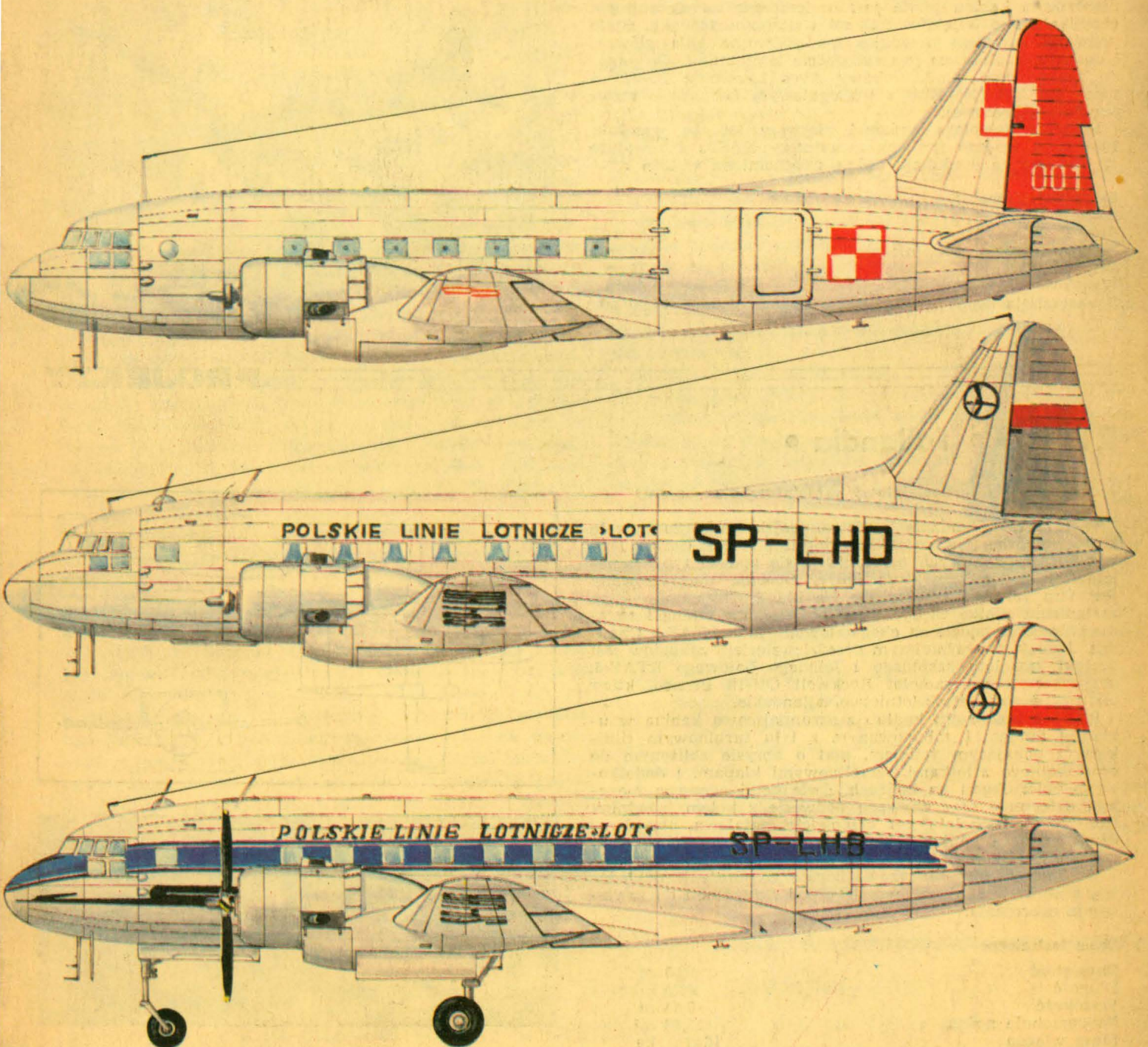


TECHNIKA 11-12'85
lotnicza
i ASTRONAUTYCZNA



ATAC 480 Predator • USA •

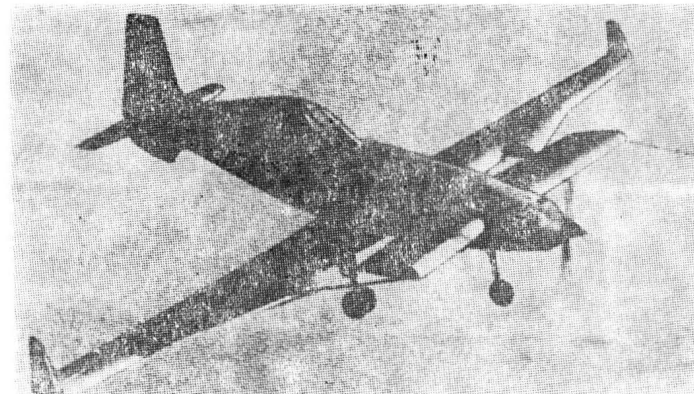
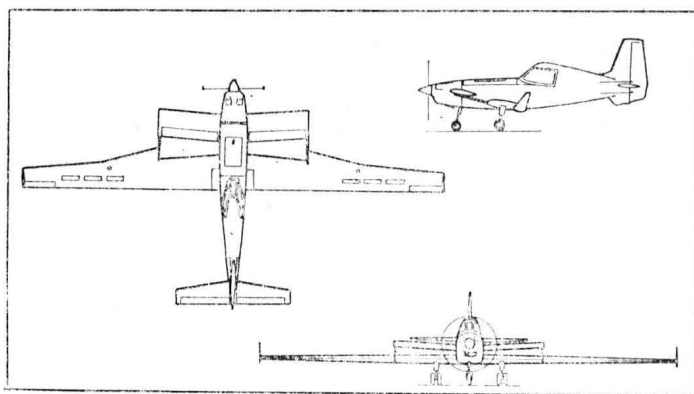
Samolot rolniczy z pomocniczym płatem przednim

Od czasu do czasu pojawiają się na świecie konstrukcje samolotów rolniczych uważane przez swych projektantów za bezpieczniejsze od innych. Należy do nich również samolot Predator zbudowany w wytwórni Burt Rutana Scaled Composites Inc. dla kalifornijskiej firmy ATAC (Advanced Technology Aircraft Co.). Samolot Model 480 Predator jest wolnonośnym dolnopłatem o średniej wielkości z konwencjonalnym usterzeniem i dodatkowym płatem z przodu kadłuba. Płat główny o dużym wydłużeniu, z wingletami na końcach, lotkami i spoilerami mieści integralne zbiorniki paliwa. Płat pomocniczy jest zaopatrzony w kłapy. Nieociśnieniowana kabina pilota jest umieszczona za zbiornikiem chemikaliów o objętości 2,27 m³ i nośności 1450 kg. Stałe podwozie z kołem przednim ma podwójne koła główne. Konstrukcja płatowca jest całkowicie laminatowa. Do napędu zastosowano silnik tłokowy Avco Lycoming IO-720 o mocy 298 kW (405 KM) z trójłopatowym śmigłem o stałej prędkości obrotowej.

Prototyp samolotu wykonał pierwszy lot we wrześniu 1984 r., a w jego próbach uczestniczy NASA. Przewiduje się, że seryjna produkcja będzie uruchomiona w 1986 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	17,90 m
Rozpiętość płata pomocniczego	6,10 m
Długość	9,75 m
Wysokość	3,90 m
Powierzchnia nośna	27,40 m ²



W.K.

PROJEKTY

RTAF-5 • Tajlandia •

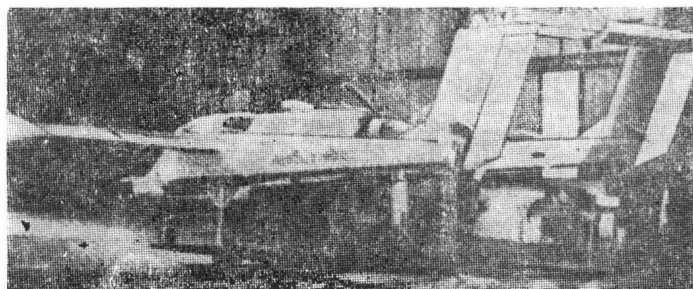
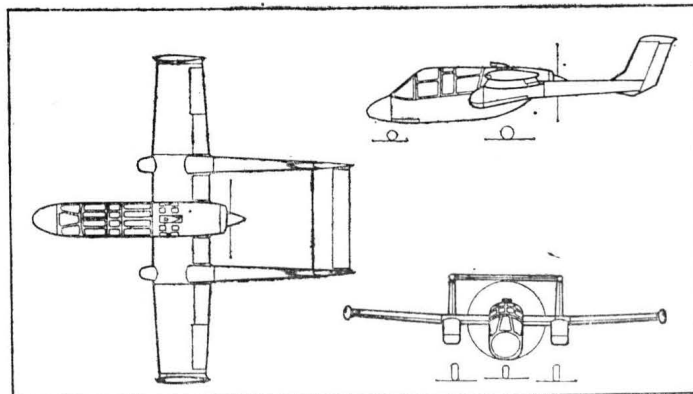
Jednosilnikowy turbośmigłowy samolot szkolno-bojowy

W 1975 r. tajlandzkie lotnictwo wojskowe zorganizowało z amerykańską pomocą zakłady lotnicze RTAF (Royal Thai Air Force), w których modernizuje się starsze typy samolotów, a także projektuje nowe. Obecnie modyfikowany jest tam samolot szkolny De Havilland Chipmunk — po zastąpieniu silnika Gipsy Major silnikiem Lycoming i zmianie usterzenia będzie on eksploatowany jako RTAF-4 Chandra. Jednak najważniejszym przedsięwzięciem zakładów jest projekt samolotu szkolnego i lekkiego bojowego RTAF-5, przypominającego samolot Rockwell OV-10 Bronco, który jest użytkowany przez lotnictwo tajlandzkie.

RTAF-5 ma krótki kadłub z dwumiejscową kabiną w układzie tandem i zabudowanym z tyłu turbinowym silnikiem z pchającym śmigłem, płat o obrysie zbliżonym do prostokątnego z lotkami, szczelinowymi klapami i dodatkowymi zbiornikami na końcach, dwie belki ogonowe mocujące usterzenie oraz chowane podwozie z kołem przednim. Konstrukcja samolotu jest całkowicie metalowa, płat dwudźwigarowy, a kadłub i belki ogonowe półskorupowe. Napęd stanowi silnik Allison 250-B17C o mocy 313 kW (425 KM). Samolot ma stosunkowo bogate wyposażenie pokładowe, a w wersji bojowej uchwyt pod skrzydłami do zawieszenia uzbrojenia.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,55 m
Długość	8,75 m
Wysokość	3,05 m
Powierzchnia nośna	15,66 m ²
Masa własna	1645 kg
Masa do startu	
normalna	1860 kg
w wersji bojowej	2200 kg
Prędkość maks.	390 km/h
Prędkość przelotowa	330 km/h



Pułap praktyczny
Zasięg

6100 m
870 km

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL LISTOPAD-GRUDZIEŃ 1985

TECHNIKA

11-12'85

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Na horyzoncie nowe szybowce szkolne

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

27 lipca br. wykonał pierwszy lot jednomiejscowy szybowiec Gapa, zaś 1 sierpnia — dwumiejscowy szybowiec KR-03 Puchatek. Oczywiście każdy prototyp musi przejść próby, które wykryją jego słabe strony. Dopiero po wykonaniu niezbędnych poprawek uzyska on certyfikat i stanie się wzorcem dla produkcji. Zazwyczaj zajmuje to od pół roku do roku. Uruchomienie produkcji seryjnej też nie odbywa się w mgnieniu oka. Trzeba zaprojektować oprzyrządowanie produkcyjne i wykonać je. Zamówienie i uzyskanie materiałów do budowy też zajmuje sporo czasu, zwłaszcza gdy są ustalone terminy składania zamówień na materiały dostarczane w następnym roku. Dlatego pierwsze egzemplarze seryjne w wyjątkowo sprzyjających warunkach mogą pojawić się w rok po oblocie prototypu, lecz najczęściej pojawiają się w dwa lata po oblocie. Pierwszy egzemplarz seryjny też nie zapewni lotnisk, gdyż jedna jaskółka nie czyni wiosny. Dopiero po roku produkcji kilkadziesiąt szybowców będzie w użyciu. Jeśli prototyp nie przejdzie intensywnych prób eksploatacyjnych w normalnym użytkowaniu, czyli nie będzie użyty do szkolenia, to dopiero w szybowcach z pierwszej serii ujawnią się wady eksploatacyjne. W zależności od znaczenia tych wad, albo będą one usunięte w wyprodukowanych egzemplarzach, albo dopiero egzemplarze produkowane w następnym roku będą pozbawione ukrytych niedogodności. Tak więc dopiero za kilka lat aerokluby zbiorą plony z tegorocznego oblotu prototypu.

Lecz co to są za szybowce? Puchatek ma być tanim i ekonomicznym dwumiejscowym szybowcem szkolnym przeznaczonym do startu za wyciągarką. Metalowa konstrukcja ma zapewnić łatwość produkcji i trwałość szybowca. Puchatek ma układ miejsc ucznia i pilota jedno za drugim i doskonałość rzędu 21. Szybowiec ma spełniać podobną rolę jak Czapla. Niewątpliwie ma szansę stać się ekonomicznym szybowcem do szkolenia podstawowego. Może stanowić dobry wstęp do szkolenia samolotowego. Natomiast do szkolenia szybowcowych pilotów wyczynowych bardziej nadaje się droższy Puchacz o doskonałości 30.

A do czego może służyć Gapa? W zasadzie jest to szybowiec do latania rekreacyjnego, taki szybowcowy odpowiednik lotni, tylko że o znacznie lepszych osiągnięciach. Jego

doskonałość przekracza 15. Szybowiec spełnia wymagania stawiane jednomiejscowym szybowcom szkolnym. Lecz aerokluby nie prowadzą obecnie szkolenia na szybowcach jednomiejscowych i nie ma pewności, czy docenią możliwość użycia szybowca Gapa do takiego masowego wstępnego przygotowania szybowcowego, będącego równocześnie metodą selekcji kandydatów na pilotów. Więc dla kogo będzie ten szybowiec? Otóż stwarza on możliwości rozwoju szybownictwa poza planami aeroklubów. Obecnie szkolenie szybowcowe jest dość kosztowne, gdyż miesięczny kurs szkoleniowy kosztuje ponad 100 tys. zł na osobę przy stosowaniu holu za samolotem. Powrót do startu za wyciągarką oraz użycie Puchatka ma ten koszt obniżyć. Lecz ograniczone fundusze aeroklubu na szkolenie ograniczają liczbę pilotów szybowcowych szkolonych rocznie. Natomiast Gapa stwarza możliwość zwiększenia dostępności szkolenia i latania szybowcowego.

Dowolny zespół młodzieżowy, przyfabryczny, klubowy czy aeroklubowy, który zakupi szybowiec ULS-2 i gumową linę startową albo wypożyczy sobie traktor (by wykorzystywać go do startu wyciągarkowego) i uzyska doń paliwo oraz przeszkoli w aeroklubie instruktora szybowcowego — uzyska możliwość szkolenia, a następnie latania szybowcowego. Najprostszą, z punktu widzenia formalności, postacią takiej działalności będzie tworzenie przy aeroklubach sekcji szybownictwa ultralekkiego. Dodatkowym ułatwieniem w popularyzacji takiego latania powinna być szansa uprawiania pilotażu szybowcowego bez badań lekarskich dla pilotów odrzutowców, wymaganych w lotnictwie zawodowym i przy szkoleniu na koszt państwa. Wystarczą badania lotniczo-lekarskie o dużo niższych wymaganiach, podobnie jak w przypadku badań wymaganych od kierowców samochodowych. Stworzy to możliwość latania szybowcowego dla entuzjastów lotnictwa, którzy bądź przekroczyli wiek młodzieńczy, bądź nie mają zdrowia jak piloci myśliwscy, a działają w lotnictwie i chcą mu poświęcać swój czas. Gapa, jeśli będą nań zamówienia, ma być produkowana w zestawach elementów do montażu lub jako gotowy szybowiec. Należy się spodziewać, że jego cena będzie nieco wyższa niż najtańszego samochodu osobowego. A to już jest cena dostępna dla klubów, organizacji społecznych itp.

PS. Szybowiec Gapa nazywany jest także ULS-Zestaw.

*Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA
wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1986 roku*

życzy Zespół Redakcyjny



FRANCJA

● 8 lipca 1985 r. wykonał pierwszy lot prototyp aerobusu A.310-300, tj. nowej wersji dla 218 pasażerów i z nowym wyposażeniem (m.in. automatyczne wyważanie przez przepompowywanie paliwa do statecznika poziomego), ze statecznikiem pionowym z kompozytu, ze specjalnymi kierownicami strug na końcówkach skrzydeł (Wing Tip Fences), zmniejszającymi opór o 1,5% (A. et C. 1057)

● Zakończono badania kompozytowej belki do podwieszeń bojowych do samolotu Mirage 2000. Belka ta, długości 3,2 m i wysokości 0,3 m, służy do podwieszania uzbrojenia o masie do 1,5 Mg i — jak wykazały badania — może wykonać 40 tys. zadań bojowych. (A. et C. 1056)

● 1 lipca 1985 22 skoczków wykonało spadochronowy skok piętrowy (canopy relative work), z wysokości 4,5 tys. m, bijąc w ten sposób rekord świata. (Aviasp. 374)

● Ośmiu miłośników lotów na balonach na ograniczone powietrze postanowili podjąć próbę przelotu nad biegunem północnym. (Av. Mag 899)

● Trwa tour de monde konstrukcji ultralekkiej. Francuski pilot, 31-letni Patrice Franceschi, wystartował 29 września 1984 r. na ULM-ie Sirocco z Ferté-Alais we Francji i 17 maja 1985 r. dotarł do Cayenne w Gujanie Francuskiej (10 000 km), kończąc pierwszy etap. Następny etap jego lotu to: Surinam, Gujana Brytyjska, Wenezuela, Kolumbia. Lot zakończony zostanie w Panamie. (Av. Mag 899)

● W dniach 30 maja — 9 czerwca 1985 r., na paryskim lotnisku Le Bourget, odbywał się 36 Salon Lotniczo-Kosmiczny. Na 66 000 m² powierzchni krytej i 156 500 m² powierzchni otwartej swe wyroby zaprezentowało ok. 1100 wystawców z 35 krajów. Były oczywiście statki powietrzne i ULM-y (ponad 250 egz.). Nowości zaprezentowało 18 krajów (Argentyna, Brazylia, Czechosłowacja, Dania, Francja, Hiszpania, Indonezja, Izrael, Jugosława, Kanada, Polska, RFN, Szwajcaria, Szwecja, USA, Wlk. Brytania, Włochy, ZSRR). Po raz pierwszy na tej imprezie zaprezentowały się: Chiny, Chile, Indie i Dania. Dość duże zainteresowanie budził pokazany po raz pierwszy na światowym forum polski PZL-130 Orlik. Sensacją Salonu były nowe maszyny radzieckie: transportowy An-124 (największy obecnie samolot świata) i śmigłowiec Ka-32 (ZSRR wystąpił na Salonie po przerwie — przed dwoma laty odmówił udziału z przyczyn politycznych). Dał się wyraźnie zauważyć szybszy od przewidywanego postęp w dziedzinie napędów śmigłowlentylatorowych (prop-fan); w postaci makiet zaprezentowano również przyszłe zachodnioeuropejskie samoloty bojowe (Francja, RFN, Wlk. Brytania), m.in. propozycje do głośno dyskutowanego od pewnego czasu programu EFA (European Fighter Aircraft). (A. et C. 1049 i 1051)



HISZPANIA

● Strajkiem zaprotestowali kontrolerzy ruchu powietrznego przeciwko krytycznym — ich zdaniem — warunkom nawigacji lotniczej w przestrzeni powietrznej

Hiszpanii, z przyczyn technicznych. Jest to problem narastający od kilku lat, a jego tragicznym przejawem były m.in. niedawne katastrofy w rejonie Madrytu. (A. et C. 1052)



HOLANDIA

● Rozważając problem samolotu krótkiego zasięgu, KLM zdecydowały się zamówić samoloty starszego typu, zmodyfikowane B.737-300 lub MD-80, a nie A.320. Czy na decyzji zaważył tylko krótszy czas dostaw? (A. et C. 1052)



RFN

● Firmie Messerschmitt-Bölkow-Blohm zlecono modernizację myśliwców bombardujących F-4F Phantom II, użytkowanych przez Luftwaffe. Modyfikacja ma przedłużyć żywotność tych samolotów do końca bieżącego stulecia. (A. et C. 1049)



USA

● Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) powołał komisję ekspertów w celu systematycznego badania 30 czynników ludzkich w lotnictwie cywilnym.

● Dwusilnikowy samolot turbośmigłowy Piper Cheyenne 400 LS pobił pięć rekordów. Startując 16 kwietnia 1985 r. z Hillsboro (Oregon) pobił cztery rekordy prędkości wznoszenia w swojej klasie: na 3000 m — 1 min 42,3 s (poprzedni rekord — 2 min 12,85 s), na 6000 m — 3 min 42,3 s (poprzedni — 4 min 42,3 s), na 9000 m — 6 min 34,5 s (poprzedni — 8 min 8,5 s), na 12 000 m — 11 min 8,4 s (poprzedni — 14 min 8,4 s). Poprzednie rekordy, z czerwca 1981 r., należały do samolotu Gulfstream Commander 980. Piąty rekord — to rekord średniej prędkości w grupie II w klasie f (w kategorii dwusilnikowych samolotów turbośmigłowych o masie 3000÷6000 kg), który ustawił Cheyenne 400 LS przelatując w nocy 18 kwietnia z San Francisco do Nowego Jorku — 623 km/h (czas przelotu — 6 h 39 min 28 s). Poprzedni rekord (7 h 23 min) należał do Cessny Conquest II. (A. et C. 1049)

● General Electric i McDonnell Douglas podpisały umowę dot. wspólnych prób nowego napędu — Unducted Fan (dwa przeciwbieżne śmigłowlentylatory napędzane tą samą jednostką turbinową), w 1987 r., na samolocie MD-80. (A. et C. 1052)

● Boeing nie daje za wygraną, modyfikując nadal swe starsze modele. Obecnie proponuje się wersję B.747-400, o zwiększonym zasięgu (będzie mógł bez lądowania pokonywać trasę Paryż—Tokio), którego dostawy oferuje się od jesieni 1988 r. (A. et C. 1052)

● Nowe zakłady firmy Hughes Helicopters dostarczyły do połowy br. ponad 20 nowych śmigłowców szturmowych AH-64A Apache (z 309 zamówionych przez US Army). W kwietniu 1985 r. śmigłowiec

Apache przeleciał bez lądowania 1800 km z Arizony do Kalifornii, z 870 dm³ paliwa w zbiornikach dodatkowych. (A. et C. 1051)

● Zapowiedziano modyfikacje myśliwca bombardującego F-15 Eagle: w 1988 r. ma być wyposażony w usterzenie o układzie kaczki i silniki PW5000 o dwuwymiarowych dyszach, umożliwiającym ograniczone sterowanie wektorem ciągu. (A. et C. 1052)

● W McDonnell Douglas wazą się losy programu DC-10, który obecnie jest kontynuowany jedynie dzięki zamówieniu rządowemu na samoloty wersji transportowo-tankującej (KC-10). (A. et C. 1049)



W. BRYTANIA

● Definitywnie zaniechano programu kompozytowego samolotu dyspozycyjnego Lear Fan 2100, rozwijanego przez Lear Fan w zakładach Północnej Irlandii. Dotychczasowe inwestycje wyniosły 56 mln funtów. Wielokrotnie kłopoty sprawiała niekonwencjonalna, kompozytowa konstrukcja, która miała zbyt małą wytrzymałość, o czym informowaliśmy poprzednio. (A. et C. 1051)

● Rząd zatwierdził ostatecznie projekt budowy nowego londyńskiego portu lotniczego London City Airport, przeznaczonego dla samolotów komunikacji lokalnej krótkiego startu i lądowania (Dash-7 linii Brymon Airwas). Do zlokalizowanego w dzielnicy londyńskich doków portu lotniczego będzie można dotrzeć samochodem z centrum w ok. 20 min. London City Airport będzie niedostępny dla samolotów prywatnych i śmigłowców (niedawno informowaliśmy o zakazie przelotów śmigłowcami transportowymi nad Londynem). (A. et C. 1051)

● Wszystkie porty lotnicze Londynu obsługują rocznie 30 mln pasażerów. (A. et C. 1052)

● Do połowy 1985 r. British Aerospace dostarczyły sześćsetny samolot dyspozycyjny BAe-125. Wartość wyeksportowanych samolotów tego typu przekroczyła 1 mld funtów. BAe-125 jest konstrukcją z 1962 r. (A. et C. 1051)

● Pokazany na Le Bourget '85 śmigłowiec Ka-32 ma udźwig 4 Mg w ładowni i 5 Mg na podwieszeniu. Dwa silniki turbinowe Izotov TV-3-117, o mocy po 1635 kW (2225 KM), napędzają dwa przeciwbieżne wirniki. Śmigłowiec osiąga prędkość maks. 250 km/h, przelotową 230 km/h; ma zasięg 800 km (długotrwałość lotu — 4 h 30 min); przy masie startowej 11 000 kg osiąga pułap 5000 m. (A. et C. 1052)

OGÓLNE

● ICAO podsumowała bezpieczeństwo w transporcie cywilnym w 1984 r. Jest ono wyższe niż w 1983 r.: w lotach regularnych w 15 katastrofach (w 1983 r. — w 10) poniosło śmierć 224 pasażerów (w 1983 r. — 809). W lotach nieregularnych w katastrofach poniosło śmierć 124 pasażerów (w 1983 r. — 112). (A. et C. 1049)

● ICAO oszacowała, że wzrost taryf przewozowych w 1984 r. (w porównaniu z 1983 r.) w przewozach regularnych wewnętrznych i międzynarodowych wyniósł 8,1%. (A. et C. 1052)



Japońska produkcja lotnicza, import i eksport 1980 ÷ 1984

Rok	Wartość w 100 mln jenów				
	produkcja			import	eksport
	wojskowa	cywilna	łącznie		
1980	2267	479	2746	2920	206
1981	2286	632	3472	3551	280
1982	3472	1028	4498	2897	445
1983	3474	1027	4501	4462	338
1984	4917	935	5353
... — brak danych					

Obroty finansowe francuskiego przemysłu lotniczego (w mln F)

Rok	Obroty ogółem	Eksport (dostawy)	Import
1979	27 624	15 676	4 576
1980	35 762	20 504	6 800
1981	43 762	27 110	8 633
1982	51 336	32 122	9 342
1983	60 284	38 599	10 275
1984	65 000	42 250	11 300

Japońska produkcja samolotów i silników 1980 ÷ 1984

Rok	Samoloty i śmigłowce, szt.	Silniki lotnicze, szt.
1980	147	112
1981	132	99
1982	108	106
1983	80	99
1984	120	131

Eksport japońskich samolotów i śmigłowców 1960 ÷ 1984 (do 1984.12.31)

Typ / Kierunek eksportu	YS-11	MU-2	MU-300 Diamond I	FA 200	B45	Bell-47	Bell-204	KV107	S-62
Ameryka Płn.	50	580	60	—	—	—	7	3	—
Europa	6	35	8	154	—	—	—	8	—
Azja	1	1	—	4	37	49	—	4	3
Bliski Wschód	—	1	1	—	—	—	—	16	—
Afryka	1	9	—	1	—	—	—	—	—
Ameryka Środk. i Płd.	—	57	1	—	—	2	—	—	—
Oceania	—	9	1	20	—	—	—	—	—
Razem	58	692	71	179	37	51	7	31	3

Źródło: *Aerospatiale Japonaise-Aerospace Japan 1985÷1986.*

Wypadki lotnicze w RFN

Podział wypadków w RFN w 1983 r. wg rodzajów sprzętu

	Samoloty			Śmigłowce	Szybowce	Motoszybowce	Lotnie i ULM	Balony i spadochrony
	ponad 5,7 t	2 ÷ 5,7 t	do 2 t					
Razem	3	16	157	8	233	49	90	41
Śmiertelne	1	3	22	1	8	3	8	11
Liczba osób zabitych	3	12	60	3	10	5	8	14

Źródło: *Der Adler 10/84*

Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym (stan na 1984.09.30)

Rodzaj produkcji	Liczba pracowników
Samoloty i rakiety	63 145
Silniki	25 816
Wyposażenie i osprzęt	38 734
Razem	127 695

Źródła: *L'Industrie Française Aeronautique et Spatiale — GIFAS 1985, TLiA 10/1984.* A.G.

Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (II)

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Symulacja obciążeń usterzenia wysokości

Symulację obciążeń usterzenia wysokości przeprowadza się w sposób analogiczny jak skrzydła, z tą różnicą, iż liczba przekrojów działania sił jest mniejsza z powodu mniejszej rozpiętości. Ponadto obciążenia styczne na usterzeniu są na tyle małe, że można je pominąć i układ sił przykładany jest w kierunku prostopadłym do płaszczyzny cięciwy.

Próby usterzenia wysokości programuje się jako półintegralne, realizowane łącznie z kadłubem, który traktowany jest jako element zawieszenia usterzenia. Układ sił wzdłuż rozpiętości i cięciwy: $P_1, P_2 \dots P_8$ pozwala na symulację zginania i skręcania wywołanego obciążeniem statecznika wysokości, natomiast siły: P_9, P_{10} i P_{11} symulują obciążenie przekazywane na statecznik przez ster wysokości (rys. 11). Miejscem ich przyłożenia są zawiasy, na których ster jest zamocowany do statecznika.

Ponieważ próba prowadzona jest jako półintegralna, do kadłuba musi być przyłożony zespół sił odtwarzających jego obciążenie dla realizowanego przypadku obciążenia statecznika wysokości.

Symulacja obciążeń usterzenia kierunku

Technologia szybowców kompozytowych łączy statecznik kierunku z kadłubem w integralną całość. Zatem obciążenia przykładane do usterzenia kierunku są jednocześnie obciążeniami końcówki kadłuba działającymi w płaszczyźnie poziomej. Próby usterzenia kierunku stają się więc automatycznie półintegralne i wymagają programowania układu sił łącznie z kadłubem.

Typowy układ sił dla próby wytrzymałościowej usterzenia kierunku przedstawiono na rys. 12, gdzie poszczególne siły reprezentują: $P_1, P_2 \dots P_6$ odtworzenie zginania i skręcania statecznika, P_7, P_8 przyłożone w zawiasach odzwierciedlają obciążenie od steru, natomiast siły P_9 i P_{10} oddają wpływ masowego ociążenia od usterzenia wysokości (przypadek układu usterzeń typu T).

Symulacja obciążeń kadłuba

Symulacja obciążeń kadłuba dla prób integralnych różni się od symulacji w próbach półintegralnych.

W przypadku próby integralnej muszą być spełnione dwa podstawowe warunki:

- układ sił musi możliwie wiernie odtwarzać przebieg obciążenia wzdłuż długości kadłuba,
- suma sił i momentów od sił obciążających kadłub

względem dowolnego punktu musi być równa sumie sił i momentów od układu na skrzydło.

Pod pojęciem sił na kadłubie rozumie się układy przykładane bezpośrednio do kadłuba oraz pośrednio przez usterzenia wysokości i kierunku, podwozie itp.

W przypadku prób półintegralnych kadłub zazwyczaj zamocowywany jest na stoisku za pomocą okuć skrzydło/kadłub, natomiast siły są wprowadzane bezpośrednio w strukturę kadłuba lub pośrednio za pomocą zespołów mocowanych do kadłuba (usterzenia, podwozie, zaczep holowniczy itp.). Równowaga kadłuba zapewniona jest automatycznie dzięki reakcjom w zamocowaniu.

Jeżeli obciążenie na usterzeniu wysokości w danym przypadku obciążeń nie jest wymiarujące dla usterzenia, natomiast jest wymiarujące dla kadłuba, wówczas usterzenie można zastąpić elementem symulującym zamocowanym do okuć statecznik wysokości/kadłub i przyłożyć do niego siłę odtwarzającą układ obciążeń na usterzeniu. Wtedy realizacja próby jest prostsza i może być prowadzona bez usterzenia.

Przykład możliwości obciążania kadłuba w płaszczyźnie pionowej podano na rys. 13. Siły mogą być przykładane w płaszczyźnie symetrii kadłuba (np. siła wprowadzana na hak zaczepu holowniczego) albo przez przylepce na bokach kadłuba symetrycznie po obu stronach. Lewa i prawa siła w sumie dają wartość symulowanej siły w przekroju poprzecznym. W przypadku realizacji próby integralnej, gdzie odtwarza się obciążenia styczne, siły na kadłubie muszą być odchylone od pionu o kąt γ wyznaczony przy programowaniu obciążeń skrzydła (rys. 14).

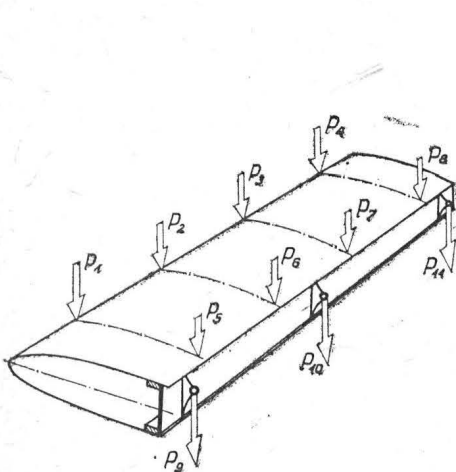
Przy programowaniu obciążeń kadłuba w płaszczyźnie poziomej przylepce umieszczone na jednym boku kadłuba wykorzystuje się do wprowadzenia sił dodatnich. Siły ujemne (skierowane przeciwnie) wprowadza się przez przylepce na przeciwnym boku kadłuba (rys. 15).

Przebieg obliczeniowego i symulowanego w programie momentu gnącego kadłub w płaszczyźnie pionowej, dla przypadku wyrwania do punktu A obwiedni obciążen przykładowego szybowca, pokazano na rys. 16, gdzie zaznaczono również wielkości sił przykładanych w poszczególnych przekrojach.

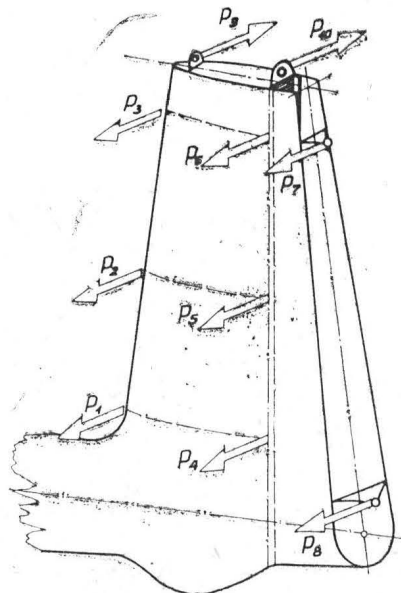
Przykład układu obciążenia w płaszczyźnie poziomej dla przypadku maksymalnego podmuchu poziomego przedstawiono na rys. 17.

Symulacja obciążeń podwozia

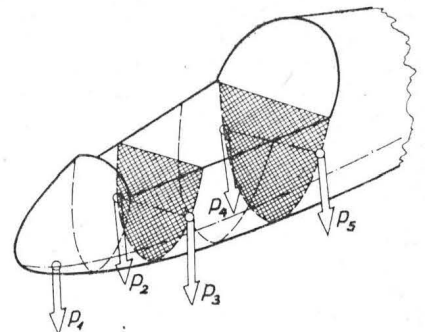
Zgodnie z wymaganiami przepisów budowy szybowców obciążenia wymiarujące podwozie dotyczą trzech stanów działania reakcji podłoża na koło:



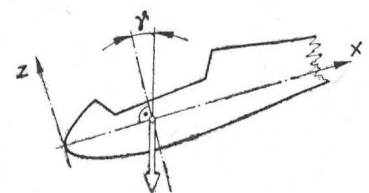
Rys. 11



Rys. 12



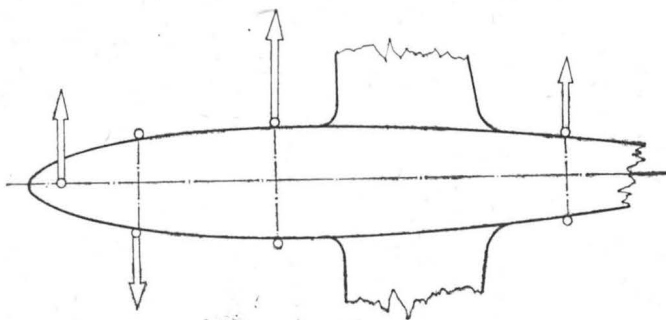
Rys. 13



Rys. 14

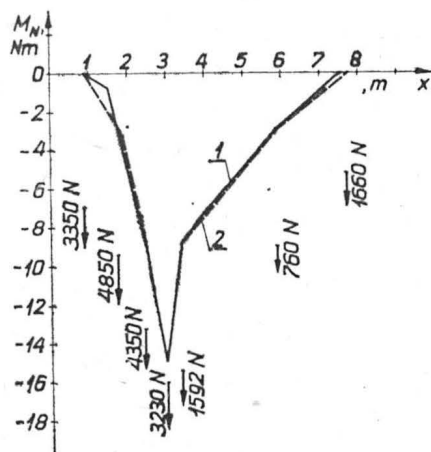
- lądowanie ze składową pionową,
- lądowanie ze składową pionową i wzdłużną,
- lądowanie ze składową pionową i boczną.

W przypadku lądowania ze składową pionową obciążenie należy przyłożyć na środku elementu symulującego oś koła, zamocowanego w uchach widełca podwozia (rys. 18).

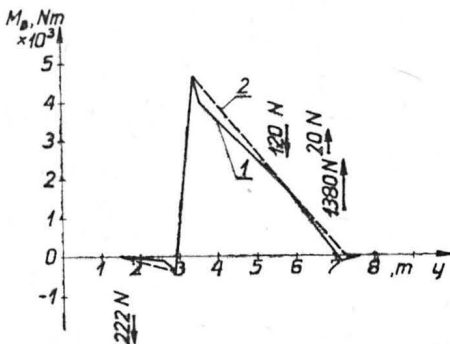


Rys. 15

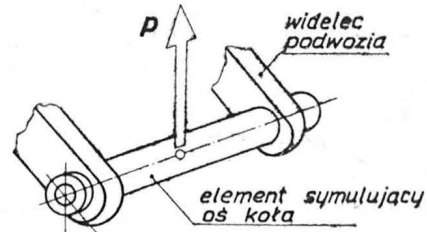
Odtworzenie obciążenia przy lądowaniu ze składową pionową i wzdłużną wymaga zastosowania elementu symulującego pozwalającego na przyłożenie siły w miejscu styku ogumienia z podłożem (rys. 19). Długość ramienia elementu symulującego h zależy od charakterystyki ogumienia.



Rys. 16



Rys. 17



Rys. 18

Siła przyłożona do ramienia elementu symulującego odchylna jest do tyłu pod kątem β_{zx} . Do wyznaczenia wielkości h należy określić charakterystykę w postaci funkcji: $h = f(P \cdot \cos \beta)$ w dodatkowej próbie (rys. 20).

Realizacja przypadku lądowania ze składową boczną wymaga również zastosowania elementu symulującego z odpowiednią długością ramienia h , przy czym siła odchylna jest w bok pod kątem β_{yz} .

Wartości sił obciążających określone są wymaganiami przepisów budowy szybowców oraz zdolnością amortyzacyjną podwozia.

Próby wytrzymałościowe podwozia prowadzone są jako półintegralne w zespole z kadłubem zamocowanym na stoisku za okucia skrzydło/kadłub. Sprawdzaniu podlega wytrzymałość podwozia oraz węzłów mocujących je w kadłubie.

Próby układów sterowania

Próbnom wytrzymałościowym poddaje się układy sterowania:

- sterem wysokości,
- lotkami,
- sterem kierunku,
- klapami wyporowymi (względnie szybkościowymi),
- hamulcem aerodynamicznym,
- chowanym podwoziem,
- układem wyzwalania zaczepu holowniczego,
- innymi urządzeniami zainstalowanymi na szybowcu, wymagającymi kontroli wytrzymałościowej.

Próby układów sterowania przeprowadza się w układzie integralnym całego szybowca, unieruchomionego na stoisku np. za pomocą obejm podtrzymujących kadłub.

Obciążenia do układów przykłada się w miejscach odtwarzających sposób przyłożenia sił przez pilota (np. środek uchwytu drążka sterowego, środek stopki pedału itp.).

Wielkość obciążeń wynika z wymagań przepisów budowy szybowców odnośnie do maksymalnych wysiłków pilota

TABLICA 2. Wysiłki pilota na urządzeniach sterowniczych w kabinie

Urządzenie sterownicze	Wysiłek pilota, N
Ster wysokości (drążek)	350
Lotki (drążek)	200
Ster kierunku (pedał)	900
Hamulce aerodynamiczne (dźwignia)	350
Uchwyt do zwalniania zaczepu holowniczego	350
Klapy (dźwignia)	350
Zaparcie się pilota na pedałach obunóż (siła na jeden pedał)	1000

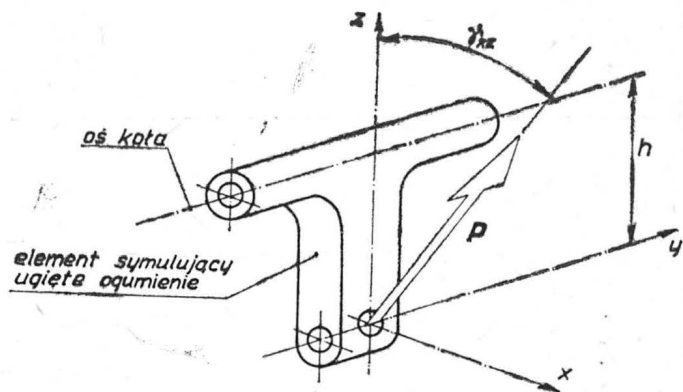
(tabl. 2), względnie z wielkości momentów zawiasowych na powierzchniach sterowych.

Powierzchnie sterowe (ster wysokości, ster kierunku, lotki) blokuje się w położeniu neutralnym, natomiast inne urządzenia, jak np. hamulce aerodynamiczne czy podwozie, w położeniach krańcowych (położenie otwarte lub zamknięte).

Tak wykonane próby układów sterowania pozwalają na zbadanie ich zachowania się pod wpływem obciążeń krytycznych, a także na stwierdzenie wielkości odkształceń wszystkich węzłów mocowania elementów układów sterowania w strukturze płatowca. Integralność prób jest tutaj konieczna, albowiem przemieszczenia węzłów łańcuchów kinematycznych układów sterowania mogą wywierać znaczący wpływ na charakter pracy układów w konstrukcjach kompozytowych.

Wnioski

Przedstawiona metodyka programowania prób statycznych szybowców kompozytowych podaje sposób symulacji obciążeń w powiązaniu ze specyfiką tworzywa konstrukcyjnego. Omówione zagadnienia prowadzą do następujących wniosków:



Rys. 19

● Celem programu realizacyjnego prób jest określenie wielkości obciążeń dla przeprowadzenia doświadczalnej weryfikacji obliczeń wytrzymałościowych i ustalenia rzeczywistego poziomu bezpieczeństwa struktury płatowca.

● Symulacja obciążeń powinna jak najwierniej odtwarzać rzeczywiste warunki pracy konstrukcji.

● Specyfika struktur kompozytowych stwarza ograniczone możliwości wprowadzania sił skupionych w konstrukcję. Konieczne jest więc optymalne wykorzystanie tych możliwości.

cd. na s. 6

Gazowa i erozyjna korozja komór spalania silników lotniczych

Mgr inż. LESZEK DROŹDŹ
Inż. RYSZARD GRUCHALSKI
WSK PZL-Rzeszów

Podczas przeprowadzania różnego rodzaju prób, w tym i prób długotrwałych, w procesie produkcji w latach 1955-1958 silników Lis-1, Lis-2A i Lis-5 stwierdzono w przypadku stosowania pewnych partii paliw T-1, zgodnych z odpowiadającą im normą GOST, pojawianie się na wewnętrznych powierzchniach i elementach rur żarowych komór spalania nie spotykanych uprzednio rodzajów korozji. Próby zapobieżenia temu zjawisku, prowadzone różnymi metodami technologicznymi, nie przyniosły oczekiwanych rezultatów, tj. całkowitej eliminacji ognisk korozji.

Prowadzono m.in. badania wpływu dokładności montażu rur żarowych w osłonach komór spalania (współosiowość, osadzenie rur żarowych w osłonach, prawidłowość wykonania łączników wylotowych sprężarki itp.) na zjawisko korozji, przy czym ważne jest tu uzyskanie w miarę możliwości symetrycznego i równomiernego dopływu powietrza pierwotnego i wtórnego do rury żarowej. Jakkolwiek osiągnięto w ten sposób zmniejszenie korozji erozyjnej rur żarowych, jednakże nie udało się jej całkowicie wyeliminować. Wynika to bowiem z niemożliwości uzyskania jednorodnego i symetrycznego dopływu powietrza do rur żarowych, biorącego udział zarówno w spalaniu, jak i chłodzeniu (tworzenie cienkiej warstwy izolującej płomień od ścianek rury) ze względu na różnice w geometrii wykonania komór spalania (rur, osłon), jak i ich montażu w procesie produkcyjnym.

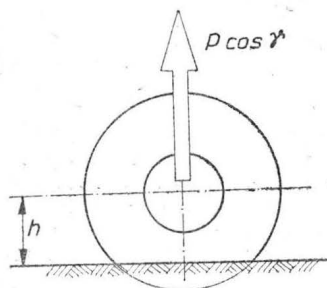
Wprowadzenie w następnych latach do prób i eksploatacji paliwa produkcji polskiej P-1 i P-2, a następnie PSM-2 oraz TS-1 produkcji radzieckiej pozwoliło na likwidację omawianego zjawiska i oczywiście przyczyniło się do przerwania rozpoczętych prac badawczych mających na celu wyjaśnienie mechanizmów jego powstawania.

Powyższy problem pojawił się niespodziewanie ponownie po wprowadzeniu do eksploatacji w 1980 r. paliwa RT. Dotyczy to zarówno silników rodziny Lis, jak GTD i SO, choć w tych dwóch ostatnich zjawisko to ma nieco mniejsze natężenie ze względu na stosowanie jako zabezpieczenia na powierzchniach i elementach rur żarowych komór spalania pokryć ochronnych.

Autorzy niniejszego artykułu na podstawie dostępnych danych literaturowych i własnej praktyki starają się wyjaśnić przyczyny i mechanizm powstawania korozji i są przekonani, że problem ten wywoła zainteresowanie specjalistów z tej dziedziny, co doprowadzi do wyeliminowania tego zjawiska, groźnego ze względu na bezpieczeństwo lotu oraz na ekonomię produkcji i eksploatacji.

cd. ze s. 5

● Sposób odtwarzania obciążeń rzeczywistych powinien zapewniać zrealizowanie obwiedni przypadków wymiarujących, przy jednoczesnym „nieprzeciążaniu” konstrukcji w stosunku do warunków przewidywanych w eksploatacji.



Rys. 20

● Najlepszym sposobem odtworzenia naturalnych warunków współpracy poszczególnych zespołów konstrukcyjnych jest próba integralna. W wielu jednak przypadkach bar-

Korozja gazowa

Wyczerpywanie się dotychczas eksploatowanych, doskonale rozeznaczonych i określonych pod względem fizykochemicznym właściwości, źródeł ropy naftowej o wysokiej jakości prowadzi do konieczności eksploataowania źródeł z nowych odkrywek. Wydobywana z nich ropa naftowa zawiera pierwiastki rzadko uprzednio spotykane.

TABLICA 1. Wpływ zawartości wanadu na korozję łopatek turbiny wykonanych ze stali chromoniklowych

Materiał łopatek	Zawartość wanadu w paliwie, %	
	$5,3 \cdot 10^{-3}$	$4,0 \cdot 10^{-3}$
	straty masy, mg/cm ²	
Stal stopowa: 17,6% Cr — 8,7% Ni	890	200
Stal stopowa: 15,6% Cr — 14,7% Ni — 11% Co	705	410
Stop: 73,4% Ni — 20,4% Cr	200	10

Tak więc do całości kwalifikacyjnych metod prób doszła konieczność spektralnego określania zawartości w ropie naftowej m.in. takich pierwiastków jak wanad, molibden i kobalt, których zawartość nie powinna przekraczać ustanowionych dopuszczalnych norm, co zapobiega niebez-

TABLICA 2. Zależność zawartości SO₂ w produktach spalania od zawartości siarki w paliwie podczas spalania

Siarka w paliwie, %	0,07	0,19	0,29	0,38
SO ₂ w produktach spalania, %	0,004	0,009	0,014	0,019

TABLICA 3. Wpływ zawartości siarki w paliwach do silników odrzutowych na szybkość korozji gazowej

Zawartość siarki w paliwie, %	Szybkość korozji, g/m ² · h	Temp. początku korozji, K
0,01	0,75	1313
0,015	1,25	1303
0,07	2,10	1298
0,13	4,90	1230
0,15	4,90	1233

dzo dobre przybliżenie rzeczywistości uzyskuje się, stosując próby półintegralne lub próby zespołów izolowanych.

● Ze względu na właściwości wytrzymałościowe kompozytów, zmienne wraz ze zmianą temperatury otoczenia, próby należy prowadzić dwojako:

— w temperaturze podwyższonej do +54°C przy badaniach wytrzymałości zespołów nośnych z kompozytów,

— w temperaturze normalnej (ok. 20°C) przy badaniach zespołów nieczułych na wpływ podwyższonej temperatury (np. metalowe elementy układów sterowania, podwozie itp.).

● Przedstawiony sposób programowania prób wytrzymałościowych należy traktować jako jedną z możliwych propozycji, nie wyklucza ona bowiem innego niż przedstawiony sposobu podejścia do problemu.

LITERATURA

- JAR-22 Joint Airworthiness Requirements, Sailplanes and Powered Sailplanes. CAA Cheltenham, 1980
- A. KAPUSTA, A. KOWALSKI, M. WOJTCWICZ: Problemy prób statycznych samolotów. TLiA, nr 11, 1983 r.
- OSTIV Airworthiness Requirements for Sailplanes. Sept., 1976
- W. STAFIEJ: Critical Strength Cases for Particular Components of Gliders. Aero Revue nr 7 i 8, 1966

piecznym stężeniom korozyjno-agresywnych połączeń tych pierwiastków.

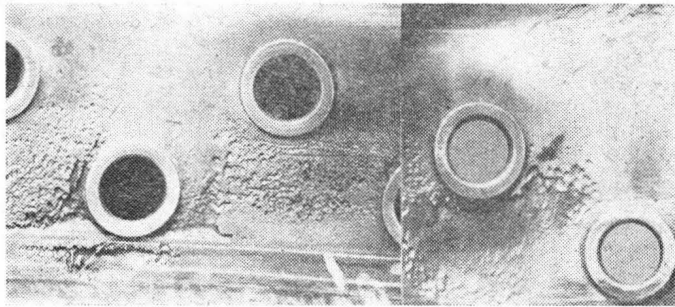
Wanad zawarty jest w paliwach przeważnie w postaci złożonych wysokomolekularnych połączeń azotowych. Wzrost zawartości wanadu w paliwach prowadzi, jak widać z tabl. 1, do zwiększenia gazowej korozji stali chromoniklowych.

Występowanie korozji przy spalaniu paliwa zawierającego związki wanadu wynika stąd, że w warunkach znacznego nadmiaru powietrza niskie tlenki wanadu przechodzą w pięciotlenek wanadu V_2O_5 . Mając zmienną walencyjność, wanad może katalizować utlenianie stali.

Duża agresywność korozyjna pięciotlenku wanadu jest spowodowana tym, że jako łatwo topliwy po odłożeniu się na powierzchnię stali tworzy z komponentami utlenionej warstewki także łatwo topliwe związki, niszczące stal.

