% pasażerów połączeń międzynarodowych skorzysta z kupowania biletów u agentów podróży — dzięki istniejącym komputerowym systemom rezerwacji. (A. et C. 1152)

● IATA (Międzynarodowa Federacja Lotnicza) zaakceptowała projekt zorganizowania w 1991 r. pierwszej olimpiady lotniczej, wysunięty przez Aero-Club de France. (A. et C. 1167)

● Eksperci Airbus Industrie przewidują sprzedaż w czasie najbliższych 20 lat — 10 000 samolotów transportowych o pojemności 100 i więcej miejsc. W tej liczbie przewiduje się sprzedaż 5000 samolotów wąskokadłubowych krótkiego i średniego zasięgu, 3300 szerokokadłubowych średniego zasięgu i 1500 samolotów szerokokadłubowych dalekiego zasięgu. (A. et C. 1070)

● Kolejny przykład integracji przemysłu lotniczego Europy: Aérospatiale (Francja), British Aerospace (Wielka Brytania), MBB (RFN), Aeritalia (Włochy), CASA (Hiszpania, a także amerykański Lockheed — podpisały umowę o wspólnym rozwoju następcy samolotów transportowych C-130

Hercules i C-160 Transall. Samolot FIMA (Future International Military/Civil Airlifter) mieć będzie masę ok. 90 Mg. (Avi-Mag) 953)

● Po liniach lotniczych USA i Europy Zachodniej, również przewoźnicy dalekowschodni zaczynają tworzyć międzynarodowe komputerowe systemy rezerwacji miejsc. Linie Cathy Pacific, Thai International i Singapore Airline mają utworzyć do końca 1989 r. System Abacus. Australijskie Linie Qantas noszą się z zamiarem własnego systemu; japoński JAL nie podjął jeszcze decyzji. (A. et C. 1170)

● Dalsza (i szybka!) integracja międzynarodowych komputerowych systemów rezerwacji miejsc w samolotach pasażerskich. Grupa linii lotniczych Covia (United Airlines, British Airways, KLM i Swissair) dołączyła do systemu Galileo (Alitalia, AUA, British Caledonian); z kolei do grupy Amadeus (Air France, Lufthansa, Iberia, SAS) dołączyły Linie Texas Air. (A. et C. 1153)

● Według raportu IATA, w pierwszym półroczu 1987 r. przewieziono przez Atlantyk Północny 10,8 mln pasażerów, tj o 17,9% więcej niż w okresie poprzednim. Przewoźnicy zwiększyli liczbę oferowanych w tym okresie miejsc tylko o 2,5%. (A. et C. 1154)

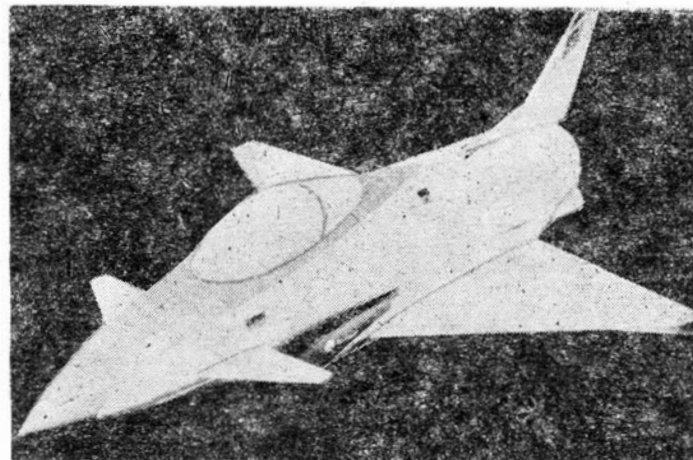
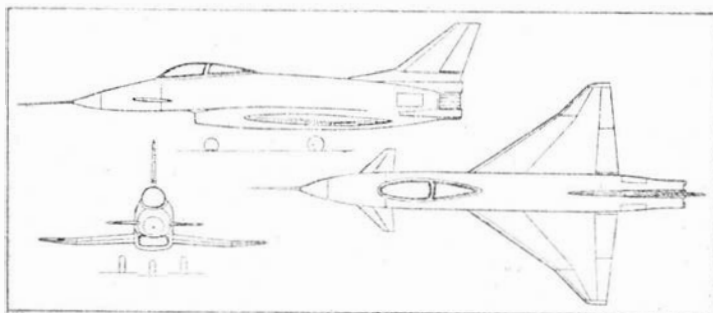
PROJEKTY

Rockwell International X-31A

● USA ●

Taktyczny samolot myśliwski

W 1984 r. firma Rockwell International otrzymała zlecenie Pentagonu na prace badawcze dotyczące sterowania wektorem ciągu, zintegrowanych systemów sterowania samolotem i zabezpieczenia pilotów przed skutkami przyspieszeń. W 1986 r. zlecenie to zostało przekształcone w I i II fazę programu X-31A, którego celem jest opracowanie projektu taktycznego naddźwiękowego samolotu myśliwskiego. Zgodnie z później podpisanymi umowami w III fazie programu zostaną zbudowane dwa prototypy, a w IV fazie będą przeprowadzone ich próby w locie. X-31A ma być przede wszystkim samolotem doświadczalnym i nie przewiduje się — jak dotychczas — jego produkcji seryjnej. Samolot umożliwia sprawdzenie nie zastosowanej jeszcze w praktyce koncepcji połączenia dużej prędkości naddźwiękowej ze zwrotnością równą zwrotności samolotów poddźwiękowych, np. F-86 Sabre. Ma to pozwolić na zajęcie dogodnej pozycji do odpalenia rakiet w stronę nieprzyjacielskiego samolotu, znajdującego się poza polem widzenia pilota. Ważne jest tu zachowanie się samolotu nawet po oderwaniu się strumienia na płacie, co normalnie ogranicza zwrotność samolotu z powodu zmniejszonej skuteczności sterów. Spadek skuteczności sterów ma być w samolocie X-31A rekompensowany sterowaniem wektorem ciągu, za pomocą dyszy wylotowej o zmiennej geometrii. Wymagane są poza tym dobre właściwości samolotu w locie na dużych kątach natarcia przy ziemi. Pilot — w normalnej, siedzącej pozycji — będzie chroniony przed przyspieszeniami przez specjalny kombinon. Do napędu samolotu ma być zastosowany silnik o małym stosunku natężeń przepływu General Electric F404 o ciągu ok. 7000 daN.



Dane techniczne

Rozpiętość	6,95 m
Długość	12,96 m
Wysokość	4,07 m
Masa własna	4600 kg
Masa startowa maks.	6400 kg
	W.K.

Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (II)

HUBERT DŁUTOWSKI

Polska

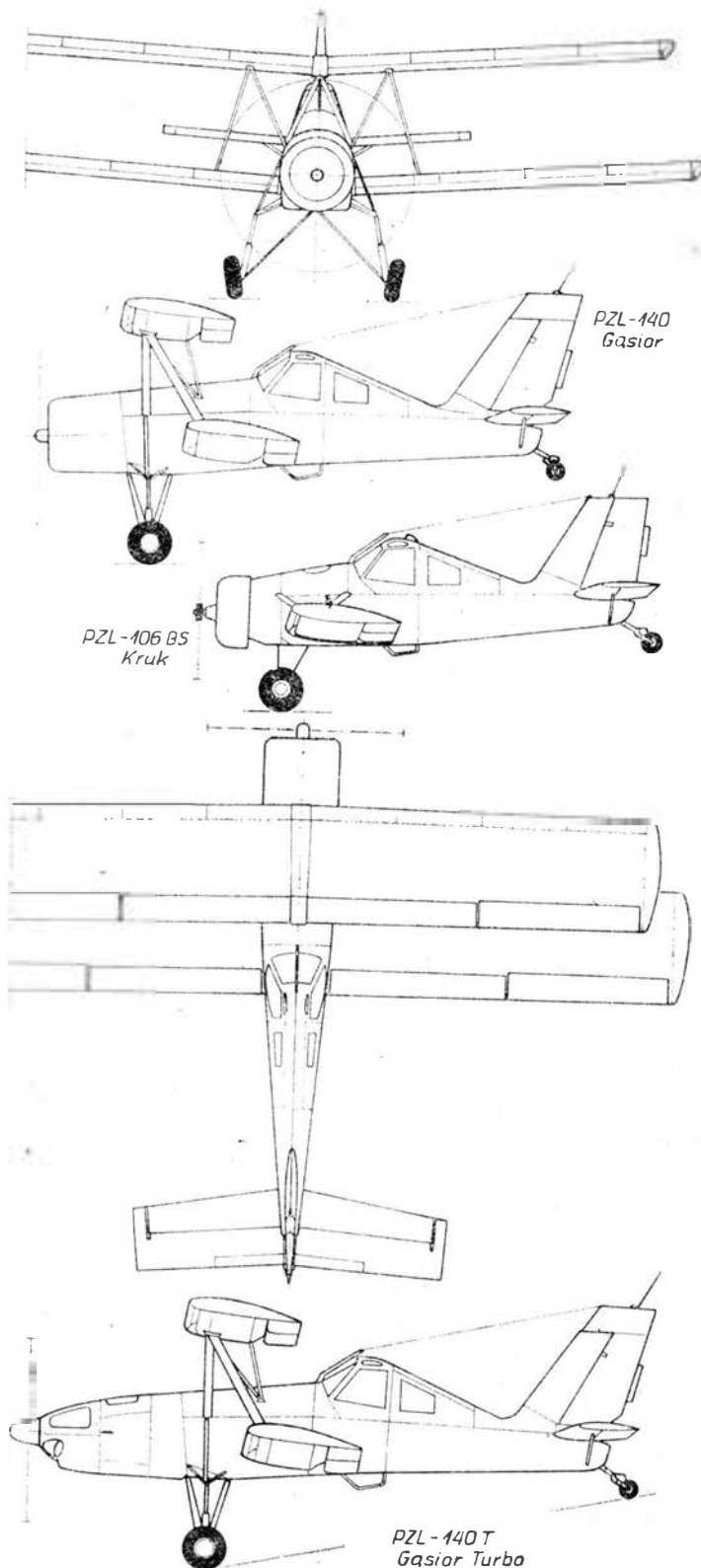
Pierwsze próby zastosowania sprzętu lotniczego do walki z pożarami lasów podjęto w 1960 r. Polegały one na tym, że załogi samolotów aeroklubowych, lotnictwa sanitarnego i wojskowego przekazywały służbom pożarniczym informacje o zlokalizowanych pożarach. W 1965 r. rozpoczęto stałe patrolowanie obszarów o dużym zagrożeniu pożarem przy użyciu samolotów Jak 12, PZL-101 Gawron, PZL-104 Wilga oraz śmigłowca SM-1. Loty patrolowe wykonywano na wysokości 400–500 m, a załoga składała się minimum z dwóch ludzi. W latach siedemdziesiątych przeprowadzono próby samolotu rolniczego An-2R wyposażonego w aparaturę pożarniczą oraz opracowano wersję pożarniczą samolotu PZL-M18 Dromader. Na początku lat osiemdziesiątych opracowano wersje pożarnicze samolotów PZL-106AS, PZL-106AT, PZL-106BS i PZL-106BR. Aparatura pożarnicza samolotów PZL-106 Kruk składa się z urządzenia do zrzutu środka gaśniczego, mocowanego do wylotu zbiornika chemikaliów oraz agregatu do tankowania, przechowywania i dozowania środka spieniającego. Samolot jest tankowany po wylądowaniu typowym strażackim agregatem pompującym, zabiera 74 l środka spieniającego i 1300 l wody. Ilość środka spieniającego dodawanego do wody przed zrzutem kontroluje pilot i zależnie od potrzeb używa czystej wody lub wody z odpowiednim dodatkiem środka spieniającego. 1300 l środka gaśniczego jest zrzucone w ciągu 1,5 s, co pozwala uzyskać stężenie większe niż 0,5 l/m². Technologia gaszenia lasu z powietrza została opracowana przez Zakład Ochrony Przeciwpożarowej Lasu Instytutu Badawczego Leśnictwa, a zwalczanie pożarów wykonuje Zakład Usług Agrolotniczych WSK PZL-Warszawa Okęcie. Powstało siedem Lotniczych Baz Leśnych, każda wyposażona w samolot patrolowy PZL-104 Wilga, dwa samoloty pożarnicze PZL-M18 Dromader i jeden samolot pożarniczy PZL-106 Kruk.

Lotnicze akcje przeciwpożarowe są prowadzone w okresie największego zagrożenia pożarem, tj. od marca do sierpnia. Loty patrolowe są realizowane samolotem patrolowym z obserwatorem-leśnikiem lub samolotem pożarniczym z określoną ilością ładunku gaśniczego. Likwidacja pożaru odbywa się w porozumieniu ze „stanowiskiem kierowania straży pożarnych”, które przez radio ustala z pilotem samolotu pożarniczego zakres współpracy i rodzaj taktyki w zwalczaniu pożaru. 1985 r. był trzecim rokiem działalności Lotniczych Baz Leśnych zorganizowanych przez Zakład Usług Agrolotniczych. Działalność przeciwpożarową Lotniczych Baz Leśnych ZUA do 1985 r. przedstawiono w tabl. 1. Analiza tablicy wskazuje, że średni lot pożarowy trwa ponad godzinę, co czternasty lot jest związany z wykryciem pożaru, do ugaszenia którego wystarczają statystycznie trzy zrzuty środka gaśniczego. Z dotychczasowych doświadczeń wynika, że samoloty są szczególnie skuteczne w wykrywaniu i likwidacji nowo powstałych pożarów.

Nowy polski samolot pożarniczy PZL-140 Gąsior

Eksploatacja samolotów w wersjach pożarniczych PZL-M18 Dromader i PZL-106 Kruk dowiodła, że bardziej efektywne byłoby stosowanie samolotu o znacznie zwiększonym udźwigu środków gaśniczych. Potrzeby rynku wewnętrznego i analiza rynku światowego spowodowały opracowanie przez Biuro Konstrukcyjne WSK PZL-Warszawa Okęcie projektu specjalistycznego samolotu przeznaczonego do gaszenia pożarów lasów i zarośli, o udźwigu do 3000 kg środków gaśniczych.

Samolot PZL-140 Gąsior został zaprojektowany z wykorzystaniem zespołów obecnie produkowanych samolotów PZL-106BS Kruk (silnik, łożo, przednie maski, tylna część



Rys. 8. Nowy polski samolot pożarniczy PZL-140 Gąsior, na dole Gąsior Turbo — wersja z napędem turbośmigłowym

TABLICA 1. Działalność przeciwpożarowa Lotniczych Baz Leśnych ZUA do 1985 r.

Oddział ZUA	Liczba lotów	Liczba wylatanych godzin	Liczba zrzutów	Liczba wykrytych pożarów
Wrocław	443	543	90	42
Gdańsk	533	615	36	6
Mielec	846	934	228	74
Szczecin	493	638	158	51
Razem	2315	2730	512	173

Specjalny agregat zabudowany na samolocie umożliwi dodanie do wody w zbiorniku odpowiedniej ilości środka spieniającego, dzięki czemu pilot (w zależności od charakteru pożaru) będzie mógł dokonać zrzutu czystej wody lub wody z dodatkiem środka spieniającego, tzw. „bomby wodnej”.

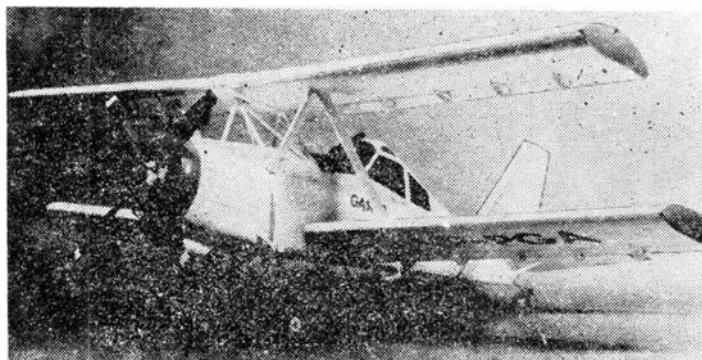
Przewiduje się także dodatkowe wykorzystanie samolotu do oprysków, do nawożenia i siewu, rekultywacji terenów trudno dostępnych, rozsiwania środków pochłaniających rozlaną ropę naftową oraz biologicznej ochrony zbiorników

TABLICA 2. Dane techniczne niektórych rodzajów sprzętu lotniczego stosowanego do ochrony przed pożarem

Nazwa	Państwo	Rok rozpoczęcia prod.	Silnik	Liczba silników	Moc jednego silnika, kW (KM)	Maks. masa startowa w kategorii		Masa własna, kg	Powierzchnia nośna, m ²	Pojemność zbiornika wody, m ³		
						przeciążonej, kg	normalnej, kg					
Samoloty	Catalina PBY	USA	1926	PW R-1830-82	2	883 (1200)	—	16 050	9 470	130,00	3,6	
	DC-6B	USA	1951	PW R-2800CB-17	4	1837 (2498)	—	48 125	24 585	135,35	11,4	
	Grumman S-2 Tracker	USA	1952	Wright R-1820-32	2	1121 (1525)	—	13 222	8 505	43,1	3,3	
	Hercules C-130H	USA	1955	Allison T56-A-15	4	3362 (4571)	79 380	70 310	31 164	162,12	11,4	
	Canadair CB-215	Kanada	1969	P W R-2800CA-3	2	1546 (2100)	—	19 730	12 247	100,00	5,4	
	Aerialia G222	Włochy	1970	General Electric T61-P-4D	2	2500 (3400)	—	26 500	15 700	90,00	7,2	
	Nomad GAF	Australia	1971	Allison 250-B17B	2	294 (400)	—	3 628	2 118	29,7	—	
	PZL-M18 Dromader	Polska	1978	ASz-62-IR	1	736 (1000)	4 700	4 200	2 610	40,0	2,5	
	PZL-106BS Kruk	Polska	1985	ASz-62-IR	1	736 (1000)	3 500	3 000	2 080	31,69	1,4	
	PZL-140 Gąsior (projekt)	Polska	1988 (termin przewidywany)	ASz-62-IR	1	736 (1000)	5 700	5 250	2 340	60,53	3,4	
	Śmigłowce	205 Bell Helicopter	USA	1961	Lycoming T53-L-11	1	809 (1100)	—	4 763	2 357	—	—
		206B Bell Agusta	Włochy	1972	Allison 250-C20	1	294 (400)	—	1 451	660	—	—

samolotu za zbiornikiem wody) i An-2 (śmigło, podwozie główne). Jest on metalowym jednosilnikowym dwupłatem ze stałym podwoziem z kołem tylnym. Układ dwupłata pozwala uzyskać duży udźwig przy małym wydłużeniu, co zwiększa zwrotność samolotu i ułatwia pilotaż w turbulentnej atmosferze nad obszarem objętym pożarem. Podwozie z kołem tylnym ułatwi eksploatację samolotu z polowych lotnisk w leśnych bazach. Nagły zrzut dużej masy wody nie wywoła niebezpiecznego dla pilotażu zachwiania równowagi podłużnej samolotu, ponieważ środek masy wody w zbiorniku będzie pokrywał się ze środkiem masy samolotu. Duże integralne zbiorniki paliwa w środkowej części każdego skrzydła pozwolą wykorzystywać samolot do lotów patrolowych z określoną masą środka gaśniczego. Płaty nośne samolotu będą wyposażone w klapy i sloty. Elektryczny napęd klap ułatwi pilotowi sterowanie nimi. Sloty zabezpieczą samolot przed przeciągnięciem podczas lotu na małych wysokościach w turbulentnej atmosferze. Nowym zespołem jest przednia część kadłuba będąca integralnym zbiornikiem wody ($V = 3,4 \text{ m}^3$) oraz elementy mocowania podwozia głównego i układu płatów nośnych.

Wykorzystanie obecnie produkowanych i sprawdzonych zespołów samolotów PZL-106BS Kruk i An-2 przyspieszy zbudowanie prototypu, a produkcja samolotu będzie tania. Układ samolotu, jego masa, zespół napędowy i podwozie pozwalają sądzić, że jego cechy eksploatacyjne będą podobne do cech samolotu An-2, zaś bezpieczeństwo i warunki pracy pilota — do PZL-106 Kruk. Ponieważ już zrzut wody o masie 1200 kg jest uważany za skuteczny, samolot będzie wyposażony w urządzenie chronione patentem (projekt wynalazczy 62/85. Zbiornik pożarniczy samolotu) pozwalające zrzucić środek gaśniczy w jednej lub dwu porcjach, co znacznie podwyższy walory operacyjne. Zastosowane w zbiorniku poprzeczne przegrody będą zapobiegały podłużnemu przemieszczaniu się wody podczas lotu.



Rys. 9. Samolot pożarniczy PZL-140 Gąsior

wodnych i ich odladzania. Samolot będzie mógł przewozić wyposażenie rolnicze, elementy wyposażenia lotniskowego oraz mechanika. Unifikacja wyposażenia rolniczego samolotu PZL-140 Gąsior ze sprawdzonym w długotrwałej eksploatacji wyposażeniem samolotu PZL-106 Kruk ułatwi dodatkowe wykorzystanie samolotu. Na podstawie doświadczeń wynikających z zabudowy na samolotach PZL-106 Kruk turbośmigłowych zespołów napędowych PT6 i M601, przewiduje się wyposażenie samolotu w napęd turbośmigłowy, co pozwoli zwiększyć udźwig.

Wnioski

● Procedury stosowania sprzętu lotniczego do ochrony pożarniczej w różnych krajach są uzależnione od znaczenia, jakie przywiązuje się do ochrony zasobów leśnych przed pożarami i od możliwości dysponowania określonym sprzętem lotniczym.

● Z dotychczasowych doświadczeń wynika, że potencjalni użytkownicy nie są zainteresowani eksploatacją specjalistycznych samolotów o bardzo dużym udźwigu ze względu na ich małą elastyczność operacyjną i wysoką cenę. Uważa się, że ekonomicznie uzasadnione jest użytkowanie kilku samolotów o średnim udźwigu środka gaśniczego z możliwością dodatkowego wykorzystania w gospodarce leśnej.

● Przewiduje się ciągłą aktualizację efektywności procedur stosowania sprzętu lotniczego do ochrony przeciwpożarowej w miarę pojawiania się nowych typów samolotów i śmigłowców.

● Możliwość uzyskania wymaganych stężeń środka gaśniczego jest uzależniona od właściwie zorganizowanego systemu baz leśnych wyposażonych w odpowiedni sprzęt lotniczy i towarzyszący.

● W krajach, które są zmuszone do ochrony przeciwpożarowej lasów, wykrywanie i zwalczanie pożarów przy użyciu sprzętu lotniczego powierza się wyspecjalizowanym przedsiębiorstwom. Doświadczenia w konstrukcji, produkcji i eksploatacji sprzętu lotniczego przeznaczanego do walki z pożarami lasów mają przedsiębiorstwa kanadyjskie.

● Zrzucanie środka gaśniczego w określonym miejscu wymaga użycia specjalistycznego sprzętu obsługiwane przez załogę przygotowaną do wykonywania akcji przeciwpożarowych.

● Większość użytkowanych na świecie samolotów pożarniczych — to zaadaptowane do tych celów samoloty wojskowe z II wojny światowej. Na rynku światowym istnieje jeden specjalistyczny samolot pożarniczy o dużym udźwigu CL-215 Canadair. Jest on jednak drogi i ma ograniczone możliwości dodatkowego zastosowania w gospodarce.

Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.

