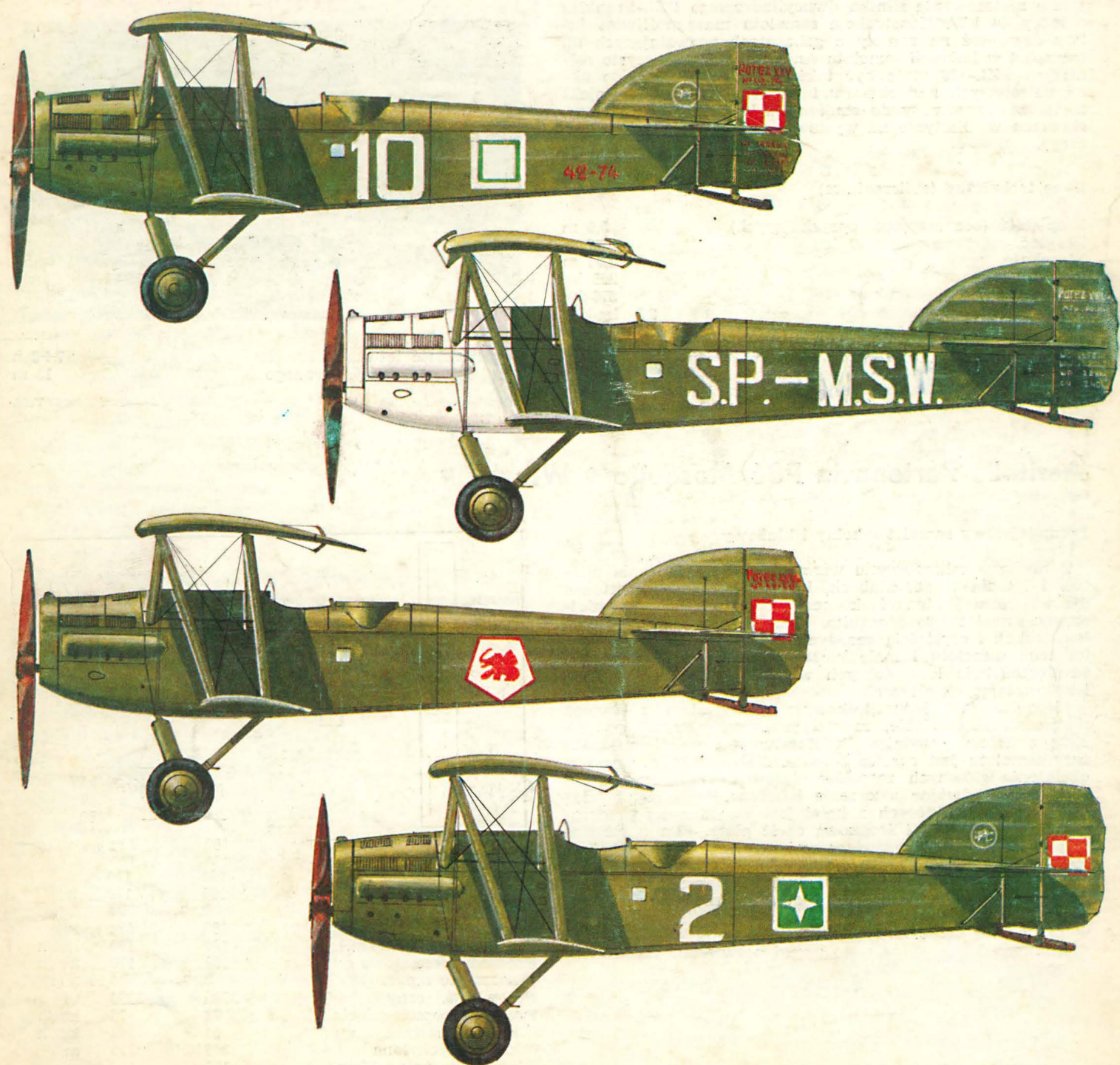


TECHNIKA

7'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



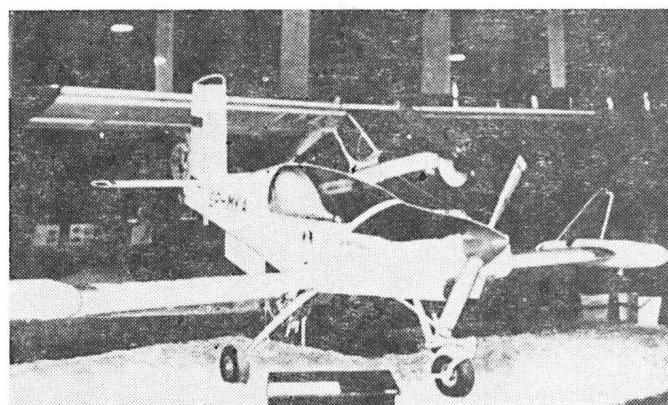
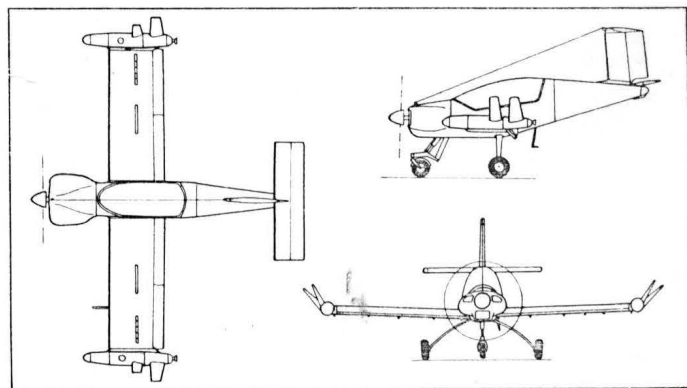
PZL-126 Mrówka • Polska •