Przy spalaniu związków molibdenu występujący tlenek molibdenu MoO_3 reaguje analogicznie jak i pięciotlenek wanadu i proces korozji ma podobny przebieg.

W popiele naftowym w niektórych przypadkach w dużych ilościach może występować sód. Związki sodu powiększają efekt korozyjny zawartego w paliwie wanadu. Przykładowo przy obecności tlenku sodu Na_2O z pięciotlenkiem wanadu V_2O_5 przy temp. 920÷1070 K mogą pojawiać się łatwo topliwe wanadany $NaVO_3$, $Na_4V_2O_7$, Na_2VO_4 , a także połączenia wanadyli-wanadynu $Na_2O \cdot V_2O_5 \cdot 5 V_2O_3$ o temp. topnienia ok. 800 K. Łatwo topliwe wanadany mogą wykazywać żuźliujące działanie na warstewkę tlenku i prowadzić do przyspieszenia procesu korozyjnego. Związki sodu mogą dostawać się do paliwa z pyłu otaczającego powietrza lub w wyniku niedostatecznego przepłukania paliwa podczas jego hydrorafinacji.

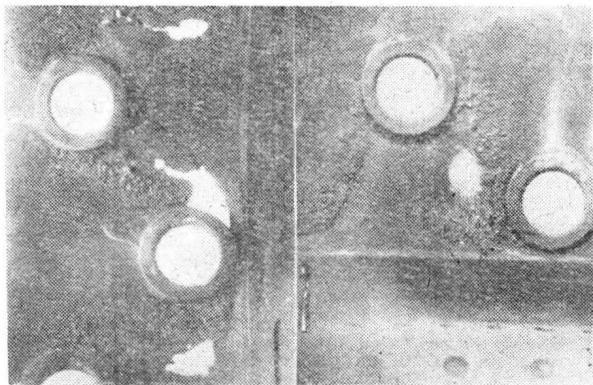


Rys. 1. Przykłady korozji erozyjnej na przedniej ścianie rury żarowej

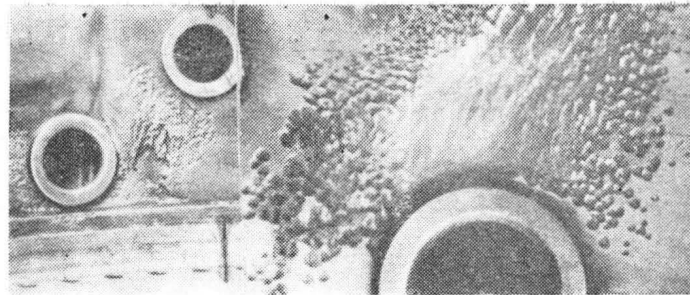
Na przyspieszenie procesu korozji gazowej elementów kanału przepływowego silnika bardzo duży wpływ ma siarka. Podczas spalania związków siarki zawartych w paliwie mogą pojawiać się tlenki siarki SO_2 i SO_3 . Próby przeprowadzone w temp. gazów 820 K wykazały, że zawartość SO_2 w produktach spalania zależy od zawartości siarki w paliwie, co pokazuje tabl. 2.

W produktach spalania zawierających SO_2 już w temp. 1070 K zauważa się spadek wytrzymałości korozyjnej stali chromoniklowych. Przy bardzo wysokich temperaturach pod działaniem SO_2 nikiel wchodzący w skład stali tworzy siarczki niklu odkładające się na granicach ziaren, w rezultacie czego zmniejsza się spójność między ziarnami, co prowadzi do rozwijania się korozji międzykrystalicznej.

Na powierzchniach ze stali chromoniklowej w czasie spalania paliw z zawartością siarki może występować dwusiarczek niklu Ni_3S_2 , który w połączeniu z nikiem tworzy łatwo topliwą eutektykę o temp. topnienia 900 K. W miej-



Rys. 2. Przykłady głębokiej korozji erozyjnej niszczącej ścianki rury żarowej



Rys. 3. Zdjęcia ukazujące charakter uszkodzeń powodowanych przez korozję erozyjną

scu tworzenia się eutektyki metal topi się i wypada, w wyniku czego powstają ogniska korozji.

Z danych zawartych w tabl. 3 wynika, że w miarę wzrostu zawartości siarki w paliwach zwiększa się szybkość przebiegu korozji gazowej.

Korozja erozyjna

Korozja erozyjna, zwana często potocznie „ospowata”, do tej pory jest jeszcze zjawiskiem mało zbadanym zarówno pod względem warunków, jak i częstości występowania. Najczęściej występuje ona w rurach żarowych komór spalania wykonanych ze stali EI435 i mimo pokrycia powierzchni wewnętrznych emalią żaroodporną nie zabezpiecza w pełni elementów kanału przepływowego przed uszkodzeniami.

Wżery materiału typu „ospowatego” odnajduje się na wewnętrznych powierzchniach stożków wlotowych, łączników rur żarowych, na osłonach rozruchowych i głównych wtryskiwaczy oraz na ściankach komór dopalaczy.

Dalsze badania wykazały, że uszkodzeniom podlegają elementy, węzły i części o niewysokiej temperaturze, będące w kontakcie z nierozpiomioną mieszanką paliwową. W silnikach rodziny Lis erozyjne wżery spotyka się na perforowanej przedniej ścianie rury żarowej i na wewnętrznych ściankach jej cylindrycznej części (rys. 1).

Jak widać, wymienione elementy położone są w rejonie wstępnym strefy komory, gdzie temperatura ścianek waha się w przedziale 570÷723 K przy największych prędkościach obrotowych silnika. Oprócz tego wżery pojawiają się na ściankach rur żarowych koło otworów wtórnych powietrza. Strefa wymywania koło otworów w większości przypadków jest położona w przedniej części, od strony strumienia mieszanki.

Równocześnie wiadomo, że powietrze wtórne w otworach wlotowych do komór spalania stanowi w początkowej fazie nieregularną powierzchnię walcową i możliwa jest wokół niej stabilizacja płomienia, a w otworze przed nią powinna gromadzić się wyhamowana świeża mieszanka i w związku z tym temperatury ścianek także powinny być niewysokie. W niektórych przypadkach proces korozji i wymywania jego produktów bywa na tyle głęboki, że przenika na całą głębokość ścianki rury żarowej (rys. 2).

Główną przyczyną rozwijania się procesu korozji erozyjnej jest lokalna zmiana warunków chłodzenia ścianek komór spalania przysięnną warstwą powietrza, wywołana pojawieniem się na ściankach nagaru w pierwotnej i wtórnej strefie spalania.

W strefie mieszania komory spalania, na wewnętrznych powierzchniach rur żarowych, na łopatkach kierownicy wylotowej oraz łopatkach turbiny takiego zjawiska praktycznie nie obserwuje się.

Jak więc widać, procesu korozji erozyjnej typu „ospowatego” nie można wiązać z wysokotemperaturową korozją gazową. Z reguły wżery erozyjne rozprzestrzeniają się płatami o powierzchni od 1 do 5 cm^2 (ich głębokość osiąga 0,2÷0,3 mm, mają postać kropek i niewielkich kulistych kraterów) (rys. 3) aż do całkowitego zniszczenia ścianek rur żarowych.

W silnikach rodziny GTD i SO rozwój korozji erozyjnej następuje w podobnych strefach komory spalania jak w przypadku silników rodziny Lis, lecz zaczyna się w zacienionych miejscach blach lub w miejscu ubytków i niedomalowań w pokryciu warstwy antykorozyjnej emalii żaroodpornej.

Jak już wspomniano, zjawisko korozji — zarówno gazowej, jak i erozyjnej — jest bardzo niebezpieczne dla pracy komory spalania, gdyż prowadzi do utraty właściwości gazodynamicznych lub wytrzymałościowych komory. Z tego powodu powinno znajdować się pod ciągłą obserwacją zarówno chemików, jak i metalurgów oraz specjalistów w dziedzinie spalania.

Technologia naziemnej obsługi transportu lotniczego

Doc. dr inż. BERNARD RZECZYŃSKI

Instytut Gospodarki Przestrzennej
Akademia Ekonomiczna w Poznaniu

Technologia naziemnej obsługi przewozów pasażerskich

Obsługa pasażerów

Naziemna obsługa pasażerów odlatujących obejmuje:

- dowóz pasażerów z miasta do portu lotniczego,
- rejestrację biletów, odprawę bagażu i oczekiwanie na dworcu lotniczym na wejście do samolotu,
- przemieszczenie (transport peronowy) pasażerów z dworca lotniczego do samolotu i wejście na jego pokład.

Naziemna obsługa pasażerów po przylocie obejmuje:

- wysiadanie pasażerów z samolotu i ich przemieszczenie do miejsca wydawania bagażu,
- oczekiwanie na rozdział bagażu i jego pobranie,
- dowóz pasażerów z portu lotniczego do miasta.

Przy podróży przesiadkowej dochodzi jeszcze oczekiwanie na odpowiedni rejs. Czas trwania naziemnej obsługi pasażerów wynosi przy podróży samolotami poddźwiękowymi¹⁾ na odległość 1000÷10 000 km, 65÷15% ogólnego czasu podróży z jednego miasta do drugiego. W przypadku lotu samolotami naddźwiękowymi²⁾ na odległość 2500÷10 000 km wynosi on 75÷45% tego czasu³⁾.

Stosowane są trzy metody naziemnej obsługi pasażerów odlatujących:

- podstawowa, najbardziej rozpowszechniona, zwłaszcza na liniach średniego i dalekiego zasięgu, w której pasażerowie rejestrują bilety i zdają bagaże na dworcu lotniczym, a następnie — po rejestracji wszystkich pasażerów danego rejsu — grupowo wsiadają do samolotu (najdłuższy czas obsługi, wygoda dla pasażera),
- uproszczona, stosowana na liniach bliskiego i średniego zasięgu, w której rejestracja biletów i odprawa bagażu odbywają się na peronie lub nawet przy samolocie, przy czym bagaż dostarcza pasażer do samolotu (znaczne skrócenie czasu obsługi, niewygoda dla pasażera),
- autobusowa, charakterystyczna dla linii o dużym natężeniu ruchu pasażerskiego i znacznej częstotliwości połączeń, w której bilet nabywa się na dworcu lotniczym bądź na peronie (w automacie) przed odlotem, w autobusie rejsowym dowożącym pasażera do portu lotniczego lub na pokładzie samolotu, a bagaż transportuje pasażer.

W metodzie podstawowej obsługa (odprawa) pasażerów na dworcu lotniczym może być realizowana w następujących technologiach:

- rejsowej, w której na każdy rejs wydziela się jedno lub dwa stanowiska odpraw⁴⁾, rejestrujące pasażerów (bilety) i przyjmujące ich bagaż (kolejki przy stanowiskach, uniknięcie wadliwego przesyłu i potrzeby sortowania bagażu),
- swobodnej, charakterystycznej zwłaszcza dla portów lotniczych o dużym ruchu, w której rejestracja biletów i zdanie bagażu mogą odbywać się w dowolnym stanowisku odpraw już na kilka godzin przed odlotem (sortowanie bagażu wg rejsów, możliwy największy stopień mechanizacji procesów obsługi i skrócenia ich czasu),
- mieszanej, stosowanej jako uzupełnienie swobodnej wtedy, gdy w tej ostatniej pasażer zgłaszający się krótko przed zakończeniem rejestracji byłby za pasażerem późniejszego rejsu i mógłby nie zdążyć dokonać odprawy. Uzupełnieniem tym jest wydzielenie na określony czas przed zakończeniem rejestracji dodatkowych stanowisk pracujących wg rejsowej technologii obsługi.

¹⁾ Tzn. lecącymi z prędkością poniżej liczby Macha $Ma = 1$, czyli poniżej ok. 1200 km/h.

²⁾ Np. radzieckim Tu-144 o prędkości lotu poziomego ok. 2500 km/h.

³⁾ Warto przy tym dodać, że jeśli udało się skrócić o 7,5 min czas trwania każdej z obsługi (dowozu pasażera do portu lotniczego, przebywania na dworcu lotniczym przed odlotem i odprawy w docelowym porcie lotniczym), wówczas na liniach o długości 1000÷2000 km osiągnięto by wzrost prędkości podróży równoważny zamianie na tych liniach samolotów poddźwiękowych na naddźwiękowe z liczbą Macha $Ma = 1,5$.

⁴⁾ Dwa stanowiska odpraw wymagane są przy rejsie samolotu o 100 i więcej miejscach.

W metodzie uproszczonej i coraz powszechniej stosowanej w niej odprawie samolotowej, pasażer może wejść na pokład samolotu na 20 min przed odprawą i nie później niż 5 min przed rozkładowym odlotem. Bagaż ponadnormatywny odprawia się na dworcu lotniczym, pozostający na stanowisku wagowym przy samolocie. Pasażerowie odprawieni w miejskim dworcu lotniczym są podwożeni bezpośrednio do samolotu⁵⁾.

Wprowadzenie do eksploatacji samolotów — aerobusów o kilkuset miejscach upodobniło transport lotniczy do publicznego transportu lądowego, np. autobusowego, i spowodowało konieczność dostosowania metody naziemnej obsługi pasażerów do wymogów powszechnej dostępności tego samolotu (podaży miejsca). W metodzie autobusowej pasażerowie przybywający do portu lotniczego wchodzą na pokład samolotu w kolejności przybycia. Bagażu nie waży się, a pasażer dostarcza go ręcznym wózkiem na pokład. Po przylocie bagaż dowożony jest do dworca lotniczego wózkami samochodowymi⁶⁾.

Proces naziemnej obsługi pasażerów na dworcu lotniczym (np. metodą podstawową i technologią rejsową) determinowany jest następującymi podstawowymi parametrami:

- natężeniem przybywającego (wejściowego) potoku pasażerów,
- czasem obsługi pasażerów w sali operacyjnej (odprawy) dworca,
- optymalną liczbą stanowisk rejestracji pasażerów (biletów) i przyjmowania bagażu,
- niezbędną liczbą zespołów środków mechanizacji obsługi dworcowej,
- optymalną liczbą środków mechanizacji obsługi peronowej.

Średnia odległość dojścia pasażera z poczekalni dworca lotniczego do samolotu wynosi co najmniej 200 m, a w większych portach lotniczych nawet 300÷400 m. Przy przesiadkach pasażer musi przebyć często znacznie dłuższą drogę, przekraczającą niekiedy 2000 m. Stąd też w większości przypadków drogi te pokonywane są mechanicznie: autobusami zwykłymi i z podnoszonym nadwoziem, wagonikami ciągnionymi przez elektropojazd itd. Zamiast tego mogą być stosowane urządzenia stacjonarne łączące dworzec lotniczy z samolotem, np. ruchomymi pomostami-teleskopami wydłużanymi z dworca na odległość do 40÷50 m, ruchomymi chodnikami itd. Szczególnym rozwiązaniem stacjonarnego sposobu przybliżania pasażera do samolotu jest satelitarny pawilon operacyjny (wsiadania-wysiadania) połączony z dworcem lotniczym i położony na płycie peronowej w odległości odpowiadającej w ogólności średniej długości dojścia pasażera z dworca do samolotu.

Obsługa bagażu

Pasażer przybywający do portu lotniczego lub miejskiego dworca lotniczego⁷⁾ zdaje bagaż⁸⁾ jednocześnie z rejestracją biletu. Wszystkie dalsze czynności związane z dostawą bagażu do samolotu, załadowaniem na samolot⁹⁾, wyładowaniem w porcie lotniczym przeznaczenia i dostawę do miejsca wydawania na dworcu dokonywane są przez personel obsługi lotniczej. Czynności te są najbardziej pracochłonne i czasochłonne w całej naziemnej obsłudze przewozów pasażerskich. Ponadto pasażer traci dużo czasu na odbiór bagażu, niekiedy kilkadziesiąt minut.

⁵⁾ Metoda ta jest szeroko stosowana w Związku Radzieckim, zwłaszcza w miejscowościach uzdrowiskowych oraz w wielu większych portach lotniczych, gdzie obsługiwana jest nią połowa wszystkich rejsów.

⁶⁾ Metoda autobusowa znajduje szerokie zastosowanie w wielu krajach zachodnich, a zwłaszcza w Stanach Zjednoczonych.

⁷⁾ W Polsce pierwszy taki dworzec buduje się w Warszawie.

⁸⁾ Z wyjątkiem niektórych metod obsługi omówionych poprzednio, aczkolwiek mało jeszcze znaczących w ogólnym procesie obsługi bagażowej pasażera.

⁹⁾ W małych samolotach bagaż przewozi się w kabinie, w dużych — w specjalnych pomieszczeniach (bagażnikach).

Proces obsługi metodą podstawową w technologii rejsowej oraz metodą uproszczoną (możliwą do realizacji tylko w technologii rejsowej) składa się z:

— ważenia bagażu, z zaznaczeniem na nim portu nadania, portu przeznaczenia i numeru rejsu oraz sumowaniem łącznej masy bagażu w samolocie,

TABLICA. Masa bagażu^{a)} przewożonego przez pasażera

Masa bagażu, kg	<4	4 ÷ 8	8 ÷ 12	12 ÷ 16	> 16
Udział pasażerów, %	2	20	53	22	3

a) zdawanego i podręcznego

- załadowania na środek transportowy,
- dostawy do samolotu,
- załadowania na samolot,
- ułożenia w kabinie bądź w bagażnikach samolotu.

Proces obsługi metodą podstawową w technologii swobodnej wymaga znacznie większej liczby środków mechanizacji obsługi niż poprzedni, przede wszystkim z powodu konieczności sortowania bagażu wg rejsów. Obejmuje on:

- ważenie bagażu, z zapisem masy na bilecie i w wykazie pasażerów oraz zaznaczeniem na bagażu portu nadania, portu przeznaczenia i numeru rejsu,
- transport do miejsca zbioru (składowania),
- sortowanie wg rejsów,
- załadowanie na środek transportowy,
- dostawę do samolotu,
- załadowanie na samolot,
- ułożenie w kabinie bądź w bagażniku samolotu.

Pomijając niektóre utrudnienia wywołane koniecznością sortowania bagażu na poszczególnych rejsach, technologia swobodnego zdawania bagażu pozwala w największym stopniu zmechanizować czynności obsługi, a tym samym skrócić czas naziemnej obsługi przewozów pasażerskich.

Technologia obsługi pasażera przybývającego do docelowego portu lotniczego obejmuje:

- wyładowanie bagażu z samolotu i załadowanie na środek transportowy,
- dostawę do miejsca wydawania,
- rozdział na półki lub przeniesienie na rozdzielające taśmociągi i płyty karuzelowe,
- pobranie przez pasażera,
- sprawdzenie przy wyjściu z dworca lotniczego tożsamości bagażu (dowodów na bagaż).

Większość czynności obsługi bagażu może być zmechanizowana, a nawet zautomatyzowana. Tylko część bagażu (ok. 2÷4%) takiego np. jak rowery, wózki dziecięce itp., musi być sortowana ręcznie i dowożona do samolotu oddzielnie. Masa bagażu lotniczego jest mniejsza niż przewożonego koleją lub statkiem i wynosi średnio ok. 10 kg na pasażera, przy normie bezpłatnego przewozu wynoszącej zwykle 20 kg (tabl.). Większość pasażerów przewozi 1 szt. bagażu (prawie w 80% walizkę), zwłaszcza na liniach bliskiego zasięgu, natomiast na liniach transkontynentalnych lub transatlantycznych 2÷3 szt. Średnie natężenie dopływu bagażu do systemu obsługi wynosi w godzinie szczytu ok. 15 szt./min.

Obsługa żywienia pokładowego

Osobliwością transportu lotniczego jest konieczność żywienia pasażerów na pokładzie samolotu. Skład i obfitość racji żywieniowych (posiłków, napojów) zależą od długości rejsu. Przygotowywane są one w wylotowym porcie lotniczym, tam też są kompletowane i w odpowiednich pojemnikach załadowywane na samolot. Wszystkie czynności dowozu produktów żywnościowych do przygotowalni racji pokładowych w porcie lotniczym, a także kompletowania tych racji, ich transportu oraz załadunku i wyładunku (racji pozostałych i naczyn) są zmechanizowane, a częściowo również zautomatyzowane (np. automaty do formowania porcji żywności, m.in. masła, sera, dżemu itd.).

Pojemniki z zaopatrzeniem żywieniowym pasażerów wkłada się do zamkniętej skrzyni (nadwozia) dźwigu samochodowego, który przewozi je do samolotu. Skrzynia podniesiona na wysokość drzwi pokładowych umożliwia szybkie wyładowanie pojemników. Czas załadunku pojemnika do samochodu (a także z samochodu do samolotu) wynosi ok. 40 s. Czas ustawienia samochodu w położenie załadunkowe przy samolocie wynosi średnio 60 s i tyle samo przy powrocie do położenia transportowego. Czas podnoszenia skrzyni z pojemnikami na wysokość drzwi pokładowych wynosi 30÷40 s.

Technologia naziemnej obsługi przewozów towarowych

Wg danych Międzynarodowego Zrzeszenia Transportu

Lotniczego IATA (International Air Transport Association) drogą powietrzną przewozi się tylko ok. 1% towarów na świecie, przy czym ok. 70% samolotami pasażerskimi i tylko ok. 30% specjalnymi samolotami towarowymi¹⁰⁾.

Obsługa towarów odprawianych z portu lotniczego obejmuje:

- dostawę towaru do portu lotniczego przez wyspecjalizowane przedsiębiorstwa przewozowe, rzadziej transportem własnym zarządu portu,
- wyładowanie do składu,
- ważenie, oznaczenie i odprawę,
- transport wewnątrz składu do miejsca zbioru (kompletowania) na odpowiedni rejs,
- krótkookresowe przechowanie (zabezpieczanie) przed nadaniem,
- transport wewnątrz składu z miejsca przechowania na rampę załadunkową w celu przeładunku na środki transportu portowego,
- przeładunek na środki transportowe,
- transport ze składu do miejsca postoju samolotu na peronie pasażerskim lub towarowym,
- załadowanie do samolotu,
- transport i ułożenie w samolocie.

Obsługa towarów dostarczonych do docelowego portu lotniczego obejmuje:

- wyładowanie towarów z samolotu i załadowanie na środki transportu portowego,
- transport do składu,
- wyładowanie w składzie,
- transport w składzie do miejsca czasowego przechowania (zabezpieczenia),
- krótkookresowe przechowanie przed wydaniem odbiorcy (adresatowi),
- transport wewnątrz składu z miejsca przechowania na rampę załadunkową,
- załadowanie na środki transportu lądowego (przede wszystkim samochodowego).

Technologia obsługi przewozów towarowych musi uwzględniać następujące wymagania podstawowe:

- rozdzielenie potoków pasażerskich i towarowych na dwa odrębne obiekty obsługi (dworce, składy), aby ruch samochodów ciężarowych do obiektu obsługi towarów nie przeszkadzał normalnemu dowozowi pasażerów do portu lotniczego,

— przybliżenie składów towarowych do peronu pasażerskiego uwarunkowane koniecznością transportu znacznej części towarów (przewożonych w bagażnikach samolotu) do miejsca postoju samolotu na peronie,

— maksymalne możliwe skrócenie drogi potoków towarowych przy transporcie towarów wewnątrz składu oraz przy transporcie zewnętrznym (portowym) i przeładunku.

Podstawową budowlą w obiekcie obsługi przewozów towarowych portu lotniczego jest skład (dworzec) towarowy przystosowany do technologii obsługi zmechanizowanej i zautomatyzowanej i w rzadkich przypadkach (lub częściowo) do ręcznej. Zmechanizowane są również wszystkie czynności transportowo-ładunkowe wykonywane w porcie lotniczym poza składem i w samolocie. Podstawowymi środkami obsługi zmechanizowanej i zautomatyzowanej są:

- w składzie:
 - urządzenia automatyczne do przekazywania i uzyskiwania informacji o liczbie i masie ładunków (towarów),
 - wagi mechaniczne i automatyczne,
 - sprzęt do transportu (dźwigi mostowe, taśmociągi, ładowarki widłowe) i układania towarów (dźwigi mostowe, ładowarki widłowe),

● w porcie lotniczym (na drodze od składu do samolotu):

- sprzęt i urządzenia do prac załadunkowo-wyładunkowych do i ze składu (samochody z podnoszoną skrzynią, samochody z taśmociągiem, dźwigi samochodowe, ładowarki widłowe),

— sprzęt do transportu (jak poprzednio),

— sprzęt i urządzenia do prac załadunkowo-wyładunkowych do i z samolotu (jak poprzednio oraz samojedźne platformy podnośnikowe, zwłaszcza dla kontenerów i palet),

- w samolocie:
 - urządzenia do pakietyzacji, paletyzacji i konteneryzacji ładunków (towarów),
 - urządzenia do prac załadunkowo-wyładunkowych (pochylnie do wjazdu samochodów, taśmociągi).

50% wysyłanych ładunków składowanych jest przez 24 h i krócej, a tylko 4% dłużej niż 7 dni. Ok. 95% ładunków ma szerokość mniejszą niż 0,9, a długość i wysokość poniżej 1,5 m.

¹⁰⁾ Jedynie na liniach północnoatlantycznych przeszło 50% wszystkich towarów przewozi się samolotami towarowymi.

Podstawowe kierunki realizacji zasad ekonomicznych i ich ocena na przykładzie umowy poolowej między LOT-em i Aerofłotem

Mgr JACEK LEWANDOWSKI

Stosunki ekonomiczne państw socjalistycznych, jako podstawa politycznej współpracy, budowane są na zasadach wzajemnego zainteresowania, międzynarodowego podziału pracy, wzajemnej współpracy (kooperacja ekonomicznego rozwoju) i integracji przemysłu (specjalizacji) u podstaw których leży rozwój przemysłu ciężkiego, rozwój naukowo-techniczny, a także ustanowienie długoterminowych kontaktów ekonomicznych. Znaczenie tych zasad będzie w przyszłości rozszerzane i umacniane.

Współpraca między PRL i ZSRR jest ukierunkowana „Umową o przyjaźni, współpracy i wzajemnej pomocy” podpisaną w kwietniu 1965 r., w której strony podejmują się rozwijać i pogłębiać ekonomiczną i naukowo-techniczną współpracę na ww. zasadach.