Mgr inż. JANUSZ PERLINSKI

Niniejsze rozważania, jak każde dotyczące prognozowania rozwoju, wiążą się z ryzykiem nietrafienia w główny nurt zagadnień, istotny w końcu objętego przewidywaniami okresu, oraz (lub) nieuwzględnienia nowych, jeszcze nie rozpoznanych problemów. W tym ostatnim przypadku pocieszające są jednak wyniki amerykańskiej analizy [4], pokazane syntetycznie na rys. 1. Nie wchodząc w szczególności założeń przyjętych do tej analizy, należy przytoczyć jeden z podstawowych wniosków z niej wypływających. Coraz trudniejsze (złożoność problemów i koszty) jest utrzymywanie dotychczasowego tempa wprowadzania udoskonaleń technicznych np. samolotu myśliwskiego. Jeśli od uzyskania poprawy właściwości (mających bezpośredni wpływ na walory bojowe) współczesnego samolotu F-15A w porównaniu ze starym już F-4B upłynęło 11 lat (biorąc pod uwagę lata ich oblotów), to na uzyskanie takiej samej poprawy w stosunku do F-15A trzeba będzie czekać (w zależności od wariantu założeń przyjętych w wymienionej analizie) średnio 45 (38÷48) lat, a przyjmując przedział ufności dla założonego prawdopodobieństwa 90% — od co najmniej 20 lat do ponad 75 lat. Można zatem przyjąć, że nawet bardzo rewelacyjny wynalazek, niemożliwy przecież do przewidzenia, nie może zmniejszyć owej minimalnej liczby 20 lat, wobec czego 2000 r. nie jest aż tak odległy, aby prognozowanie na najbliższe kilkanaście lat było zajęciem bezsensownym. Wymienione poniżej prace, zmierzające do uzyskania samolotów klasy stealth (trudno wykrywalnych), zdają się potwierdzać przedstawiony wniosek analizy, tyle że czas jaki będzie dzielił powstanie tych ostatnich od F-15A będzie z pewnością krótszy od dolnej granicy (38 lat) przedziału średnich wartości.

Równocześnie należy podać, że:

— uwzględniono głównie problematykę płatowcową, natomiast pozostała (dotycząca silników, awioniki i uzbrojenia) tylko w zakresie bezpośrednio wiążącym się z płatowcową, potraktowana jako podstawowa,

— uwzględniono problematykę dotyczącą tylko załogowych stałopłatów lądowych, a więc wyłączone z rozważań: samoloty przeznaczone do operowania z pokładu okrętów, tzw. samoloty transatmosferyczne (lub inaczej: kosmoplany), klasy VTOL i V/STOL z napędem śmigłowym i wirnikowym oraz wodnosamoloty,

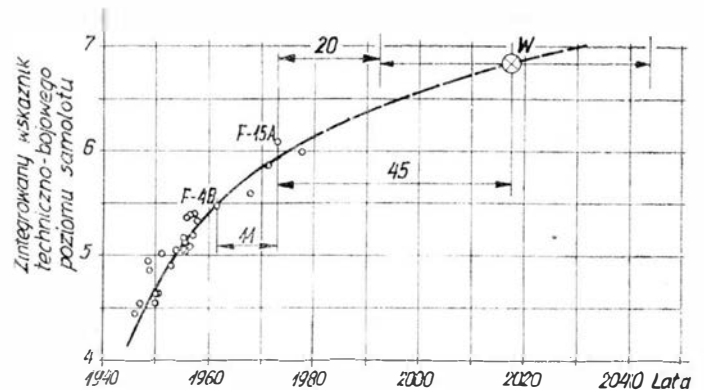
— chociaż całość rozważań oparto na informacjach i dostępnych danych dotyczących prac i tendencji w państwach zachodnich, to jednak w znacznej mierze (mimo braku szczegółowych danych dotyczących państw socjalistycznych) przytoczone trendy rozwojowe można przyjąć za obowiązujące na całym świecie,

— przyjętą cezurę 2000 r. potraktowano tu jedynie jako orientacyjną, sygnalizując np. niektóre prace, których efekty mają szansę ewentualnego wdrożenia dopiero po tym umownym roku.

Uzupełniając informacje nt. rozpatrywanych rodzajów samolotów należy stwierdzić, że w zasadzie z punktu widzenia efektywności wykonywania zadań łączenie funkcji typowo myśliwskich, uderzeniowych na cele naziemne w głębi terytorium przeciwnika (pod względem taktycznym) i typowo szturmowych (wsparcie własnych wojsk na polu walki) w jednym wielozadaniowym typie samolotu nie jest najlepszym rozwiązaniem. Wynika to m.in. z następujących powodów:

— taki wielozadaniowy samolot musi być przystosowany zarówno do prowadzenia walk powietrznych, jak i wykonywania uderzeń na cele naziemne,

— jeśli w przypadku wykonywania typowych zadań szturmowych samolot działa w rejonie linii styczności wojsk i wykonuje najczęściej komendy naziemnego posterunku naprowadzania, to przy wykonywaniu uderzeń na obiekty położone w głębi terytorium przeciwnika wykracza on poza granice obszaru informacyjnego tworzonego przez własne stacje radiolokacyjne i podczas np. lotu na małej wysokości do stosunkowo odległego celu wychodzi ze stre-



Rys. 1. Amerykańska prognoza wydłużania się okresu uzyskiwania nowych typów samolotów myśliwskich, różniących się między sobą tą samą zmianą jakości ich walorów bojowych

ly objętej systemem radionawigacji, tracąc na ogół kontakt radiowy z punktem dowodzenia; niezbędna jest wówczas duża autonomiczność samolotu,

— w przypadku realizowania zadań typowo szturmowych, samolot powinien być wyjątkowo zwrotny oraz powinien być bazowany na przyfrontowych lotniskach polowych (ze względu na krótki normatywny czas reakcji na wezwanie),

— cięższy, bardziej skomplikowany, a więc i kosztowniejszy samolot wielozadaniowy jest tak samo wrażliwy na obronę przeciwlotniczą jak lżejszy, prostszy, a więc i tańszy samolot wyłącznie szturmowy,

— o ile samolot myśliwski w zadaniach przechwytyjących musi mieć maks. prędkość lotu poziomego $Ma = 2,0 \div 2,5$, to do zadań typowo szturmowych wystarczy zakres prędkości poddźwiękowych,

— w zależności od przewidywanych zadań jakie ma wykonywać samolot wielozadaniowy, jest konieczne zróżnicowanie jego uzbrojenia, a więc np. do zadań typowo myśliwskich są niezbędne rakiety powietrze-powietrze, natomiast do niszczenia celów naziemnych — rakiety powietrze-ziemia i (lub) mniej lub bardziej klasyczne bomby,

— wyszkolenie uniwersalnego pilota dla samolotu wielozadaniowego jest znacznie trudniejsze niż dla samolotu stosowanego do ściśle określonego rodzaju zadań, a więc np. wyłącznie myśliwskich.

Niemniej jednak prawie każdy nowoczesny taktyczny samolot bojowy, niezależnie od swego podstawowego przeznaczenia, jest w większym lub mniejszym stopniu samolotem wielozadaniowym. Tak więc samolot myśliwsko-

cd. ze str. 4

● Obecnie w Polsce nie produkuje się specjalistycznego samolotu pożarniczego. Samolot PZL-140 Gąsior ma szansę stać się krajowym specjalistycznym samolotem pożarniczym z możliwością dodatkowego wykorzystania w gospodarce leśnej i rolnej. Istnieje możliwość eksportu tego samolotu.

● Ocenia się, że stosowanie sprzętu lotniczego do ochrony przeciwpożarowej w sposób istotny przyczynia się do ograniczenia strat wywołanych w lasach przez pożary.

Dane techniczne niektórych rodzajów sprzętu lotniczego stosowanego do ochrony przeciwpożarowej podano w tabl. 2.

LITERATURA

1. Commerce Canada, Avril 1985
 2. A report on the CSIRO fire bombing, 1984
 3. The use of aircraft for forest protection against fire in Italy, 1978
 4. Air Tanker Techniques in the United States, 1969
 5. Letectvi i Kosmonautika, 12/1985
 6. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 4÷5/1985
- Artykuł wpłynął do redakcji w 1986 r.

-szturmowy, w zależności od potrzeb, musi być przystosowany do wykonywania zadań przewidzianych dla: typowego szturmowca, samolotu do uderzeń na cele naziemne znajdujące się na taktycznej głębokości terytorium przeciwnika, myśliwca taktycznego i przechwytyjącego, myśliwca osłony, a nawet taktycznego samolotu rozpoznawczego. Oczywiście efektywność wykonywania przez taki samolot wielozadaniowy każdego z wymienionych rodzajów zadań będzie zależała nie tylko od jego charakterystyk lotno-taktycznych, ale i od stosownie dobranego do zadania uzbrojenia i wyposażenia awionicznego, a ponadto także od odpowiednio uniwersalnego przygotowania pilota (lub załogi w przypadku samolotów dwumiejscowych). Na podstawie doświadczeń z kolejnych konfliktów lokalnych (Korea, Wietnam, Bliski Wschód) dylemat: specjalizacja czy wielozadaniowość samolotów uzyskiwania kolejnych rozwiązań i obecnie — a także w rozpatrywanym okresie do 2000 r. — można przyjąć, że będą stosowane równolegle dwa skrajnie odmienne rozwiązania i jedno do pewnego stopnia pośrednie:

— w zasadzie tylko dwa wielkie mocarstwa pozostały przy koncepcji specjalizacji samolotów, aczkolwiek też nie w pełni, jako że np. w USA samolot F-15E ma mieć podwójne przeznaczenie: do uzyskiwania lub utrzymywania przewagi w powietrzu (z przewidywanym wykorzystaniem 30% rezerwy do tego celu) oraz do wykonywania zadań uderzeniowych w celu izolacji pola walki (70% rezerwy),

— przeważająca większość małych państw zachodnioeuropejskich (m.in. Belgia, Dania, Holandia, Norwegia i Szwecja) przebroiła już lub zamierza przebroić w najbliższym czasie swoje siły powietrzne wyłącznie w stosunkowo lekkie, ale wielozadaniowe samoloty taktyczne, rezygnując z wyspecjalizowanych typów samolotów,

— pośrednie rozwiązanie najlepiej można zilustrować na przykładzie W. Brytanii, która nie rezygnując na przyszłość z wielozadaniowego samolotu EFA, będzie eksploatować m.in. dwie wersje samolotu Panavia Tornado: jedną jako samolot myśliwski obrony powietrznej i drugą do zadań uderzeniowych (obydwie pod względem płatowcowym różniące się tylko nieznacznie konstrukcją kadłuba).

Ponadto niektóre z ww. państw europejskich zakładają stosowanie w charakterze lekkich szturmowców odpowiednich wersji lub wariantów samolotów budowanych do szkolenia zaawansowanego, które w znacznym stopniu zastąpią „normalne” samoloty szturmowe.

Tematyka badawcza

W odniesieniu do omawianych rodzajów samolotów przewiduje się realizację wielu prac naukowo-badawczych zmierzających do uzyskania lepszych charakterystyk produkowanych samolotów, w efekcie czego zamierza się uzyskać niżej przedstawione efekty.

W aerodynamice dzięki rozwojowi techniki obliczeniowej w zastosowaniu do dynamiki płynów i rozwojowi techniki pomiarowej będzie możliwe modelowanie przestrzennych przepływów oraz pełniejsze poznanie: procesu turbulizacji przepływów, zmian charakteru warstwy przyściennej, przestrzennego charakteru oderwania strug i tworzenia się wirów. Dzięki temu przewiduje się uzyskanie:

- zmniejszenia czołowego oporu aerodynamicznego przez:
 - laminaryzację opływu zarówno środkami aktywnymi, jak i pasywnymi, z przewidywanym efektem obniżki tego oporu o 20÷25%,

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

- obniżenie oporu falowego samolotów myśliwskich nawet o 40%,

- zmniejszenie oporu indukowanego o 30÷40% dzięki optymalizacji kształtu płata nośnego i odpowiedniej jego konstrukcji,

- znaczne zmniejszenie oporu interferencyjnego dzięki optymalnemu zaprojektowaniu przejść między poszczególnymi zespołami płatowca oraz węzłów podwieszonych zewnętrznych,

- sterowania tworzeniem się wirów, dla którego to celu zostana opracowane:

- układy płatowca zapobiegające niekontrolowanemu zwalaniu się samolotu na skrzydło i mające układy aktywnego sterowania wirami,

- nieruchome powierzchnie sterowania z wykorzystaniem pneumatyki,

- metody oddziaływania na ślad wirowy pozostawiany przez samolot, co pozwoli na zmniejszenie o 40÷50% niezbędnych przerw między startami i lądowaniami kolejnych samolotów.

- skutecznego wykorzystania zespołu napędowego do poprawy osiągnięć i zwrotności samolotu dzięki:

- sterowaniu wektorem ciągu (również w samolotach nie należących do klasy V/STOL) i jego odwracania, co pozwoli istotnie poprawić zwrotność i osiągi startu i lądowania oraz (lub) zwiększyć ładunek użyteczny bądź zasięg, a przy zastosowaniu aktywnego sterowania lotem, umożliwiającemu np. zmianę toru lotu w poziomie i w pionie bez zmiany położenia kadłuba i odwrotnie — poprawić skuteczność celowania,

- wytworzeniu dodatkowej siły nośnej za pomocą: nadmuchu na górną powierzchnię skrzydła, sterowania cyrkulacją skrzydła, kłap z zewnętrznym nadmuchem, nadmuchu wzdłuż krawędzi natarcia i (lub) sterowania warstwą przyścienną przy zastosowaniu nadmuchu (w każdym przypadku powietrze byłoby pobierane ze sprężarek silników); przewiduje się uzyskanie w ten sposób co najmniej podwojenia siły nośnej samolotu.

Ponadto przewiduje się: pełne wykorzystanie możliwości stosowanych już nadkrytycznych skrzydeł i skrzydełek Whitecomba (rozpraszaczy wirów brzegowych), przebadanie ujemnych skosów skrzydeł i sztucznych układów ustających zastępujących stateczność naturalną, dzięki czemu będzie możliwe zwiększenie sterowności i zwrotności samolotu oraz powrót (w postaciach zmodyfikowanych) do układu czystej delty lub układu kaczki (z dodatkowymi powierzchniami nośnymi przed płatem nośnym).

W zespołach napędowych dzięki rozwojowi techniki obliczeniowej i pomiarowej oraz nowych materiałów i technologii będzie możliwe:

- praktyczne wykorzystanie (głównie w samolotach transportowych i specjalnego przeznaczenia) napędzanego turbinowym silnikiem dwuprzepływowym śmigła wentylatorowego (propfan), zapewniającego pośrednie ogniwo między stosowanymi dotychczas napędami turbośmigłowym i turbodrzutowym, a to dzięki zwiększeniu (w porównaniu ze śmigłem konwencjonalnym) krytycznej liczby Macha bez odczuwalnego zmniejszenia sprawności zespołu napędowego, w efekcie czego będzie możliwe:

- zapewnienie ekonomicznego napędu samolotu o prędkościach przelotowych odpowiadających liczbom $Ma = 0,80 \div 0,85$ (możliwości śmigła konwencjonalnego kończą się w zakresie liczb $Ma = 0,65 \div 0,70$),

- zmniejszenie zużycia paliwa dla ww. zakresu prędkości (w porównaniu z obecnymi silnikami dwuprzepływowymi) o 25÷30%,

- w przypadku zastosowania przeciwbieżnych śmigieł wentylatorowych (analogicznie do konwencjonalnych śmigieł przeciwbieżnych) będzie możliwe zmniejszenie zużycia paliwa o dalsze 8÷10% w porównaniu z pojedynczym śmigłem wentylatorowym,

- zmniejszenie zużycia paliwa w nowo projektowanych silnikach dwuprzepływowych nawet o 10÷15%, m.in. przez zwiększenie: całkowitego sprężu statycznego, stosunku przepływu w konturze zewnętrznym i wewnętrznym oraz temperatury na wlocie do turbiny, jak również dzięki poprawieniu aerodynamiki przepływu, ulepszeniu uszczelnień i ułożyskowania, cyfrowemu elektronicznemu sterowaniu silnikiem, wprowadzeniu aktywnej kontroli luzów w sprężarce wysokiego ciśnienia i turbinie itd.,

- zmniejszenie zużycia paliwa i stosunku masy własnej silnika do rozwijanego przez niego ciągu oraz zwiększenie niezawodności i równocześnie ok. dwukrotnie zwiększenie rezerwów międzynaprawczych i całkowitych dzięki m.in.:

- zastosowaniu materiałów zdolnych do pracy w temp. przewyższających obecnie dopuszczalne o 200÷300°C,

- zastosowaniu łopatek odpornych na drgania wywołane pulsacją przepływu, a także twardymi lądowaniami i manewrami w locie z dużymi przeciążeniami,

- zwiększeniu dokładności obliczeń przenoszenia ciepła przez elementy silnika do wartości 6°C przy roboczej temp. 1650°C,

- opracowaniu nowych czujników do pomiaru niezbędnych parametrów w „gorącym” rejonie silnika i do oceny stanu wytrzymałości jego elementów.

W konstrukcji płatowca przewiduje się opracowanie adaptowalnych do warunków lotu, odpornych na podwyższone temperatury (będące skutkiem aerodynamicznego nagrzewania się) i bezpiecznych pod względem uszkodzeń zespołów konstrukcji płatowca, a więc m.in.:

- skrzydeł o płynnej zmianie kształtu wzdłuż cięciwy i rozpiętości stosownie do warunków wynikających z realizowanej fazy lotu, m.in. umożliwiających wyeliminowanie klasycznych urządzeń supersonicznych i lotek,

- konstrukcji wyróżniających się małą masą własną, a zarazem dużą trwałością, także w wysokich temperaturach charakterystycznych dla lotów z dużymi, naddźwię-

kowymi prędkościami; przy prędkości lotu odpowiadającej liczbie $Ma = 3$ temperatury na zewnętrznej powierzchni samolotu przekraczają w najgorętszych partiach $480^{\circ}C$,

— konstrukcji odpornych na uszkodzenia wewnętrzne i wynikię z czynników zewnętrznych, np. będące skutkiem przestrzeleń.

W materiałach konstrukcyjnych przewiduje się opanowanie technologiczne nowych tworzyw, stopów i superstopów, materiałów ceramicznych i kompozytowych o zwiększonej wytrzymałości, sprężystości, trwałości i odporności na podwyższone temperatury oraz o obniżonej gęstości i cenie. Przewiduje się więc uzyskanie:

— nowych kompozytów o rozszerzonym zakresie zastosowań, także do produkcji podstawowych z wytrzymałościowego punktu widzenia zespołów i podzespołów (nie tylko stateczników, ale i skrzydeł czy całych fragmentów kadłuba), jak również kompozytów na osnowie metalowej mogących pracować w temp. do $540^{\circ}C$. W przypadku tej temp. wzmocnienie metalowej osnowy zamierza się uzyskać przez zastosowanie borowych, wolframowych, grafitowych itd., długich, ciągłych włókien dla uzyskania wysokiej jednokierunkowej wytrzymałości i modułu sprężystości, lub krótkich włókien bądź kryształów nitkowych dla zapewnienia dużej ortotropowej wytrzymałości i modułu sprężystości. dotychczas kompozyty na osnowie metalowej znalazły dość ograniczone zastosowanie w przypadku małych podzespołów,

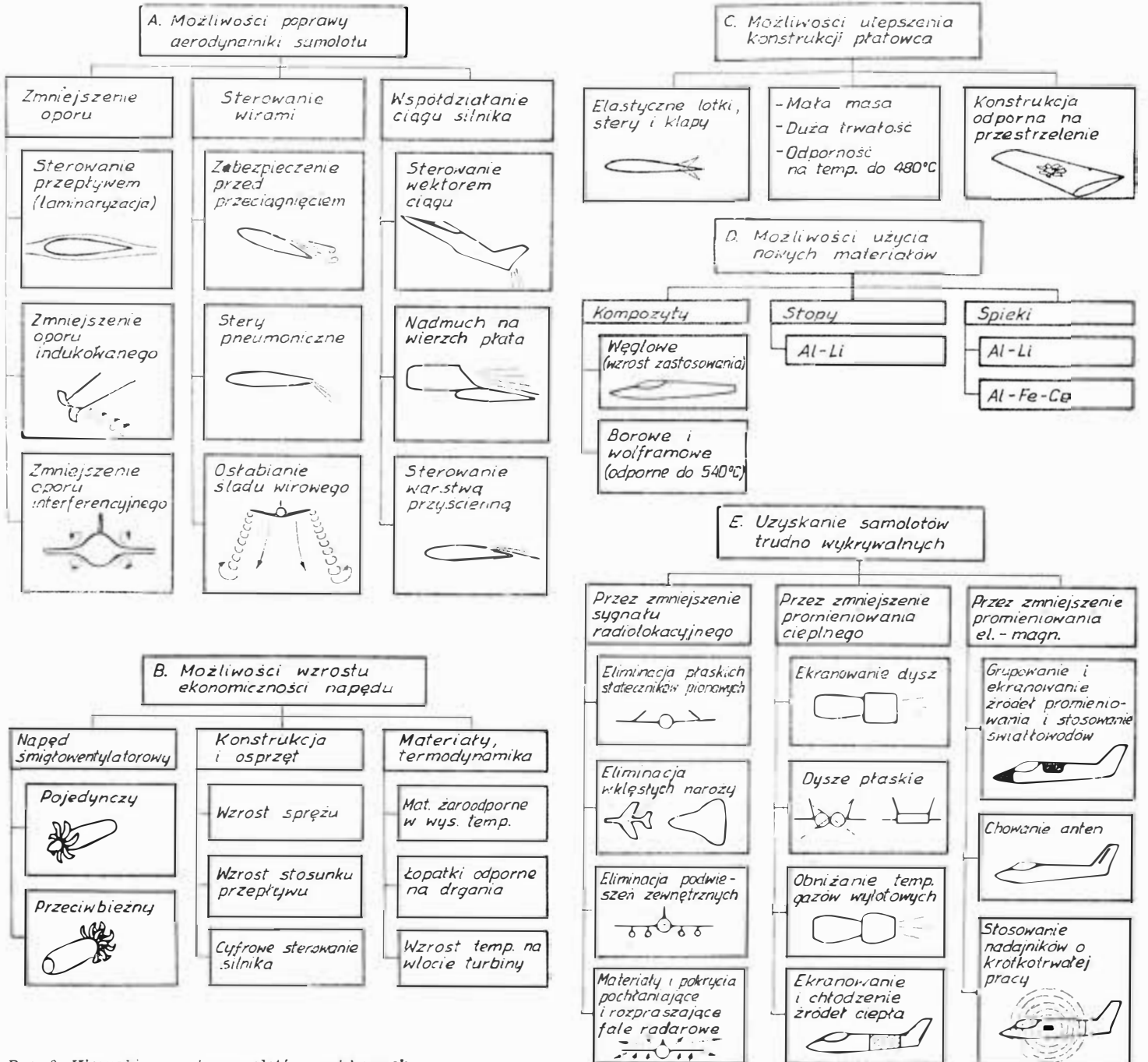
— powszechnego wykorzystania stopów aluminium-litowych, w stosunku do których postawiono wymaganie dostatecznej odporności na korozję naprężeniową i plastyczną, odporności na pęknięcie; stopy te, w porównaniu z duralumem, charakteryzują się mniejszą o $8-10\%$ gęstością oraz zwiększonym modułem sprężystości i wyższą wytrzymałością, także zmęczeniową,

— nowych zastosowań metalurgii proszków, zwłaszcza do uzyskiwania spieków opartych na aluminium (także aluminium i litu), z przewidywanym zwiększeniem wytrzymałości o $20-40\%$, poprawą właściwości sprężystych i odporności na korozję; szczególnie korzystne są prognozy dla uzyskiwanych w ten sposób spieków Al-Fe-Ce, które mogłyby skutecznie konkurować z droższymi stopami tytanowymi pracującymi w podwyższonych temperaturach.