Ekonomiczne stosunki między PRL i ZSRR obejmują także przewozy lotnicze między tymi państwami, realizowane przez przedsiębiorstwa lotnicze PLL LOT (polskie linie lotnicze) i Aerofłot (radzieckie linie lotnicze). Współpraca między tymi przedsiębiorstwami jest uregulowana umową poolową.

Pierwsza umowa poolowa, podpisana 28 kwietnia 1961 r., dotyczyła linii lotniczej na trasie Warszawa-Moskwa-Warszawa. Nie wyjaśniała ona jednak wielu problemów współpracy między partnerami w dziedzinie eksploatacji, handlu i rozliczeń finansowych. 1 kwietnia 1966 r. podpisana została nowa umowa obowiązująca do 1 kwietnia 1977 r., kiedy to podpisano trzecią umowę poolową.

Co to jest umowa poolowa?

Umowa poolowa jest umową handlową między przewoźnikami, przewidującą formowanie wspólnego zysku (albo kosztów i zysków) osiąganego z eksploatacji linii międzynarodowych i podziału tego zysku w proporcji przewidzianej umową. Składa się ona z dwóch dokumentów: głównej umowy działającej w czasie określonym, albo nie określonym i załączników na każdy sezon poolowy (zimowy od 1 listopada do 31 marca i letni od 1 kwietnia do 31 października). Załącznik do umowy poolowej składa się z dwóch części: programu eksploatacyjnego i rozdziału handlowo-finansowego. Elementami umowy poolowej (programu eksploatacyjnego) są: grupa tras lotniczych, struktura każdej linii, typy samolotów na linii, liczba miejsc pasażerskich, częstotliwość lotów (w ciągu tygodnia), proponowany tonaż towarów.

Rozdział handlowy składa się z następujących elementów umowy poolowej: stawki poolowej wg kategorii przewozu, wielkości przewozowej wg kategorii włączanej w pool, w celu uzyskiwania wspólnego zysku, umownej masy pasażera poolowego, współczynników poolowych dla różnych typów samolotów (np. Tu-154 — 1,3; Il-62 — 1,5; Tu-134 — 0,7 jednostki w poolu), zwiększenia przewozów poolowych w lotach dodatkowych i wynajętych.

Rozdział finansowy załącznika obejmuje: wkłady w pool, rozdział wspólnego zysku, poolowe ograniczenia dopłat, technikę wzajemnych rozliczeń.

W praktyce umów poolowych w przewozach lotniczych dopuszcza się:

- wspólną równą eksploatację linii i równy podział zysku poolowego,
- wspólną równą eksploatację i nierówny podział zysków,
- wspólną nierówną eksploatację, ale równy podział zysków.

— wspólną nierówną eksploatację i nierówny podział zysków.

W umowie poolowej między liniami lotniczymi LOT i Aerofłot przewidziany jest równy program eksploatacyjny, równe współczynniki wg typów samolotów (w ramach unifikacji parku samolotów krajów-członków RWPG), równy podział wspólnego zysku (w proporcji 50:50). W umowie ustalono ograniczenia dopłat w rublach niehandlowych i rublach transferowych (nie więcej niż 6% zysku wnoszonego na korzyść płacącej strony).

W przypadku lokalnej równowagi rynków, identycznego i niekonkurencyjnego standardu usług w obsłudze pasażerów oraz wykorzystywania identycznych typów samolotów umowa poolowa wyklucza ekonomiczną konkurencję przewozów dla lotniczych przedsiębiorstw-partnerów. Odpowiada to zasadom socjalistycznych stosunków ekonomicznych, jednakże nie zawsze odpowiada ekonomicznej efektywności przewozów dla partnerów. Np. PLL LOT podczas eksploatacji linii lotniczych między PRL i ZSRR poniosły straty: w 1978 r. 49 007 tys. zł; 1979 r. — 56 751 tys. zł; 1980 — 48 244 tys. zł. Takie podejście do umowy poolowej nie ma większych perspektyw, nie jest odzwierciedleniem ekonomicznych stosunków socjalistycznej współpracy. Ten problem poważnie niepokoi zainteresowane strony, gdyż do tej pory nie znaleziono rozwiązania zadowalającego obydwu partnerów.

Trzeba zaznaczyć, że na liniach poolowych Warszawa-Moskwa-Warszawa; Warszawa-Leningrad-Warszawa, Warszawa-Kijów-Warszawa pasażerami samolotów LOT i Aerofłotu byli przede wszystkim obywatele PRL (w granicach 80÷100%). Wyniki przewozowe w latach 1970÷1980 pokazano w tabl. 1 i na wykresie.

Nowe znaczenie umowy poolowej we wzajemnych stosunkach handlowych między socjalistycznymi przedsiębiorstwami lotniczymi

Umów poolowych między przedsiębiorstwami lotniczymi krajów socjalistycznych nie można rozpatrywać tylko i wyłącznie jako umowy handlowe. Powinny one odzwierciedlać cały kompleks stosunków ekonomicznych między poszczególnymi krajami, związanych z przewozami lotniczymi, na wspólnie eksploatowanych liniach ze zwróceniem szczególnej uwagi na specyficzne warunki formowania poolu na przewozy, a także stały i perspektywiczny podział pracy w przemyśle lotniczym, rozwój postępu technicznego i inne ważne czynniki wzajemnej współpracy. Np. LOT wykorzystuje park lotniczy wyprodukowany w ZSRR, zakupuje w ZSRR części zapasowe i slinki lotnicze, większą część paliwa lotniczego. W ZSRR w technicznych bazach Aerofłotu są przeprowadzane okresowe i główne naprawy (remonty) samolotów. Załogi lotnicze PLL LOT kierowane są na szkolenie i naukę do szkół Aerofłotu.

Przewidziany w poolu między LOT-em i Aerofłotem jednakowy podział zysków i analogiczny program eksploatacyjny nie odzwierciedlają ww. zasad ekonomicznej współpracy między tymi przedsiębiorstwami. Międzynarodowy podział pracy w produkcji samolotów pasażerskich, a także niesymetryczność przewozów pasażerskich stwarzają korzystną sytuację do zwiększenia ekonomicznej efektywności przewozów poolowych.

Pod pojęciem ekonomicznej efektywności przewozów poolowych należy rozumieć: ogólny poziom ekonomicznej efektywności przewozów włączonych przez partnerów w

TABLICA 1. Wyniki pasażerskich przewozów między PRL i ZSRR osiągnięte przez przewoźników lotniczych PLL LOT i Aerofłot w latach 1970-1980

Przewoźnik	1970 r.	1971 r.	1972 r.	1973 r.	1974 r.	1975 r.	1976 r.	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.
PLL LOT	35 014	39 453	49 017	57 524	73 165	89 769	156 099	109 226	113 070	109 453	96 739
Aerofłot	34 908	34 983	39 086	49 476	55 122	61 634	76 675	86 182	91 609	216 760	99 155

cd. na s. 16

Samolot komunikacji lokalnej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbośmigłowy dolnopłat o konstrukcji metalowo-kompozytowej.

Plat. Obrys trapezowy, profil nadkrytyczny MS1/-0316 u nasady i MS1/-0312 przy końcówce, wznios 7°, kąt zaklinowania 2°. Konstrukcja dwudzielna dwudźwigarowa fail safe. W kesonie międzylądźwigarowym skrzydła mieszczą się cztery integralne zbiorniki paliwowe. Pokrycia skrzydła za tylnym dźwigarem — przekładkowe. Gondole zespołów napędowych mieszczące wnętrza podwozia głównego są konstrukcji półskorupowej. Kłapy szczelinowe, czterosegmentowe. Lotki wyważone masowo i zaopatrzone w klapki wyważające. Konstrukcja lotek i kłap kompozytowa przekładkowa z użyciem włókna kevlarowego. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwo-blodzeniowa. Owiewka przejścia skrzydło-kadłub przekładkowa, kompozytowa z kevlaru.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja skorupowa, metalowo-kompozytowa fail safe, trzyczęściowa. Przednia część kadłuba wykonana z kompozytu mieści radar, wnękę podwozia przedniego i kabinę pilotów. Oszklenie kabiny pilotów złożone z czterech szyb, wszystkie szyby odladane, szyby przednie wyposażone w wycieraczki. Środkowa część kadłuba jest konstrukcją metalową z kompozytową podłogą kabiny pasażerskiej. Całą długość jej wnętrza zajmuje kabina pasażerska. W kabinie pasażerskiej mieszczą się 34 fotele ustawione w dziesięciu rzędach po trzy (2 + 1 z przejściem pośrodku); w ostatnim rzędzie mieszczą się cztery fotele. W przedniej części kabiny pasażerskiej znajduje się korytarzyk wejściowy, szatnia, toaleta i umywalnia. Wejście do kabiny umożliwiają drzwi z integralnymi schodkami umieszczone z obu stron kadłuba w przedniej części kabiny pasażerskiej. Wyjścia awaryjne usytuowane są z obu stron kadłuba nad skrzydłem, w połowie długości kabiny pasażerskiej. Za kabina pasażerską znajduje się bagażnik dostępny przez duży luk z lewej strony kadłuba. Kabina ciśnieniowa, przewietrzana i klimatyzowana. Tylna, nieciśnieniowa część kadłuba stożkowa; mieści zespoły instalacji klimatyzacyjnej. Przewidywane są dwa inne warianty wyposażenia wnętrza kabiny: luksusowy (14+16 foteli) i transportowy (bez foteli i elementów tapicerki, z urządzeniami do mocowania ładunku).

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Wznios usterzenia poziomego 15°. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, pokrycia skorupowe kompozytowe. Stery wyważone masowo i zaopatrzone w klapki wyważające. Przed statecznikiem pionowym trójkątna płetwa ustateczniająca. Na noskach stateczników instalacja przeciwo-blodzeniowa.

Sterowanie. Sterownice zdwojone, układy sterowania linkowe ze wspomaganiami, kłapy wychyłane hydraulicznie, kłapy wyważające — elektrycznie.



Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol silnikowych, kierunek chowania — ku przodowi. Wszystkie gołenie teleskopowe z kołami bliźniaczymi. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpoślizgowym. Wymiary ogumienia: przednie — 18X6,0-6; główne — 24X7,7-10. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe General Electric CT-7-5A o mocy 1215 kW każdy, prędkość obrotowa na wale 23 s⁻¹. Śmigła nastawne czteropłatowe Dowty Rotol, łopaty śmigieł kompozytowe, krawędzie natarcia łopat odladane. Zespoły napędowe starannie opracowane, aby spełniały ostre kryteria poziomu hałasu. Silniki CT-7 są silnikami nowej generacji o zużyciu paliwa obniżonym o 15-20% w porównaniu z dotychczasowymi silnikami o zbliżonej mocy, charakteryzują się też prostą i łatwą obsługą.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 3330 l, napełnianie ciśnieniowe (czas napełniania 720 s). Hydrauliczna — ciśnienie robocze 13,8 do 20,6 MPa, elektropompa, akumulator hydrauliczny; służy do wychylania kłap, wypuszczania i chowania podwozia, sterowania podwoziem przednim na ziemi, hamowania kół głównych i sterowania urządzeniem przeciwpoślizgowym. Elektryczna — napięcie prądu stałego 28 V, prąd zmienny 115 V/400 Hz, dwa prądorozruszniki 28 V/400 A, transformator, akumulator niklowo-kadmowy 28 V/27 Ah lub 28 V/37 Ah. Klimatyzacyjna — utrzymuje właściwe parametry powietrza w ciśnieniowej części kadłuba. Przeciwo-blodzeniowa — na noskach skrzydeł i stateczników pneumatyczna; szyby przednie, noski łopat śmigieł, wloty powietrza do silników i sonda Pitota ogrzewane elektrycznie. Przeciwożarowa — butle CO₂ w przedziałach silników. Tlenowa — awaryjna, maski dla załogi i pasażerów, butle.

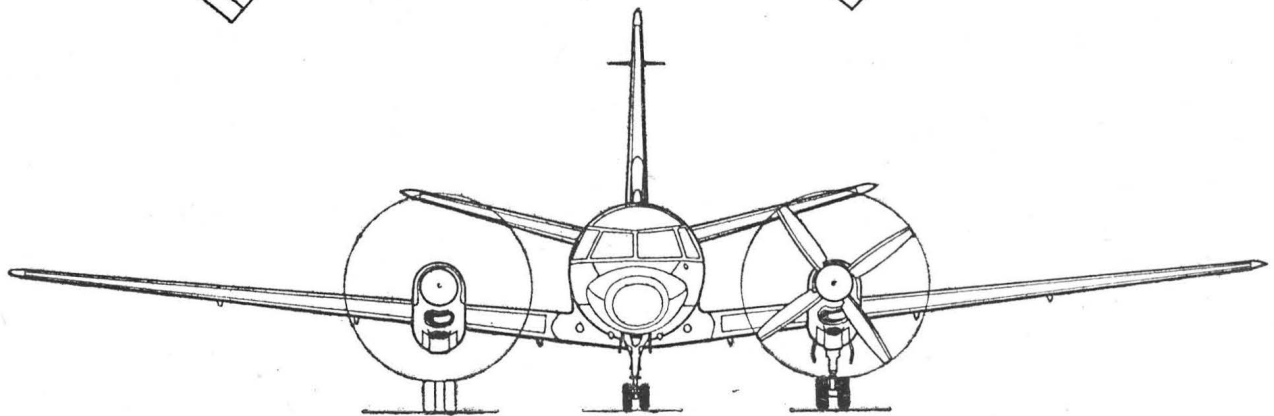
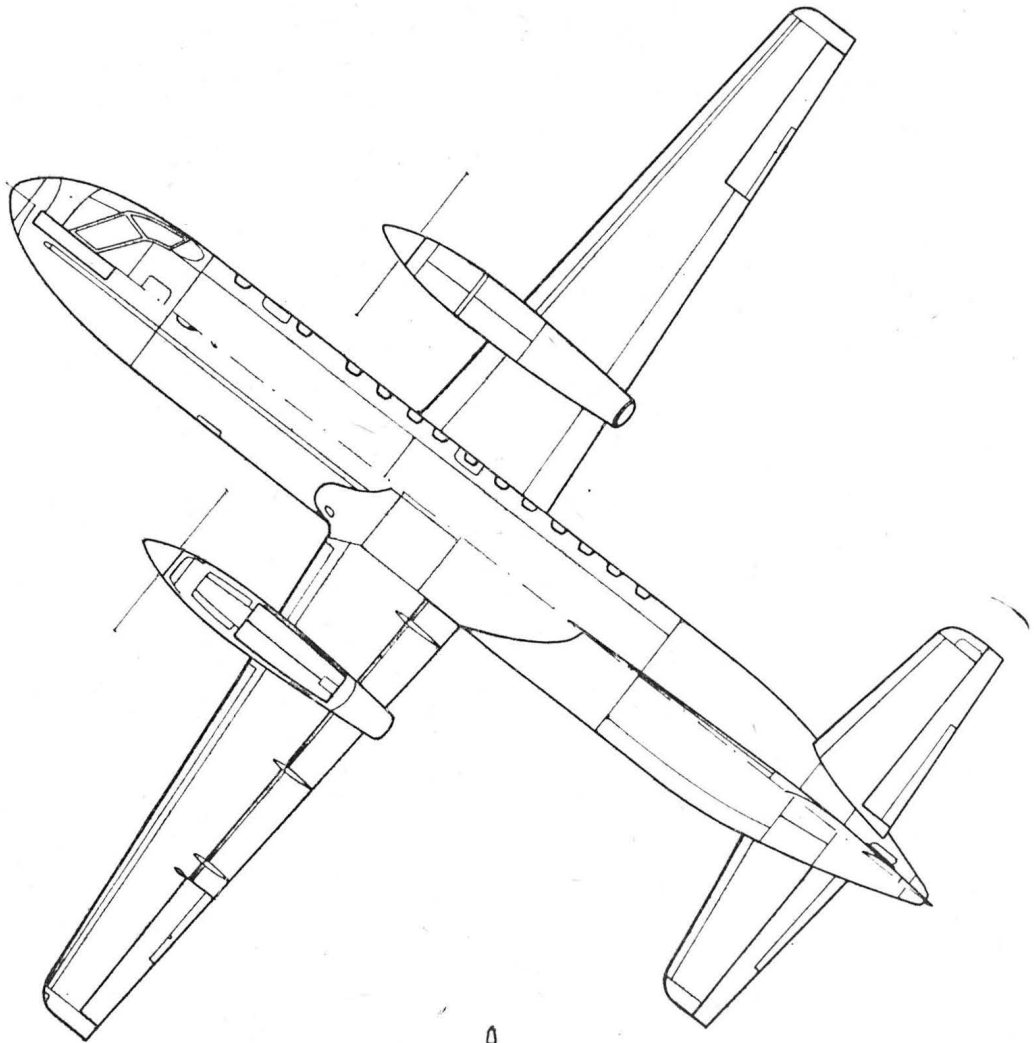
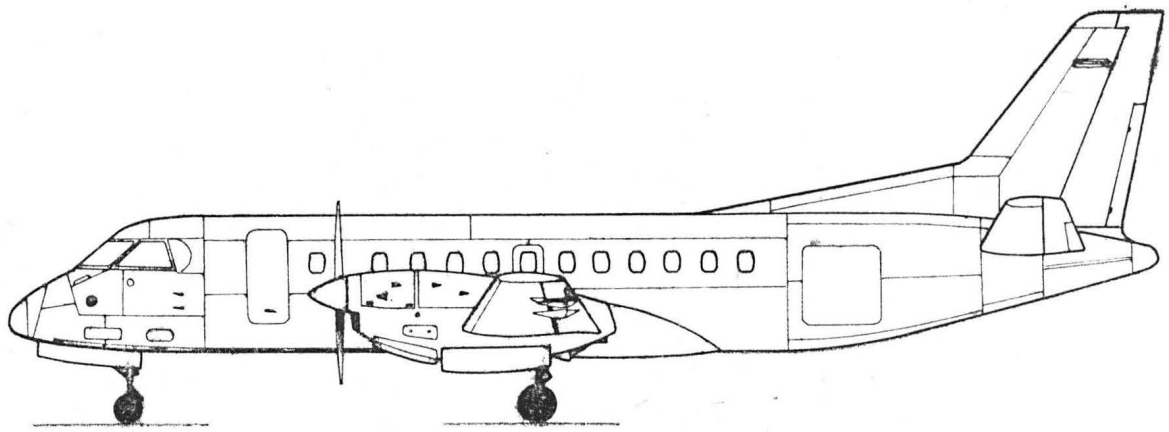
Wypożyczenie. Wypożyczenie samolotu tworzą przyrządy i systemy nowej generacji z wizualizacją wskazań i danych na ekranach telewizyjnych, konwencjonalne przyrządy podstawowe są tylko zestawami rezerwowymi (awaryjnymi), radar meteorologiczny, system łączności UHF i VHF, pilot automatyczny, systemy radionawigacyjne.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace nad samolotem rozpoczęto w 1980 r. we współpracy szwedzko-amerykańskiej. Szwedzki koncern SAAB, produkujący dotychczas głównie samoloty bojowe w niewielkich ilościach, uznał za swą szansę wejścia na rynek samolotów pasażerskich współpracą z amerykańską firmą Fairchild, mającą już doświadczenie w produkcji i konstruowaniu samolotów pasażerskich (po przejściu wraz z firmą Swearingen znanych samolotów Merlin i Metro). Prace projektowe prowadzono głównie w USA, w Szwecji projekt został dokończony w detalach. W Linköping w Szwecji kosztem 125 mln koron wybudowano nową wytwórnię o powierzchni produkcyjnej 25 000 m². W wytwórni tej ma być prowadzony ostateczny montaż samolotu z elementów wytwarzanych w Szwecji i w USA. Prototyp samolotu oblatano 1983.01.25, pierwszy egz. seryjny (przeznaczony dla linii Comair) — 1984.03.05. Podział kooperacyjny produkcji jest następujący: skrzydła, usterzenia, gondole silnikowe i wyposażenie wytwarzane są w USA; kadłub, podwozie, wyposażenie wnętrza i montaż ostateczny wykonywane są przez stronę szwedzką. Do połowy 1984 r. zgłoszono opcje na ponad 100 egz. samolotów SF-340. Program produkcji przewidywał wykonanie 24 egz. samolotu w 1984 r., 50 — w 1985 r., 63 — w 1986 r. i 72 — w 1987 r. Samolot jest przeznaczony na trasy o długości do 1600 km. W przygotowaniu, obok wersji luksusowej i transportowej znajdują się następnymi: sanitarna i specjalna do sprawdzania naziemnych systemów radionawigacyjnych.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	21,44 m
Długość	19,71 m
Wysokość	6,87 m
Średnica kadłuba	2,33 m
Baza podwozia	7,27 m
Rozstaw podwozia	6,71 m
Rozstaw osi śmigieł	3,20 m
Prześwit śmigieł	0,58 m
Długość wnętrza kabiny	10,57 m
Szerokość wnętrza kabiny	2,16 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,83 m
Powierzchnia skrzydła	41,81 m ²
Powierzchnia lotek	2,12 m ²
Powierzchnia kłap	8,07 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego (z płetwą)	10,41 m ²
Powierzchnia steru kierunku	2,72 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	13,30 m ²
Powierzchnia steru wysokości	3,46 m ²
Wzdłużenie skrzydła	11,3
Pojemność bagażnika	6,4 m ³
Masa własna	7194 kg
Masa startowa maks.	11 793 kg
Masa do lądowania maks.	11 566 kg

Masa ładunku nominalnego (34 pasażerów)	2476 kg
Masa ładunku w wersji transportowej	3238 kg
Masa bez paliwa maks.	10 342 kg
Obciążenie powierzchni	282,1 kg/m ²
Obciążenie mocy	4,85 kg/kW
Prędkość przelotowa maks. (H = 4575 m)	508 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna (H = 7620 m)	430 km/h
Prędkość min. bez kłap	189 km/h
Prędkość min. z kłapami	167 km/h
Prędkość podejścia z kłapami	156 km/h
Prędkość lądowania z kłapami	147 km/h
Wznoszenie	9,15 m/s
Wznoszenie z jednym silnikiem wyłączonym	3,05 m/s
Pułap	7620 m
Pułap z jednym silnikiem wyłączonym	3505 m
Zasięg (34 pasażerów)	1686 km
Zasięg maks. (20 pasażerów)	3243 km
Rozbieg	1174 m
Dobieg	1036 m
Wymagana długość drogi startowej	1000-1500 m
Poziom hałas do startu	84 EPNdB
w linii bocznej	90 EPNdB
podejście	93 EPNdB
	H.M.



Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

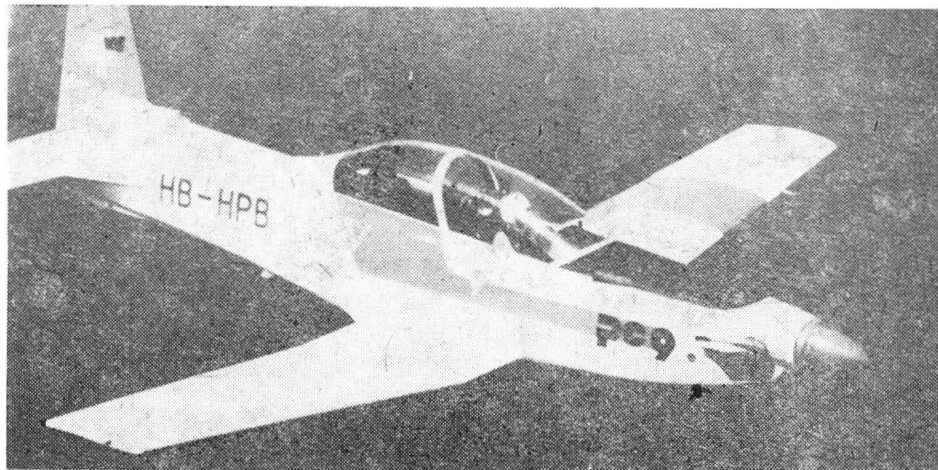
Plat. Obrys w części środkowej prostokątny, części zewnętrznych — trapezowy; profil części środkowej NACA 64A415, przy końcówce NACA 64A612; wznios części zewnętrznych 7°. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. W kesonach noskowych zewnętrznych części skrzydła integralne zbiorniki paliwowe. W części środkowej za dźwigarem wnęki podwozia głównego. Lotki szczelinowe, metalowe, wyważone masowo; na lewej lotce klapka wyważająca. Klapy krokodylowe metalowe, z czterech segmentów (po 1 na zewnętrznych częściach skrzydła i 2 na części środkowej). Pod skrzydłami 6 zaczepów do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia. Skrzydło w całości adaptowane z samolotu PC-7 Turbo-Trainer.

Kadłub. Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami, owalnie sklepiony u góry. Konstrukcja półskorupowa, metalowa. Część przednia, mieszcząca kabinę pilotów, wykonana jako ciśnieniowa. Miejsca załogi jedno za drugim. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk.CH 11A, fotel tylny usytuowany z wyraźnym przewyższeniem nad przednim w celu poprawy widoczności. Odrzucana awaryjnie jednocześnie osłona kabiny otwierana na prawo, wykonana jako kopuła z pleksi formowanego podciśnieniowo, umocowanego do metalowej ramy. W przedniej części kadłuba pod podłogą wnęki podwozia przedniego oraz zespoły instalacji hydraulicznej i paliwowej. Pod podłogą przedniej części kadłuba przechodzi struktura środkowej części skrzydła oraz znajduje się mocowanie hamulca aerodynamicznego. W tylnej części kadłuba bagażnik dostępny przez luk z lewej strony, wnęki instalacji tlenowej (przed bagażnikiem) dostępna przez luk pod kadłubem oraz zespoły instalacji elektrycznej dostępne przez luk z prawej strony. Cała tylna część kadłuba adaptowana z samolotu PC-7.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrysy usterzeń trapezowe. Konstrukcja całkowicie metalowa. Stateczniki jednodźwigarowe, półskorupowe. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Na sterze kierunku i prawym segmencie steru wysokości klapki wyważające. Na kadłubie przed statecznikiem pionowym długa pletwa ustępczniająca. Trójkątne pletwy przed usterzeniem poziomym z kompozytu szklano-epoksydowego, usztywnione pianką PCV. Usterzenie w całości adaptowane z samolotu PC-7.