W uzyskaniu trudno wykrywalnych samolotów (klasy stealth) dzięki następującym wielokierunkowym działaniom:

⊕ zmniejszenie sygnału na ekranie naziemnej lub pokładowej stacji radiolokacyjnej przeciwnika przez:

— zastosowanie rozwiązań konstrukcyjnych zmierzających do: wyeliminowania w największym możliwym stopniu płaskich powierzchni, zwłaszcza pionowych (np. stateczników pionowych), wklęsłych naroży (np. przejść skrzydło-kadłub) i wnęk, zupełnego wyeliminowania podwieszek zewnętrznych i wszelkich wystających elementów (np. anten) oraz zminimalizowania profilu samolotu, zwłaszcza boczno i czołowego, a więc spowodowania, by samolot



Rys. 2. Kierunki rozwoju samolotów wojskowych

był maksymalnie gładki w kształcie równocześnie maksymalnie krzywoliniowy,

— rozwiązanie problemów materiałowo-technologicznych w celu uzyskania takich materiałów, które zastosowane w wierzchnich strukturach płatowca zapewniałyby największe możliwe pochłanianie i (lub) rozpraszanie fal radarowych, na jakie napotyka samolot; chodzi tu o materiały niemetalowe takie jak: kompozyty z włóknem grafitowym (np. na osnowie termoplastycznej), wzmacnione kompozyty typu grafit-grafit, kopolimery ABS, wielowarstwowe pokrycia z tworzyw sztucznych o niejednorodnej strukturze, lekkie pokrycia z tzw. absorbentów rezonansowych, tworzących warstwy interferencyjne (np. przy wykorzystaniu tworzyw sztucznych i kauczuka), ferryty jako składnik lakierów pokryciowych itd.,

● zmniejszenie promieniowania cieplnego w podczerwień-
ni ekran:

— ekranowanie najgorętszych części silników i (lub) stosowanie wysuwanych ekranów w odpowiednich fazach lotu,

— wykorzystywanie dopalania (poza startem) dopiero w manewrach bojowych (już po wzajemnym wykryciu się przez obydwie walczące strony),

— stosowanie silników z dyszami płaskimi (tzw. dwuwymiarowymi), które w odróżnieniu od konwencjonalnych, osiowo-symetrycznych (kołowych), w położeniu przymkniętym (przy wyłączonym dopalaczu) wydatnie zmniejszą kąt „widzenia” od tyłu gorącego strumienia gazów wylotowych przez czujniki przeciwnika,

— obniżenie temperatury i optymalizacji jej gradientu w przekroju strumienia dzięki mieszaniu gazów wylotowych z powietrzem pobieranym z wentylatora silnika lub z zewnętrznego opływu samolotu,

— dodawanie do strumienia gazów wylotowych specjalnych środków zmniejszających intensywność promieniowania w podczerwień lub modyfikujących jego widmo,

— właściwy dobór usytuowania i grupowania w ekranowanych komorach wewnętrznych źródeł ciepła w samolocie oraz stosowanie zamkniętych obiegów ich chłodzenia lub odprowadzania ciepła do paliwa,

— rezygnowanie z wysokonaddźwiękowych prędkości przelotowych (powodujących intensywne aerodynamiczne nagrzewanie się płatowca), zwłaszcza w fazach zadania grożących wykryciem przez przeciwnika,

● zmniejszenie promieniowania elektromagnetycznego przez:

— grupowanie jego pokładowych źródeł w zminimalizowanej liczbie miejsc w celu ułatwienia ich skutecznego ekranowania oraz przesyłania informacji między nimi przy wykorzystaniu światłowodów,

— chowanie lub przysłanianie anten, będących (co jest niekorzystne) skutecznymi, biernymi odbijaczami trafiających w nie z zewnątrz fal elektromagnetycznych,

— skracanie czasu trwania impulsów promieniowania elektromagnetycznego pokładowych urządzeń, emitujących je dla wielu potrzeb, zwłaszcza w bojowych fazach wykonywanych zadań, oraz (lub) zastępowanie takich urządzeń innymi, opartymi na odmiennej zasadzie działania, nie wytwarzającymi tego rodzaju promieniowania,

● zmniejszenie możliwości wizualnego wykrycia, ułatwionego zwłaszcza dzięki wytwarzanym w określonych warunkach smugom kondensacyjnym, za pomocą dodawania do paliwa środków chemicznych zmniejszających średnicę kropelek wody tworzących takie smugi.

Oddzielną, wyłączoną we wstępie z niniejszych rozważań, tematykę badań wczą stanowią: systemy nawigacji, nawigacja i sterowanie, pokładowe urządzenia techniki obliczeniowo-informacyjnej, problematyka ergonomiczna i integracja poszczególnych systemów, nie mówiąc już o samym uzbrojeniu samolotów wojskowych, zwłaszcza bojowych.

LITERATURA

1. J. PERLIŃSKI: Sposoby zwiększania siły nośnej skrzydeł samolotów. *Przegląd WIAWOPK*, nr 9, 10, 12, 1985 r. i nr 5, 1986 r.
2. J. PERLIŃSKI: Stealth — niewidzialny samolot (?). *WPT*, nr 2, 3 i 4, 1987 r.
3. C. ROSEN, R. BURGER, A. SIGALLA: Aeronautical technology 2000: a projection of advanced vehicle concepts. *ATAA Paper No. 2501*, 1984 r.
4. DMS Market Intelligence Report. Military aircraft. USA 1982 r.

Koncepcja modelu obliczeniowego trwałości łopatek turbin silników odrzutowych

Mgr inż. TADEUSZ KACZYŃSKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Mimo rozwoju współczesnych metod badawczych [1, 2, 3] procesów zmęczeniowych i mikrostruktur, nadal nie opracowano uogólnionej hipotezy zmęczenia materiałów. Zwłaszcza nie zdołano dotychczas rozwiązać podstawowego problemu, jakim jest sformułowanie równań opisujących inicjację mikropęknięć. Przyczyną takiego stanu rzeczy należy doszukiwać się w złożoności opisu oddziaływań między mikrocząsteczkami materiałów konstrukcyjnych oraz w nie ugruntowanej teorii powiązania zjawisk w skali mikro ze zjawiskami w skali makro. Pewien postęp można odnotować w przypadku obliczeń trwałości elementów w zakresie od umownie przyjętej wartości początkowego pęknięcia (czy innego defektu) do ostatecznego zniszczenia. Proponowane wzory, służące do obliczania trwałości elementów w ww. zakresie, wywodzą się z hipotez mechaniki pęknięcia. Zawierają one jednak wiele stałych doświadczalnych i w ujęciu klasycznym są mało przydatne do określania trwałości łopatek turbin, które w porównaniu z próbkami laboratoryjnymi, czy nawet innymi elementami konstrukcyjnymi, charakteryzują się bardziej złożoną konfiguracją przestrzenną oraz są poddane działaniu bardziej złożonych obciążeń.

Obciążenia łopatek turbin lotniczych silników odrzutowych

Łopatki turbin lotniczych silników odrzutowych podczas pracy są poddane działaniu zmiennych obciążeń statycznych i obciążeń dynamicznych o losowych przebiegach, w

warunkach opływu gazami o wysokiej temperaturze i właściwościach erozyjno-korozyjnych. Chwilowe wartości naprężeń statycznych i dynamicznych oraz wartości temperatury są funkcjami prędkości obrotowej silnika oraz prędkości i wysokości lotu samolotu. Naprężenia statyczne są wywoływane działaniem sił dośrodkowych i sił pochodzących od różnicy ciśnień przed i za łopatką, natomiast naprężenia dynamiczne występują podczas drgań wymuszonych przede wszystkim siłami wynikającymi ze zmiennego pola ciśnień i prędkości gazów opływających łopatkę. Częstości kolejnych harmonicznych sił wymuszających wynoszą [4]:

$$f_{11} = n, f_{12} = 2 \cdot n, f_{13} = 3 \cdot n \text{ itd.}$$

lub

$$f_{21} = z \cdot n, f_{22} = 2 \cdot z \cdot n, f_{23} = 3 \cdot z \cdot n \text{ itd.} \quad (1)$$

gdzie:

n — prędkość obrotowa silnika, obr/s,
 z — liczba wymuszeń przypadających na jeden obrót (np. liczba łopatek kierownic, żeber, wtryskiwaczy paliwa lub innych przeszkód powodujących nierównomierność przepływu strumienia).

Ze względu na znaczną liczbę harmonicznych sił wymuszających oraz z uwagi na to, że częstości drgań własnych łopatek wykonanych nawet z tego samego wytopu różnią się między sobą, w całym zakresie pracy silnika

mogą występować poważne naprężenia od drgań. Praktyka eksploatacyjna dowodzi, że tylko harmoniczne niższych rzędów wywołują w materiale łopatek naprężenia o dużej wartości 80÷150 daN/mm², natomiast harmoniczne wyższych rzędów wywołują naprężenia o mniejszych wartościach 20÷80 daN/mm². Niemniej naprężenia wywołane harmonicznymi sił wyższych rzędów muszą być uwzględniane przy określaniu trwałości łopatek, bowiem występują one przy przelotowych lub maksymalnych prędkościach obrotowych silnika, a zatem oddziałują w ciągu długiego czasu i w warunkach obniżenia granicy zmęczenia (najwyższe temperatury gazów i nasilenie się zjawisk erozyjno-korozyjnych). Ponadto należy mieć na uwadze fakt, że przy maksymalnych prędkościach obrotowych silnika naprężenia statyczne osiągają wartości maksymalne, a w przypadku lotu z dużymi prędkościami na małej wysokości zarówno naprężenia statyczne, jak i dynamiczne wzrastają o 70% w porównaniu z wartościami występującymi dla $H=0$ i $V=0$. Należy zaznaczyć, że o ile naprężenia statyczne łopatek turbin można wyznaczyć na podstawie istniejących algorytmów [4, 5], to wyznaczenie naprężeń dynamicznych w całym zakresie pracy silnika wymaga specjalistycznej aparatury i stwarza poważne trudności pomiarowe (wysokie temperatury, losowy charakter sił wymuszających).

Analiza modeli obliczeniowych trwałości elementów konstrukcyjnych

Obliczenia trwałości elementów konstrukcyjnych w zakresie od umownie przyjętej wartości pęknięcia zmęczeniowego do ostatecznego zniszczenia są oparte na metodach deterministycznych i probabilistycznych. Można je ująć w trzy grupy:

$$I \quad \frac{dl}{dN} = f_1(\sigma, l, R, C_1) \quad (2)$$

$$II \quad \frac{dl}{dN} = f_2(\sigma, l, \gamma, C_2) \quad (3)$$

$$III \quad F(t) = P(T \cdot t) = 1 - R(t) = f_3(\sigma, Z, S, S_2) \quad (4)$$

Równania pierwszej grupy wywodzą się z modeli dyslokacyjnych zmęczenia materiałów i ujmują zwykle naprężenia σ , długość pęknięcia l , stałą materiałową C_1 oraz asymetrię cyklu R . Można je przedstawić w prostej postaci:

$$\frac{dl}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (5)$$

gdzie:

$\Delta K = \Delta \sigma \sqrt{\pi l}$ — współczynnik intensywności naprężeń Irwinga,

m — stała materiałowa

lub w złożonej postaci:

$$\frac{dl}{dN} = \frac{A}{W} \exp \left[\frac{-Z - \frac{Z \cdot B}{1+B} \left(x + \frac{4B^2 + B + 1}{4B^2} RT \right) \ln \Delta K}{RT} \right] \quad (6)$$

gdzie:

$$Z = X \cdot \ln \frac{F}{P},$$

$$P = (1+B)Re \left(\frac{\pi^2}{Re} \right) [(1+B)\pi \cdot e_1]^{\frac{1}{2}} \exp \frac{2B}{1+B},$$

B — współczynnik umocnienia,

R — stała Boltzmana,

A, X — stałe,

W — częstość zmiany naprężenia,

F — stała ze wzoru na prędkość dyslokacji.

Wzory (5) i (6) umożliwiają obliczenie liczby cykli, przy której pęknięcie osiągnie wartość krytyczną lub określoną wymiarami kontrolnymi. W tym celu całkuje się je od początkowej wartości pęknięcia l_0 do końcowej l_k , w wyniku czego wzór (5) przyjmuje postać:

$$N = \frac{2}{(m-2)CA\sigma^m} \left(\frac{1}{l_0^{\frac{m-2}{2}}} - \frac{1}{l_k^{\frac{m-2}{2}}} \right) \quad (7)$$

Wzory drugiej grupy wywodzą się z modeli energetycznych zmęczenia materiałów i ujmują zwykle naprężenia σ , długość pęknięcia l , energię powierzchniową γ i stałą

materiałową C_2 . Z wielu propozycji wzorów tej grupy na uwagę zasługuje koncepcja P. G. Czerpanowa, który badając quasi-statyczny rozwój pęknięcia w ciałach sprężysto-plastycznych założył, że dysypacja energii wskutek powiększania się pęknięcia odniesiona do jednostki powstającej powierzchni jest stałą materiałową. W wyniku analizy wymiarowej otrzymano:

$$\frac{dl}{dN} = -B \left(\frac{k_{I_{max}}^2 - k_{I_{min}}^2}{Kc^2} + \ln \frac{Kc^2 - k_{I_{max}}^2}{Kc^2 - k_{I_{min}}^2} \right) \quad (8)$$

gdzie:

B — stała materiałowa (obejmująca stałe E, Re, Ke, ν) określona doświadczalnie,

Kc — odporność na pęknięcie.

Wzory trzeciej grupy wywodzą się z hipotez statystycznych zmęczenia materiałów i ujmują zwykle naprężenia σ , granicę wytrzymałości Z oraz ich wariacje. Obliczenia proponowane przez Rżanicyną są oparte na założeniu, że rozkład granicy zmęczenia i amplitud naprężeń jest normalny. Po wyznaczeniu kwantyla μ_B , który np. dla złożonego stanu obciążenia ma postać:

$$\mu_B = \frac{1 - \sqrt{\frac{1}{\delta_\sigma^2} + \frac{1}{\delta_\tau^2}}}{\sqrt{\vartheta_{Z_{goD}}^2 + \left[1 + \left(\frac{\delta_a}{\delta_\tau} \right)^2 \right]^{-1} \left(\frac{\vartheta_{\sigma_a}}{\delta_\sigma} \right)^2 + \left[1 + \left(\frac{\delta_\tau}{\delta_\sigma} \right)^2 \right]^{-1} \left(\frac{\vartheta_{\tau_a}}{\delta_\tau} \right)^2}} \quad (9)$$

gdzie:

$\delta_\sigma, \delta_\tau$ — współczynniki bezpieczeństwa; $\delta_\sigma = \frac{Z_{goD}}{\sigma_a}$,

$$\delta_\tau = \frac{Z_{soD}}{\tau_a},$$

$\vartheta_{Z_{goD}}, \vartheta_{\sigma_a}, \vartheta_{\tau_a}$ — współczynniki zmienności granicy zmęczenia i amplitudy naprężeń; $\vartheta_{Z_{goD}} = \frac{S_{Z_{goD}}}{Z_{goD}}$, $\vartheta_{\sigma_a} = \frac{S_{\sigma_a}}{\sigma_a}$,

$$\vartheta_{\tau_a} = \frac{S_{\tau_a}}{\tau_a},$$

$S_{Z_{goD}}, S_{\sigma_a}, S_{\tau_a}$ — odchylenia standardowe.

Z tablic rozkładu normalnego określa się prawdopodobieństwo zniszczenia P .

Przedstawione w trzech grupach wzory obliczania trwałości elementów konstrukcyjnych, mimo wielu modyfikacji, są dość dalekie od doświadczalnego sprawdzenia się i pretendowania do całościowego zamknięcia problemu. Występuje w nich zbyt wiele trudnych do jednoznacznego określenia wielkości, zwykle odnoszących się do wąskiej grupy materiałów.

Koncepcja modelu trwałości łopatek

Przewiduje się, że problem obliczania trwałości łopatek turbin można rozwiązać opierając się na ideach wywodzących się z hipotez zmęczenia niskocyklicznego i kumulacji uszkodzeń oraz na ideach zawartych w [6]. Hipotezy zmęczenia niskocyklicznego opierają się na założeniu, że zjawiskom zmęczenia towarzyszą trwale zmiany wielkości odkształceń plastycznych, a hipotezy kumulacji uszkodzeń uwzględniają fakt, że różne wartości naprężeń σ_i działających przez liczbę n_i cykli w widmie powodują różny stopień uszkodzeń danego elementu. Opierając się na [6], można wyznaczyć wartość promieniowych przemieszczeń wierzchołków łopatek turbin wg następującej zależności:

$$R_i(\epsilon_i) = \delta_o - \delta_z + R_k - R_w \quad (10)$$

gdzie:

δ_o — montażowy luz wierzchołkowy,

δ_z — zamierzony luz wierzchołkowy,

R_k, R_w — promieniowe przemieszczenie wierzchołków łopatek i kadłuba wynikające z odkształceń sprężysto-termicznych oraz związanych z peizaniem.

Porównując obliczone z zależności (10) przemieszczenia wierzchołków łopatek turbin z przebiegami zmian prędkości pęknięcia łopatek w założonych warunkach obciążenia (np. podczas prób stoiskowych), można zaproponować następującą postać modelu trwałości łopatek:

$$\frac{dl}{dt} = f\{n_i [R_i(\epsilon_i)]\} \quad (11)$$

cd. na str. 10

Amerykański system rezerwacji i zachodnioeuropejska kontra SABRE

SABRE, ogromny system rezerwacyjny American Airlines wydaje się niezniszczalny. SABRE jest zabezpieczony przed tornado, powodzią, trzęsieniem ziemi, wiatrami o sile do 560 km/h i zapewne przed wybuchem jądrowym. Jest on schowany pod ponad metrową warstwą zbrojonego betonu i warstwą ziemi o grubości ponad 1,20 m. Zamknięty w stali i betonie może pracować zasilany tylko własnym źródłem energii przez 3 doby. W kraju może zamrzeć życie, a SABRE będzie jeszcze działał. Dlaczego zbudowano osłonę przypominającą Fort Knox dla tego komputera?

Szef American Airlines (AA) poinformował, że kilka lat temu próbowano opracować awaryjny plan — sposób kierowania linią — w razie wyłączenia komputera. Stwierdzono, że jest to niewykonalne.

SABRE nie tylko obsługuje eksploatację i rezerwację AA. Zarabia on 330 mln USD rocznie za usługi świadczone na rzecz innych użytkowników. W Europie nie ma porównywalnego systemu. Wiele linii europejskich jest niezadowolonych z perspektywy korzystania z systemu projektowanego w sposób amerykański, jednakże jeżeli chcą one korzystać z systemu rezerwacji na wielką skalę, mają ograniczony wybór. Ostatnio została podpisana umowa z Air Europe, która stała się pierwszym klientem i agentem SABRE w Europie. AA informuje, że prowadzi negocjacje z sześcioma innymi liniami lotniczymi i że ma kontakty z sześcioma następnymi. W Europie jest także prowadzona intensywna akwizycja na rzecz innego wielkiego systemu rezerwacji APOLLO, należącego do United Air Lines.

Czy powstanie system zachodnioeuropejski?

Jeżeli przewoźnicy europejscy zamierzają współzawodniczyć z amerykańskimi, to muszą podjąć akcję szybko. Stowarzyszenie Europejskich Linii Lotniczych (AEA), reprezentujące 20 przewoźników narodowych, w większości przedsiębiorstw państwowych, przeprowadziło studia nad możliwością zbudowania europejskiego CRS (Computer Reservation System).

Projekt nowego systemu, zwany w skrócie GDS (Global Distribution System), został w końcu marca ubiegłego roku zaprezentowany liniom, które są członkami AEA. Obecnie linie badają możliwości pokrycia nakładów inwestycyjnych związanych z realizacją tego projektu. Wg Sekretarza Generalnego AEA, studia wyraźnie wykazały realność zbudowania neutralnego, europejskiego systemu rezerwacji: „jeżeli mamy realizować słuszne cele polityki naszych linii, to nie ma powodu dlaczego by tego nie zrobić”.

Ocenia się, że do budowy tego systemu AEA potrzebowaloby 300 mln dol. Linie, które zdecydowałyby się na tę inwestycję, utworzyłyby przedsiębiorstwo handlingowe, które byłoby właścicielem GDS. System ten miałby być otwarty dla wszystkich innych linii.

Powrót śmigła

W Long Beach, w wytwórni McDonnell Douglas, oblatano prototyp samolotu, który wg firmy spowoduje powrót śmigła w samolotach pasażerskich. Samolot MD-80, wyposażony w silnik o ultrawysokim współczynniku dwuprzepływowości (Ultra High Bypass) produkcji General Electric oraz drugi, normalny silnik odrzutowy, 3 lutego br. planowo wykonał lot próbny bez żadnych kłopotów.

Kierownik programu silników Ultra High Bypass wytwórni w Long Beach W. Orłowski oświadczył, że nowy samolot charakteryzuje się niższym zużyciem paliwa, niższym hałasem oraz niższymi kosztami. Jest to nowoczesny silnik odrzutowy, którego turbiny napędzają dwa wenty-

Reakcja członków AEA jest ostrożna, żądają oni więcej czasu do oceny przedsięwzięcia. Wiadomo jednak, że np. British Airways chciałby grać rolę wiodącą w GDS. Niedawno także Alitalia wypowiedziała się na ogólnoeuropejskim CRS. Gdyby zebrała się dostateczna liczba chętnych, GDS mógłby wejść do eksploatacji w 1990 r. Ostatnio zarysowały się jednak rozbieżności.

Neutralność systemu

Pozostaje do rozwiązania problem neutralności systemu. Każdy system rezerwacji, używany przez jakąkolwiek linię, jest podejrzewany przez innych przewoźników o stronniczość na rzecz właściciela.

Członkowie AEA zapewne nie będą mieli równych udziałów w GDS i w związku z tym mniejsi partnerzy będą narażeni na podejrzenie o operacyjne przywileje w systemie. Mali przewoźnicy nie będą czuli się bezpiecznie, podobnie zresztą jak ma to miejsce obecnie przy mniejszych CRS. Grupa niezależnych przewoźników europejskich zrzeszona w ACE oświadczyła, że AEA nie składała jej żadnych propozycji nt. GDS. Pan-europejska idea upadnie, jeśli na liście uczestników będzie zbyt wiele pustych miejsc. Mogłyby być one wypełnione m.in. przez tych członków ACE, którzy poszukują dostępu do CRS.

Jaki sprzęt?

Istnieje także problem wyboru „hardware” dla nowego GDS. Badania AEA nawiązywały do systemu IBM eksploatowanego m.in. przez BA i Swissair, do systemu Unisys eksploatowanego m.in. przez Air France i Lufthansę, a także do takich systemów, jak APOLLO i SABRE. Francuska firma GSI także jest gotowa dostarczyć swój system.

Wszyscy użytkownicy CRS będą więc gorliwie zalecać swoje własne systemy jako bazę dla GDS. Z tego powodu może dojść do upadku projektu. Już obecnie SAS i AF odrzuciły możliwość oparcia wspólnego GDS na systemie IBM. Natomiast tzw. grupa COMBO (AUA, BA, KLM i Swissair), pozostając przy systemie IBM, może związać się z jednym z wielkich systemów amerykańskich (chodzi tu o APOLLO). Na ogół więc linie zamierzają pozostać przy swych dotychczasowych systemach tak długo, jak to będzie możliwe. Jeżeli dojdzie do konfliktów w tej sprawie, to APOLLO i SABRE są gotowe wyciągnąć korzyści dla siebie.