Sterowanie. Lotki sterowane popychaczowo, stery — linkowo, klapy i hamulec aerodynamiczny wychyłane hydraulicznie, klapki wyważające — elektrycznie. Sterowanie zespołem napędowym za pomocą jednej dźwigni sterowania ciągnięciem. Znaczna część podzespołów i elementów sterowania adaptowana z samolotu PC-7.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęk w kadłubie i skrzydłach. Podwozie przednie teleskopowe z nożycowym prostowodem, sterowane koło z błotnikiem na widełcu, amortyzator w goleni. Tłumik drgań poprzecznych. Zespoły podwozia głównego z goleniami teleskopowymi, osie kół na prostowodach nożycowych, amortyzatory w goleniach. Wymiary ogumienia: przednie 6,00—6/3; główne 6,50—8/8. Amortyzacja olejowo-gazowa. Tarczowe hamulce hydrauliczne na kołach głównych. Hamulec postojowy. Podwozie w całości adaptowane z samolotu PC-7.



Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney of Canada PT6A-62 o mocy maks. 700 kW i trwałej 660 kW; śmigło metalowe czteropłatowe o stałych obrotach z możliwością ustawienia w chora-giewkę; obroty śmigła 33,3 s⁻¹. Łoże silnika z rur stalowych. Wyloty spalin skierowane na boki ku tyłowi, osłony zespołu napędowego metalowe.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności użytkowej 535 l, zbiornik rozchodowy o pojemności 12 l umożliwiający loty odwrócone. Elektryczna — napięcie 28/24 V, prądorozrusznik, akumulator nikielowo-kadmowy 24 V/40 Ah, złącze do zasilania zewnętrznego; przekładniki napięcia dla sieci prądu zmiennego 115 V/400 Hz i 26 V/400 Hz. Hydrauliczna — służy do sterowania hamulcami kół, wychyłania klap, podwozia, hamulca aerodynamicznego i sterowania kołem przednim; w instalacji akumulator ciśnienia umożliwiający awaryjne wypuszczenie podwozia i klap. Tlenowa — butle tlenowe i maski załogi, instalacja awaryjna w fotelach wyrzucanych. Przeciwooblodzeniowa — noski łopat śmigła ogrzewane elektrycznie, podobnie jak rurka Pitota i nadajniki przyrządów; wlot powietrza do silnika ogrzewany gorącym powietrzem z upustu sprężarki.

Wyposażenie. Podwójny zestaw przyrządów może obejmować wskaźniki AOA, zegar, predkościomierz z machomierzem, wysokościomierz, wariometr, busoły magnetyczna, przyspieszeniomierz, wskaźniki położenia trymerów, system sztucznego horyzontu oraz dwa ekrany-wskaźniki (pokazujące w razie potrzeby: moment obrotowy silnika — cyfrowo i analogowo, ITT — cyfrowo i analogowo, obroty wytwornicy gazu — cyfrowo i analogowo, obroty śmigła — cyfrowo, ciśnienie i temperaturę oleju — analogowo, napięcie i natężenie

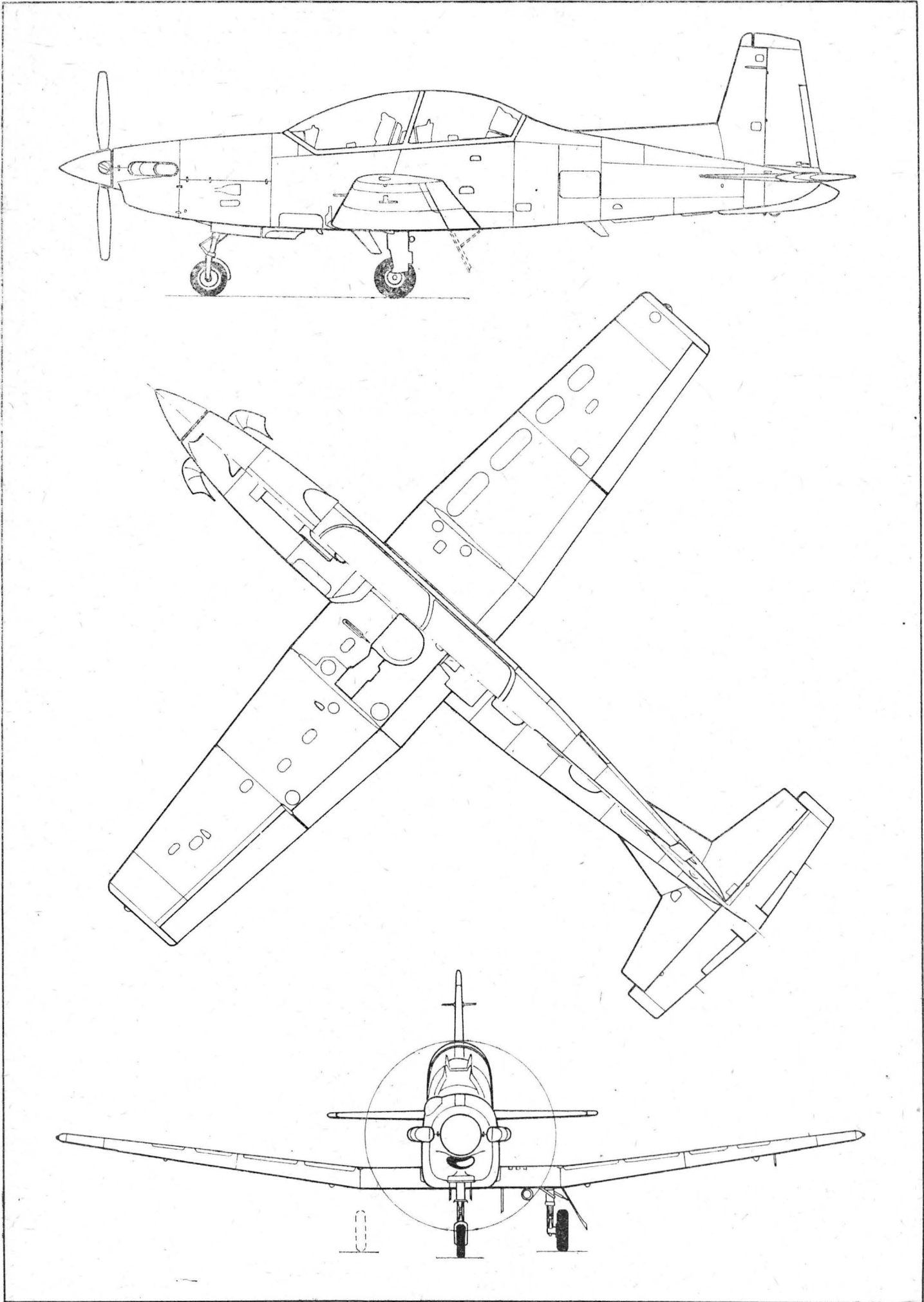
prądu — cyfrowo, przepływ i zużycie paliwa — cyfrowo, ilość paliwa — analogowo, ciśnienie w akumulatorze hydraulicznym — analogowo, temperaturę powietrza otoczenia — cyfrowo). Możliwa jest zabudowa DME, ADF, RMI, transpondera i systemu telefonu pokładowego. Na tablicy przyrządów i pulpitach bocznych zachowano dość znaczną rezerwę miejsca do zabudowy wyposażenia na specjalne życzenie odbiorcy. Samolot jest też wyposażony w system sygnalizacji awarii.

Uzbrojenie. Na sześciu zaczepach podskrzydłowych można podwieszać różne zestawy uzbrojenia i wyposażenia. Nośność zaczepów (od kadłuba ku końcówce): 250+250+110 kg pod każdym skrzydłem.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Pilatus PC-9 jest rozwinięciem oblatanego w 1978 r. znanego już PC-7 Turbo-Trainer. Z PC-7 adaptowano skrzydła, usterzenie, podwozie, tylną część kadłuba, sterowanie lotkami i sterami oraz elementy instalacji; od nowa zaprojektowano przednią, ciśnieniową część kadłuba i zastosowano silnik o większej mocy. Zastosowanie ciśnieniowej kabiny stawia PC-9 w rzędzie najnowszych samolotów szkolno-treningowych o bardzo szerokim zakresie wykorzystania i wysokich osiągnięciach. Pilatus PC-9 był jednym z pretendentów do roli samolotu szkolno-treningowego lotnictwa Wielkiej Brytanii i jako taki miał szansę na produkcję licencyjną przez British Aerospace, który to Konzern był jego promotorem. Wybrano jednak w połowie 1985 r. samolot brazylijski EMB-312 Tucano. Samolot Pilatus PC-9 oblatano 7 maja 1984 r. Firma Pilatus reklamuje go jako samolot mogący przejąć większą część zadań odrzutowych samolotów szkolno-treningowych, proponując następujący program szkolenia: 40 h szkolenia podstawowego na samolocie lekkim, 180 h na samolocie PC-9, 50 h na szkolnym samolocie odrzutowym. Samolot PC-9 jest jednym z przykładów konsekwentnego i logicznego rozwoju jednego typu samolotu szkolno-treningowego, zapoczątkowanego konstrukcją Pilatus P-3 z 1953 r.

DANE TECHNICZNE (osiągi ±5%)

Rozpiętość skrzydeł	10,12 m	Obciążenie powierzchni	138,12	196,44 kg/m ²
Długość	10,18 m	Obciążenie mocy	3,41	4,85 kg/kW
Wysokość	3,26 m	Predkość dopuszczalna	666	555 km/h
Cięciwa średnia aerodynamiczna	1,64 m	Predkość maks.	592	500 km/h
Cięciwa średnia geometryczna	1,61 m	Predkość manewrowa	388	370 km/h
Rozpiętość usterzenia	3,40 m	Predkość wypuszcz. podwozia i klap	278	278 km/h
Baza podwozia	2,35 m	Predkość przeciągnięcia w konfiguracji gładkiej	146	174 km/h
Rozstaw podwozia	2,56 m	Predkość przeciągnięcia z klapami i podwoziem	130	154 km/h
Średnica śmigła	2,44 m	Wznoszenie maks. (H=0 m)		20,6 m/s
Powierzchnia skrzydła	16,29 m ²	Wznoszenie (H=3050 m)		15,7 m/s
Powierzchnia lotek	1,57 m ²	Zasięg maks. (H=3050 m, rez. 20 min)		1111 km
Powierzchnia klap	1,77 m ²	Zasięg maks. (H=6100 m, rez. 20 min)		1537 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	3,40 m ²	Rozbieg		240 m
Powierzchnia steru wysokości	1,60 m ²	Start na 15 m		430 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,76 m ²	Ładowanie z 15 m		495 m
Powierzchnia steru kierunku	0,86 m ²	Dobieg		260 m
Powierzchnia hamulca aerodynamicznego	0,30 m ²	Czas lotu odwróconego maks.		60 s
Wydlużenie skrzydła	6,29	Współczynniki obciążeń konstrukcji z klapami	n = +7 do -3,5	n = +4,5 do -2,55
Masa własna	1675		n = -2	H.M.
Masa do kołowania maks.	2260			
Masa startowa maks.	2250			
Masa do lądowania maks.	2250			
Masa bez paliwa maks.	1900			
Masa na podwieszeniach maks.	—			



Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)

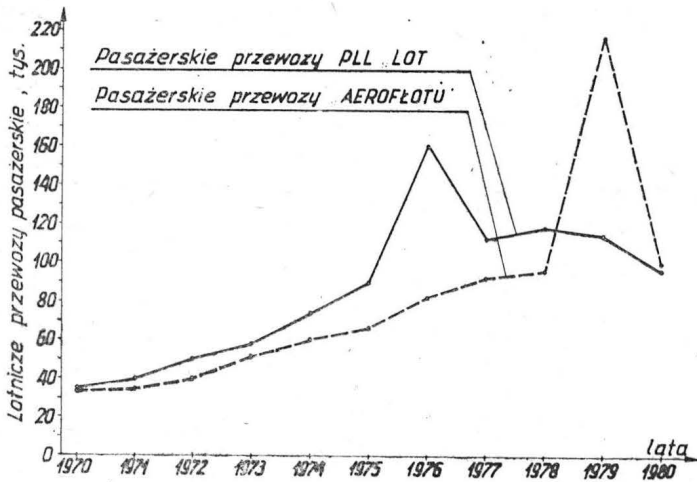
- 1 — ulec awarii; rozbić się
- 2 — r. się przy lądowaniu
- 3 — włączać pilota automatycznego
- 4 — wyłączać p. a., odłączać p. a.
- 5 — wprowadzać w autorotację (wirnik śmigłowca)
- 6 — wiatrakować (o śmigle); być w stanie autorotacji (o wirniku)
- 7 — wchodzić samoczynnie w chorągiewkę (o śmigle)
- 8 — aretować, blokować (giroskop)
- 9 — wracać do bazy
- 10 — wyważać (samolot) (klapką wyważającą)
- 11 — patrolować
- 12 — przechodzić przez barierę dźwięku
- 13 — pokonywać b. d.
- 14 — odprowadzać l. wypuszczać na zewnątrz samolotu (np. odpowietrzenia, drenaże itp.)
- 15 — holować
- 16 — holować w powietrzu, wykonywać lot ciągniony
- 17 — zwałać się (na skrzydło)
- 18 — wprowadzać (śmigło) w chorągiewkę
- 19 — startować
- 20 — s. z wiatrem
- 21 — s. pod wiatr
- 22 — przerywać start
- 23 — obracać śmigło ręcznie
- 24 — wykonywać lot wiszący, w. zawis (o śmigłowcu)
- 25 — w. zakręt pełny (o 360°)
- 26 — wiazczać (el.); uruchamiać (silnik)
- 27 — wzbijać się w powietrze; unosić się (przed przyziemieniem)
- 28 — utrzymywać się w powietrzu
- 29 — odrywać się od ziemi (przy starcie)
- 30 — wchodzić w krąg (nadlotniskowy)
- 31 — zaczynać wyprowadzenie (z manewru lub położenia)
- 32 — wyprowadzać (z m., figury lub p.)
- 33 — zużywać się (o paliwie)
- 34 — wylatywać, odlatywać
- 35 — wypuszczać (podwozie, klapy, hamulce aerodynamiczne)
- 36 — wyrównywać (do lotu poziomego), wybierać
- 37 — wykolowywać (z miejsca postoju)
- 38 — utrzymywać (np. kurs, wysokość)
- 39 — nabierać wysokości, wznosić się
- 40 — zachowywać (stałą) wysokość
- 41 — tracić w.
- 42 — wyprowadzać (samolot) z hangaru
- 43 — dawać gaz, dodawać gazu
- 44 — zmniejszać gaz do blegu jałowego, zdławić silnik
- 45 — ujmować gazu, zmniejszać moc
- 46 — ślizgać się (po wodzie) (o wodnosamolocie); znajdować się w poślizgu hydrodynamicznym (na mokrej nawierzchni)
- 47 — wykonywać próbę silnika
- 48 — rozładowywać ciśnienie
- 49 — wyłączać silnik, zatrzymywać s.
- 50 — zdławić s., zmniejszyć moc do biegu jałowego
- 51 — uruchamiać s.
- 52 — wykonać próbę silnika
- 53 — poprawić kurs na oś drogi startowej; usunąć znośnienie (przed przyziemieniem)
- 54 — uzupelniać (paliwo)
- 55 — określać długość (geograficzną)
- 56 — drwować (na wodzie)
- 57 — zdławić (silnik), zmniejszać moc (silnika)
- 58 — zawisać; wykonywać lot wiszący (o śmigłowcu); opuszczać się (o klapolotkach); nie przrastać (o obrotach silnika przy rozruchu)
- 59 — opóźniać (w czasie); zatrzymywać; zwalniać, zmniejszać prędkość
- 60 — wypuszczać klapy, wychylać k.
- 61 — chować k.
- 62 — wlewać (np. paliwo); wtryskiwać p. (pompką zastrzykową)
- 63 — blokować się w skrajnym położeniu (o podwoziu)
- 64 — wypełniać (formularz); napełniać (instalację)
- 65 — napełniać, tankować
- 66 — uruchamiać silnik, wykonywać rozruch silnika
- 67 — zakolać, wkołować (na miejsce postoju)
- 68 — hamować; opóźniać; zwalniać
- 69 — pogłębiać nurkowanie
- 70 — zwiększać skok śmigła
- 71 — zakrywać pokrowcami
- 72 — podchodzić do lądowania
- 73 — wyciągać; wyławić (z wody)
- 74 — wykonywać próby w locie
- 75 — podlegać próbom w l.; przechodzić próby w l.
- 76 — zadzierać, zwiększać kąt natarcia l. kąta toru lotu (o samolocie)
- 77 — (s)kapotować
- 78 — przyziemiać, stykać się z ziemią
- 79 — katapultować się
- 80 — nitować
- 81 — wykonywać kangury (przy lądowaniu)
- 82 — podstawić podstawki pod koła
- 83 — usuwać p. spod kół
- 84 — wprowadzać w przechył, przechylać
- 85 — wyprowadzać z przechyłu, podnosić z p.
- 86 — przechylać, wywoływać przechył
- 87 — przechylać się
- 88 — włączać się w krąg (nadlotniskowy)
- 89 — krażyć; lecieć po trasie okrężnej
- 90 — przechodzić na II krąg, przerwać lądowanie
- 91 — zwiększać nachylenie lub przechył
- 92 — przechylać ze skrzydła na skrzydło, machać skrzydłami
- 93 — ob(le)rać kurs na...
- 94 — utrzymywać k.
- 95 — u. k. lotu
- 96 — lecieć po trasie, l. po kursie lotu
- 97 — ustalać nakazany kurs
- 98 — zmieniać k.
- 99 — lecieć po kursie..., l. z kursem...
- 100 — wchodzić na kurs
- 101 — znajdować się na nakazanej linii drogi, z. na nakazanym kursie lotu
- 102 — latać, lecieć
- 103 — lecieć wg przepisów VFR, lecieć z widocznością ziemi
- 104 — l. wg przepisów IFR, l. wg przyrządów
- 105 — l. lotem koszącym
- 106 — l. do radiolotarni
- 107 — l. na plecach, l. lotem odwróconym
- 108 — l. od radiolotarni
- 109 — l. z wiatrem
- 110 — krażyć; okrążyć (np. lotniskiem)
- 111 — l. na przyrządy, l. wg przyrządów
- 112 — l. w wiazce radiolotarni
- 113 — l. pod wiatr
- 114 — l. samodzielnie, latać s.
- 115 — l. z bocznym wiatrem

K.D.

Русские авиационные глаголы и обороты (I)

- 1 — терпеть аварию
- 2 — т. а. на посадке
- 3 — включать автопилот
- 4 — выключать а., отключать а.
- 5 — переводить на авторотацию
- 6 — авторотировать
- 7 — входить в автофлогер
- 8 — арретировать
- 9 — возвращаться на базу
- 10 — балансировать (самолет)
- 11 — барражировать
- 12 — переходить звуковой барьер
- 13 — преодолевать з. б.
- 14 — отводить за борт
- 15 — буксировать
- 16 — производить воздушную буксировку
- 17 — валиться
- 18 — вводить во флогер
- 19 — взлетать
- 20 — в. по ветру
- 21 — в. против ветра
- 22 — прекращать взлет, прерывать взлет
- 23 — проворачивать воздушный винт вручную
- 24 — совершать полет на режиме висения
- 25 — выполнять вираж
- 26 — вкочат
- 27 — взмывать в воздух
- 28 — оставаться в воздухе
- 29 — подниматься в воздух
- 30 — входить в круг полетов (над аэродромом)
- 31 — начинать вывод
- 32 — выводить
- 33 — выгорать
- 34 — вылетать
- 35 — выпускать
- 36 — выравнивать(ся)
- 37 — вырывать
- 38 — выдерживать (курс, высоту)
- 39 — набирать высоту
- 40 — сохранять в.
- 41 — терять в.
- 42 — выкатывать (самолет) из ангара
- 43 — давать газ
- 44 — переводить на малый г., убирать г. до малого
- 45 — убирать г.
- 46 — глиссировать
- 47 — гонять (двигатель)
- 48 — сгравливать давление
- 49 — выключать двигатель, заглушать д., останавливать д.
- 50 — (за)дросселировать д., переводить д. на малый газ
- 51 — запускать д.
- 52 — опробовать д.
- 53 — выполнять доворот на ось ВПП
- 54 — дозаправлять(ся)
- 55 — определять долготу, отсчитывать д.
- 56 — дрейфовать
- 57 — дресселировать (двигатель)
- 58 — зависать
- 59 — задерживать
- 60 — выпускать закрылки, отклонять з.
- 61 — убирать з.
- 62 — заливать
- 63 — вставать на замки
- 64 — заполнять
- 65 — заправлять
- 66 — производить запуск двигателя, запускать двигатель
- 67 — заруливать
- 68 — затормаживать
- 69 — затягивать в пикирование
- 70 — затягивать воздушный винт
- 71 — зачехлять
- 72 — заходить на посадку
- 73 — извлекать
- 74 — проводить летные испытания
- 75 — проходить л. и.
- 76 — кабрировать
- 77 — капотировать
- 78 — касать(ся) земли
- 79 — катапультироваться
- 80 — клепать
- 81 — козлить
- 82 — ставить колодки под колеса
- 83 — убирать к. из-под колес
- 84 — вводить в крен
- 85 — выводить из крена
- 86 — создавать крен, кренить
- 87 — крениться
- 88 — входить в круг (полетов над аэродромом)
- 89 — описывать круг
- 90 — уходить на второй к.
- 91 — увеличивать крутизну
- 92 — покачивать крыльями
- 93 — брать курс на ...
- 94 — выдерживать к.
- 95 — в. к. следования
- 96 — двигаться по курсу с.
- 97 — задавать курс
- 98 — (из)менять к.
- 99 — лететь по курсу
- 100 — ложиться на курс
- 101 — находиться на курсе следования
- 102 — летать
- 103 — л. в простых метеоусловиях; л. по правилам визуальных полетов
- 104 — л. в сложных м., л. по правилам полетов по приборам
- 105 — л. на бреющем полете
- 106 — л. на приводную станцию
- 107 — л. «на спине»
- 108 — л. от приводной станции
- 109 — л. по ветру
- 110 — л. по кругу
- 111 — л. по приборам
- 112 — л. по радиолучу
- 113 — л. против ветра
- 114 — л. самостоятельно
- 115 — л. с боковым ветром

pool (dla każdego przewoźnika jednakowy, chociaż warunki poolu są dla nich różne) oraz jednakową efektywność poolu dla partnerów — podział zysków poolowych, zapewniający jednakowy (taki sam) efekt przewozów włączanych w pool przez partnerów.



Rys. Wyniki pasażerskich przewozów między PRL i ZSRR osiągnięte przez przewoźników lotniczych PLL LOT i Aeroflot w latach 1970-1980

Formowanie poolu na podstawie tak rozumianej ekonomicznej efektywności przewozów poolowych będzie odpowiadać ekonomicznym zainteresowaniom partnerów, a także ogólnej linii wzajemnych ekonomicznych stosunków między krajami socjalistycznymi. Zwiększenie ekonomicznego efektu poolu powoduje rozwiązanie wielu metodycznych problemów. Najważniejszym problemem jest ustalenie stawki poolowej dla określenia zysków poolowych. Stawka poolowa obowiązująca obecnie jest niższa niż taryfa pełnopłatnego biletu lotniczego, co zmusza partnerów do kierowania pełnopłatnych pasażerów i pełnopłatnego towaru tylko na swoje samoloty, do ograniczania przewozu pasażerów z biletami zniżkowymi lub bezpłatnymi (służbowymi). Taka sytuacja zmusza PLL LOT do kierowania załóg na szkolenie w ZSRR innymi środkami transportu.

Następnym ważnym problemem formowania poolu dot. efektów ekonomicznych jest jednakowy podział zysku poolowego. Problem ten może być rozwiązany przy uwzględnieniu ekonomicznej oceny kosztów ponoszonych na przewozy przez każdego z partnerów, które następnie będą wnoszone w pool. Do takich kosztów można zaliczyć bezpośrednio koszty eksploatacji samolotów (bez wynagrodzenia za pracę), koszty związane z eksploatacją linii (także bez wynagrodzenia za pracę) z uwzględnieniem operacji walutowych ustalonych między państwami.

Jednakowy efekt podziału zysku poolowego, proporcjonalny do kosztów wnoszonych w pool, uporządkuje ekonomiczny mechanizm zwiększenia efektu przy ustalonych taryfach za przewóz szczególnie wtedy, gdy warunkiem będzie niejednakowy udział partnerów w formowaniu poolu w zakresie tak zysków, jak i kosztów, przy jednoczesnym wykorzystaniu podstawowej zasady „równych możliwości” partnerów w odniesieniu do poniesionych kosztów.

Wykorzystywane w praktyce sposoby podziału zysku poolowego w jednostkach poolowych, proporcjonalnie do liczby rejsów poolowych albo proponowanej poolowej pojemności samolotów, wg współczynnika wydajności, w procentowej proporcji lub wg wydajności poolowej — nie odpowiadają tym zasadom i, co najważniejsze, nie są oparte na ekonomicznej bazie przedsiębiorstw lotniczych. Uzasadnia to niżej podany przykład (tabl. 2 i 3). Rozpatrzmy u-

TABLICA 2

Określenia	Partner A	Partner B
Liczba miejsc pasażerskich w poolu	20 000	20 000
Stawka poolowa	80 rbl/pas.	80 rbl/pas.
Liczba faktycznie przewiezionych pasażerów	15 000	18 000
Wniesiony zysk poolowy	1 200 000 rbl	1 440 000 rbl
Koszty eksploatacji na jednego pasażera	28,5 rbl/pas.	30 rbl/pas.

TABLICA 3

Określenie	Partner A	Partner B
Liczba miejsc pasażerskich w poolu	20 000	20 000
Stawka poolowa	80 rbl/pas.	80 rbl/pas.
Liczba faktycznie przewiezionych pasażerów	17 250 pas., tj. o 15% więcej	faktycznie zaproponowano 25 000 miejsc pasażerskich przy współczynniku zajęcia miejsc 0,85
Wniesiony zysk poolowy	1 380 000 rbl	1 700 000 rbl
Koszty eksploatacyjne na jednego pasażera	31,4 rbl/pas.	31,5 rbl/pas.

mowę poolową z procentowym podziałem zysków w proporcji 50:50 bez ograniczenia dopłaty. Podział poolowego zysku:

zysk partnera A 1 200 000 rbl
zysk partnera B 1 440 000 rbl

suma $2 640 000 : 2 = 1 320 000$ rbl

Partner B musi dopłacić partnerowi A 120 000 rbl lub za każdego przewiezionego pasażera po 6,6 rbl.

Eksploatacyjne koszty partnera B istotnie na (112 500 rbl) przewyższyły koszty partnera A. Partner B poniósł faktyczne koszty w poolu 36,66 rbl/pas., otrzymując jednocześnie zysk 0,2 rbl/rbl kosztów.

Partner A, który poniósł faktyczne koszty 28,5 rbl/pas., zyskał 0,309 rbl/rbl kosztów.

Podział poolowego zysku:

zysk partnera A 1 380 000 rbl
zysk partnera B 170 000 rbl

suma $3 080 000 : 2 = 1 540 000$ rbl.

Partner B musi dopłacić partnerowi A 160 000 rbl albo po 7,53 rbl za każdego przewiezionego pasażera, uwzględniając jednocześnie wzrost faktycznych kosztów do 39,04 rbl/pas. i zysku 1,86 rbl/rbl kosztów.

Partner A, przy swoich faktycznych kosztach 31,4 rbl/pas. osiągnął zysk z poolu 2,84 rbl/rbl kosztów.

Podany wyżej przykład pokazuje, że przy podziale zysku poolowego w procentowej proporcji (analogiczna sytuacja i przy innych sposobach) ekonomiczny wkład w pool jednego partnera albo obydwóch jednocześnie umożliwia wzrost ogólnej efektywności poolu, jednakże przy podziale zysków stawia partnerów w nierównej sytuacji ekonomicznej, co nie powinno mieć miejsca we wzajemnych stosunkach między przedsiębiorstwami krajów socjalistycznych. Takie podejście do podziału zysków nie pobudza rozwoju przewozów poolowych i wzrostu ich efektywności ekonomicznej.

Proponowane ujęcie poolowych stosunków między liniami lotniczymi krajów socjalistycznych wymaga rozwiązania problemów wyboru wskaźników (kryteriów) ekonomicznej oceny efektywności poolu, a także ekonomicznej efektywności włączanych w pool kosztów w warunkach międzynarodowych wzajemnych stosunków gospodarczych.

Ustalenie takich kryteriów stwarza przesłanki do ekonomiczno-matematycznego modelowania sytuacji umowy poolowej i wyboru najefektywniejszego rozwiązania. Wykorzystanie tej metody, opartej na ekonomicznym mechanizmie oceny kosztów, pozwala stworzyć naukową podstawę do uzgodnienia wspólnej umowy poolowej między przedsiębiorstwami lotniczymi.

**PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ
NABYCIA NASZEGO CZASOPISMA**

i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie się w locie samolotów o układzie kaczkii (I)



Samoloty o układzie kaczkii lub o skrzydłach w tandem są w ostatnich latach coraz częściej budowane jako konstrukcje amatorskie. Użytkowanie ich przyniosło wiele destrukcyjnych zdarzeń, związanych z właściwościami w locie. Analiza i interpretacja zjawisk powodujących te zdarzenia oraz wynikające stąd zalecenia wydają się być pożyteczne dla konstruktorów i użytkowników takich samolotów.

Nie wszystkie aspekty tych zdarzeń są, jak dotychczas, w pełni udokumentowane i zrozumiałe. Na podstawie dostępnej informacji można ocenić, że choć zachowanie w locie niekiedy jest niebezpieczne, odpowiednia ostrożność i uwaga jest niezbędna przy projektowaniu, budowie i użytkowaniu samolotów z usterzeniem z przodu.

Ze względu na złożone współzależności aerodynamiczne — formy zachowania, które mogą wystąpić w różnych konstrukcjach, mogą różnić się od siebie. Można sądzić, że zachowanie się samolotów tego samego typu może być różne wskutek różnic w drobnych szczegółach konstrukcyjnych, technologii wykonania bądź w szczegółach wykończenia. Wybór profilu oraz dokładność jego odtworzenia, gładkość i ustawienie kątowne powierzchni nośnych wydają się mieć pierwszorzędne znaczenie. Ponieważ samoloty amatorskie są bardziej lub mniej unikalne pod względem aerodynamicznym z powodu różnic wykonawczych, ich twórcy mają do spełnienia bardzo odpowiedzialną rolę w zapewnieniu bezpieczeństwa użytkowania w locie swoich samolotów. Dlatego bardzo pożądane byłoby wykonywanie pewnych szczególnych prób w locie oraz wymiana informacji w dziedzinach, które jeszcze nie zostały dobrze zbadane i zrozumiane.

Ostatnie numery czasopism zachodnich poświęconych samolotom amatorskim przyniosły opisy przypadków dużych zmian w zachowaniu pod względem sterowności podłużnej przez różne samoloty amatorskie, przy czym specjalnie często zjawiska te wystąpiły w samolotach w układzie kaczkii. Gromadzenie się kropli deszczu, owadów lub innych zanieczyszczeń, które zaburzyły laminarny opływ powierzchni nośnych, zostało uznane za podstawową przyczynę tych zmian, które w pewnych przypadkach doprowadziły do przymusowych lądowań i obrażeń ciała. Choć ważne jest zrozumienie podstawowej przyczyny zaburzeń, nie mniej ważne jest też poznanie wielu czynników wpływających na te zdarzenia, a także sposobu, w jaki konstruktor i twórca samolotu mogą przyczynić się do zmniejszenia tego typu problemów w przyszłości.

Opisywane przypadki zjawisk, które z braku ustalonego terminu nazwiemy „Zmianami Zachowania w Locie” (ZZL), są przypadkami najbardziej skrajnymi. Nie można uważać ich za normalne dla samolotów o układzie kaczkii, tym niemniej pokazują one kierunek ewentualnych zmian właściwości.

Trzeba stwierdzić, że wiele konstrukcji o układzie kaczkii wykazuje nieznaczne zmiany bądź nie wykazuje ich wcale. ZZL występują także w samolotach konwencjonalnych, lecz są nieistotne. Dla szybowców jest zauważalny wpływ deszczu lub owadów na osiągi. Natomiast dla samolotów o układzie kaczkii zagadnienie nie polega na zmianie osiągow, ale na sterowności i zdolności do wykonywania manewrów.

Zarówno układ kaczkii, jak i układ tandem wyróżniają się tym, że mają dwie powierzchnie nośne, z których każda niesie istotną część masy samolotu, oraz że ster wysokości umieszczony jest na przedniej powierzchni nośnej. Oczywiście, mają one różne udziały w tej nośności i to może być istotne, gdy chodzi o wielkość ZZL, ale nie zmienia ogólnej klasyfikacji. Podobnie uważa się, że układ napędu — pchający czy ciągnący — nie ma wpływu na te zjawiska. ZZL mogą być wywołane przez deszcz, owady, szron, śnieg, oblodzenie albo jakikolwiek inny materiał, który zaburza przepływ w warstwie przyściennej powierzchni nośnych bądź też przez zespół kilku tych czynników. Przy-

jęto termin „zanieczyszczenia” jako wspólny dla wszystkich ww. czynników.

Zanieczyszczenia mogą spowodować zadzieranie lub opuszczenie nosa samolotu oraz zmiany charakterystyki aerodynamicznej samolotu. Sytuacja staje się bardzo poważna, gdy samolot leci ze zmniejszoną prędkością, wykonuje podejście do lądowania albo też w czasie usiłowania startu. Charakter i stopień trudności zmieniają się w każdym egzemplarzu.

Prezentowane poniżej wyniki badań uzyskano podczas badań tunelowych modelu (w podziale 1:1) VariEze oraz rzeczywistego samolotu tego typu. Ponieważ prędkości podczas badań tunelowych były bardzo bliskie rzeczywistych prędkości podejścia do lądowania, efekt skali można uważać za pomijalny. W próbach stosowano spryskiwanie modelu wodą lub przyklejanie grubego piasku na krawędziach natarcia w celu symulowania zanieczyszczeń. Należy zauważyć, że samolot VariEze został wybrany do prób nie dlatego, że miał jakiegokolwiek poważniejsze nieprawidłowości, ale ze względu na jego nowoczesne, interesujące rozwiązania konstrukcyjne.

Określenie zagadnień

Zanieczyszczenia powierzchni mogą odegrać istotną rolę w:

- prędkości startu i długości startu,
- prędkości wznoszenia,
- prędkości i długości lądowania,
- sile i wychyleniu drążka do sterowania podłużnego,
- manewrowaniu przy prędkościach startu i podejścia,
- sprawności przelotu,
- prędkości maks.

Zanieczyszczenia mogą powiększyć długość startu i podwyższyć wymaganą prędkość, a w skrajnym przypadku — w ogóle uniemożliwić start. W przypadku, gdy start jest możliwy — wznoszenie po starcie może okazać się na tyle niskie, że ominięcie przeszkód naziemnych będzie trudne. Te same skutki zanieczyszczenia powierzchni, które wpływają na start, dają się odczuwać także przy lądowaniu, powiększając prędkość podejścia i długość lądowania. Równie poważny jest fakt, że zdolność efektywnego manewrowania przy starcie i lądowaniu zostaje również zmniejszona. Nie wielkie (rzędu kilku do kilkunastu N) zmiany siły na drążku mogą być źródłem niewygody i przeszkadzać, jeżeli występują podczas dłuższego przelotu, zwłaszcza gdy skuteczność klapki wyważającej jest niewystarczająca, ale nie przeszkadzają podczas startu czy lądowania. Jednak zmiany rzędu kilkudziesięciu N lub więcej mogą już poważnie oddziaływać na pilota. Nawet gdy sam efekt nie jest zbyt ostry — konieczność rozpraszania się i dawania sobie rady z nieznanym lub niezrozumiałym może w krytycznym momencie lotu stanowić niebezpieczeństwo, zwłaszcza dla niedoświadczonego pilota. Dlatego nawet pozornie małych zmian we właściwościach związanych z zanieczyszczeniami powierzchni nie należy lekceważyć.

Czynniki aerodynamiczne wpływające na zachowanie się w locie

Zanieczyszczenia powierzchni nośnej powiększają opór i zmniejszają siłę nośną przy danej prędkości. Zmiany te mogą w oczywisty sposób zmienić moment pochylający całego samolotu (tak jak współczynniki momentu dla poszczególnych powierzchni, co jednak nie ma większego znaczenia). Zmiana momentu może być zarówno w kierunku „w górę”, jak i „w dół”. Zależy ona od położenia i układu poszczególnych powierzchni nośnych. Jedną z cech współczesnych samolotów o układzie kaczkii jest duży udział przedniej powierzchni nośnej w wytwarzaniu całkowitej siły nośnej, np. dla VariEze wynosi on ok. 30%, zaś dla Quickie Q2 i Dragonfly — ok. 60%. Zmiana momentu pochylające-

go zależy od procentowej zmiany nośności każdej z powierzchni. Z warunków stateczności wynika, że oderwanie na przedniej powierzchni nośnej musi wystąpić wcześniej niż na tylnej.

Wszystkie współczesne samoloty o układzie kaczki mają ster wysokości umieszczony na przedniej powierzchni nośnej, zatem, w warunkach małych prędkości, ster zbliża się do warunków oderwania i traci skuteczność (skutecznością nazwano tu zdolność steru do powodowania zmian momentu pochylającego przy zmianie jego położenia). Zjawisko utraty skuteczności zostało wykorzystane w niektórych (ale nie we wszystkich) konstrukcjach o układzie kaczki, w celu zapewnienia odporności na przeciągnięcie samolotu jako całości.

„Odporność na przeciągnięcie” oznacza, że skrzydło nie może być przeciągnięte i że nieprzyjemnego zachowania samolotu z częściowo przeciągniętym skrzydłem można uniknąć przez zmniejszenie maksymalnego możliwego do osiągnięcia kąta natarcia. Aby to osiągnąć, konieczny jest bardzo staranny dobór szczegółów konstrukcji. Jeżeli projekt jest źle wykonany, zalety te mogą zaginać. Bez względu na to, czy samolot jest, czy też nie jest odporny na przeciągnięcie, zespół usterzenia podlega częściowemu lub całkowitemu przeciągnięciu w pobliżu minimalnej prędkości samolotu. Czynniki, które mają wpływ na wyważenie podłużne samolotu i przeciągnięcie powierzchni nośnej, prawdopodobnie mają wpływ również na minimalną prędkość,

przy której samolot może być użytkowany oraz mogą prowadzić do poważnych problemów ze statecznością i sterownością.

Jeżeli zanieczyszczenia lub też zanieczyszczenia i współdziałanie innych czynników związanych z niestarannym wykonaniem mogą spowodować, że usterzenie utraci nośność i przeciągnie się przy mniejszym niż przyjęty przez konstruktora kącie natarcia, to prędkość minimalna może być nie dość niska, aby zapewnić bezpieczny start czy lądowanie. Jeżeli natomiast te czynniki mają duży wpływ na skrzydło, to możliwa jest taka zmiana prędkości, przy której wystąpią niepożądane efekty, np. „zapadanie się” skrzydła lub rozbieżność.

Charakterystyki aerodynamiczne usterzenia mogą być bardzo ważne przy określaniu momentu i wielkości ZZL. W dotychczasowych rozważaniach przyjmowano, że dźwignia gazu, ster wysokości i trymer steru wysokości pozostają w stałych położeniach, zaś zachowanie się samolotu wynika tylko ze zmiany charakterystyk aerodynamicznych powierzchni. W rzeczywistości pilot zamiast pozycjonować na taką reakcję samolotu, koryguje ją sterami. Ruchy sterów potrzebne do skompensowania wspomnianych wpływów są bezpośrednimi wskaźnikami wpływu, jaki zanieczyszczenie powierzchni wywiera na właściwości aerodynamiczne samolotu.

Opracował: A. Kardymowicz

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Wojenne losy polskich szybowców

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Pod koniec lat trzydziestych Polska należała do przodujących krajów w szybownictwie. Zarówno liczba posiadanych odznak, wyszkolonych pilotów oraz liczba i poziom techniczny szybowców — wszystko to stawiało nasz kraj w jednym szeregu z takimi potentatami szybowcowymi jak Niemcy i ZSRR.

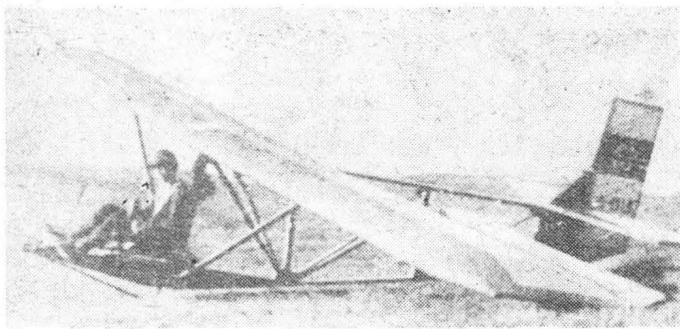
W sierpniu 1939 r. aerokluby, szkoły i obozy szybowcowe miały w wyposażeniu ok. 1200 szybowców. Większość stanowiły typy przeznaczone do szkolenia i treningu. Najwięcej szybowców (774) zgromadzono w kompleksie szybowisk stanowiących Wojskowy Obóz Szybowcowy w Ustianowej. W pełni sezonu w ciągu dnia startowały tam 54 szybowce z możliwością jednoczesnego startu tyluż szybowców z uczniami pilotami. Każdego miesiąca w sezonie letnim obóz opuszczało ok. 300 wyszkolonych pilotów, którzy mieli dalej uczyć się pilotażu silnikowego, aż do uzyskania dyplomu pilota wojskowego.

Z chwilą wybuchu wojny prawie wszystkie ośrodki szkolne szybownictwa zawiesiły działalność. Jedynie W.O.S. w Ustianowej prowadził szkolenie i trening aż do 6 września, kiedy wojska hitlerowskie były już na Podkarpaciu. Szybowce jako sprzęt sportowy nie brały udziału w wojnie. Niemniej jednak wiele zostało zniszczonych na ziemi podczas bombardowań lotniczych. 17 września motoszybowiec Bąk ze znakami SP-BRK wykonał przelot ewakuacyjny do Rumunii, lądując na lotnisku w Czerniowcach. Tydzień później, w nocy z 25 na 26 września z lotniska mokotowskiego, przez które przebiegała linia frontu, wystartowały dwa Komary na hoku za samolotami RWD-8. Szybowce po wyczepieniu lądowały w nocy k. Grójca. Był to ostatni lot polskich szybowców w 1939 r. Piloci przedostali się następnie do Francji do lotnictwa polskiego. Wśród szybowców, które uległy zniszczeniu znalazła się m.in. szybowcowa orchidea B-38, prawie wszystkie Sokoly, wyczynowe SG-3, treningowe Sroki czy przejściowe Czajki.

Już na początku okupacji hitlerowska organizacja lotnicza NSFK zainteresowała się zagrabionym mieniem. Szybowce, zwłaszcza nie uszkodzone, wykorzystano do szkolenia już w sezonie letnim 1940 r. Działo się tak zwłaszcza na terenach przyłączonych do III Rzeszy (np. na Śląsku i w Zagłębiu Dąbrowskim). Stosowano tam przeważnie Wrony i Zaby (rys. 1 i 2). W Golezowie używany był też Komar, który został rozbity. Szybowce wysokowyczynowe i motoszybowce Bąk (np. SP-1136 ze szkoły szybowcowej w Polichnie) wywieziono do ośrodków w głębi Rzeszy. Kilkaśet szybowców z Ustianowej przewieziono do Krosna, gdzie zmagazynowano je w różnych pomieszczeniach dawnej SPLM, czyli CWL-2. Przechowywane w nieodpowiednich warunkach, w znacznej części uległy dewastacji. Zamierzając je wyremontować, przewieziono je do Mielca, gdzie złożono w pomieszczeniu barakowym. Kilka szybowców znajdujących się w najlepszym stanie sfotografowano (rys. 3 i 4). Część szybowców nie wymagających remontów przejęły szkoły NSFK, przekazując przy tym 12 Wron szybownictwu Słowacji. Pod nazwą Vrana służyły tam do szkolenia pilotów do 1944 r. Pozostałe w Mielcu szybowce spłonęły w 1942 r. wraz z barakiem. Pożar wybuchł prawdopodobnie wskutek celowego działania grupy konspiracyjnej złożonej z pracowników wytwórni, a może przez przypadkowe zaproszenie ognia.

W Jugosławii jeszcze przed wojną uruchomiono produkcję licencyjną szybowców Salamandra i Komar. Utworzone w 1941 r. lotnictwo chorwackie prowadziło szkolenie szybowcowe wykorzystując do tego celu Salamandry, w tym 20 przekazanych przez Niemców z Mielca. Szybowce tego typu używano w Jugosławii jeszcze przez kilka lat po wojnie.

Przebywający w Rumunii od września 1939 r. znany szybownik i inżynier lotniczy Witold Kasprzyk wystąpił do miejscowych władz z inicjatywą uruchomienia produkcji



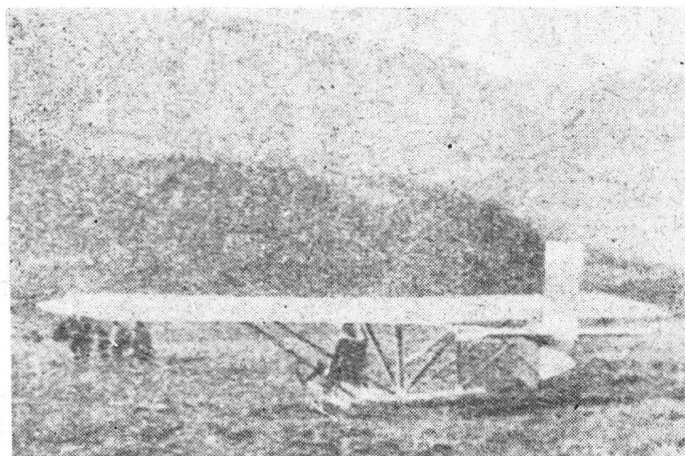
Rys. 1. Szybowiec szkolny WWS-2 Żaba z niemiecką rejestracją G-113 na lotnisku w Alexanderplatz, czyli w polskich Aleksandrowicach w Bielsku latem 1940 r.

szybowców Salamandra. Korzystając zapewne z posiadanej dokumentacji, zorganizował i uruchomił w 1943 r. w warsztatach szkoły szybowcowej w Sinpetru produkcję seryjną tego szybowca. W tym samym roku pilot Gheorghe Braescu wykonał na Salamandrze rekordowy lot trwający 23 h. Wkrótce szybowce polskiej konstrukcji stały się podstawowym sprzętem tej klasy w szybownictwie rumuńskim.

Na terenach przyłączonych do ZSRR, szczególnie we Lwowie, znajdowało się wiele szybowców. We Lwowskich Warsztatach Lotniczych składowano wyprodukowane tam: WWS-2 Żaba, WWS-1 Salamandra i WWS-3 Delfin. W lakierni znajdowały się trzy gotowe wysokowyczynowe PWS-102 Rekin, a w warsztacie w różnych stadiach montażu były: jeszcze jeden PWS-102 i dwa prototypy PWS-103. Montaż szybowców ukończono na przełomie 1939/1940 r. w LWL, przemianowanych już na Płaniernyj Zawod No 5. Ossoawiachima. Wiosną 1940 r. szybowce przetransportowano do Moskwy. Po lotach zapoznawczych w Centralnym Aeroklubie im. Czkałowa uzyskały one wysoką ocenę. PWS-103 brał potem udział w XV Wszechzwiązkowych Zawodach Szybowcowych rozegranych pod Moskwą latem 1940 r.

Wiosną 1939 r. eksponowano na światowej wystawie w Nowym Jorku wysokowyczynowy szybowiec Orlik II ze znakami rejestracyjnymi SP-1376. Po zamknięciu wystawy szybowiec został zakupiony przez dr. Jana Żbikowskiego, Polaka zamieszkałego w Ameryce. Po zmianie rejestracji na amerykańską Orlik II otrzymał znaki NC23727. Na początku 1942 r. szybowiec został zarekwirowany przez amerykańskie lotnictwo wojskowe (US Army Air Force), otrzymał oznaczenie typu XTG-7 i wojskowy numer rejestracyjny 42-53519. Był zatem jedynym polskim statkiem latającym w służbie USAAF. Dwa samoloty RWD-13 znajdujące się w tym samym czasie w USA były co prawda zmobilizowane wraz z ich właścicielami do służby w Air National Guard, ale zachowały nadal rejestrację cywilną. Orlik II z wojskowymi znakami rozpoznawczymi służył przez cały okres wojny do szkolenia pilotów, którzy mieli być przydzieleni do jednostek mających w wyposażeniu szybowce transportowe.

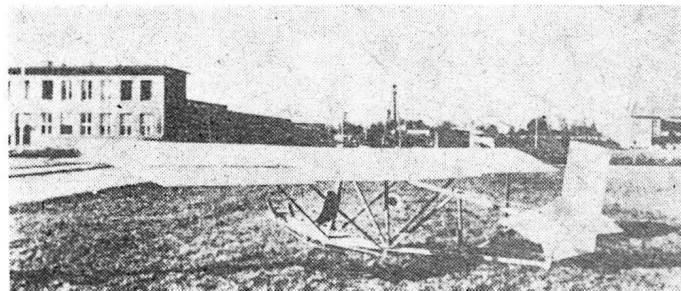
Polscy konstruktorzy i piloci doświadczalni znajdujący się podczas wojny na obczyźnie również wnieśli swój wkład w rozwój szybownictwa. W Anglii kpt. pil. inż. Michał Blaiher został zaangażowany w 1940 r. do ośrodka konstrukcyjnego w Christchurch. Był tam współkonstruktorem o-



Rys. 2. Inny szybowiec Żaba wykorzystywany przez Niemców w 11/34 N.S. Fliegerkorps Bielitz Segelschule Zar, czyli w szkole szybowcowej Zar podległej NSFK Bielsko. Zdjęcie wykonane na lotnisku u podnóża Zaru

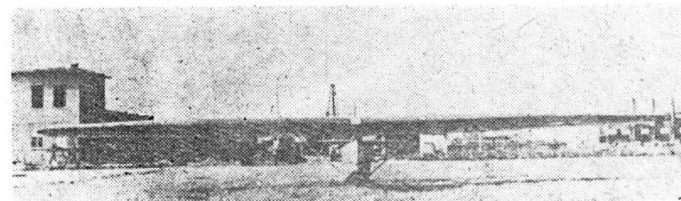
pracowanych wówczas projektów, w tym również X-26/40, czyli słynnego później 28-miejscowego szybowca transportowego Airspeed Horsa. Inny Polak, pełniący funkcję pilota doświadczalnego, był oblatywaczem największego alianckiego szybowca transportowego GAL Hamilcar, który wykonał pierwszy lot 1942.03.02. W latach 1941÷1942 w tureckiej wytwórni THK w Etimesgut k. Ankary polski zespół w składzie: inż. Stanisław Rogalski, inż. Jerzy Teisseyre i inż. Leszek Duleba opracował projekt 12-miejscowego szybowca transportowego THK-1. Budowę tej oryginalnej konstrukcji ukończono w 1943 r.

II wojnę światową przetrwały w kraju tylko nieliczne egzemplarze polskich szybowców. Piloci i działacze lotnictwa z narażeniem życia starali się uratować szybowce, które po wojnie stałyby się egzemplarzami wzorcowymi. Najwięcej szybowców przechowanych w jednym miejscu udało się ukryć członkom Aeroklubu Podkarpackiego w Krośnie. W niedużej szopie sekcji szybowcowej, mieszczącej się na terenie kopalni ropy naftowej MacAllan w Krośnie, zmagazynowano cztery zdemontowane szybowce: dwie Wrony i dwie Żaby. Drzwi szopy opatrzone sfałszowanym napisem z pieczęcią informującym, że obiekt jest w pieczy NSFK, dzięki czemu nie uszkodzone szybowce przetrwały wojnę pod



Rys. 3. Wrona bis z polską rejestracją SP-612 w Mielcu w 1941 r.