Zastępca sekretarza generalnego AEA sądzi wprawdzie, że zrealizowanie GDS wzmocniłoby pozycję grupy przewoźników europejskich i pomogło dorównać liniom USA, jednakże nawet 300-milionowa inwestycja nie pozwoli doścignąć APOLLO i SABRE. Wg nie potwierdzonych informacji, AA miała w ubiegłym roku zainwestować w swój system 1 mld dol.

Wg *Flight International*, April 18, 1987 i *Airline Business*, August, 1987 opracował mgr inż. J. Zwierzyński

latory — przeciwbieżne zespoły śmigieł. Samolot ma być droższy od odrzutowca MD-87, który kosztuje ok. 20 mln USD. Jednakże, zdaniem wytwórni, oszczędność paliwa może wynosić do 40%.

Wcześniej prasa donosiła, że Boeing Co. wstrzymał prace nad swoim 7J7 o takim samym napędzie, gdyż linie lotnicze nie są jakoby jeszcze gotowe do zakupu tych samolotów. Pierwotny termin wyprodukowania pierwszego 7J7 do sprzedaży, planowany na 1992 r., przesunięto na 1993 r.

Na podstawie *The Gazette*, Feb. 5, 1988 oraz *The Wall Street Journal*, August 24, 1987 opracował mgr inż. J. Zwierzyński

cd. ze str. 9

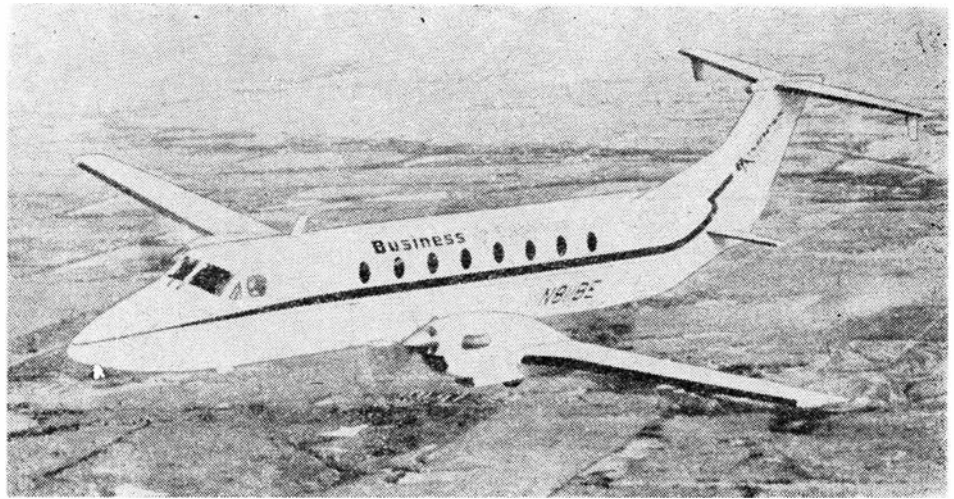
gdzie:

n_i — prędkości obrotowe silnika,
 R_i — promieniowe przemieszczenia wierzchołków łopatek,
 ε_i — sumaryczne odkształcenia plastyczne i sprężyste.

Wzór (11) zamierza się rozwiązać w postaci jawnej wykorzystując wyniki pomiarów przemieszczeń wierzchołków łopatek i długości pęknięć podczas planowanych prób silników typu Lis i SO na stoisku hamowni ITWL.

LITERATURA

1. S. KOCANĀDA: Zmęczeniowe pęknięcie. WNT Warszawa, 1985.
2. PRACA ZBIOROWA: Struktura materii. PWN, Warszawa, 1980
3. W. IWANOWA: Priroda uсталosti metallow. Moskwa, 1975
4. W. DONDOSZANSKI: Dynamika i procznost sudowych gazo-turbinnnych dwigatielej. Leningrad, 1978
5. J. LIPLA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa, 1967
6. J. LEWITOWICZ: Eksperymentalne badania luzów wierzchołkowych zespołów wirnikowych silników turbinowych. *Biuletyn WAT*, nr 1, 1971



Samolot komunikacji lokalnej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbosmigłowy metalowy doinopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny między gondolami silnikowymi, od gondol do końcówek — trapezowy z poszerzeniem przy gondolach. Profil z serii NACA 23000 o grubości względnej 18% u nasady i 12% przy końcówce. Wznios 6°, kąt zaklinowania 3°29' u nasady i -1°04' przy końcówce. Konstrukcja czteroczęściowa, dwudźwigarowa półskorupowa, fail safe, całkowicie metalowa, nitowana i częściowo klejona. Na końcach przykadłubowych segmentów skrzydła są umieszczone półskorupowej konstrukcji metalowe gondole silnikowo-podwoziowe. Kłapy szczelinowe, metalowe, składają się z czterech segmentów i zajmują 60% rozpiętości splotu skrzydła. Lotki symetryczne, wyważone masowo i aerodynamicznie, każda lotka podparta w trzech punktach. Konstrukcja lotek metalowa. Na lewej lotce kłapka wyważająca. Noski skrzydeł zaopatrzone w instalację przeciwołobdzeniową. Wnętrza kesonów segmentów skrzydła stanowią integralne zbiorniki paliwowe.

Kadłub. Przekrój prostokątny z łukowymi ściankami (typowy dla większych samolotów Beechcraft). Konstrukcja metalowa, półskorupowa fail safe, klejona i nitowana. W nosku kadłuba radar osłonięty dielektryczną kopułą, a za nią wnęką podwozia przedniego oraz bagażnik przedni dostępny przez luki z obu stron kadłuba. Kabina pilotów z miejscami obok siebie. Przednie szyby kabiny zaopatrzone w wycieraczki. Za kabina pilotów, po prawej stronie kadłuba, mieści się przedni bagażnik wewnętrzny usytuowany naprzeciw przednich drzwi. Kabina pasażerska mieści 19 foteli w dwóch rzędach (1+1) z przejściem pośrodku. Wejścia do samolotu są umieszczone w przedniej i tylnej części kabiny pasażerskiej po lewej stronie kadłuba. Drzwi otwierane są do dołu i zaopatrzone w integralne schodki. Dwa wejścia awaryjne umieszczono po prawej stronie kadłuba nad skrzydłem. W wersji mieszanej (pasażersko-towarowej) w tylnej części kadłuba zamiast drzwi pasażerskich znajduje się dużych rozmiarów luk załadunkowy zamykany otwierana do góry pokrywa. W wersji dyspozycyjnej kabina pasażerska mieści 15 foteli ustawionych w sposób ułatwiający prowadzenie rozmów podczas lotu. Za kabina pasażerska znajduje się bagażnik tylny. Kabinowa część kadłuba szczelna, klimatyzowana. Tył kadłuba o kształcie stożkowym, płaszczyznę jego wręgę pokrywają się z płaszczyznami dźwigarów statecznika pionowego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Obrisy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Tuż przed usterzeniem na kadłubie są umieszczone dodatkowe powierzchnie sterujące — tzw. tailerons — lotki ogonowe, również o obrisie trapezowym i z wyrażnym skosem. Pod dolną powierzchnią

statecznika pionowego w okolicy końcówek znajdują się dodatkowe niewielkie powierzchnie ustępczające, tzw. stabilons. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, półskorupowa. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie oraz zaopatrzone w kłapki wyważające. Usterzenie pionowe uzupełnione pletwą grzbietową i podkadłubową. Na noskach stateczników instalacja przeciwołobdzeniowa.

Sterowanie. Układy sterowania linkowe z systemem sztucznej stateczności, kłapy wychylane elektrycznie, kłapki wyważające lotek i steru kierunku wychylane mechanicznie, kłapka wyważająca steru wysokości — elektrycznie.

Podwozie. Trojzespolowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol silnikowych. Sterowane podwozie przednie z golenia teleskopową wsparciem od tyłu dwoma skośnymi zastrzałami, koło pojedyncze na półwidejcu. Zespoły podwozia głównego z kołami bliźniaczymi, golenie teleskopowe. Na kołach podwozia głównego hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 19,5 x 6,75-3, główne — 22 x 6,75-10.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbosmigłowe Pratt-Whitney of Canada PT6A-65B o mocy 820 kW każdy. Śmigła o stałych obrotach, czteropłatowe firmy Hartzell z możliwością chorągiewkowania i odwrócenia ciągu; łopaty śmigieł kompozytowe. Łoża silników spawane z rur stalowych. Wyloty spalin skierowane na boki ku tyłowi. Osłony zespołów napędowych metalowe.

Instalacje. Paliwowa — pięć zbiorników skrzydłowych o pojemności łącznej 1627 l (z czego 1607 l — zużywalne). Hydrauliczna

— ciśnienie robocze 20,7 MPa, służy do sterowania podwoziem. Elektryczna — dwa prądorozruszniki 300 A, akumulator 22 Ah, napięcie 24/28 V. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie 33 kPa. Tlenowa — pojemność butli 1,33 m³, stały przepływ, indywidualne maski dla załogi i pasażerów. Przeciwołobdzeniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników, szyby kabiny pilotów ogrzewane elektrycznie, podobnie jak noski łopat śmigieł i pierścienie wlotów powietrza do silników.

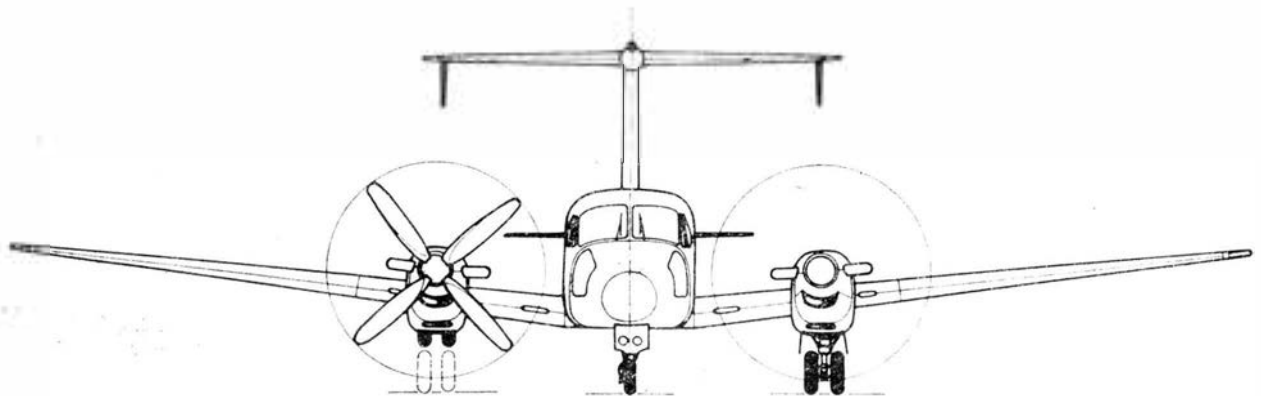
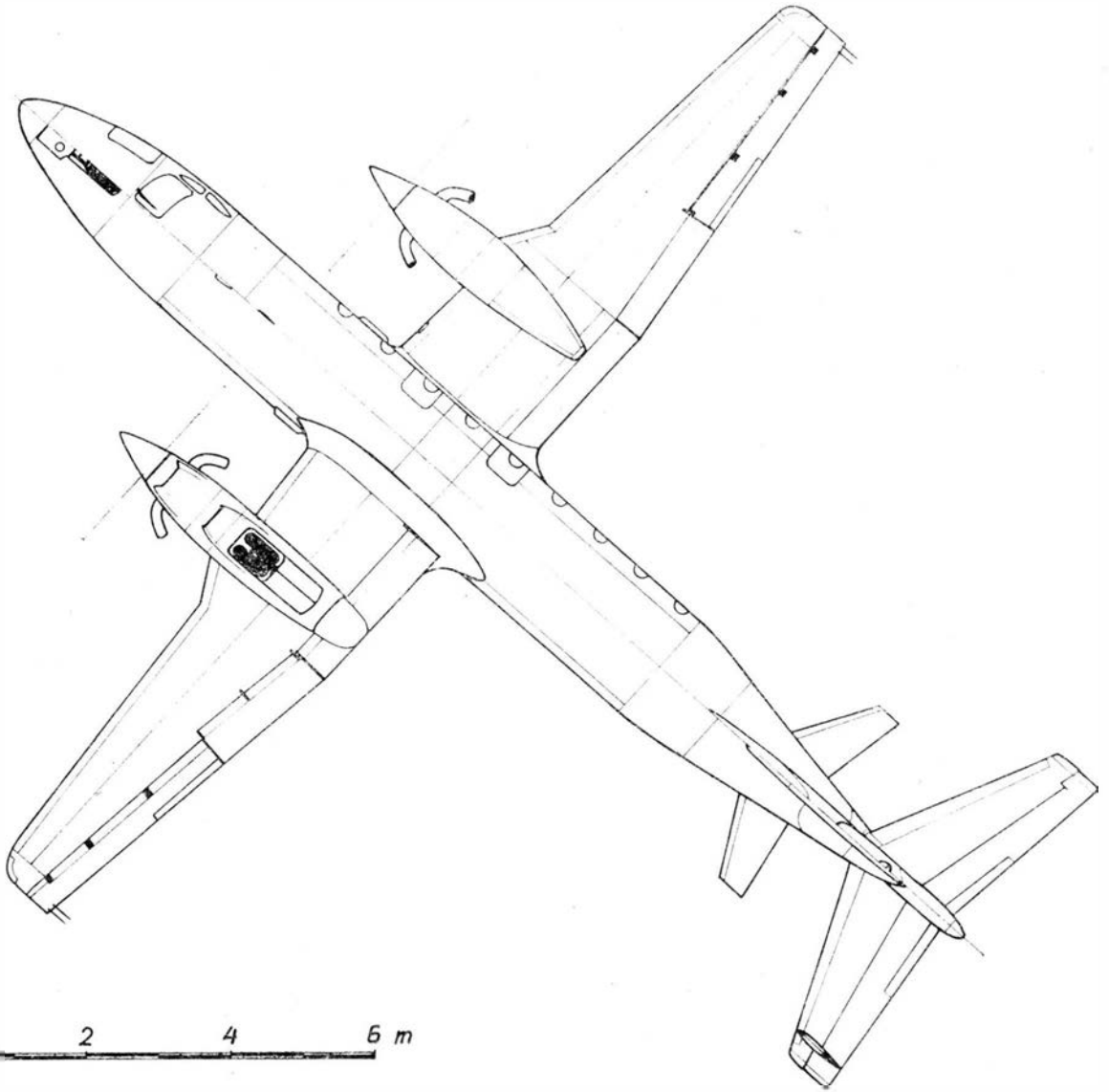
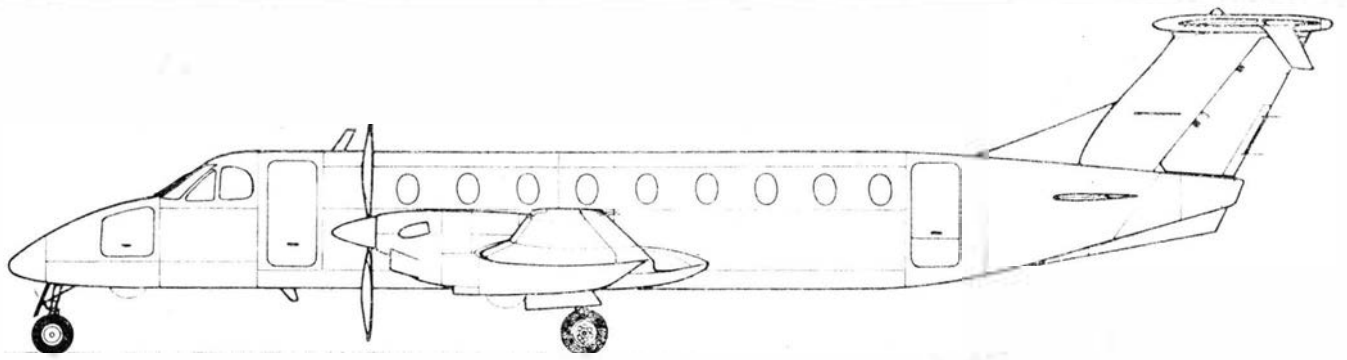
Wposażenie. Radar meteorologiczny, ADF, DME, transponder, marker, wskaźnik kąta ślizgu, systemy łączności i nawigacji Collins. Możliwość zamontowania systemu King Gold Crown. Układ tablicy przyrządów zbliżony kompozycyjnie do samolotu King Air.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace nad samolotem rozpoczęto w 1979 r. W 1981 r. ukończono trzy prototypy i dwa kadłuby, oblot pierwszego prototypu nastąpił jednak dopiero 1982-09-03. 1982-11-22 samolot uzyskał certyfikat FAA. Beechcraft 1900 opracowano dotychczas w trzech podstawowych wersjach: pasażerskiej (dla 19 pasażerów), pasażersko-towarowej Beechcraft 1900C (C — cargo) i dyspozycyjnej Beechcraft 1900E (E — executive) z 15 fotelami i dodatkowym wyposażeniem wnętrza. Godnym uwagi szczegółem jest zastosowanie w samolocie systemu sztucznej stateczności i sterowania za pomocą dodatkowych płytowych powierzchni sterujących (taileron i stabilon). Beechcraft 1900 jest jednym z kilku opracowanych ostatnio samolotów nowej generacji do komunikacji lokalnej. Cena samolotu z wyposażeniem standardowym — 2,842 mln dol. (w 1985 r.).

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,61 m	Masa bagażu w bagażniku przednim	113,5 kg
Długość	17,63 m	Masa bagażu w bagażniku tylnym	385,5 kg
Wysokość	4,54 m	Masa handlowa maks.	2033,5 kg
Długość kadłuba	16,19 m	Masa paliwa maks.	1230 kg
Cięciwa skrzydła u nasady	2,18 m	Masa do kołowania maks.	7586 kg
Cięciwa skrzydła przy końcówce	0,91 m	Masa startowa maks.	7536 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,63 m	Masa bez paliwa maks.	6356 kg
Baza podwozia	7,25 m	Masa do lądowania maks.	7302 kg
Rozstaw podwozia	5,23 m	Obciążenie powierzchni nośnej	267,7 kg/m ²
Srednica śmigieł	2,78 m	Obciążenie mocy	4,6 kW/kW
Prześwit śmigieł	0,35 m	Prędkość maks. (H = 2440 m)	474 km/h
Srednica kadłuba	1,79 m	Prędkość startu (klapy 20°)	194 km/h
Długość wnętrza kabiny	12,02 m	Prędkość podejścia	209 km/h
Szerokość wnętrza kabiny	1,37 m	Prędkość lądowania	209 km/h
Wysokość wnętrza kabiny	1,45 m	Prędkość min. (konfiguracja gładka)	187 km/h
Powierzchnia skrzydła	28,15 m ²	Prędkość min. (z kłapami 20° i podwoziem)	175 km/h
Powierzchnia lotek	1,67 m ²	Wznoszenie maks.	11,83 m/s
Powierzchnia kłap	4,17 m ²	Wznoszenie z jednym silnikiem wyłączonym	2,48 m/s
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,52 m ²	Pułap maks.	7620 m
Powierzchnia steru wysokości	1,79 m ²	Pułap z jednym silnikiem wyłączonym	3960 m
Powierzchnia lotek ogonowych (tailerons)	1,44 m ²	Zasięg maks. (H = 7620 m)	1471 km
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,42 m ²	Rozbieg (klapy 20°)	671 m
Powierzchnia steru kierunku	1,11 m ²	Start na 15 m	994 m
Powierzchnia płyt ustępczających (stabilons)	0,31 m ²	Lądowanie z 15 m	774 m
Wydużenie skrzydła	9,8	Dobieg (masa do lądowania maks.)	466 m
Masa własna (wyposażenie standardowe)	3947 kg	Zakres wyważań	4-40% SCA
Masa własna (z wyposażeniem dodatkowym)	4109 kg		
Masa bagażu w nosku kadłuba	68 kg		

T.M.



Amatorski samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy kompozytowy tandem w układzie połączonego skrzydła.

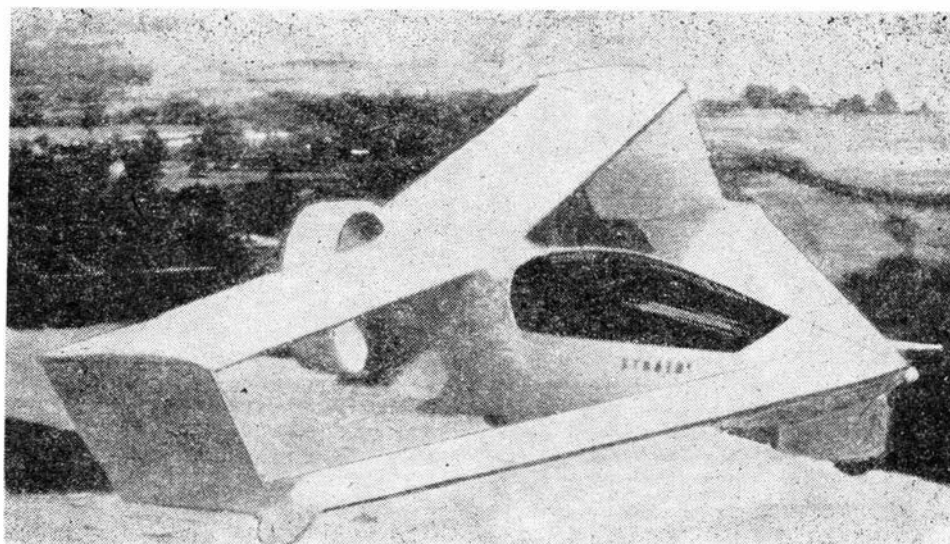
Plat przedni. Usytuowany względem kadłuba w układzie średniopłata. Obrys trapezowy o bardzo małej zbieżności, profil laminarny z rodziny Wortmann FX-67, skos krawędzi natarcia 30°, bardzo mały wznios kadłubi. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa przekładkowa z kompozytu kewlarowo-szklano-epoksydowego i sztywnej pianki poliuretanowej. Pasy dźwigara z rowingu węglowego. Na krawędzi spływu sterolotki (segmenty wewnętrzne) i lotki (segmenty zewnętrzne). Na wewnętrznych segmentach klapyki wyważające — segmenty te mogą pełnić funkcję steru wysokości. Konstrukcja segmentów przekładkowa z kompozytu kewlarowo-szklano-epoksydowego i sztywnej pianki poliuretanowej. Do końcówek skrzydła przedniego są mocowane boczne koła pomocnicze podwozia i stateczniki pionowe.

Plat tylny. Usytuowany względem kadłuba w układzie grzbietopłata. Obrys trapezowy o bardzo małej zbieżności, profil laminarny z rodziny Wortmann FX-67, wznios 2°, bez skosu. Konstrukcja całkowicie analogiczna do płata przedniego. Na krawędzi spływu klapy (segmenty wewnętrzne) i lotki (segmenty zewnętrzne). Na końcach skrzydła mocowania stateczników pionowych. W rejonie kadłuba krawędź spływu jest lekko wycięta dla przeprowadzenia otulenia wentylatora.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt kropłowy zbliżony do kształtu przednich części kadłuba współczesnych szybowców. Konstrukcja skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego, lokalnie wzmocniona w miejscach wprowadzenia sił skupionych. Pozycja pilota półleżąca. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana w górę ku przodowi, oszklecie z przyciemnionego szkła organicznego. Siedzenie pilota z kompozytu wzmocnionego folią aluminiową, jego wnętrze wykorzystane jako zbiornik paliwowy. Przed i za kabina są umocowane zespoły podwozia głównego. W tylnej części kadłuba mieści się pojemnik spadochronu przeciwkorkociągowego wyzwalanego metodą pirotechniczna oraz znajdują się mocowania zespołu napędowego.

Usterzenie. Usterzenie pionowe w postaci dwóch powierzchni o obrysie równoległobocznym, łączącym końcówki skrzydła przedniego i tylnego. Stateczniki o konstrukcji przekładkowej kompozytowej. Powierzchnie sterowe dzielone w płaszczyźnie symetrii — mogą pełnić funkcję sterów lub, po rozchyleniu na boki, funkcję hamulców aerodynamicznych. Powierzchnie usterzenia pionowego między końcówkami skrzydeł i powierzchnie owiewek podwozi pomocniczych na końcówkach skrzydła przedniego są wzajemnie usytuowane w ten sposób, że działają jako rozpraszacze wirów brzegowych (winglets). Funkcję steru kierunku pełni także owiewka podwozia przedniego, wychyłana wraz z podwoziem w obie strony.

Podwozie. Stałe, w układzie jednośladowym z pomocniczymi podporami na końcach skrzydeł. Podwozie przednie sterowa-



ne i wychyłane wraz z owiewką tworząca ster kierunku. Podwozie tylne z kołem wyposażonym w hamulec bębnowy. Amortyzacja podwozia sprężynowa. Wymiary koł podwozia: przednie — 0,20 m, tylne — 0,25 m. Podwozie główne uzupełnione pomocniczymi kółkami podporowymi na końcach skrzydła przedniego. Dla samolotów produkowanych seryjnie w zestawieniu są zastosowane koła o większej średnicy.

Zespół napędowy. Trzycylindrowy, dwusuwowy, chłodzony powietrzem silnik König SC-430 o pojemności skokowej 430 cm³ i mocy 17,6 kW przy obrotach 70 s⁻¹ (w prototypie). Silnik napędza trójłopatowy wentylator otulony w układzie pchającym. Osłony silnika kompozytowe, wylot spalin skierowany ku dołowi tak, by oś ciągu przechodziła jak najbliższej środka ciężkości samolotu.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik o pojemności 22 l wkomponowany w konstrukcję fotela pilota. Elektryczna — do rozruchu silnika i zasilania przyrządów.

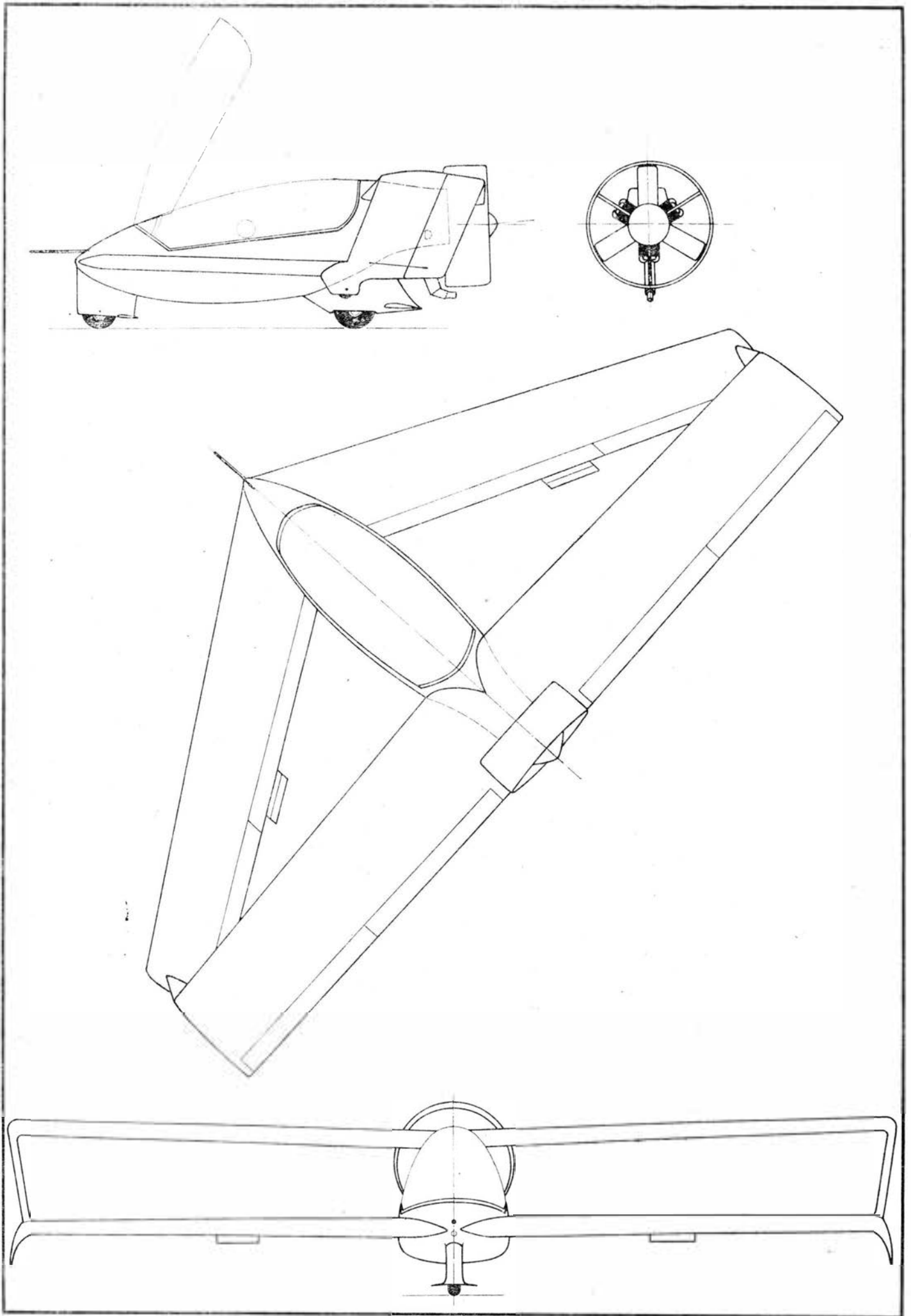
Wyposażenie. Ograniczone do trzech niezbędniejszych przyrządów pilotażowych umieszczonych w tablicy umocowanej do osłony kabiny i do sygnalizatorów pracy silnika.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Koncepcję tego samolotu opracował Australijczyk pochodzenia czeskiego Charles K. Ligeti w 1976 r. Miał to być lekki, zwarty samolot o dobrych właściwościach pilotażowych nada-

jąc się do holowania za samochodem bez konieczności demontażu. Warunek ten narzucił ograniczenie długości kadłuba do wartości określonej przez tzw. skrajnie drogowa — samolot może być przewożony na specjalnym wózku, ułożony na nim poprzecznie w stosunku do kierunku jazdy. Budowę prototypu konstruktor rozpoczął w 1983 r. w miejscowości North Baldwin (Victoria), sprawdziwszy uprzednio poprawność koncepcji aerodynamicznej na dużych modelach sterowanych radiovo (podziałka modeli 1:4). Prototyp oblatał sam konstruktor 25 kwietnia 1985 r., początkowo z silnikiem Westlake o mocy 13,3 kW, który wkrótce potem został zastąpiony mocniejszym silnikiem König. Zdaniem konstruktora i oblatywacza w jednej osobie, wyniki prób przekroczyły wszelkie oczekiwania. Samolot nazwany Stratos był zaprezentowany na zlocie w Oshkosh i wystawie Expo'86 w Vancouver, gdzie wzbudził zainteresowanie niekonwencjonalną sylwetką. Zachęcony wynikami prezentacji Charles K. Ligeti podjął przygotowania do uruchomienia jego produkcji na niewielką skalę w zestawach do samodzielnego montażu, zakładając w 1986 r. wraz z Bryanem Grayem firmę LGT (Ligeti AeroNautical P-ty Ltd.) na lotnisku Essendon. Planowana cena zestawu — 15 tys. dol., pracochłonność montażu — 300 h. Konstrukcja samolotu Stratos ma spełniać wymagania przepisów ANO-95-10 w kategorii Experimental. Charles Ligeti rozpoczął także opracowanie nieco powiększonej dwumiejscowej (z miejscami obok siebie) wersji rozwojowej swojego samolotu, która chciał przedstawić na zlocie w Oshkosh w 1988 r. W 1987 r. konstruktor zbudował drugi prototyp o mniej wypukłej osłonie kabiny. W październiku 1987 r. Ligeti poniósł śmierć rozbiłając się na Stratosie.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość (oba skrzydła)	5,36 m	Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Długość	2,48 m	Prędkość maks.	200 km/h
Wysokość	0,98 m	Prędkość przelotowa maks.	180 km/h
Średnica wentylatora	0,64 m	Prędkość ekonomiczna	160 km/h
Szerokość kadłuba	0,60 m	Prędkość przeciągnięcia (silnik na biegu luzem)	58 km/h
Raza podwozia	1,52 m	Prędkość przeciągnięcia (silnik wyłączony)	61 km/h
Ciężka płata tylnego (wewn./zewn.)	0,75/0,65 m	Wznoszenie maks.	3,4 m/s
Powierzchnia nośna całkowita	7,50 m ²	Pałap praktyczny	4500 m
Powierzchnia skrzydła przedniego	3,75 m ²	Roźbieg	110 m
Powierzchnia skrzydła tylnego	3,75 m ²	Dobieg	85 m
Wydłużenie skrzydeł (obu)	3,83	Zasięg maks. (22 l paliwa)	720 km
Masa własna	78 kg	Długotrwałość lotu maks.	5,25 h
Masa pilota	55+83 kg	Doskonałość maks.	20
Masa paliwa	16 kg	Współczynniki obciążenia dopuszczalnych	n = +9/-6
Masa startowa maks.	188 kg		
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	25,07 kg/m ²		
Obciążenie mocy maks.	10,07 kg/kW		



**Przemysł
lotniczy (II)**

- 1 — przedsiębiorstwo handlu zagranicznego
- 2 — kontrakt
- 3 — sprzedający
- 4 — kupujący
- 5 — przedmiot kontraktu
- 6 — zakres dostawy
- 7 — jednostka miary
- 8 — ilość
- 9 — ciężar brutto
- 10 — c. netto
- 11 — cena jednostkowa
- 12 — całkowita suma (kontraktu)
- 13 — termin dostawy
- 14 — płatność
- 15 — warunki płatności
- 16 — gwarancja
- 17 — reklamacja
- 18 — zamienność zespołów
- 19 — wyposażenie (dostarczane) na specjalne zamówienie
- 20 — w. naziemne; w. hangarowe i lotniskowe
- 21 — malowanie zewnętrzne
- 22 — znak rozpoznawczy
- 23 — napisy
- 24 — zmiany konstrukcyjne
- 25 — biuletyn eksploatacyjny
- 26 — modyfikacje według biuletynów eksploatacyjnych
- 27 — dokumentacja towarzysząca
- 28 — instrukcja użytkowania w locie
- 29 — instrukcja obsługi technicznej (i terminarz prac okresowych); i. utrzymania zdolności do lotu
- 30 — opis techniczny
- 31 — instrukcja eksploatacji
- 32 — i. napraw
- 33 — katalog części (zamiennych)
- 34 — wykaz części z.
- 35 — zestaw c. z. 1:1 (do jednego samolotu)
- 36 — spis narzędzi
- 37 — katalog połączeń sworznowych
- 38 — certyfikat hałasowy
- 39 — dokumentacja związana z samolotem
- 40 — świadectwo sprawności technicznej; ś. budowy
- 41 — protokół niwelacji
- 42 — p. ważenia
- 43 — p. wyważenia
- 44 — sprawozdanie z próby w locie
- 45 — książka płatowca
- 46 — k. silnika
- 47 — przekazanie/przetęcie (techniczno-handlowe); odbiór
- 48 — upoważnienie do odbioru
- 49 — protokół zdawczo-odbiorczy
- 50 — wykaz usterek
- 51 — przeprowadzenie samolotu (lotem)
- 52 — zgoda na przelot
- 53 — ubezpieczenie
- 54 — odprawa celna
- 55 — wysyłka frachtem lotniczym
- 56 — w. kolejną
- 57 — stacja przeznaczenia
- 58 — wysyłka pocztą
- 59 — miejsce przeznaczenia

K.D.

**Aircraft
industry (II)**

- 1 — foreign trade enterprise
- 2 — contract
- 3 — seller
- 4 — purchaser, buyer
- 5 — object of contract
- 6 — delivery scope
- 7 — unit of measure
- 8 — quantity
- 9 — gross weight
- 10 — net w.
- 11 — unit price
- 12 — contract amount
- 13 — delivery term
- 14 — liabilities; payment
- 15 — terms of p.
- 16 — guaranty, guarantee, warranty
- 17 — claim
- 18 — interchangeability of assemblies
- 19 — optional equipment
- 20 — ground e.
- 21 — external painting; e. trim
- 22 — identification mark
- 23 — inscriptions
- 24 — design changes
- 25 — service bulletin
- 26 — modifications to comply with s. bulletins
- 27 — enclosed documentation
- 28 — flight manual
- 29 — maintenance manual, instructions for continued airworthiness
- 30 — technical description
- 31 — operations manual; owner's manual
- 32 — overhaul m.
- 33 — parts catalogue, p. book
- 34 — spares specification
- 35 — set of spares for 1 aircraft
- 36 — tools specification
- 37 — catalogue of bolted joints
- 38 — noise certificate
- 39 — aircraft-attached documentation
- 40 — Certificate of Airworthiness, C. of A.
- 41 — levelling act
- 42 — weighing a.
- 43 — center-of-gravity a.
- 44 — (check) flight report
- 45 — airframe log-book
- 46 — engine log-book
- 47 — delivery acceptance
- 48 — authorization for receipt
- 49 — delivery-acceptance act
- 50 — list of deficiencies
- 51 — ferry flight, ferrying
- 52 — ferry-flight permit
- 53 — insurance
- 54 — (custom) clearance
- 55 — air freight shipment
- 56 — s. by rail, railway shipment
- 57 — station of destination
- 58 — delivery by mail
- 59 — (place of) destination

**Luftfahrtindustrie
(II)**

- 1 — Aussenhandelsunternehmen (n)
- 2 — Vertrag (m)
- 3 — Verkäufer (m)
- 4 — Käufer (m)
- 5 — Gegenstand (m) des Vertrages
- 6 — Lieferungsumfang (m)
- 7 — Mengeneinheit (f)
- 8 — Menge (f)
- 9 — Bruttogewicht (n)
- 10 — Nettogewicht (n)
- 11 — Einzelpreis (m)
- 12 — Gesamtwert (m)
- 13 — Liefertermin (m)
- 14 — Bezahlung (f)
- 15 — Zahlungsbedingungen (fpl)
- 16 — Garantie (f), Gewähr (f)
- 17 — Reklamation (f)
- 18 — Austauschbarkeit (f) der Baugruppen
- 19 — Ausrüstung (f) lieferbar gegen Sonderbestellung
- 20 — Bodenausrüstung (f); Flugplatz- und Flughallen-ausrüstung (f)
- 21 — Aussenanstrich (m)
- 22 — Erkennungszeichen (n)
- 23 — Anschriften (fpl), Aufschriften (fpl)
- 24 — konstruktive Änderungen (fpl)
- 25 — Betriebs-Bulletin (n)
- 26 — Nacharbeiten (fpl) laut Betriebsbulletine
- 27 — dazugehörige Dokumentation (f)
- 28 — flugtechnisches Handbuch (n)
- 29 — Wartungsvorschrift (f), Fristplan (m)
- 30 — technische Beschreibung (f)
- 31 — Betriebsanleitung (f)
- 32 — Instandsetzungsanleitung (f)
- 33 — Ersatzteilkatalog (n)
- 34 — Spezifikation (f) der Ersatzteile
- 35 — Ersatzteilsatz (m) 1:1
- 36 — Werkzeugverzeichnis (n)
- 37 — Katalog (m) der Bolzenverbindungen
- 38 — Lärmzertifikat (n)
- 39 — flugzeuggebundene Dokumentation (f)
- 40 — Luftfahrttauglichkeitsbescheinigung (f), Bauattest (n)
- 41 — Nivelierprotokoll (n)
- 42 — Wägeprotokoll (n)
- 43 — Schwerpunktprotokoll (n)
- 44 — Flugprüfbericht (m)
- 45 — Zellenformular (n)
- 46 — TW-Formular (n)
- 47 — (technisch-kommerzielle) Übergabe/Übernahme (f)
- 48 — Vollmacht (f) für die Abnahme
- 49 — Übergabe-Übernahmeprotokoll (n)
- 50 — Mängelliste (f)
- 51 — (Flugzeug-) Überführung (f)
- 52 — Überfluggenehmigung (f)
- 53 — Versicherung (f)
- 54 — Zollabfertigung (f)
- 55 — Luftfrachtversand (m)
- 56 — Bahnversand (m)
- 57 — Bestimmungsbahnhof (m)
- 58 — Postversand (m)
- 59 — Bestimmungsort (m)

**Авиапромышленность
(II)**

- 1 — предприятие внешней торговли
- 2 — контракт
- 3 — продавец
- 4 — покупатель
- 5 — предмет контракта
- 6 — объем поставок
- 7 — единица измерения
- 8 — количество
- 9 — вес брутто
- 10 — в. нетто
- 11 — единичная цена
- 12 — общая стоимость
- 13 — срок поставок
- 14 — платеж
- 15 — условия платежа
- 16 — гарантия
- 17 — рекламация
- 18 — взаимозаменяемость узлов и агрегатов
- 19 — оборудование (поставляемое) по специальному заказу
- 20 — наземное оборудование; аппаратное о.
- 21 — наружная окраска
- 22 — опознавательный знак
- 23 — надписи
- 24 — конструктивные изменения
- 25 — эксплуатационный бюллетень
- 26 — доработки по эксплуатационным бюллетеням
- 27 — прилагаемая документация, сопровождающая д.
- 28 — руководство по летной эксплуатации
- 29 — регламент технического обслуживания, р. техобслуживания
- 30 — техническое описание
- 31 — инструкция по эксплуатации
- 32 — и. по ремонтам
- 33 — каталог запасных частей
- 34 — спецификация з. ч.
- 35 — единичный комплект
- 36 — перечень инструмента
- 37 — каталог болтовых соединений
- 38 — сертификат шума
- 39 — документация связанная с самолетом; д. прилагаемая к (каждому) самолету
- 40 — свидетельство технической исправности; с. постройки
- 41 — протокол нивелировки самолета
- 42 — п. взвешивания с.
- 43 — п. центровки с.
- 44 — отчет о проверочном полете
- 45 — формуляр планера
- 46 — ф. двигателя
- 47 — (техническо-коммерческая) передача/приемка
- 48 — полномочие к приему
- 49 — протокол передачи/приема
- 50 — перечень дефектов
- 51 — перегонки (самолета) по воздуху
- 52 — разрешение перегонки
- 53 — страхование
- 54 — таможенный досмотр
- 55 — высылка авиафрагтом
- 56 — в. по железной дороге
- 57 — станция назначения
- 58 — почтовая посылка
- 59 — место назначения

Środki zwiększające bezpieczeństwo eksploatacji

Civil Aviation Authority — Nadzór Lotniczy Wielkiej Brytanii — opublikował nowy załącznik do Airworthiness Notice nr 12, poświęconego wnioskowi z wypadków. Podobnym tematom jest poświęcony Airworthiness Notice nr 70. Oba te dokumenty, datowane 16 marca 1988 r., przytaczamy poniżej.

I. Załącznik do Airworthiness Notice nr 12 Smary z dwusiarczkiem molibdenu — wpływ na silniki turbinowe

1. W ciągu kilku lat zdarzyła się pewna liczba przypadków przedwczesnego zniszczenia części składowych silników turbinowych związanego z wpływem smarów (opartych na dwusiarczku molibdenu) na elementy pracujące w wysokich temperaturach. W skrajnych przypadkach doszło do zniszczenia turbiny i wypadnięcia jej części poza silnik.

2. Dwusiareczek molibdenu jest bardzo skutecznym środkiem smarnym (pasta lub suchy film) przeciwdziałającym zacieraniu. Jest powszechnie używany przy montażu samolotów i silników. Jednakże przy temperaturze 300° i wyżej rozkłada się wydzielając dwutlenek siarki oraz tlenek molibdenu, których kombinacja jest kwaśna i ma właściwości ściernicze. Stopy niklowe, które w nadmiarze znajdują się w silnikach turbinowych (a zwłaszcza w miejscach o wysokiej temperaturze), są nadzwyczaj podatne na korozję siarkową spowodowaną produktami rozkładu dwusiarczku molibdenu.

3. Ze względu na powyższe, niektórzy producenci silników zabronili używania dwusiarczku molibdenu w postaci pasty i dodatkowo ograniczyli użycie tego związku w postaci filmu suchego w silnikach turbinowych.

4. Personelowi zajmującemu się obsługą silników turbinowych należy zatem przypomnieć, że jest konieczne sprawdzenie w publikacjach wydanych przez wytwórcę silnika, czy jest dozwolone użycie smaru zawierającego dwusiareczek molibdenu, a jeżeli tak — to w jakiej postaci i na których elementach silnika wolno go używać.

II. Airworthiness Notice nr 70 (zawiera szczegóły czynności obowiązkowych)

Rozerwanie opon w locie; gaz, którym napełniano opony

1. Zastosowanie.

1.1. Niniejszy biuletyn odnosi się do wszystkich samolotów o maksymalnej dozwolonej masie w locie (Maximum Take-off Weight Authorized, MWTA) przekraczającej 5700 kg.

UWAGA. Dla samolotów znajdujących się w rejestrze USA, FAA opublikowało Airworthiness Directive 1987-08-09, zawierający wymaganie aby w oponach zainstalowanych na hamowanych kołach pewnych samolotów znajdowało się nie więcej niż 5% (objętościowo) tlenu.

2. Wprowadzenie

2.1. JAR 25.729(f), BCAR Rozdział D4-5 § 1.2 i TSS Standard 5-6 § 9 wymagają, aby wyposażenie było zabezpieczone od skutków rozerwania się opon. Ponadto CAA

wymaga, aby ryzyko operacyjne związane z rozerwaniem się opony w locie było zredukowane do minimum.

2.2. Większość przypadków rozerwania się opon w locie jest związana z osłabieniem kordu opony wywołanym przez ciała obce, przetarcie itp., w wyniku którego dochodzi do gwałtownego ujścia czynnika napełniającego. Takie przypadki z reguły mają miejsce po schowaniu podwozia, gdy wystąpi jednocześnie podgrzanie opony spowodowane przejściem ciepła od rozgrzanych hamulców oraz zmniejszenie ciśnienia zewnętrznego.

2.3. Wypadek śmiertelny, związany z dekompresją kabiny i pożarem, wskazał na możliwość innego przebiegu rozerwania się opony w locie, mianowicie na rozerwanie o charakterze eksplozji bez pierwotnych uszkodzeń.

Opona napełniona powietrzem i poddana nadmiernemu nagrzewaniu, prawdopodobnie wywołanemu „przycieraniem” hamulca, może wejść w reakcję chemiczną, w wyniku której wydzielają się gazy palne. Taka reakcja w obecności tlenu zawartego w powietrzu, którym napełniono oponę, może doprowadzić do eksplozji opony we wnętrzu podwozia oraz do pożaru w locie, gdyż (jak się wydaje) konwencjonalne zawory upustowe w kołach (zawory bezpieczeństwa) nie są dostatecznie skuteczne w razie nagłego wzrostu temperatury i ciśnienia gazu związanego z samozapłonem.

2.4. Badania laboratoryjne materiału i próby opon na rozerwanie wykazują, że ryzyko samozapłonu można zmniejszyć przez użycie gazu obojętnego do napełniania opon i ich obsługi.