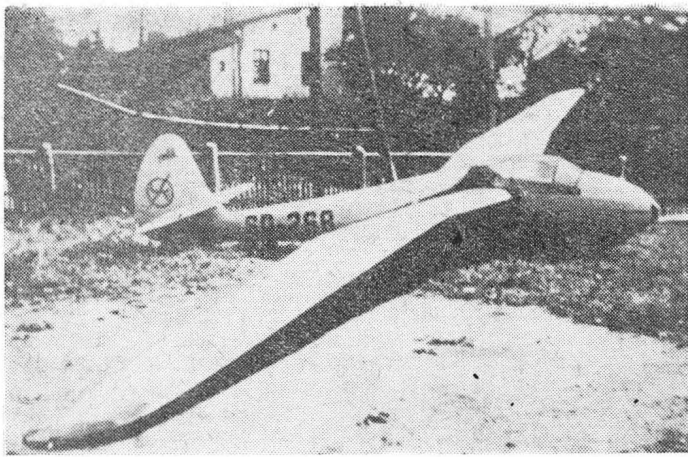
bokiem Niemców. Tuż po wyzwoleniu, jesienią 1944 r., szybowce zmontowano. Na przełomie września i października 1944 r. wykonano na nich kilka lotów ze zbrocza na szybowisku w Białobrzegach. Ze względu na bliskość frontu lotów nie wznawiano, a szybowce przewieziono do Rzeszo-



Rys. 4. WWS-1 Salamandra z rejestracją SP-1146 w Mielcu w 1941 r.

wa, gdzie złożono je w garażach Urzędu Pocztowego. Wiosną 1945 r. szybowce powróciły do Krosna. Podczas składowania zostały one pozbawione płóciennego pokrycia, ponadto transport środkami nie przystosowanymi do tego celu sprawił, że uszkodzono ożebrowanie skrzydeł. Przy remoncie największy problem stanowiło uzyskanie odpowiedniego płótna na pokrycie skrzydeł i sterów. Uratowane szybowce Żaba i Wrona były pierwszym sprzętem, jaki wykorzystano do szkolenia latem 1945 r. na szybowisku w Łękach Strzyżowskich k. Krosna. Jedna Żaba (o przedwojennych znakach SP-1265) i Wrona zostały przekazane do Instytutu Szybownictwa w Bielsku. Po dopuszczeniu do lotu otrzymały nowe rejestracje: Żaba SP-402, a Wrona SP-447. Przez kilka lat obydwa służyły konstruktorom do studiów i prac badawczo-rozwojowych. M.in. wykorzystano je w 1948 r. do prób porównawczych w locie przy ocenie prototypu nowego szybowca szkolnego ABC.

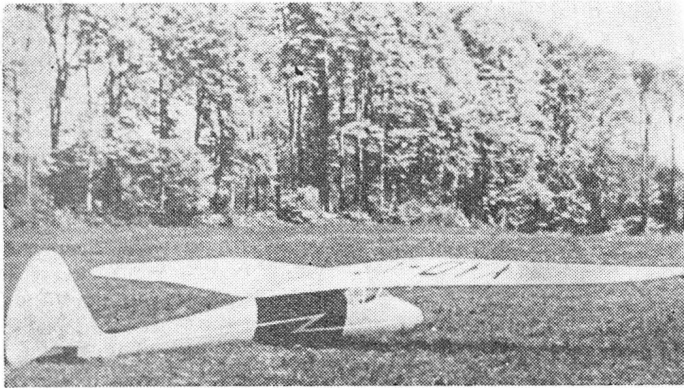
W starej szopie nieopodal szybowiska w Goleszowie przechowano przez cały czas wojny Salamandrę. Pokrycie było nie uszkodzone, toteż szybowiec jeszcze w 1945 r. został dopuszczony do lotu i otrzymał rejestrację SP-139. Egzemplarz ten posłużył do pomiarów inwentaryzacyjnych i rekonstrukcji dokumentacji szybowca. Wymiary szybowca odtworzono metodą nieniszcząca bez naruszania płóciennego pokrycia. Na podstawie odtworzonej dokumentacji już w 1946 r. uruchomiono produkcję w Bielsku, a później w Jeżowie, Warszawie i Mielcu. Produkcja seryjna Salamander trwała 11 lat po wojnie. Od 1957 r. Salamandry były budowane



Rys. 5. Ocalały z wojny Orlik I SP-268 Warszawianin w Instytucie Szybownictwa w Bielsku

również z licencji w ChRL, gdzie opracowano wersje rozwojowe.

Starannie ukryty przez harcerzy w piwnicy przetrwał wojnę w kraju jeszcze jeden szybowiec. Był to wyczynowy Orlik I. Konstrukcja była w dobrym stanie. Po przeglądzie



Rys. 6. WWS-3 Delfin OY-DYX używany po wojnie w Danii

i dokonaniu niezbędnych napraw szybowiec został dopuszczony do lotu i w lipcu 1946 r. otrzymał znaki SP-268 i nazwę Warszawianin (rys. 5). Używany przez IS był demonstrowany we wrześniu 1946 r. podczas ogólnopolskich obchodów święta lotnictwa w Bydgoszczy. Miesiąc później

podczas lotu w burzliwej atmosferze szybowiec rozpadł się, a pilot ratował życie skacząc ze spadochronem.

Z wojny ocalała również dokumentacja techniczna kilku szybowców, m.in. Wrony, Sroki, Komara, Mewy i motoszybowca Bąk. Projekt Komara został zmodyfikowany. Wkrótce uruchomiono jego produkcję pod oznaczeniem Komar 48. Projekt Mewy był brany pod uwagę jako alternatywa przy podejmowaniu decyzji o uruchomieniu produkcji szybowca dwumiejscowego. Dokumentacją motoszybowca Bąk zainteresowali się dopiero ostatnio konstruktorzy amatorzy.

Zaprojektowane w Instytucie Szybownictwa, a później w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych pierwsze konstrukcje miały rozwiązania wielu elementów wynikające z doświadczenia zdobytego w okresie międzywojennym. Niektóre z nich były stosowane jeszcze przez wiele lat po wojnie.

W Stanach Zjednoczonych A.P. ekswojskowy Orlik II został odkupiony z demobilu w 1946 r. Nabywcą był znany szybownik Paul McCready, który wykonał na nim wiele lotów rekordowych, w tym najbardziej efektywny — uzyskanie wysokości absolutnej 9600 m (1948.12.31). Eskortę przez cały czas stanowił dwusilnikowy samolot myśliwski P-38 Lightning z zabudowaną kamerą filmową. Orlik II był używany w USA do pierwszej połowy lat osiemdziesiątych, a więc przez ponad 40 lat. Był to niewątpliwie rekord długowieczności delikatnej, półskorupowej konstrukcji drewnianej.

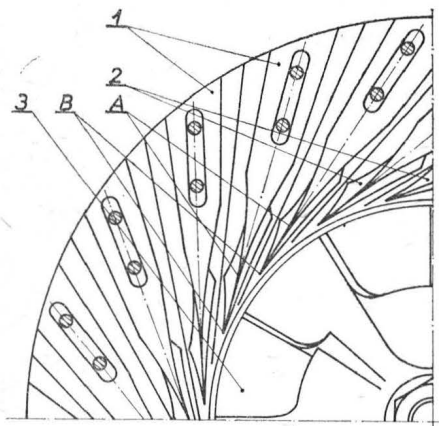
Z szybowców zagrabionych i wywiezionych z kraju WWS-3 Delfin znalazł się w Sleszwiku-Holsztynie, a następnie w Danii. Po wojnie szybowiec otrzymał duńskie znaki rejestracyjne OY-DYX (rys. 6) i był używany przez wiele lat przez Królewski Aeroklub w Kopenhadze.

Amerykański Orlik, duński Delfin, rumuńskie i jugosłowiańskie Salamandry znajdowały się w eksploatacji jeszcze przez dłuższy czas po zakończeniu wojny. Dorównywały one nowoczesniejszym szybowcom, utrwalając dobre imię polskich konstrukcji lotniczych. Uratowane w czasie wojny: Zaba, Wrona, Salamandra i zrekonstruowany Komar znalazły należne im miejsce w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Obok nich znajduje się zapewne sprawowany ze Stanów Zjednoczonych A.P. Orlik II, będący jedną z najlepszych konstrukcji szybowcowych świata w okresie międzywojennym.

Nieliczne ocalałe egzemplarze i szczątkowa dokumentacja techniczna szybowców, stanowiące skromną pozostałość po wspaniałym dorobku tamtych lat, były niewątpliwym inspiратorem myśli twórczej dla następnej generacji konstruktorów. Szybowce wykorzystane w całości jako gotowe wzorce, czy też w postaci rozwiązań elementów pozwoliły szybownictwu na stosunkowo szybki start. Prace te, jakkolwiek okupione wieloma wyrzeczeniami i ludzkim mózgiem, sprawiły, że Polska znów dorównała szybowcowej czołówce świata.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania konstrukcję dyfuzora łopatkowego, zwłaszcza promieniowego (wynalazcy: J. Traczyk, J. Brejnak i K. Kawalec). Rozwiązanie ma na celu poprawę



wę sprawności dyfuzora. Dyfuzor wg wynalazku jest przeznaczony do sprężarek przepływowych, zwłaszcza naddźwiękowych

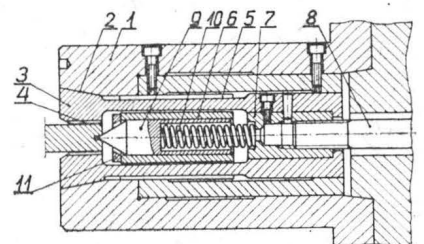
i może występować w konfiguracji promieniowej, diagonalnej lub osiowej.

Dyfuzor składa się z dwu pierścieniowych ścianek bocznych oraz rozmieszczonych równomiernie między nimi łopatek 1, które mają koryta wykonane wzdłuż obu roboczych stron. Każda lub co druga łopaska 1 ma na krawędzi natarcia co najmniej jedną igłę 2, w postaci wydłużonego i ostro zakończonego ciała, której czubek B stanowi część łopatki 1 ustawionej najbliżej wirnika sprężarki 3. Opisane rozwiązanie umożliwia przy przepływie naddźwiękowym powstanie układu skośnych fal zgęszczeniowych i zamykającej fali prostopadłej, co w znacznym stopniu poprawia sprawność procesu sprężania w dyfuzorze.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 19/1983 r., w klasie F04D, pod nrem P.235284.

● Centrum Badawczo-Konstrukcyjne Obrabiarek, Pruszków zgłosiło do opatentowania uchwyt płata śmigła lotniczego (autor Adam Dzierżkowski). Przedmiotem wynalazku jest uchwyt płata śmigła lotniczego służący podczas obróbki na frezarsko-kopiarce do bazowania i napinania.

Uchwyt płata śmigła lotniczego składa się z korpusu 1 zaopatrzonego w poprzeczny rowek klinowy 2, w którym osadzone są płaskie szczęki chwytowe 3, wyposażone w ząbki wcinające 4, prowadzone w prostopadościennych rowkach 5 korpusu 6, połączone w tylnej części z suwakiem 7 sprzężonym ze ściągaczem 8. Ponadto w korpusie 6 umieszczone jest kiel centrumujący 9, podparty sprężyną 10 i zabezpieczony przed wysunięciem płytką 11, przy czym sprężyna 10 w tylnej części oparta jest o suwak 7.



Skrót opisu wynalazku, chronionego 1 zastrzeżeniem, podano w BUP nr 21/1984 w klasie B23C i B23Q pod nrem P.244931T.

Roczny spis treści TLiA 1985

Tematyczny spis treści

	Nr	Str.		Nr	Str.
Eksploatacja			Nowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy Jet Squalus		
Pozarolnicze zastosowania samolotów rolniczych — J. Malinowski	4-5	39		11-12	III okł.
Opinie pilotów doświadczalnych	4-5	41	Książki lotnicze		
O strukturze klas szybowców zawodniczych — W. Stafiej	8	5	Nr 2 — 21 i II okł., nr 3 — 22, nr 4-5 — 12, 16 i III okł., nr 7 — II okł., nr 8 — III okł.		
Kartoteka TLiA			Pomoce konstrukcyjne		
Beechcraft A 24R Sierra 200	1	15	Oznaczenia materiałów, metody pomiarów twardości, relacje między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami określonymi różnymi metodami wg PN oraz Aircraft Inspection and Repair 1972 Department of Transportation FAA (II)		
Shorts 360	1	17	Okresy międzyremontowe silników lotniczych		
Avions Marcel Dassault Mirage IIING	2	15	Próby statyczne foteli lotniczych wg przepisów FAR (Federal Aviation Regulations)		
SOCATA (Aerospatiale) TB-20 Trinidad	2	17	Nowy materiał kompozytowy		
Schempp-Hirth Ventus	3	15	Przepisy BCAR i JAR zgodności sprzętu lotniczego		
NDN-6 Fieldmaster	3	17	Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie się w locie samolotów o układzie kaczki (I)		
PZL-104 Wilga 35	4-5	17			
PZL-110 Koliber	4-5	18	Polskie patenty lotnicze		
PZL-106BR Kruk	4-5	19	Nr 2 — 25, nr 3 — 9 i 31, nr 4-5 — 47, nr 6 — III okł., nr 7 — 6, II okł. i III okł., nr 8 — 10, 19, II okł. i III okł., nr 9 — 21, 23 i III okł., nr 11-12 — 20		
PZL-M18 Dromader	4-5	20	Różne		
PZL-130 Orlik (Eaglet)	4-5	21	Rozwój techniki lotniczej w nadchodzących latach — A. Glass		
PZL-130 Orlik (rys. konstrukcyjny)	4-5	24	O wypadkach lotniczych — A. Glass		
PZL An-28	4-5	26	Rola inicjatywy i realizmu konstruktora — A. Glass		
PZL TS-11 Iskra bis DF	4-5	27	Adresy wytwórni lotniczych		
PZL An-2	4-5	28	Samolot, arcyzm i handel — A. Glass		
PZL Kania/Kitty Hawk	4-5	29	Samodzielne zespoły pracownicze — szansą w przemyśle lotniczym — A. Glass		
PZL Mi-2	4-5	30	Szanse przemysłu lotniczego A. Glass		
PZL W-3 Sokół	4-5	31	LOT rozwija skrzydła — A. Glass		
PZL W-3 Sokół	4-5	33	Teoria lotu a nauka pilotażu — A. Glass		
SZD-51-1 Junior	4-5	34	Na horyzoncie nowe szybowce szkolne — A. Glass		
SZD-48-3 Jantar Std.3	4-5	35	Podstawowe kierunki realizacji zasad ekonomicznych i ich ocena na przykładzie umowy poolingowej między LOT-em i Aeroflotem — J. Lewandowski		
SZD-42-2 Jantar 2B	4-5	36			
SZD-50-3 Puchacz	4-5	37	Silniki		
Enaer T-35 Pillan	6	11	Silnik czterosurowy do samolotów ultralekkich		
NDN-1T Turbo Firecracker	6	13	Współczesne turbiniowe silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (I) — J. Grzegorzewski		
Schleicher ASW-22	7	11	(II)		
Hindustan Aeronautics (Hal) Ajeet Trainer	7	13	Możliwości zmniejszenia zużycia paliwa lotniczych silników tłokowych — A. Malski, R. Gruchalski		
LAK-12 Lietuva	8	11	Zagadnienie nadmiernej nagarowania w silniku PZL-Franklin-F4A235B zabudowanego na płatowcu PZL-110 Koliber — A. Malski		
Soyer-Barrault SB-1 Antares	8	13	Silniki lotnicze na Salonie Lotniczym w Paryżu — J. Grzegorzewski		
CASA-Nurtanio CN-235	9	11	Gazowa i erozyjna korozja komór spalania silników lotniczych — L. Drożdż, R. Gruchalski		
De Havilland Canada DC-8 Dash-8	9	13	Lotnicze silniki tłokowe chłodzone cieczą		
Northrop F-20 Tigershark	10	11			
Suchoi Su-26	10	13	Statystyka lotnicza		
SAAB-Fairchild SF-340	11-12	11	Produkcja i ceny samolotów rolniczych; Okresy remontowe silników tłokowych; Produkcja i ceny jednosilnikowych śmigłowców tłokowych; Produkcja i ceny samolotów słuźbowych turbośmigłowców i odrzutowych		
Pilatus PC-9	11-12	13			
Konstrukcja płatowców i ciekawe konstrukcje					
Farnborough '84 — A. Glass	1	4			
Konstrukcje III Zlotu Amatorów Konstruktorów — P. Górski	1	8			
Montaż samolotu amatorskiego Eagle II — A. Glass	2	4			
Perspektywy pionowzlotu wirnikowego — A. Glass	2	22			
Rozwój śmigłowców szturmowych — A. Glass	3	4			
Lata osiemdziesiąte w polskim przemyśle lotniczym — A. Glass	4-5	1			
PZL-130 Orlik — samolot szkolno-treningowy nowej formuły — T. Wolf	4-5	6			
Samolot PZL-106 w wersji pożarniczej — L. Szuba	4-5	13			
Samolot lokalnej komunikacji An-28	4-5	15			
Śmigłowce sanitarne w Europie Zachodniej — P. Górski	6	5			
Amatorski jednomiejscowy samolot dyspozycyjny DK-3 — A. Glass, E. Margański	7	4			
Przebudowy elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (I) — B. Poletajew, S. Trębacz	8	8			
HAL — przemysł lotniczy Indii — A. Glass	9	3			
Przebudowy elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (II) — B. Poletajew, S. Trębacz	9	18			
Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (I) — W. Stafiej	10	8			
Szybowiec klasy 15-metrowej SZD-52-4 Krokus — P. Szczepański	10	20			
Motoszybowiec WINDEX 1100	10	III okł.			
Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (II) — W. Stafiej	11-12	4			

	Nr	Str.		Nr	Str.
Produkcja i ceny samolotów lokalnego transportu; Brytyjski przemysł lotniczy	2	3	Maszty śmigłowy system obserwacyjno-cełowniczy	2	13
Przemysł śmigłowy na świecie w 1983 r.; Ceny śmigłowców w USA w 1984 r.; Prognoza rozwoju produkcji śmigłowców na świecie na lata 1984÷1993 (bez krajów socjalistycznych); Prognoza produkcji poszczególnych rodzajów śmigłowców turbinowych na lata 1984÷1993 (bez krajów socjalistycznych); Produkcja śmigłowców cywilnych w latach 1980÷1982; Produkcja amerykańskich śmigłowców turbinowych (wojskowych i cywilnych)	3	3	Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (I) — J. Graffstein	9	5
PLL LOT w 1982÷1983 r. (stan na 31.XII)	6	4	(II)	10	17
PLL LOT w 1982÷1983 r.	7	3	Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP i SITK		
Pasażerowie (odprawy i przyjęcia) w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie w 1983 r.; Samoloty komunikacyjne PLL LOT w latach 1972÷1983; Liczba przewiezionych w PLL LOT pasażerów i wykonana ogólna praca przewożona (w tkm) w latach 1970÷1983; Przewóz pasażerów PLL LOT na liniach międzynarodowych i krajowych w 1983 r.; Przewóz ładunków PLL LOT na liniach międzynarodowych i krajowych w 1983 r.	8	4	Nr 1 — III okł., nr 2 — III okł., nr 3 — III okł., nr 6 — III okł., nr 8 — III okł.		
Lotnictwo cywilne w RFN w 1983 r.; Balony sportowe na świecie w 1983 r. i 1984 r.	10	3	Z dziejów polskiej techniki lotniczej		
Japońska produkcja lotnicza, import i eksport 1980÷1984; Obroty finansowe francuskiego przemysłu lotniczego (w mln F); Japońska produkcja samolotów i silników 1980÷1984; Eksport japońskich samolotów i śmigłowców 1960÷1984 (do 1984.12.31); Wypadki lotnicze w RFN; Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym (stan na 1984.09.30)	11—12	3	Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (I) — A. Skarbiński	1	29
	11—12	3	(II)	2	28
			(III)	3	27
			Polskie tłokowe samoloty szkolne i treningowe — A. Glass	4—5	44
			Ruch oporu w warszawskich fabrykach lotniczych (1939÷1944) — P. Matusak	6	22
			Ruch oporu na lotniskach niemieckich w okupowanej Polsce (1939÷1945) — P. Matusak	7	20
			Nowe informacje, zagadki i „białe plamy” — A. Glass	8	21
			Polska lotnicza działalność techniczna jesienią 1939 r. — A. Glass	9	22
			Zagraniczna kariera Salamandry — A. Glass	10	21
			Wojenne losy polskich szybowców — A. Morgała	11—12	18
			Ludzie polskiej techniki lotniczej		
			Inż. Andrzej Abłamowicz (1929÷1985)	8	II okł.
			Wiktor Narkiewicz (1905÷1985)	9	II okł.
			Projekty i prototypy		
			Dätwyler MD-3 Swiss-Trainer	1	14
			DuPont DP-2	1	II okł.
			Trago Mills SAH-1	1	II okł.
			Lake Renegade	2	II okł.
			AAC A-20 Wamira	2	II okł.
			Pilatus PC-9	3	23
			Beechcraft Super King Air 300	3	23
			Bryan (Schreder) HP-21	6	II okł.
			NDN NAC.1 Freelance	6	II okł.
			Suchol Su-26	7	19
			BAe Hawk 200	7	19
			HAL HTT-34	8	20
			IAv Craiova IAR-99 Soim	8	20
			Grumman X-29A	9	9
			Grob G112	9	21
			IAR-28MA	10	II okł.
			Sikorsky S-75	10	II okł.
			ATAC 480 Predator	11—12	II okł.
			RTAF-5	11—12	II okł.
			Okładki		
			Samoloty Westland Lysander Mk III i Mk IIIA z 309 Dywizjonu	1	I okł.
			PZL-104 Wilga	1	IV okł.
			Samolot PWS-A (Avia BH-33)	2	I okł.
			Samoloty Bf 108 i Bü 181	2	IV okł.
			Samoloty wielozadaniowe Jak-12	3	I okł.
			PZL-M18 Dromader	3	IV okł.
			PZL-130 Orlik	4—5	I okł.
			PZL-130 Orlik	4—5	IV okł.
			Samoloty Cessna UC-78 Bobcat	6	I okł.
			Samoloty He-72 Kadet	6	IV okł.
			Samoloty Douglas C-47 Dakota Mk II i C-47A	7	I okł.
			Samoloty Fw-44 „Szczygieł”	7	IV okł.
			Samoloty Lim-6, Lim-6bis, Lim-6M	8	I okł.
			SZD-51 Junior	8	IV okł.
			Samoloty NC 701 (Siebel Si-204D)	9	I okł.
			Makiety samolotów PZL-TS16 Grot, PZL-106 Kruk, PZL-106 Turbo Kruk, PZL-130 Orlik	9	IV okł.
			Samolot myśliwski PZL 38/II Wilk	10	I okł.
			Samoloty sportowe 1925÷1929: Mark R-IIIb, Mark MS-IIb, Mark MS-IIb, Potez VIII, Potez VIII	10	IV okł.
			Samoloty Iliuszyn Il-12B	11—12	I okł.
			Samoloty Bücker i Klemm: Bü-133, Jungmeister (1938); Bü-133 Jungmeister (1938); Bü-131 Jungmann, Kl-35B; Kl-35B	11—12	IV okł.
Techniczny słownik lotniczy					
Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (VIII)	1	19			
(IX)	2	19			
(X)	3	19			
Dane techniczne statku powietrznego	4—5	38			
Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (XI)	6	15			
Francuskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)	7	10			
(II)	8	15			
(III)	9	10			
(IV)	10	15			
Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)	11—12	15			
Technologia i materiały					
Dyfuzja gazów do stopu tytanu WT3-1 podczas obróbki cieplnej — S. Lunarska, H. Śliwa	1	25			
Stopy niskotopliwe i ich zastosowanie — S. Cupryś	2	26			
Rozwój pęknięć zmęczeniowych w lotniczych konstrukcjach powłokowych z duralu — W. Błażewicz	3	10			
Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (I) — B. Jancelewicz	3	20			
Praca zakładkowego złącza klejowego w zakresie plastycznych odształceń klejonych elementów — J. Godzimirski	3	24			
Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (II) — B. Jancelewicz	6	16			
(III)	7	7			
Transport i ruch					
Stosowana technologia i sprzęt używany do oczyszczania nawierzchni zimą na polskich pasażerskich lotniskach komunikacyjnych — J. Łazicki	2	23			
Terminologia i klasyfikacja transportu lotniczego (I) (artykuł dyskusyjny) — J. Lasoń	6	8			
(II)	7	16			
Wznowienie lotów STOL z Montrealu	9	17			
Technologia naziemnej obsługi transportu lotniczego — B. Rzeczyński	11—12	8			
Wypożyczenie i osprzęt					
Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników I) — W. Kamiński	1	23			
(II)	2	9			

Alfabetyczny wykaz autorów

B

Błażewicz Witold: Rozwój pęknięć zmęczeniowych w lotniczych konstrukcjach powłokowych z duralu 3 10

C

Cuprys Stanisław: Stopy niskotopliwe i ich zastosowanie 2 26

D

Drożdż Leszek, Gruchalski Ryszard: Gazowa i erozyjna korozja komór spalania silników lotniczych 11-12 6

G

Glass Andrzej: Rozwój techniki lotniczej w nadchodzących latach 1 1
 Farnborough '84 1 4
 O wypadkach lotniczych 2 1
 Montaż samolotu amatorskiego Eagle II 2 4
 Perspektywy pionowzlotu wirnikowego 2 22
 Rola inicjatywy i realizmu konstruktora 3 1
 Rozwój śmigłowców szturmowych 3 4
 Lata osiemdziesiąte w polskim przemyśle lotniczym 4-5 1
 Polskie tłokowe samoloty szkolne i treningowe 4-5 44
 Samolot, artyzm i handel 6 1
 Samodzielne zespoły pracownicze — szansą w przemyśle lotniczym 7 1