2.5. Dodatkowymi korzyściami wynikającymi z użycia azotu jest zmniejszenie korozji kół, zmęczenia opon oraz ryzyka pożaru w razie stopienia korków zabezpieczających wskutek przegrzania opon.

3. Zgodność z niniejszymi wymaganiami

3.1. Od 1 kwietnia 1988 r. wszystkie hamowane koła i samoloty określone w § 1 będą musiały mieć opony napełnione azotem lub innym gazem neutralnym, obsługiwane tak, aby zawartość tlenu w sprężonych gazach nie przekroczyła 5% (objętościowo).

3.2. Aby niniejsze wymagania mogły zostać spełnione, należy zapewnić (w porozumieniu z wytwórcą samolotu) odpowiednie procedury napełniania i obsługi. Na lotniskach, na których odpowiednie gazy obojętne nie są normalnie dostępne, do napełniania kół lub ich obsługi można użyć powietrza przy zastrzeżeniu, że zostanie dokonany odpowiedni wpis do książki obsługi technicznej i że opona zostanie napełniona na nowo, zgodnie ze stosowną procedurą przy najbliższej okazji, ale nie później niż po 25 h lotu.

4. Dodatkowe informacje

4.1. Poza spełnieniem wymagań § 3. koła i opony muszą być tak obsługiwane, aby wnętrza opon było (na tyle, na ile to jest praktycznie możliwe) zabezpieczone przed dostaniem się smarów, rozpuszczalników, proszków i kurzu gumowego.

Safety Regulation Group
Brabazon House
Redhill, Surrey

Opracował A.K.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Wymagania wobec portów lotniczych dla samolotów Il-96 i Tu-204

Mgr inż. KAZIMIEŻ GILEWSKI
Mgr inż. LUDWIK GRUCHAŁSKI

Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego ZSRR (MGA) planuje eksploatację od 1990 r. samolotów Il-96 i Tu-204, które zapewne będą też lądowały w Warszawie. W związku z tym ważnym zagadnieniem staje się przygotowanie bazy naziemnej, które powinno być prowadzone równoległe z projektowaniem i budową samolotów. Przede wszystkim należy dokonać szczegółowej analizy przydatności portów lotniczych do eksploatacji ww. samolotów uwzględniając techniczne i lotne charakterystyki samolotów Il-96 i Tu-204.

W 1986 r. wykonano makietowe badania, które pozwoliły porównać techniczne i lotne charakterystyki tych samolotów z charakterystykami samolotów Il-62, Il-86 i Tu-154 (tabl. 1).

Zasadnicze różnice między Il-96 a Il-62 (ważne dla naziemnej bazy) dotyczą maksymalnych mas do startu i lądowania, niezbędnej szerokości dróg do kołowania, poboczy, masy handlowej, wysokości samolotu, rozpiętości, wysokości progów luków i drzwi, możliwości przewozu kontenerów. Parametry te określają nowe wymagania dotyczące geometrii i wytrzymałości płyt lotniskowych i środków handlowej obsługi samolotów. Różnice między samolotami Il-86 a Il-96 są nieznaczne, co pozwala na stwierdzenie, że w zasadzie porty eksploatujące samoloty Il-86 mogą eksploatować samoloty Il-96.

Nie ma także zasadniczych różnic między samolotami Tu-204 a Tu-154.

Należy także zwrócić uwagę na konieczność przygotowania umocnionych poboczy dla Il-96 ($B = 9$ m), specjalnych stanowisk do rozruchu, podgrzewania i prób silników ($S = 9000$ m² każde) w celu ochrony pokrycia pasów startowych i skrócenia czasu zajętości pasów (wymagania potwierdzone praktyką eksploatacji samolotów Il-86).

Należy także nadmienić, że przy opracowywaniu i próbach Il-96 i Tu-204 ich lotne i techniczne charakterystyki powinny być zawarte w przedziałach ustanowionych tech-

TABLICA 1. Lotno-techniczne charakterystyki samolotów Il-96 i Tu-204 oraz wymagania w stosunku do portów lotniczych

Charakterystyka, wymagania	Il-96	Il-62	Il-86	Tu-204	Tu-154
Masa startowa maks., t	216	161,6	210	93,5	98
Masa do lądowania maks., t	175	105	175	78,4	78
Masa handlowa maks., t	40	23	42	21	18
Liczba pasażerów maks.	300	168	350	214	160
Długość samolotu, m	55,34	53,12	59,54	45,17	49,92
Wysokość samolotu, m	17,55	12,35	15,50	13,20	11,40
Rozpiętość skrzydła, m	61,20	43,20	48,06	39,87	37,55
Wysokość progów drzwi, m	4,65	3,75	2,43	3,80	3,70
Wymiary luku, m	1,78 x 1,82	1,3 x 1,26	1,18 x 1,82	1,62 x 1,4	1,35 x 1,20
Kontenery	16-AK-1,5		8-AK-1,5	12-AK-0,7	
Klasa lotniska (f. w m)	A	A	C (RFE)	B	C
	L = 3200	L = 3150	L = 2000	L = 2500	L = 2500
	DS	DS	DS	DS	DS
	I	I	III	II	III
Szerokość drogi kołowania, m	21,5	18,0	21,0	16,5	19,0
Pow. stanowiska do prób silników, tys. m ²	8,91	—	6,75	5,28	—
Czas postoju na płycie lotniskowej, h	2,0	1,9	2,0	1,45	1,45
Pow. stanowiska na płycie lotniskowej, tys. m ²	9,7	6,7	8,0	8,92	7,1

nicznymi zadaniami badań makietowych. W przeciwnym przypadku charakter i zakres prac przystosowawczych w portach lotniczych może ulec zasadniczym zmianom, jak to miało miejsce z samolotami Tu-154.

Biorąc pod uwagę geometryczne i eksploatacyjne charakterystyki (tabl. 1) zgodnie z metodą obowiązującą w MGA, określono zestaw elementów lotniska i ich wymiary.

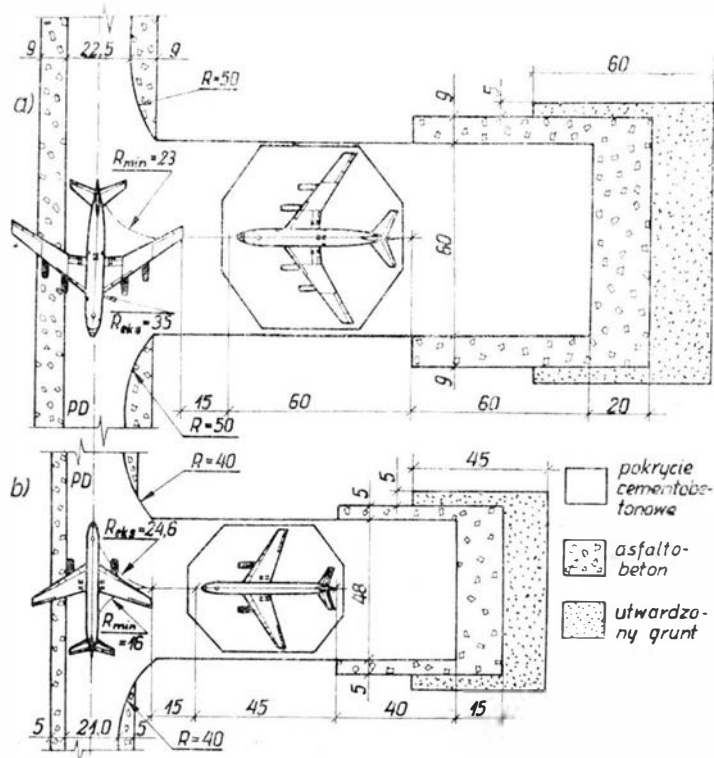
Dane dotyczące elementów lotniska eksploatującego samoloty Il-96 i Tu-204 podano w tabl. 2.

Wartości parametrów przedstawionych w tabl. 2 podano dla maks. masy startowej i eksploatacji bez ograniczeń. Jeśli planuje się na danym lotnisku eksploatację samolotów z ograniczeniami (masy startowej, intensywności ruchu itd.), w przypadku uzasadnionej konieczności dopuszcza się zmniejszenie wymiarów elementów. Oprócz tego na lotniskach przewidzianych do eksploatacji samolotów Il-96 i Tu-204 zaleca się wykonanie cementobetonowej sztucznej nawierzchni. Aby zapewnić bezpieczną eksploatację samolotów, na lotniskach należy przewidzieć odpowiednie stanowiska do rozruchu i próby silników.

TABLICA 2

	Wymiar elementu lotniska, m	
	Il-96-300	Tu-204
Długość pasa w warunkach standardowych IWPP	3200	2500
Szerokość pasa IWPP	45	39
Szerokość drogi kołowania	21,5	16,5
Odległość od krawędzi drogi kołowania do przeszkody	30	29
Odległość między równoległymi drogami kołowania	57,5	42,7
Promień przecięcia pasa z drogą kołowania	45,0	50,0
Szerokość poboczy wzdłuż drogi kołowania	9,0	5,0

Uwaga. Wymiary umocnionych poboczy mogą być uściślone po uzyskaniu wyników badań państwowych.



Rys. Schemat stanowiska rozruchu i prób silników: a) samolotów Il-96, b) samolotów Tu-204. Wymiary podano w metrach

Konstrukcję i wymiary takich stanowisk pokazano na rys. Zaleca się, aby rozmieszczać stanowiska do prób w pobliżu końca drogi startowej (DS). Holowanie samolotów Il-96 i Tu-204 do stanowiska rozruchu silników powinno odbywać się za pomocą ciągnika. Wzdłuż drogi kołowania dla samolotów Il-96 i Tu-204 powinny być utwardzone pobocza.

Projekt samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie inż. Zbysław Ciołkosz pod koniec projektowania samolotu bombowego PZL.30 Żubr przystąpił do opracowania wstępnego projektu samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33. Samolot ten miał być typem pośrednim między PWS-16 a PZL P.11 i PZL.23 Karaś. Ponieważ w tym czasie, tzn. zimą 1934/1935 już przewidywano, że następne projektowane samoloty myśliwskie i bombowe będą miały chowane podwozie, Z. Ciołkosz zaproponował, by przysły samolot szkolno-treningowy też miał chowane podwozie. Ciołkosz jako pierwszy w Polsce zastosował je na samolocie (PZL.27 w 1933 r.). Do samolotu PZL.33 opracował nowy rodzaj podwozia, które opatentował (patent polski nr 24994, zgłoszony 20.4.1935 r., a udzielony 6.8.1937 r.). Przy składaniu tego podwozia koła zachowywały pionową pozycję. Dzięki temu przy przymusowym lądowaniu ze schowanym podwoziem uszkodzeniu ulegało tylko śmigło, zaś samolot toczył się po ziemi na kołach, które w pozycji schowanej znajdowały się pod kadłubem. Patent równocześnie przewidywał zastosowanie skrzydła o cienkim profilu, usztywnionego cięgnami od góry (do kadłuba) i od dołu (do wieżyczki umieszczonej za złożonymi kołami podwozia). Taka konstrukcja płata miała zapewnić jego lekkość. Układ dolnopłata usztywnionego linkami był w owym czasie stosowany na amerykańskim myśliwcu Boeing P-26 z 1932 r. (używającym od 1934 r.). PZL.33 ze względu na krytą kabinę i chowane podwozie był nowocześniejszy od Boeinga.

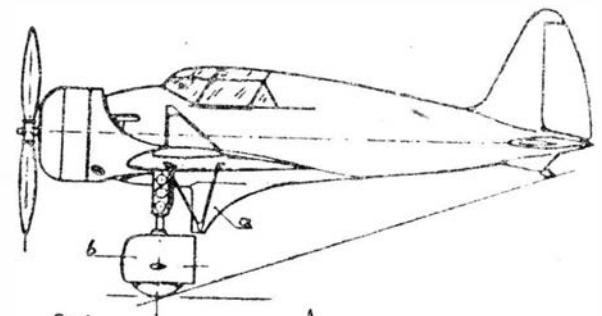


Fig. 1

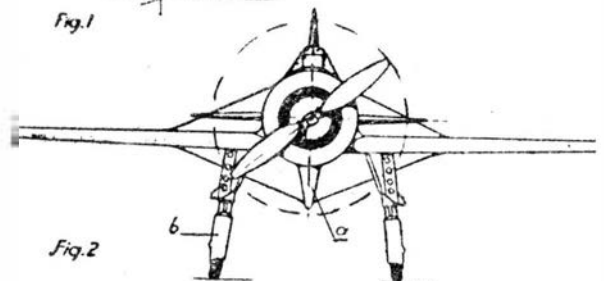


Fig. 2

Do opisu patentowego Nr 24994

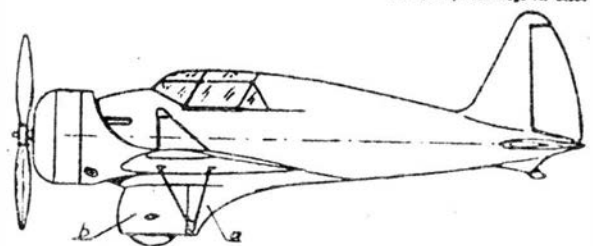


Fig. 3

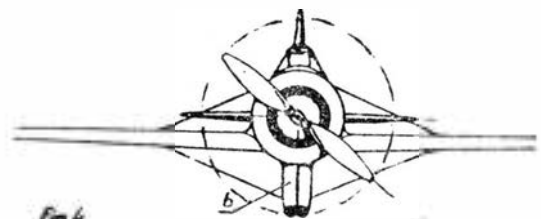


Fig. 4

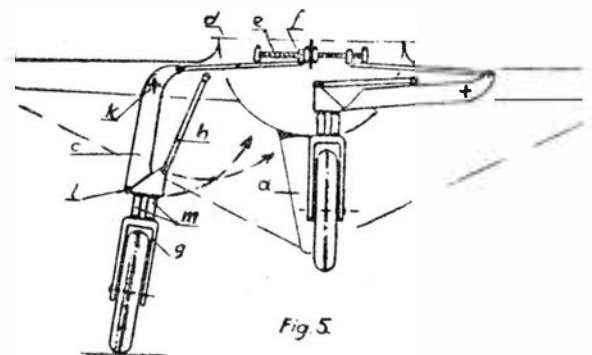
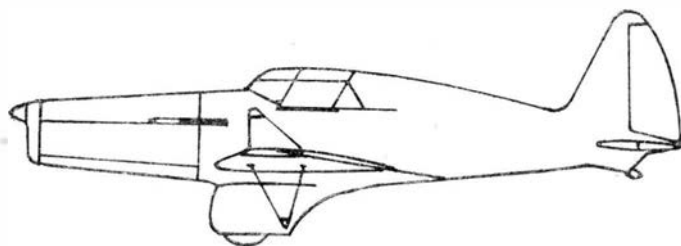


Fig. 5

Rys. 2. Rysunek do patentu nr 24994 — chowane podwozie pomysłu Z. Ciołkosza. Na rysunku podwozie nieproporcjonalnie wysokie, by pokazać szczegóły. Rysunek przedstawia jedną z odmian projektu samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33 z silnikiem G-1620 Mors



Rys. 1. Projekt samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33 z silnikiem Gipsy 12 (przypuszczalny wygląd)

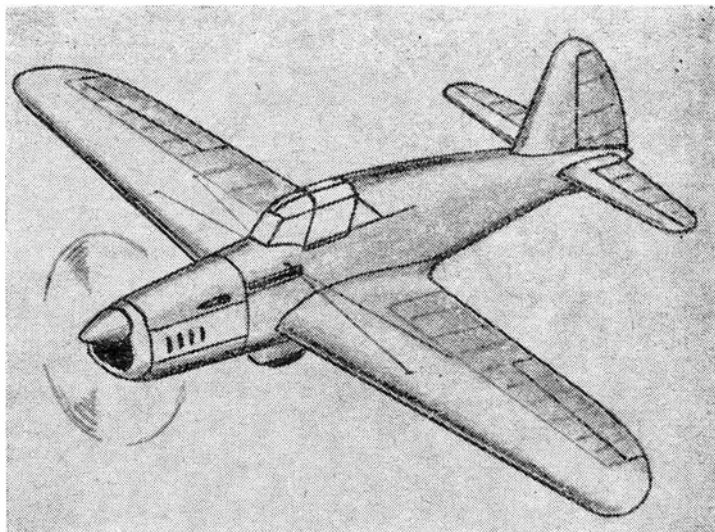
Początkowo do napędu samolotu PZL.33 przewidywano użycie 12-cylindrowego silnika rzędowego De Havilland Gipsy 12 o mocy trwałej 309 kW (420 KM) i długości 2,1 m. Później rozważono zastosowanie silnika gwiazdowego polskiej konstrukcji G-1620 Mors II, o mocy trwałej 316 kW (430 KM). Zapewne przewidując większy opór silnika gwiazdowego niż rzędowego, konstruktor uznał za uzasadnione zastosowanie silnika o nieco większej mocy. Silnik Gipsy 12 miał dużą masę, aż 481 kg, zaś Mors II — 290 kg. Dla samolotu szkolno-myśliwskiego był to ogromny zysk. Rysunek PZL.33 z silnikiem Mors stał się podstawą do wykonania rysunku patentowego.

W wykonaniu obliczeń PZL.33 brał udział inż. Antoni Zagórski, który na początku 1935 r. rozpoczął pracę w PZL. Ta data jednoznacznie ustala powstanie projektu. PZL.33 miał być uzbrojony w 1÷2 k.m. 7,9 mm umieszczone po bokach kadłuba i strzelające przez śmigło (zsynchronizowane). Jak pozostałe konstrukcje inż. Z. Ciołkosza, samolot miał mieć budowę mieszaną: kadłub spawany z rur stalowych, a skrzydła drewniane. Znając średnicę silnika (1,02 m), można na podstawie rysunku patentowego określić długość samolotu na 7,5 m. Można domyślać się, że samolot miał rozpiętość ok. 10÷11 m, powierzchnię nośną ok. 18 m², zaś masę własną z silnikiem Mors ok. 700÷750 kg. Dlaczego projekt PZL.33 nie został zrealizowany? Mogło się na to złożyć kilka przyczyn. Przede wszystkim uruchomiona w tym czasie seryjna produkcja samo-

lotów szkolno-treningowych z rodziny PWS-16/26 nie uzasadniała nowych wydatków na samoloty treningowe, natomiast do treningu myśliwskiego z eskadr myśliwskich przekazano samoloty PWS-10 oraz PZL P.7. Nie było więc zapotrzebowania na taki samolot. Prawdopodobnie w połowie 1935 r. prace nad tym projektem przerwano.

Wkrótce jednak koncepcja samolotu Ciołkosza odżyła w nieco zmienionej formie. Lotnictwo wojskowe, choć właśnie otrzymywało z wytwórni samoloty myśliwskie PZL P.11c, planowało jednak opracowanie jako ich następcy samolotu o niskim pułapie, czyli przeznaczonego do działań na małych wysokościach. W latach trzydziestych we Francji i w USA m.in. propagowano koncepcję lekkiego samolotu myśliwskiego. Z. Ciołkosz szukając nowego tematu pracy, przygotował projekt wstępny takiego samolotu. Otrzymał on oznaczenie PZL.39. Z numeracji wynika, że powstał on po projekcie PZL P.38 Wilk (z przełomu lat 1934/1935), a przed projektami PZL.42, PZL.43 i PZL.44 z 1936 r. Musiał on też powstać przed odejściem Z. Ciołkosza z PZL do LWS (na początku 1936 r.). Dlatego pierwsza koncepcja samolotu PZL.39 musiała powstać w drugiej połowie 1935 r.

Zazwyczaj konstruktor korzysta ze swych doświadczeń i dąży do realizacji swych oryginalnych pomysłów. Dlatego należy sądzić, że PZL.39 był kontynuacją projektu PZL.33, a przynajmniej przejął jego niektóre rozwiązania konstrukcyjne. Ponieważ nie projektowano u nas podwozi chowanych do samolotów jednosilnikowych można przypuszczać, że Z. Ciołkosz w PZL.39 chciał zastosować podwozie wg opatentowanego przez siebie wzoru. Samolot ten miał być napędzany silnikiem PZL Foka o mocy trwałej 300 kW (420 KM) i masie 320 kg, czyli podobnych do mocy i masy PZL.33, dlatego istniała możliwość przystosowania poprzedniej koncepcji do nowego projektu. Trudno powiedzieć, czy Z. Ciołkosz w PZL.39 chciał zastosować skrzydło usztywnione cięgnami. Nie jest to wykluczone, choć należy zauważyć, że gdyby do samolotu challenge'owego PZL.26 z 1934 r. zastosować silnik PZL Foka i nieco wzmocnić płatowiec, to masa własna takiego samolotu (ze stałym podwoziem) nie przekroczyłaby 750 kg. Jeżeli nawet Z. Ciołkosz w pierwszym projekcie przewidywał



Rys. 3. Początkowy projekt samolotu myśliwskiego PZL.39 (przypuszczalny wygląd)

usztywnienie skrzydeł cięgnami, to można przypuszczać, że następne wersje projektu (LWS-1 i LWS-4) opracowane w 1936 r. w LWS były już wolnonośne. Oczywiście są to tylko domysły. Może jeszcze ktoś natrafi na nieznane informacje o tym projekcie, które pozwolą dokładniej ustalić wygląd samolotu PZL.39 i jego odmian LWS-1 oraz LWS-4.

ŹRÓDŁA

1. Opis patentowy nr 24994
2. Korespondencja inż. Antoniego Zagórskiego
3. E. MALAK: Prototypy samolotów w trzyletnim planie rozwoju polskiego lotnictwa. TLiA. 1988, nr 5
4. E. MALAK: Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/LWS-1 i LWS-4. TLiA. 1988, nr 7

Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/LWS-1 i LWS-4

Dr EDWARD MALAK

Wbrew dość rozpowszechnionym w publikacjach informacjom o tym, że projekty PZL.38 i PZL.39 były odmianami samolotu Wilk, miały to być dwie zupełnie różne konstrukcje o podobnym zastosowaniu. Obie mianowicie zamierzano wprowadzić do jednostek zamiast samolotu myśliwskiego PZL P.11.

Decyzja o przebrojeniu w przyszłości polskiego lotnictwa myśliwskiego nie w jeden, a w dwa wzajemnie uzupełniające się na polu walki samoloty zapadła prawdopodobnie przy końcu 1932 r. Była ona zapewne spowodowana ówczesnymi zapatrywaniami kierownictwa Departamentu Aeronautyki wyrażonymi w skierowanym do Sztabu Głównego referacie z 11 października 1932 r. Stwierdzono w nim m.in.: „Nowy sprzęt (...) (chodziło tu o myśliwiec PZL P.7, przyp. E. M.) jest najlepszym jaki obecnie istnieje, ilościowo jednak jest nasze lotnictwo myśliwskie zbyt słabe (...). Siły myśliwskie muszą być zwiększone o jednostki wyekwipowane w maszyny wielomiejsowe do walki, uzbrojone w armaty, które byłyby zdolne do zwalczania lotnictwa bombowego, tak w dzień jak i w nocy oraz do osłony naszych wypraw bombowych” [1]. Rozbudowa proponowana wówczas przez Departament Aeronautyki miała spełniać dwa założenia:

- wystawienie 12 eskadr po 10 samolotów „jednosiedzeniowych”,
- wystawienie do 6 eskadr po 6 płatowców „wielosobowych”.