Glass Andrzej, Margański Edward: Amatorski jednomiejscowy samolot dyspozycyjny DK-3 7 4

Glass Andrzej: Szanse przemysłu lotniczego 8 1
 Nowe informacje, zagadki i „białe plamy” 8 21
 LOT rozwija skrzydła 9 1
 HAL — przemysł lotniczy Indii 9 3
 Polska lotnicza działalność techniczna jesienią 1939 r. 9 22
 Teoria lotu a nauka pilotażu 10 1
 Zagraniczna kariera Salamandry 10 21
 Na horyzoncie nowe szybowce szkolne 11-12 1

Godzimirski Jan: Praca zakładkowego złącza klejowego w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów 3 24

Górski Piotr: Konstrukcje III Złotu Amatorów Konstruktorów 1 8
 Śmigłowce sanitarne w Europie Zachodniej 6 5

Graffstein Jerzy: Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (I) 9 5
 (II) 10 17

Gruchalski Ryszard — patrz Malski Andrzej 6 20

Gruchalski Ryszard — patrz Drożdż Leszek 11-12 6

Grzegorzewski Jerzy: Współczesne turbiny silników odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (I) 1 11
 (II) 2 12
 Silniki lotnicze na Salonie Lotniczym w Paryżu 10 4

L

Lasoń Jan: Terminologia i klasyfikacja transportu lotniczego (artykuł dyskusyjny) (I) 6 8
 (II) 7 16

Lewandowski Jacek: Podstawowe kierunki realizacji zasad ekonomicznych i ich ocena na przykładzie umowy poolowej między LOT-em i Aeroflotem 11-12 10

J

Jancelewicz Bohdan: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (I) 3 20
 (II) 6 16
 (III) 7 7

K

Kamiński Witold: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (I) 1 23
 (II) 2 9

Ł

Łazicki Jan: Stosowana technologia i sprzęt używany do oczyszczania nawierzchni zimną na polskich pasażerskich lotniskach komunikacyjnych 2 23

Lunarska Stefania, Sliwa Henryk: Dyfuzja gazów do stopu tytanu WT3-1 podczas obróbki cieplnej 1 25

M

Malinowski Józef: Pozarolnicze zastosowanie samolotów rolniczych 4-5 39

Malski Andrzej, Gruchalski Ryszard: Możliwości zmniejszenia zużycia paliwa lotniczych silników tłokowych 6 20

Malski Andrzej: Zagadnienie nadmiernego nagarowania w silniku PZL-Franklin F4A235B zabudowanego na płatowcu PZL-110 Koliber 8 16

Matusak Piotr: Ruch oporu w warszawskich fabrykach lotniczych (1939÷1944) 6 22
 Ruch oporu na lotniskach niemieckich w okupowanej Polsce (1939÷1945) 7 20

Margański Edward — patrz Glass Andrzej 7 4

Morgała Andrzej: Wojenne losy polskich szybowców 11-12 18

P

Poletajew Bogusław, Trębacz Stanisław: Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (I) 8 8
 (II) 9 18

R

Rzeczyński Bernard: Technologia naziemnej obsługi transportu lotniczego 11-12 8

S

Skarbiński Adam: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (I) 1 29
 (II) 2 28
 (III) 3 27

Stafiej Wiesław: O strukturze klas szybowców zawodniczych 8 5
 Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (I) 10 8
 (II) 11-12 4

Szczepański Piotr: Szybowiec klasy 15-metrowej SZD-52-4 Krokus 10 20

Szuba Leopold: Samolot PZL-106 w wersji pożarliczej 4-5 13

Sliwa Henryk — patrz Lunarska Stefania 1 25

T

Trębacz Stanisław — patrz Poletajew Bogusław 8 8
Trębacz Stanisław — patrz Poletajew Bogusław 9 18

W

Wolf Tomasz: PZL-130 Orlik — samolot szkolno-treningowy nowej formuły 4-5 6

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: Na horyzoncie nowe szybowce szkolne	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Japońska produkcja lotnicza, import i eksport 1980÷1984; Japońska produkcja samolotów i silników 1980÷1984; Wypadki lotnicze w RFN; Obroty finansowe francuskiego przemysłu lotniczego (w mln F); Eksport japońskich samolotów i śmigłowców 1960÷1984 (do 1984.12.31); Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym (stan na 1984.09.30)	3
W. Stafiej: Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (II)	4
L. Drożdż, R. Gruchalski: Gazowa i erozyjna korozja komór spalania silników lotniczych	6
B. Rzczyński: Technologia naziemnej obsługi transportu lotniczego	8
J. Lewandowski: Podstawowe kierunki realizacji zasad ekonomicznych i ich ocena na przykładzie umowy poolowej między LOT-em i Aeroflotem	10
KARTOTEKA TLiA: SAAB-Fairchild SF-340	11
Pilatus PC-9	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie się w locie samolotów o układzie kaczki (I)	17
A. Morgała: Wojenne losy polskich szybowców (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	18
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	20
ROCZNY SPIS TREŚCI	21
PROTOTYPY	
ATAC 480 Predator	II okł.
PROJEKTY	
RTAF-5	II okł.
NOWOŚCI TECHNICZNE	
Nowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy Jest Squalus	III okł.
Lotnicze silniki tłokowe chłodzone wodą	III okł.

Na okładce: Samoloty Iliuszyn Il-12B — rys. K. Cieślak

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

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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

Rada programowa:
Mgr inż. Z. Gtrulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Młostek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0950-300/85. Nakład 6600 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-74.

Cena pojedynczego egz. zł 80,—

Prenumerata roczna zł 960,—

INDEKS 37909

STRESZCZENIA

STAFIEJ W.: Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 11—12, s. 4

Podano zasady opracowywania programu prób statycznych kadłuba, skrzydeł, usterezenia, podwozia oraz układów sterowania szybowców kompozytowych (laminatowych).

DROŹDŹ L., GRUCHALSKI R.: Gazowa i erozyjna korozja komór spalania silników lotniczych. TLiA, t. XL, 1985, nr 11—12, s. 6

Omówiono dwa rodzaje korozji komór spalania lotniczych silników turbinowych: gazową i erozyjną. Opisano procesy powstawania korozji i podano niektóre zależności liczbowe dotyczące korozji gazowej. Zjawisko korozji erozyjnej zilustrowano fotografiami.

RZECZYŃSKI B.: Technologia naziemnej obsługi transportu lotniczego. TLiA, t. XL, 1985, nr 11—12, s. 8

Efektywność transportu lotniczego zależy przede wszystkim od jakości i niezawodności funkcjonowania systemu obsługi samolotu na ziemi, a więc od technologii naziemnej obsługi transportu. Artykuł stanowi przyczynek do tego problemu, obejmującego kompleks obsługi zawierający obsługę przewozów pasażerskich (obsługę pasażerów, bagażu i żywienia pokładowego) oraz obsługę przewozów towarowych.

LEWANDOWSKI J.: Podstawowe kierunki realizacji zasad ekonomicznych i ich ocena na przykładzie umowy poolowej między LOT-em i Aeroflotem. TLiA, t. XL, 1985, nr 11—12, s. 10

Omówiono poszczególne etapy doskonalenia umowy handlowej między LOT-em i Aeroflotem, a także ich ocenę w stosunku do osiągniętego zysku. W efekcie autor proponuje stworzenie nowej umowy poolowej, opartej na ekonomicznym mechanizmie oceny kosztów.

MORGAŁA A.: Wojenne losy polskich szybowców. TLiA, t. XL, 1985, nr 11—12, s. 18

Przedstawiono losy polskich szybowców po 1939 r., wykorzystanie ich w innych krajach oraz dzieje egzemplarzy, które przetrwały okres okupacji w kraju i zostały użyte po wojnie.

CONTENTS

STAFIEJ W.: Programming of static tests of gliders made from composites (II). TLiA, vol. XL, 1985, No. 11÷12, p. 4

Principles of working out programs of static testing of fuselage wings, control surfaces, landing gear and control systems of gliders made from composites (laminates) have been given.

DROŹDŹ L., GRUCHALSKI R.: Gas and erosion corrosion of aircraft engine combustion chambers. TLiA, vol. XL, 1985, No. 11÷12, p. 6

Two types of corrosion of aircraft engine combustion chambers, i.e. the gas and erosion corrosion, have been discussed. The corrosion initiation and development mechanisms have been described and some numerical formulas related to gas corrosion have been given. The erosion corrosion effect has been illustrated with photos.

cd. na III s. okł.

Nowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy Jet Squalus

Belgijskie zjednoczenie lotniczo-kosmiczne Promavia zakupiło prawa produkcji i sprzedaży do projektu odrzutowego samolotu szkolno-treningowego Jet Squalus opracowanego przez włoskiego konstruktora Stelio Frati. Jest to samolot jednosilnikowy, z dwoma miejscami obok siebie, przypominający kształtem śmigłowy samolot szkolny SIAI-Marchetti SF.260. Do jego napędu wybrano dwuprzepływowy silnik Garrett F109-GA-100 o ciągu 590 daN (dwa takie silniki napędzają budowany obecnie w USA samolot szkolno-treningowy T-46A). Jet Squalus ma zapewnić tani

system szkolenia pilotów jako następcę od 1992 r. samolotów SF.260 — koszt godziny lotu ma wynosić ok. 700 dol., a okres między przeglądami 1800 h. Pierwszy prototyp będzie zbudowany we Włoszech, gdzie zostaną też przeprowadzone próby samolotu i certyfikacja, natomiast produkcji podjęła się wchodząca w skład Promavii wytwórnia Sonaca. Promavia przewiduje, że będzie mogła sprzedać ok. 1000 samolotów, przede wszystkim w 26 krajach, w których używane są samoloty SF.260.

W.K.

Lotnicze silniki tłokowe chłodzone cieczą

Firma Teledyne Continental zamierza stopniowo przerabiać produkowane przez siebie lotnicze silniki tłokowe na chłodzone cieczą. Ma to zmniejszyć ich jednostkowe zużycie paliwa, a także zmniejszyć mechaniczne zużycie części i zwiększyć trwałość międzynaprawczą. Przeróbka wymaga wymiany cylindrów, natomiast aluminiowy blok pozostaje nie zmieniony, co prawdopodobnie umożliwi przeprowadzenie silników w czasie remontu głównego. Zamiast dotychczasowych żeber chłodzących każdy cylinder zostaje zaopatrzony w oddzielną koszulkę chłodzącą. Ciecz chłodząca (60% glikolu i woda) jest tłoczona przez zamontowaną w tylnej części silnika pompę do głowicy cylindra. Oplywa ona głowicę i górną część cylindra, przy czym jej temperatura wzrasta ze 120 do 130°C i następnie przepływa do chłodnicy. Cieczą chłodzoną jest tylko górną część cylindra, gdyż dolna część jest chłodzona strumieniem oleju skierowanym na spód tłoka. Dzięki temu cylinder jest lżejszy od dotychczasowego. Przerobiono już silniki 0-200 i 0-300, z których powstały silniki IOL-200 i IOL-300. Poza

chłodzeniem cieczą otrzymały one wtrysk paliwa i komorę spalania o dużej turbulencji, a stopień sprężania został zwiększony z 7,0:1 do 11,4:1. W wyniku tych zmian jednostkowe zużycie paliwa zmniejszyło się do 0,230 kg/kWh (0,170 kG/MKWh). Moc silnika IOL-200 wynosząca 82 kW (110 KM) przy 2750 obr/min jest większa o 7,4 kW (10 KM) od mocy silnika 0-200, a moc silnika IOL-300, 126 kW (170 KM) przy 2700 obr/min, jest większa o 18 kW (24 KM) od mocy silnika 0-300. Masa silnika IOL-300 wzrosła, w wyniku przeróbki ze 123 do 132 kg, natomiast masa silnika IOL-200 zwiększyła się tylko o 2,7 kg. Trwałość międzynaprawczą nowych silników ma wzrosnąć do 3000 h. Cena silników pozostanie nie zmieniona.

W przypadku pomyślnego przebiegu rozmów z wytwórcami płatowców (chodzi o zagwarantowanie stałej produkcji rocznej 100 silników) produkcja silników IOL-200 i IOL-300 zostałaby uruchomiona w 1986 r.

W.K.

cd. ze s. 24

RZECZYŃSKI B.: The methods of ground servicing of air transport. TLiA, vol. XL, 1985, No. 11÷12, p. 8

Effectiveness of air transport is dependent, first of all, on quality and functioning reliability of the aircraft ground servicing system, i.e. on the methods of ground servicing of transport. This article is a contribution to this problem which is, in fact, a great complex of problems covering the servicing of passenger transport (servicing of passengers and their luggage, board catering etc.) and servicing of goods transport.

LEWANDOWSKI J.: Main directions in realization of economic principles and their assessment, with the pool-type agreement between LOT and Aeroflot taken as an example. TLiA, vol. XL, 1985, No. 11÷12, p. 10

Successive stages of improving the trade agreement between LOT and Aeroflot have been discussed and evaluated in relation to the profits achieved. As a result, the author suggests to establish a new pool-type agreement based on an economic mechanism of cost evaluation.

MORGAŁA A.: The war history of Polish gliders. TLiA, vol. XL, 1985, No. 11÷12, p. 18

The history of Polish gliders after 1939, their use in other countries and the history of the specimens which weathered the Nazi occupation in Poland and were used after the war, have been presented.

ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Die Programmaufstellung der statischen Versuche an Segelflugzeugen aus Verbundwerkstoffen (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 11÷12, S. 4

Es werden Grundlagen für die Programmaufstellung der statischen Versuche am Rumpf, den Flügeln, dem Leitwerk, dem Fahrwerk sowie an den Steueranlagen der Segelflugzeuge aus Verbundwerkstoffen angegeben.

DROŻDŻ L., GRUCHALSKI R.: Gas- und Erosionskorrosion der Verbrennungskammern bei Flugmotoren. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 11÷12, S. 6

Es werden zwei Arten der Korrosion in den Verbrennungskammern der Turbinen-Flugmotore—die Gas- und Erosionskorrosion—erörtert. Die Entstehungsvorgänge der Korrosion werden näher behandelt und es werden einige Größensabhängigkeiten über die Gaskorrosion angeführt. Das Phänomen der Erosionskorrosion wird mit Aufnahmen geschildert.

RZECZYŃSKI B.: Arbeitsverfahren der Bodenbedienung im Lufttransport. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 11÷12, S. 8

Die Effektivität des Lufttransports ist vor allem von der Qualität und Zuverlässigkeit des Flugzeug-Bodenbedienungs-systems, also von den Arbeitsverfahren der Bedienung beim Lufttransport, abhängig. Der Aufsatz stellt einen Beitrag zu diesem Problem dar, das die Gesamtheit der Bedienung des Passagier- (Bedienung der Passagiere, des Gepäcks und der Bordverpflegung) und des Gütertransports umfasst.

LEWANDOWSKI J.: Hauptrichtungen der Verwirklichung der ökonomischen Grundlagen sowie ihre Beurteilung am Beispiel der Pool-Vereinbarung zwischen LOT und Aeroflot. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 11÷12, S. 10

Es werden die einzelnen Etappen der Vervollkommnung des Handelsvertrages zwischen LOT und Aeroflot wie auch ihre Auswertung in Bezug auf den erreichten Gewinn behandelt. Als Ergebnis schlägt der Autor das Ausarbeiten eines neuen Pool-Vertrages, gestützt auf den Mechanismus der Kostenbeurteilung, vor.

MORGAŁA A.: Das Schicksal der polnischen Segelflugzeuge während des Krieges. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 11÷12, S. 18

Es wird das Schicksal der polnischen Segelflugzeuge nach 1939, ihre Nutzung in anderen Ländern und die Geschichte der Exemplare, die die Besatzungszeit im Inland überstanden haben und nach dem Kriege eingesetzt wurden, dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Программирование статических испытаний композитных планеров (II). TLiA, т. 40, 1985, № 11—12, с. 4

Изложены принципы разработки программы статических испытаний фюзеляжа, крыльев, оперения, шасси и систем управления композитовых (стеклопластиковых) планеров.

ДРОЖДЖ Л., ГРУХАЛЬСКИ Р.: Газовая и эрозийная коррозия камер сгорания авиадвигателей. TLiA, т. 40, 1985 г., № 11—12, с. 6

Описаны два типа коррозии камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей: газовую и эрозийную. Описаны процессы образования коррозии и даны некоторые численные зависимости в области газовой коррозии. Явления эрозийной коррозии иллюстрируются фотографиями.

ЖЕЧИŃСКИ Б.: Технология наземного обслуживания воздушного транспорта. TLiA, т. 40, 1985 г., № 11—12, с. 8

Эффективность воздушного транспорта зависит главным образом от качества и надежности системы обслуживания самолета на земле, т.е. от технологии наземного обслуживания воздушного транспорта. Статья относится к этой теме, включающей в себя обслуживание пассажирских перевозок (обслуживание пассажиров, багажа и бортовое питание) и перевозки грузов.

ЛЕВАНДОВСКИ Е.: Основные направления реализации экономических задач и их оценка на примере договора „pool“ между авиалиниями ЛЕТ и Аэрофлот. TLiA, т. 40, 1985 г., № 11—12, с. 10

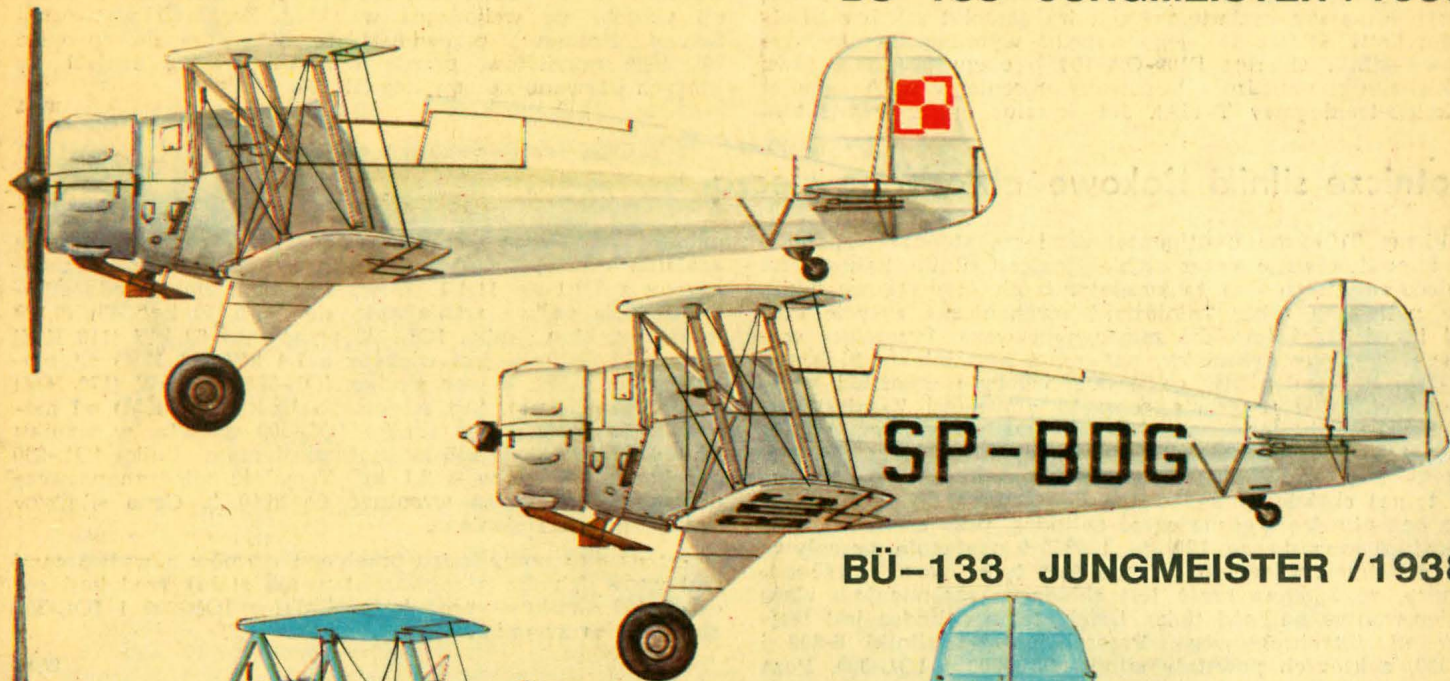
В статье рассмотрены отдельные этапы совершенствования торгового договора между ЛЕТ-ом и Аэрофлотом и проведена оценка этих этапов на фоне экономических результатов. Как результат, автор предлагает новый договор типа „pool“, основанный на экономическом механизме деления расходов.

МОРГАЛА А.: Военные судьбы польских планеров. TLiA, т. 40, 1985 г., № 11—12, с. 18

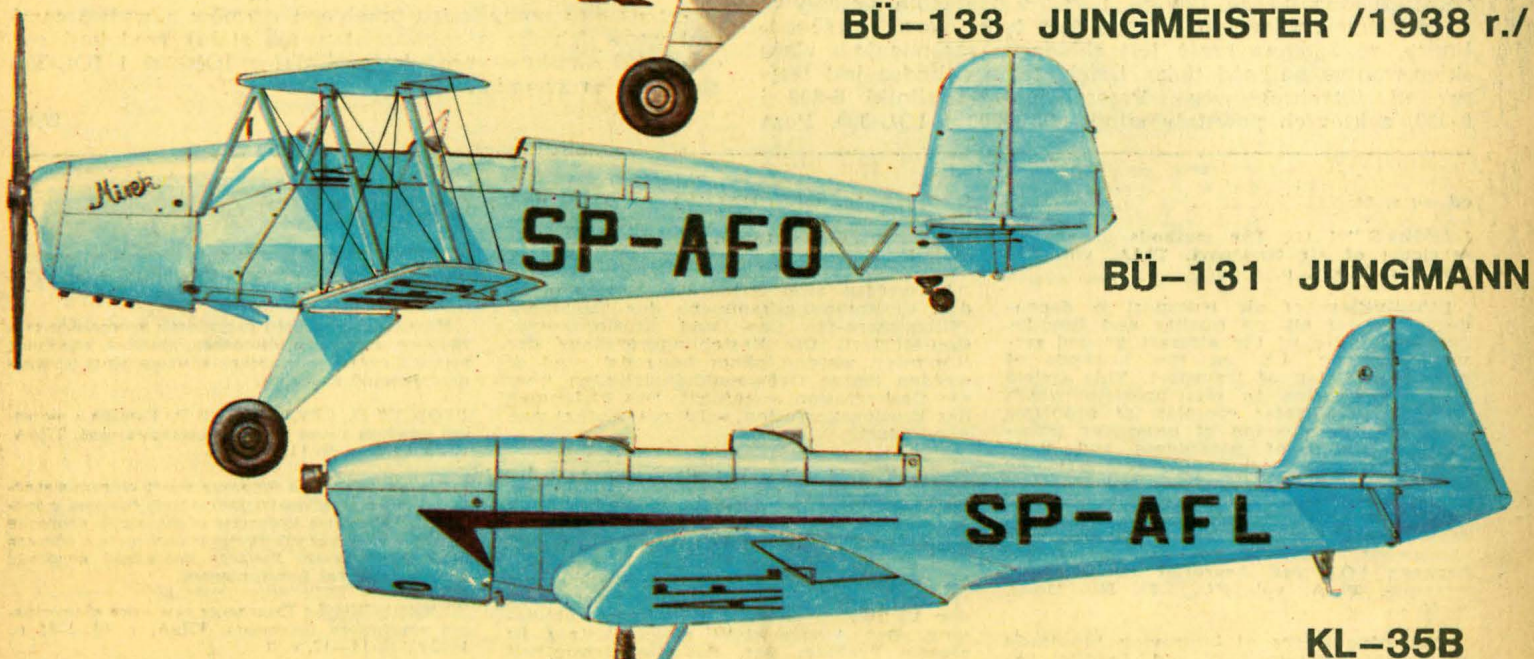
Описаны военные судьбы польских планеров после 1939 г., использование их в других странах, а также история тех экземпляров, которые во время гитлеровской оккупации находились в Польше и использовались после войны.

SAMOLOTY BÜCKER I KLEMM

BÜ-133 JUNGMEISTER /1938 r./

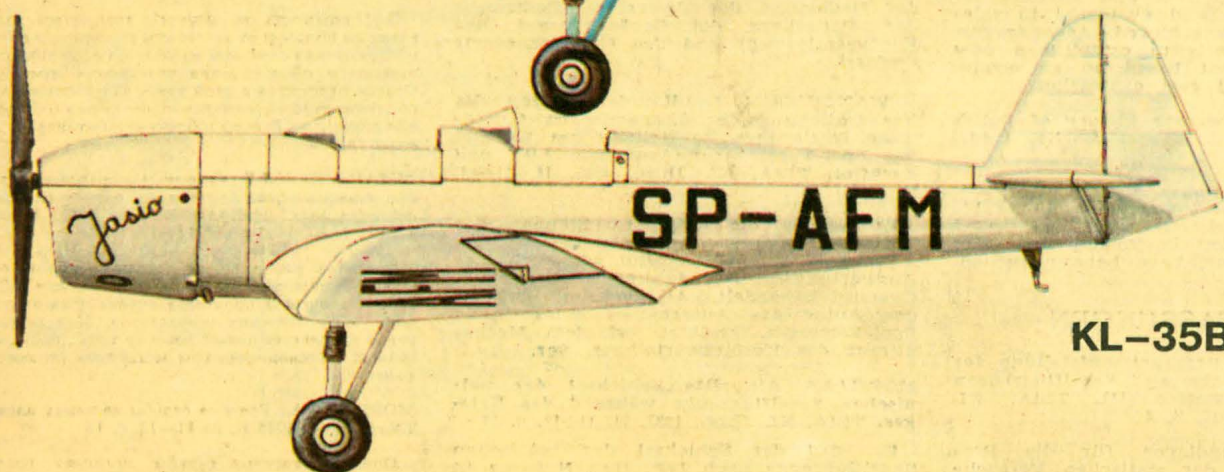


BÜ-133 JUNGMEISTER /1938 r./



BÜ-131 JUNGSMANN

KL-35B



KL-35B