Stanowisko Departamentu Aeronautyki zostało zaakceptowane przez naczelną władzę wojskową. Do 1 kwietnia 1934 r. zwiększono liczbę eskadr myśliwskich („jednosiedzeniowych”) do 13. W 1932 r. było 8 eskadr myśliwskich. W 1933 r. utworzono 4 nowe eskadry oraz zreformowano istniejącą eskadrę myśliwców nocnych. Jednocześnie, zgodnie z założeniami planu trzyletniego, rozpoczęto studiowanie koncepcji samolotu myśliwskiego „wielosobowego” z działkiem. W Polsce od 1933 r. przystąpić więc do działań, które w przyszłości miały doprowadzić do sformowania dwóch rodzajów lotnictwa myśliwskiego: „jednosiedzeniowego” (klasycznego lekkiego) oraz „wielosobowego” (ciężkiego myśliwskiego, pościgowego), przy czym żaden nie był zaprzeczeniem drugiego, lecz uzupełnieniem.

Stwierdzając ten fakt trzeba zwrócić uwagę, iż około połowy lat trzydziestych Dowództwo Lotnictwa uważało, że w nadchodzących latach podstawową siłą lotnictwa myśliwskiego powinny stać się silnie uzbrojone myśliwce. Dla lekkiego, klasycznego lotnictwa myśliwskiego nie przewidywano już, tak jak przy końcu 1932 r., dominującej roli.

Jak wynika z opracowania „Rozbudowa lotnictwa” przygotowanego przez Departament Aeronautyki i przedstawionego Szefowi Sztabu Głównego 21 listopada 1935 r., zamierzano „sprowadzić całość zapatrywania (...) lotnictwa do 3-ch głównych typów:

- 1) płatowiec bombardowania dziennego i nocnego (...),

2) płatowiec myśliwski i wywiadowczy (liniowy — 2 motorowy, posiadający (prędkość — przyp. E.M.) ponad 500 km, uzbrojony w armaty lub karabiny, o obsadzie dwuosobowej),

3) płatowiec towarzyszący (...)."

Ciężki myśliwiec miał więc stać się najważniejszym, lecz nie jedynym typem myśliwskim. Działania Dowództwa Lotnictwa i polskich konstruktorów lotniczych wskazują wyraźnie, iż przygotowywano się także do opracowania innego myśliwca.

Na to, że ciężki myśliwiec nie był przewidywany jako jedyny następca PZL P.11 wskazują także m.in. „Projekty norm miesięcznego zużycia materiału w czasie pokoju i wojny, opracowane w myśl (...) wytycznych ustalonych na konferencji w dniu 16 maja 1936 r.”, przekazane 2 lipca 1936 r. przez Dowództwo Lotnictwa Szefowi Biura Ogólno-Administracyjnego MSWojsk. Podstawowe zadania dla ciężkiego myśliwca zostały w nich określone następująco:

- dalekie rozpoznanie,
- zwalczanie lotnictwa npla na dużych wysokościach,
- bombardowania nurkowe.

Konsekwencją tak postawionych celów było zakwalifikowanie ciężkiego myśliwca wyłącznie do „górných” (przeznaczonych do działania na dużych wysokościach) eskadr myśliwskich. Natomiast do wyposażenia eskadr myśliwskich „dolnych” (przeznaczonych do działania przede wszystkim na tzw. niskim pułapie) nie zaliczono samolotu P.38, oznaczonego tak w „Rozbudowie lotnictwa” z listopada 1935 r. i w „Projektach...”.

Tymczasem od 1931 r. w literaturze pojawiały się twierdzenia, iż podjęcie prac przy ciężkim myśliwcu PZL.38 Wilk spowodowało zaprzestanie prac nad lekkim myśliwcem nowej generacji. Miało tak być, ponieważ Dowództwo Lotnictwa zamierzało podobno w ogóle zrezygnować z wyposażania eskadr myśliwskich w klasyczne myśliwce, których miejsce miał zająć wyłącznie Wilk. Twierdzono, iż miały być przygotowywane dwie odmiany samolotu: PZL.38 Wilk do działań na tzw. wysokim pułapie oraz PZL.39 w wersji przeznaczonej do działań na małych wysokościach. Hipotezy tej jednak nie potwierdziły żadne dokumenty. Teza, że wersja Wilka P.39 miała zastąpić klasyczne myśliwce wynikała stąd, iż mylnie uznano P.39 za odmianę projektu P.38. Potwierdzili to również konstruktorzy. Główny konstruktor samolotu PZL.38 Wilk prof. Franciszek Miształ zaprzeczył, jakoby opracował P.39. Wyraźnie przy tym podkreślał, że Wilk jako samolot dwusilnikowy nie mógłby pełnić funkcji klasycznego myśliwca (mniejsza zwrotność) i było konieczne uzupełnienie składu sił powietrznych jednomiejscowym, jednosilnikowym myśliwcem. Potwierdza to zastępca prof. F. Miształa inż. T. Tarczyński: „Mimo że byłem związany z grupą dr. Miształa prawie od samego początku nie wiem nic o P.39. Nasza praca jeśli chodzi o konstrukcję to P.38” [2]. A zatem ani konstruktorzy Wilka, ani też zachowane dokumenty Dowództwa Lotnictwa z 1935 i 1936 r. nie potwierdzają istnienia tzw. niskopułapowej odmiany Wilka — samolotu PZL.39. Jeśli więc wersji niskopułapowej Wilka nie było, to nie mogło być również planów zastąpienia nią klasycznych myśliwców.

Ponieważ ciężki myśliwiec PZL.38 Wilk miał być w przyszłości przeznaczony do działania w składzie eskadr myśliwskich „górných”, trzeba było równocześnie podjąć działania na rzecz budowy myśliwca, który mógłby z czasem wejść na uzbrojenie jednostek myśliwskich „dolnych”. Prof. inż. Tadeusz Sołtyk przekazał informację, iż widział szkice dwóch myśliwców proponowanych przez inż. Zbysława Ciołkosza. Prawdopodobnie miało to miejsce jeszcze przed odejściem inż. Z. Ciołkosza z PZL, do Lubelskiej Wytwórni Samolotów, czyli najpóźniej pod koniec 1935 r.

Nie można już chyba dziś ustalić, w jakim stopniu prace nad lekkim myśliwcem nowej generacji były wynikiem inicjatywy konstruktorów, a w jakim rezultatem zleceń udzielonych wytwórniom lotniczym przez wojsko. Jedno wydaje się oczywiste. Otóż najpóźniej na przełomie lat 1935/1936 podjęto prace mające na celu opracowanie projektu lekkiego, klasycznego myśliwca nowej generacji. Potwierdzają to trzy dokumenty.

● Wg „Tablicy porównawczej samolotów wojskowych” (z początku 1936 r.) samolot ten oznaczony PZL.39/LWS-1, projektowano jako jednomiejscowy, uzbrojony w 2 karabiny maszynowe pilota, nie przystosowany do lotów nocnych ani też do działań w warunkach zimowych, mogący wykonywać loty bez widoczności, wyposażony w radiostację nadawczo-odbiorczą. Miał być napędzany silnikiem PZL Foka o mocy ok. 331 kW (450 KM). Masa całkowita miała wynosić 1100 kg, masa użyteczna 340 kg, promień działania 420 km i prędkość maks. 400 km/h. Materiałem

podstawowym do budowy myśliwca PZL.39/LWS-1 było drewno. Samolot miał być wyposażony w chowane podwozie.

● W „Zestawieniu samolotów wojskowych” z 31 lipca 1936 r., znajdujemy informacje o myśliwcu LWS-4. Nie są one obszerne, pozwalają się jednak zorientować jakie były jego ogólne założenia. Tak więc LWS-4 miał być jednomiejscowym myśliwcem małej wysokości, uzbrojonym w 2 km. napędzany silnikiem PZL Foka. „Wysokość użytkowa” miała wynosić 1500 m, prędkość maks. 380 km/h, a „promień wypadu” 420 km. Do lądowania i startu miało wystarczać małe lotnisko. Nie przewidywano przystosowania samolotu do działań w warunkach zimowych ani też do lotów nocnych. Podstawowym materiałem konstrukcyjnym miały być drewno i stal.

Założenia dla LWS-1 i LWS-4 były identyczne, jedynie prędkość miała nieznacznie zmniejszyć się z 400 do 380 km/h. Fakt, iż projektowana prędkość maks. LWS-4 miała wynosić 380 km/h i miała być nieco większa niż istniejącego już PZL P.11 z silnikiem (o znaczenie większej mocy) może budzić zastrzeżenia. Warto tu jednak zwrócić uwagę, że PZL P.11c osiągnął największą prędkość na wysokości 5000 m, podczas gdy na wysokości 1000 m rozwijał prędkość 295 km/h, zaś na wysokości 2000 m — 314,5 km/h. Tymczasem dla LWS-4 pułap użytkowy miał wynosić 1500 m, być może więc dla tej właśnie wysokości została wyliczona jego prędkość maks. W tych warunkach przyrost prędkości wyniósłby w porównaniu z P.11c (który rozwijał prędkość 295 km/h na wysokości 1000 m, a 315 km/h na 2000 m) ok. 70-80 km/h, a więc nie mało. Trzeba wszakże podkreślić, że to tylko domniemania.

Nie jest jasne dlaczego LWS-4, a wcześniej PZL.39/LWS-1, nie miał być przystosowany do działań w nocy ani też w warunkach zimowych. Biorąc pod uwagę geograficzne położenie Polski nie można było wykluczyć ewentualności prowadzenia działań zbrojnych zimą. Wsuwając te zastrzeżenia trzeba jednak stwierdzić, że LWS-4 musiał mieć zalety, skoro został zaaprobowany przez stawiające wysokie wymagania Dowództwo Lotnictwa. Z formalnego punktu widzenia stało się to najpóźniej 26 czerwca 1936 r.

● 26 czerwca 1936 r. płk Janusz Beaurain w imieniu dowódcy lotnictwa wystąpił do Szefa Sztabu Głównego z prośbą „o zezwolenie na zamówienie (...) prototypu (...) LWS-4 (PZL-39) z silnikiem PZL WS, jednoosob(ego) myśliwskiego”. Uzasadniając swą prośbę płk. J. Beaurain podał: „Samolot ten projektuję użyć do ochrony własnych samolotów towarzyszących i do zwalczania nieprzyjacielskich pracujących na małych wysokościach, jak również jako samolot przejściowy, szkolny myśliwski do samolotów myśliwskich o dużych szybkościach. Będzie on zbudowany z krajowych materiałów i wyposażony w krajowy silnik Wytwórni Silników P.Z.Lotn. Foka o mocy 400 KM, a więc tani w budowie i ekonomiczny w użytkowaniu, przy zachowaniu jednak wszystkich własności normalnego samolotu myśliwskiego. Ponieważ silnik przeznaczony do prototypu jest obecnie w budowie, przeto samolot musi być wyposażony w silnik zastępczy. Jako silnik zastępczy przewiduję silnik amerykański Ranger V-770 SS 350 KM. Silnik ten jest na razie na liście sekretnej, lecz ma być ujawniony w najbliższym czasie” [1]. Wykonanie prototypu płatowca LWS-4 (PZL.39) miało kosztować 135 000 zł, zaś koszt silnika Ranger V 770 obliczono na ok. 50 000 zł.

Złożenie przez dowództwo lotnictwa prośby o wyrażenie zgody na podjęcie budowy myśliwca LWS-4 (PZL.39) było w jakimś stopniu skoordynowane z planami powstającymi w tym samym czasie w Sztabie Głównym. Świadczy o tym fakt, iż w materiałach ppłk. Karola Hodały z Biura Studiów Sztabu Głównego nt. przebudowy Lubelskiej Wytwórni Samolotów przewidywano, iż w LWS zostanie podjęta produkcja samolotów myśliwskich o konstrukcji drewniano-stalowej. Wg materiałów ppłk. K. Hodały z 13 lipca 1936 r. w kwietniu 1937 r. przewidywano produkcję w LWS czterech pierwszych myśliwców. W maju i w czerwcu planowano również po cztery myśliwce. W dalszych trzech miesiącach produkcja miała wynosić po 6 myśliwców. Następnie przez 10 miesięcy planowano wytwarzać po 10 myśliwców. Razem zamierzano zbudować 130 myśliwców i zakończyć ich produkcję w lipcu 1938 r.

Płk K. Hodała nie posługuje się żadnym oznaczeniem dla tego samolotu. Wydaje się jednak, że istnieją wystarczające podstawy aby uznać, że chodzi właśnie o myśliwiec LWS-4 (PZL.39).

Projekt myśliwca nie został jednak skierowany do realizacji. Zdecydowały o tym przynajmniej trzy przyczyny. Pierwszą z nich, na pewno nie najważniejszą, choć wstrzy-

mującą natychmiastowe wprowadzenie w życie zamierzeń Dowództwa Lotnictwa, było stanowisko Szefa Sztabu Głównego przekazane Dowództwu Lotnictwa 16 lipca 1936 r. Oryginał odpowiedzi wprowadzić się nie zachował, znany jest jednak jej projekt. Wynika z niego, iż Szef SG nie mógł podjąć decyzji, bowiem sądził, iż sprawa ta musi być rozpatrzona przez Komitet do Spraw Uzbrojenia i Sprzętu. W związku z tym planowano wystosować do Dowództwa Lotnictwa prośbę o przygotowanie odpowiednich materiałów na posiedzenie KSUS. W archiwalnych materiałach brak informacji, na którym posiedzeniu KSUS była rozpatrywana sprawa udzielenia zgody na budowę myśliwca LWS-4 (PZL.39). Najprawdopodobniej dopiero 13 października 1936 r. Komitet oficjalnie zaakceptował plan budowy klasycznego myśliwca nowej generacji. Jeśli tak było rzeczywiście, to na podjęcie decyzji stracono ok. 3 miesiące. Zważywszy zaś przy tym na fakt, iż zgodnie z uchwałą KSUS klasyczny myśliwiec miał osiągać prędkość 450 km/h oraz miał być uzbrojony w 4 k.m. staje się oczywiste, że nawet po 13 października 1936 r. nie było możliwe skierowanie do realizacji projektu samolotu, dla którego przewidywano prędkość 380 km/h oraz 2 k.m.

Drugą przyczyną była zapewne katastrofa bombowca PZL.30 BII w dniu 7 listopada 1936 r. Jedną z konsekwencji wypadku było zwolnienie z LWS jej dyrektora technicznego inż. Zbysława Ciołkosza, który nie tylko był głównym projektantem bombowca, lecz najprawdopodobniej także autorem projektu myśliwca PZL/LWS. Oznaczało to zmniejszenie szans na realizację projektu.

Kolejną przeszkodą był brak odpowiedniego silnika. Silnik PZL Foka, wbrew pierwotnym oczekiwaniom, nie był gotowy w 1937 r., nie udało się też na czas sprowadzić silnika, który mógłby go zastąpić. Wprowadzić do prototypu proponowano sprowadzić amerykański silnik Ranger, jednak takiego rozwiązania nie można było przyjąć dla samolotów seryjnych. W pierwszej połowie 1937 r. rozpatrywano najprawdopodobniej możliwość użycia na LWS-4 silnika C.1620 cis. Jednak i ten zamysł nie został zrealizowany. G.1620 cis nie był jeszcze zbudowany, a miał być ewolucyjną przeróbką silnika 1620 bis.

Nie wiadomo kiedy ostatecznie zrezygnowano z projektu LWS-4 (PZL.39). Można jedynie stwierdzić, iż w sporządzonym w Sztabie Głównym zestawieniu pt. „Rozwój prototypów samolotów”, powstałym między 20 kwietnia a koń-

cem sierpnia 1937 r., wymieniany jest jeszcze myśliwiec LWS. Nosi on oznaczenie LWS-5. Oczywiście nie należy sądzić, że chodziło o nowy myśliwiec. Po oznaczeniu przekonstruowanego bombowca PZL.30 BII jako LWS-4 przemianowano prawdopodobnie projekt myśliwca LWS-4 na LWS-5. Wg „Rozwoju prototypów samolotów” LWS-5 znajdował się „w stadium opracowania”. Jest jednak wątpliwe, aby w 1937 r. wykonywano jakiegokolwiek ważniejsze prace przy projekcie myśliwca. Były Szef Biura Konstrukcyjnego LWS prof. dr inż. Jerzy Teisseyre w ogóle nie przypomina sobie, aby taki samolot był projektowany.

Na tym zakończyła się prawdopodobnie historia projektu lekkiego myśliwca „małej wysokości”, oznaczonego najpierw PZL.39/LWS-1, później LWS-4(PZL.39) następnie LWS-4, a w końcu LWS-5.

Fiasco koncepcji budowy w połowie lat trzydziestych taniego, lekkiego myśliwca przyniosło w efekcie brak klasycznego myśliwca we wrześniu 1939 r. Samolot taki (z powodu stosunkowo słabego silnika oraz nie najsilniejszego uzbrojenia) nie mógł stać się wprowadzić równorzędnym przeciwnikiem dla Messerschmittów 109, niemniej wydaje się, że na małych wysokościach mógłby przeciwstawić się z powodzeniem Junkersom Ju 87 oraz samolotom rozpoznawczym bliskiego zasięgu Henschel Hs 126. Ze względu na stosunkowo małą masę miałyby zapewne nie mniejsze niż P.11 szanse w walce kołowej z Me 109 i 110.

Z powyższych faktów wynika, że spotykana w publikacjach teza o dążeniu Dowództwa Lotnictwa do likwidacji klasycznego lotnictwa myśliwskiego i wprowadzenia do jednostek myśliwskich wyłącznie samolotów PZL.38 Wilk jest mało prawdopodobna.

ZRÓDŁA

1. Dokumenty ze zbiorów Centralnego Archiwum Wojskowego
2. Korespondencja i rozmowy autora z wymienionymi w tekście konstruktorami

Od redakcji. Dr E. Malak pierwszy opublikował informację o laminarnym profilu Łośia, powtórzoną w *TLiA* 1988 nr 4 w artykule „Polski wkład w rozwój techniki lotniczej”.

Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IV)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI
Instytut Lotnictwa

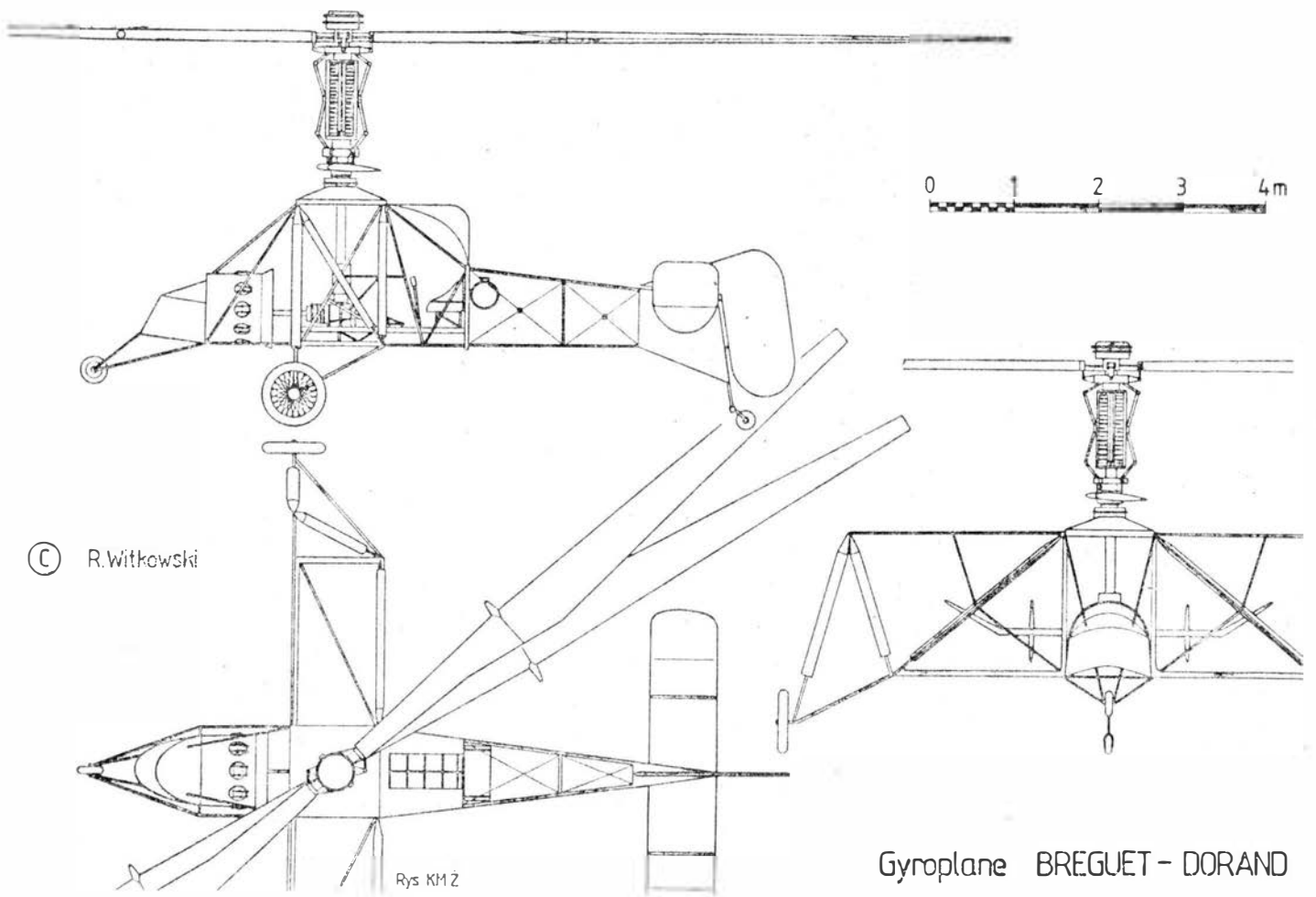
ŚMIGŁOWIEC BREGUET-DORAND GYROPLANE (1933 r.)

Louis Charles Breguet (1880—1955) zapisał się w historii lotnictwa przede wszystkim jako wybitny konstruktor samolotów i założyciel linii lotniczych Air France. Nim jednak zdobył sławę jako pionier lotnictwa samolotowego, zasłużył się technice śmigłowcowej budując (wraz z bratem Jacquesem i dr. Richetem) pierwszy śmigłowiec, który oderwał się od ziemi za pomocą własnego napędu. Był to Gyroplane, wielka maszyna z kratownicowym kadłubem w kształcie (w widoku z góry) krzyża, na którego ramionach były osadzone cztery wirniki nośne, każdy o średnicy 8 m. Wirniki miały po cztery pary smukłych prostokątnych łopatek o długości 2,2 m i cięciwie 0,37 m. Wirniki były napędzane silnikiem Antoinette o mocy 33 kW (45 KM)

umieszczonym w centralnej części śmigłowca. Masa śmigłowca z pilotem i paliwem wynosiła 578 kg.

Próby wykazały, że łączny ciąg wszystkich wirników przewyższa ciężar śmigłowca, w związku z czym podjęto próby wzlotów. Miejsce pilota zajął inż. Volumard. 24 sierpnia 1907 r. Gyroplane oderwał się od ziemi i utrzymywał w powietrzu przez 1 minutę, a 29 września osiągnął wysokość 1,5 m. Trudno mówić o locie swobodnym śmigłowca podczas prób, bowiem nie miał on układu sterowania lotem (jedynie sterowanie dotyczyło zmiany mocy silnika) i gdy unosił się w powietrze, przez cały czas był utrzymywany (stabilizowany) przez czterech ludzi na ziemi.

Na podstawie spostrzeżeń i doświadczeń zebranych podczas wzlotów niesterowanego Gyroplane'a Breguet i Richet zaprojektowali następnie Gyroplane n° 2. Była to konstruk-



Gyroplane BREGUET - DORAND

Rys. 1. Śmigłowiec Gyroplane

cja hybrydowa. skrzyżowanie wiroplata z samolotem, z wirnikami umieszczonymi między skrzydłami. Osie wirników były odchylone 20° ku przodowi w celu wytworzenia składowej ciągnącej. Ponieważ łączna siła nośna obu wirników nie pozwalała na przewyższenie ciężaru śmigłowca, nie był możliwy start pionowy. Samolotośmigłowiec startował z rozbiegiem, dość zresztą krótkim, w czasie którego osiągał prędkość 25 km/h. Po kilku lotach rozbił się.

Po zbudowaniu na przełomie lat 1908/1909 ulepszonej wersji Gyroplane'a n° 2, oznaczonego n° 2 bis, w którym wirniki były odchylone od pionu o 40° , Breguet przerwał prace nad śmigłowcami. Powrócił jednak do nich w 1930 r. Tym razem połączył swoją wiedzę i doświadczenie z ta-

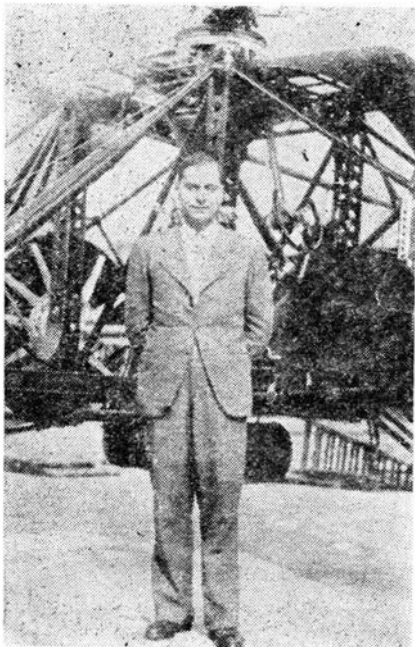
lentem młodego, zdolnego inżyniera René Doranda, syna szefa służb technicznych lotnictwa francuskiego w czasie I wojny światowej. W założonej przez siebie w 1931 r. firmie inżynierskiej Syndicat d'Etudes du Gyroplane (Syndykat Studiów nad Wirowcem) rozpoczął projektowanie dużego śmigłowca o układzie współosiowym.

Śmigłowiec, który otrzymał tę samą co poprzednik nazwę Gyroplane, miał dwa współosiowe wirniki nośne o średnicy 15 m, każdy złożony z dwu łopat o mieszanej konstrukcji. Były one zawieszony w piastach głowic na przegubach wahań i miały dodatkowe przeguby mniej więcej w 1/3 rozpiętości. Napęd śmigłowca stanowił silnik gwiazdowy Hispano-Suiza o mocy 221 kW (300 KM), którego prędkość obrotowa 2000 obr/min była redukowana do prędkości obrotowej wirnika 132 obr/min w specjalnej przekładni w centralnej części ażurowego, kratowego kadłuba. Łopaty nośne, przez wahań mogły przekrecać się wokół osi podłużnej. Były one sterowane dwiema tarczami sterującymi: jedna znajdowała się pomiędzy wirnikami, druga pod wirnikiem dolnym. W głowicach wirników znajdowały się sprzęgła wolnego biegu, pozwalające na swobodny obrót łopat także bez napędu. Masa własna śmigłowca wynosiła 1430 kg, maks. masa startowa -- 1950 kg.

Śmigłowiec został zbudowany z zamiarem spełnienia sześciu warunków francuskiego Ministerstwa Lotnictwa, za co były przewidziane bardzo wysokie nagrody pieniężne (m.in. 100 tys. franków za lot w obwodzie zamkniętym dłuższym niż 500 m i na wysokości większej niż 10 m oraz po 500 tys. franków za przekroczenie prędkości 100 km/h i czas lotu 1 h).

Próby Gyroplane szły początkowo opornie. Po oblocie dokonanym przez pilota Maurice Claisse'a 5 listopada 1933 r., w następnych lotach napotkano na trudności — obserwowano np. wzajemne uderzanie o siebie w locie łopat dolnego i górnego wirnika, niezadowolające były cechy stateczności i sterowności. W jednym z lotów śmigłowiec uległ awarii i próby wznowiono (po remoncie) dopiero w 1935 r.

Odbudowany śmigłowiec różnił się zewnętrznie od pierwszej wersji. Otrzymał podwozie o znacznie większym rozstawie kół, tył kadłuba (mający poprzednio postać półsko-



Rys. 2. Pilot doświadczalny Maurice Claisse, który wykonywał wszystkie próby śmigłowca Gyroplane

rupowego ściętego słożka) stał się ażurową kratownicą, zmieniono kształt i wielkość statecznika poziomego. Mniej widoczne zmiany konstruktorzy wprowadzili do przegubów łopat i ich sztywności oraz do układu sterowania. Masa własna śmigłowca wzrosła do 1600 kg, a całkowita do 2260 kg.

Pierwszy lot Gyroplane, w drugim wariantie konstrukcyjnym, odbył się w czerwcu 1935 r. Wprowadzone zmiany wyraźnie poprawiły właściwości śmigłowca i Maurice Claisse mógł podjąć próbę spełnienia wspomnianych wyżej warunków Ministerstwa Lotnictwa. 14 grudnia 1935 r. w obecności obserwatorów obleciał obwód zamknięty 590 m utrzymując przez cały czas wysokość powyżej 10 m. 21 grudnia 1935 r. przeleciał w ciągu 31,96 s wzdłuż 885-metrowej bazy osiągając prędkość 99,692 km/h. W 1936 r. na śmigłowcu ustanowiono ponadto rekordy wysokości (158 m), długości trwania lotu (1 h 02 min 50 s) i odległości przelotu w obwodzie zamkniętym (44 km).

Cenną właściwością śmigłowca była możliwość wykonywania bezpiecznych lądowań autorotacyjnych z zatrzymanym silnikiem.

Po II wojnie światowej spółka Breguet-Dorand rozpadła się, ale obaj pionierzy pozostali wierni układowi współosiowemu. W 1946 r. Louis Breguet zbudował śmigłowiec Breguet G-11-E napędzany silnikiem tłokowym Potez 9E-00 o mocy 177 kW (240 KM), wyposażony w dwa przeciwbieżne trójłopatowe wirniki. Nie zdobył on jednak powodzenia, podobnie jak silniejszy Breguet G-111 z 1949 r. z silnikiem Pratt and Whitney o mocy 331 kW (450 KM), i pozostał tylko prototypem.

Na podobnym etapie zakończyły się próby obserwacyjnego śmigłowca G-20 z 1947 r., zbudowanego przez Rene Doranda w założonej przez niego firmie Société Francaise du Gyroplane. Śmigłowiec, którego masa bez załogi i paliwa wynosiła 1400 kg, a całkowita masa w locie 2500 kg, miał dwa współosiowe dwułopatowe wirniki i był napędzany silnikiem o mocy 177 kW (240 KM). G-20 znajduje się obecnie w zbiorach Musée de l'Air w Paryżu.

Dane techniczne

Średnica wirników 15,00 m
Powierzchnia tarczy wirnika 176,7 m²



Rys. 3. Śmigłowiec Breguet-Dorand Gyroplane w drugim wariantie konstrukcyjnym z 1935 r.

Długość bez wirników	8 m
Wysokość	4,7 m
Rozstaw kół głównych	6,5 m
Baza podwozia	4,5 m
Masa własna	1430 (1600)*) kg
Masa ładunku użytecznego	520 (660) kg
Masa w locie maks.	1950 (2260) kg
Prędkość maksymalna	100 km/h
Długość trwania lotu	1 h
Zasięg	44 km

*) Pierwsze wartości dla pierwotnego wariantu konstrukcyjnego, drugie — dla wariantu końcowego.

cd. ze str. 24

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Airport requirements as imposed by IL-96 and Tu-204 operation. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 17

The article reports on specific requirements relevant to airfields and airports to receive IL-96 and Tu-204 shortly entering regular service with LOT.

GLASS A.: The project of the PZL.33 trainer and fighter. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 18

The plane designed by Z. Ciolkosz in 1935 has been described using a patent partially retracted landing gear.

MALAK E.: An unknown project of the fighter PZL.39/LWS-1 and LWS-4. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 19

A project has been discussed developed in 1935-1936 by Z. Ciolkosz and misinterpreted as a version of the Wilk plane.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (IV). TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 21

The design of the French Gyroplane from 1933 has been presented as well as the course of the helicopter testing.

ZUSAMMENFASSUNGEN

DEUTOWSKI H.: Flugzeuge und Hubschrauber zur Brandbekämpfung (II). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 3

Es werden Grundvoraussetzungen für den Entwurf des polnischen Brandbekämpfungsluftzeuges PZL-140 Gąsior behandelt.

PERLIŃSKI J.: Entwicklungsprobleme der Militärflugzeuge bis zum Jahre 2000. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 5

In dem Aufsatz werden Vermutungen hinsichtlich der Richtungen und möglichen Errungenschaften in der Konstruktionsentwicklung von Militärflugzeugen bis Ende des 20. Jahrhunderts vorgestellt.

KACZYŃSKI T.: Konzeption des Berechnungsmodells für die Haltbarkeit der Turbinenschaufeln bei Düsenmotoren. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 8

Es werden die variablen Belastungen der Turbinenschaufeln bei Düsenmotoren, drei Berechnungsmodelle für die Haltbarkeit der Konstruktionsteile, das Versetzungs-, energetische und statische Modell behandelt sowie eine eigene Konzeption für die Berechnung der Haltbarkeit der Turbinenschaufeln vorgeschlagen.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Ansprüche der Flugzeuge Il-96 und Tu-204 gegenüber den Flughäfen. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 17

In Bezug auf die Inbetriebsetzung in naher Zukunft durch die Fluggesellschaft LOT der Flugzeuge Il-96 und Tu-204, werden Erfordernisse erwo-gen, die von den Flugplätzen und Flughäfen für diese Flugzeugtypen zu erfüllen sind.

GLASS A.: Das Projekt des Schul- und Jagdflugzeuges PZL.33. TLiA, XLIII Jhrg., H. 7, S. 18

Es wird ein Flugzeugentwurf von Ing. Z. Ciolkosz aus dem Jahre 1935 vorgestellt, bei dem das Patent für ein teilweise einziehbares Fahrwerk angewandt wurde.

MALAK E.: Ein unbekanntes Projekt des Jagdflugzeuges PZL.39/LWS-1 und LWS-4. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 19

Der Verfasser behandelt den aus den Jahren 1935-1936 stammenden Entwurf von Ing. Z. Ciolkosz und erklärt die falsche Auffassung, nach der er als eine Version des Flugzeuges Wilk betrachtet wurde.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (IV). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 7, S. 21

Es wird die Konstruktion und die Durchführung der Versuche mit dem französischen Hubschrauber Gyroplane aus dem Jahre 1933 dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ДЛУТОВСКИ Х.: Самолеты и вертолеты в борьбе с пожарами (II ч.) TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 3

Описаны основные предположения проекта нового польского противопожарного самолета ПЗЛ-140 Гонсиор.

ПЕРЛИНЬСКИ Е.: Проблемы развития военных самолетов по 2000 г. TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 5

Статья содержит прогнозы по направлениям и возможностям достижения в области развития конструкции военных самолетов до конца XX-го столетия.

КАЧЫНЬСКИ Т.: Концепция расчетной модели долговечности лопаток турбин газотурбинных двигателей. TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 8

Описаны переменные нагрузки, действующие на лопатки турбин газотурбинных двигателей, приведен анализ трех расчетных моделей долговечности конструктивных элементов — дислокационной, энергетической и статической — и предложена созданная автором расчетная модель долговечности этих лопаток.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Требования относительно аэропортов для самолетов Ил-96 и Ту-204. TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 17

Статья описывает требования к аэродромам и аэропортам, связанные с эксплуатацией самолетов Ил-96 и Ту-204 которые в недалеком будущем войдут в эксплуатацию в предприятия ИЕТ.

ГЛЯСС А.: Проект истребителя ПЗЛ.33. TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 18

Описан проект самолета от 1935 г., разработанного З. Цюлкошем с использованием патента на неполоно убирающееся шасси.

МАЛЯК Е.: Неизвестный проект истребителя ПЗЛ.39/ЛВС-1 и ЛВС-4. TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 19

Описан проект, разработанный инж. З. Цюлкошем; приводятся данные опровергающие мнение, что это был вариант самолета Вильк.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (IV ч.). TLiA, т. 43, 1988 г., № 7, с. 21

Описана конструкция и ход испытаний французского вертолета Гироплан от 1933 г.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Przyszłość techniki lotniczej ZE ŚWIATA	2
PROJEKTY: Rockwell International X-31A	2
H. Dłutowski: Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (II)	3
J. Perliński: Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.	5
T. Kaczyński: Koncepcja modelu obliczeniowego trwałości łopatek turbin silników odrzutowych	8
Amerykański system rezerwacji i zachodniemiecka kontra SABRE	10
Powrót śmigła	10
KARTOTEKA TLiA: Beechcraft 1900 Ligeti Stratos	11 13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Przemysł lotniczy (II)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Srodki zwiększające bezpieczeństwo eks- ploatacji	16
K. Gilewski , L. Gruchalski : Wymagania wobec portów lotniczych dla samolotów Il-96 i Tu-204	17
A. Glass: Projekt samolotu: szkolno-myśliwskiego PZL.33 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	18
E. Malak: Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/LWS-1 i LWS-4 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	19
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IV) (Z DZIEJÓW TECH- NIKI LOTNICZEJ)	21
PROJEKTY: Iliuszyn Il-96	II okł.
MPC-75	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
Na okładce: Samoloty sportowe Sido S-1 (1930 r.) i S-1bis (1933 r.) -- rys. K. Cieślak	

DŁUTOWSKI H.: Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (II). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 3

W artykule przedstawiono podstawowe założenia projektu nowego polskiego samolotu pożarniczego PZL-140 Gąsior.

PERLIŃSKI J.: Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 5

Artykuł zawiera przewidywania dotyczące kierunków i możliwych osiągnięć w rozwoju konstrukcji samolotów wojskowych do końca XX w.

KACZYŃSKI T.: Koncepcja modelu obliczeniowego trwałości łopatek turbin silników odrzutowych. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 8

Omówiono zmienne obciążenia działające na łopatki turbin silników odrzutowych, przeanalizowano trzy modele obliczeniowe trwałości elementów konstrukcyjnych — model dyslokacyjny, energetyczny i statystyczny — i zaproponowano własną koncepcję modelu obliczania trwałości łopatek turbinowych.

GILEWSKI K., **GRUCHALSKI L.**: Wymagania wobec portów lotniczych dla samolotów Il-96 i Tu-204. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 17

Artykuł omawia wymagania stawiane lotniskom i portom lotniczym w związku z eksploatacją samolotów Il-96 i Tu-204, które w niedalekiej przyszłości mają wejść na linie LOT-u.

GLASS A.: Projekt samolotu szkolno-myśliwskiego PZL.33. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 18

Przedstawiono projekt samolotu z 1935 r., opracowany przez inż. Z. Ciołkosza, z wykorzystaniem patentu na częściowo chowane podwozie.

MALAK E.: Nieznany projekt samolotu myśliwskiego PZL.39/LWS-1 i LWS-4. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 19

Przedstawiono projekt opracowany w latach 1935-1936 przez inż. Z. Ciołkosza oraz wyjaśniono sprawę mylnego traktowania go jako odmiany samolotu Wilk.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IV). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 7, s. 21

Przedstawiono konstrukcję i przebieg prób francuskiego śmigłowca Gyroplane z 1933 r.

CONTENTS

DŁUTOWSKI H.: Planes and helicopters in fire-fighting duty (II). TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 3

PZL-140 Gąsior — a project of the Polish new fire-fighter has been discussed.

PERLIŃSKI J.: Some aspects of military aircraft development by 2000. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 5

The article discusses the expected directions and chances in the development of military aircraft constructions by the end of the 20th century.

KACZYŃSKI T.: Conception of a model to calculate durability of jet engine turbine vanes. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 7, p. 8

Variable loadings of jet engine turbine vanes have been described, three models to calculate durability of structural components, i.e. those derived from the dislocation, energy and statistic approaches, have been assessed and the author's conception of a turbine vane durability calculation model has been proposed.

cd. na str. 23

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



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

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Agnieszka Woźniczka

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwizdz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michałowicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Miściorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0424-1300/88. Nakład 5850 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-29. Cena pojedynczego egzemplarza zł 200,—



Modelowanie i analiza dynamiczna konstrukcji

9 października 1987 r. w Domu Technika NOT w Warszawie, Sekcja Lotnicza i Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa zorganizowały zebranie naukowe, na którym dr inż. Jerzy Manerowski wygłosił odczyt pt. „Modelowanie i analiza dynamiczna konstrukcji”. Omówiono praktyczne metody budowy modeli i układów mechanicznych oraz metody ich analizy dynamicznej z wykorzystaniem komputera. Podano wiele przykładów poczynając od rozciągania prętów sprężystych i plastycznych, a kończąc na najbardziej skomplikowanym modelu, jakim jest statek latający w przestrzeni trójwymiarowej.

T. Kurczyk

Historyczny śmigłowiec SP-GIL ponownie w Instytucie Lotnictwa

16.01.1988 r. na Zebraniu Sprawozdawczo-Wyborczym Zarząd Koła SIMP w Instytucie Lotnictwa na wniosek mgr. inż. pil. Ryszarda Witkowskiego podjął uchwałę o zabezpieczeniu istniejących jeszcze śladów rozwoju techniki lotniczej w Instytucie Lotnictwa oraz objęciu patronatu nad renowacją śmigłowca SP-GIL. Była to pierwsza polska konstrukcja śmigłowcowa zbudowana w Instytucie Lotnictwa w latach pięćdziesiątych. SP-GIL po wielu latach powrócił do Instytutu, aby odzyskać dawny wygląd. Pionierami tej śmiałej konstrukcji byli: Z. Brzoska, B. Żurakowski i T. Chyliński.

Główne prace remontowe historycznego śmigłowca będą prowadzić pracownicy Zakładu Produkcji Doświadczalnej Instytutu Lotnictwa, kierowanego przez mgr. Lucjana Szymańskiego — wiceprzewodniczącego Zarządu Koła SIMP. Jego gośćmi w dniu 24.02.1988 r. byli ci, którzy brali udział w projektowaniu i badaniu śmigłowca: mgr inż. J. Koźniewski — aerodynamik, doc. mgr inż. R. Lewandowski — b. kierownik Zakładu Badań w Locie, mgr inż. R. Witkowski — śmigłowcowy pilot doświadczalny, mgr inż. B. Żurakowski — konstruktor. Obecni byli także działacze SIMP: kol. W. Butwiłowicz, kol. T. Burzyński i kol. T. Kurczyk, wspomagający realizację tego przedsięwzięcia.

Zebrani zapoznali się ze stanem poważnie zdezastowanego śmigłowca i planami odbudowy. Zadeklarowali pomoc przy odtworzeniu niezbędnej dokumentacji.

Wykonawcy zobowiązali się zakończyć naprawę śmigłowca do końca bieżącego roku jako czyn upamiętniający 60-lecie powstania Państwowych Zakładów Lotniczych.

T. Kurczyk

Nowe władze Sekcji Lotniczej SITK

W dn. 21.01.1988 r. odbyło się konstytucyjne zebranie Sekcji Głównej Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji na kadencję 1988-1990. W skład Zarządu Sekcji weszły łącznie 24 osoby. Prezydium Sekcji stanowią: kol. E. Kolodziński — przewodniczący, kol. B. Pruziński — z-ca przew., kol. J. Rachwałski — z-ca przew., kol. K. Szumielewicz — z-ca przew., kol. D. Słupek — sekretarz.

W programie pracy Sekcji przewidziano m.in. reaktywowanie współpracy między sekcjami lotniczymi SIMP i SITK zgodnie z porozumieniem podpisanym w maju 1970 r. przez przewodniczących obu sekcji i sekretarzy generalnych obu stowarzyszeń.

D. Słupek

Izba Historii Instytutu Lotnictwa

„Instytut Lotnictwa obchodził w zeszłym roku 60-lecie swego istnienia, ma doświadczoną kadrę naukowo-badawczą, znaczny dorobek naukowo-badawczy, konstrukcyjny i technologiczny oraz prowadzi działalność w wielu kierunkach. Co pewien czas są organizowane sympozja naukowe, okazjonalne wystawy i dni otwarte.

By ten dorobek nie przeminął zapomniany, niezbędne jest upamiętnienie — uznana i skuteczną metodą jest zorganizowanie i prowadzenie Izby Pamięci...”

Tak brzmi początek memoriału (z 15.05.1987 r.). Zarząd Koła SIMP do dyrektora Instytutu Lotnictwa z prośbą o udzielenie poparcia i niezbędnej pomocy w realizacji celu. W odpowiedzi dyrektor Instytutu Lotnictwa inż. Marian Piłat wydał 2.09.1987 r. polecenie w sprawie zagospodarowania pomieszczeń przeznaczonych na Izbę Pamięci, akceptując jednocześnie społeczne przedsięwzięcie.

16.11.1987 r. odbyło się zebranie Zarządu Koła SIMP, na którym powołano Społeczny Zespół Inicjujący Utworzenie Izby Historii Instytutu Lotnictwa w składzie: doc. mgr inż. Ryszard Lewandowski — przewodniczący, mgr inż. Tadeusz Kurczyk — sekretarz oraz członkowie: mgr inż. Jerzy Grzegorzewski, doc. dr inż. Tadeusz Kostia, mgr inż. pil. Ryszard Witkowski.

W zebraniu uczestniczył inż. Wiesław Frączak — zastępca dyrektora Instytutu Lotnictwa ds. Technicznych. Zapoznał on zebranych z programem obchodów 60-lecia powstania Państwowych Zakładów Lotniczych i 80-lecia początków przemysłu lotniczego na ziemiach polskich oraz przewidywanym uczestnictwem Instytutu Lotnictwa w tym programie.

Dla uświetnienia obchodów początków przemysłu lotniczego na ziemiach polskich zebrani zaproponowali otwarcie Izby Historii Instytutu Lotnictwa w 1990 r. Będą w niej eksponowane materiały przedstawiające i dokumentujące działalność i osiągnięcia Instytutu Lotnictwa, twórczość wybitnych i zasłużonych pracowników, przegląd prac naukowo-badawczych, konstrukcyjnych i technologicznych oraz współpracę z przemysłem lotniczym i innymi instytucjami. Izba Historii Instytutu Lotnictwa umożliwi myśleniu lotniczym i innymi instytucjami. ków, młodzieży — przyszłym pracownikom oraz wszystkim zainteresowanym poznanie historii placówki i roli jaką spełniała w rozwoju przemysłu lotniczego.

Zespół Inicjujący zwraca się z uprzejmą prośbą do wszystkich, których łączy lub łączyły z Instytutem więzy współpracy o zgłaszanie materiałów, które mogłyby być wykorzystane w Izbie.

T. Kurczyk

Pamięci Stanisława Skrzydlewskiego

Staraniem Koła Lotniczego SIMP przy PDPS PZL-Bielsko w 1987 roku odsłonięto tablicę pamiątkową ku czci pilota doświadczalnego, Stanisława Skrzydlewskiego, który zginął tragiczną śmiercią pilota oblatując prototyp szybowca Pirat. Tablica pamiątkowa zlokalizowana jest w Bielsku-Białej na Osiedlu Polskich Skrzydeł, w pobliżu ulicy noszącej imię Stanisława Skrzydlewskiego.

A.W

Warunki prenumeraty na 1989 r.

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

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

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

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:
— do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny.
— do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
— do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
— do 31 sierpnia na IV kwartał.

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

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

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

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

Lancaster B. Mk I