Lekki samolot rolniczy

Na przełomie lat 1970/1980 w WSK PZL-Okęcie opracowano projekt lekkiego samolotu rolniczego przeznaczonego specjalnie do nowych środków ochrony upraw (opylanie dawkami ULV, rozsiewanie jaj Trichogramma). Opracowano także nowe rodzaje aparatury rolniczej specjalnie dla tego samolotu — zespoły opryskujące montowane na końcach skrzydeł i szpulowy rozrzutnik do jaj Trichogramma. W konstrukcji samolotu zastosowano wiele gotowych rozwiązań: ergonomię kabiny wraz z elementami z szybowca Junior oraz osłona kabiny z tego samego szybowca. Skrzydła mają profil NASA GA(W)-1 z klapami i lotkami szczelinowymi oprócz lotek zastosowano przerywacze. Projektuje się zastosowanie silnika dwucylindrowego PZL-Franklin o mocy 44 kW. Konstrukcja samolotu ma umożliwiać łatwy demontaż na zespoły o gabarytach pozwalających na transport w ładowni samolotu An-2. Obok zadań czysto rolniczych PZL-126 może być także wykorzystywany do akcji patrolowych nad obszarami leśnymi. W 1985 r. projekt został zaawansowany do stadium makiety, która była wystawiana w Olsztynie na wystawie sprzętu lotnictwa rolniczego.

Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość (bez zespołów opryskujących)	5,0 m
Długość	4,66 m
Wysokość	2,53 m
Masa własna	225 kg
Masa startowa	375 kg
Obciążenie mocy	8,5 kg/kW
Prędkość robocza	120÷160 km/h
Prędkość min. (zależnie od wyposażenia)	76÷84 km/h
Wznoszenie (375 kg)	3,1 m/s
Rozbieg	142 m
Start na 15 m	282 m



Długość trwania lotu	7÷8 h
Szerokość pasa opryskiwanego	13 m
	T.M.

Aeritalia-Partenavia P86 Mosquito • Włochy •

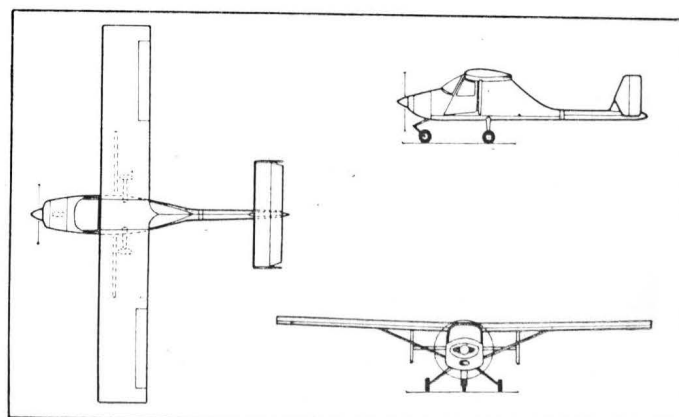
Dwumiejscowy samolot szkolny i klubowy

Z myślą o zahamowaniu wzrostu kosztów szkolenia pilotów i latania w aeroklubach, Luigi Pascale zaprojektował dla wytwórni Partenavia koncernu Aeritalia tani dwumiejscowy samolot P86 Mosquito. Odznacza się on prostotą konstrukcji i czystością aerodynamiki, co ma zapewnić niską cenę samolotu i małe koszty eksploatacji przy dużym bezpieczeństwie lotu, dobrych właściwościach pilotażowych i zadowalających osiągnięciach.

Mosquito jest jednosilnikowym górnopłatem z dwoma miejscami obok siebie, ze stałym „sprężynowym” podwoziem z kołem przednim. Podstawowym elementem struktury samolotu jest rurowa belka kadłubowa, która przenosi obciążenia głównych zespołów płatowca. Do niej zamocowane jest podwójne usterzenie i boczne, laminatowe ściany kadłuba, do których z kolei jest zamocowana przegroda ogniowa silnika i środkowa część płata. Płat o metalowej konstrukcji jednodźwigarowej ma szczelinowe, laminatowe kłapy i jest podparty zastrzałami. Samolot ma być napędzany czterocylindrowym silnikiem bokser o mocy 48 lub 55 kW (65 lub 75 KM). Bierze się pod uwagę silnik Ital-American KFM-104 o mocy 55 kW i silnik Lycoming w przypadku samolotów przeznaczonych na eksport. Przy projektowaniu samolotu dużo uwagi poświęcono zamienności zespołów i łatwości demontażu na czas magazynowania i transportu. Budowa prototypu miała rozpocząć się w końcu 1985 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	6,87 m
Wysokość	2,85 m
Powierzchnia nośna	12,56 m ²



Dane dla mocy	48 kW	55 kW	
Masa własna	280	320	kg
Masa startowa	480	520	kg
Prędkość maks. n.p.m.	180	190	km/h
Prędkość przelotowa	160	170	km/h
Wznoszenie n.p.m.	3,30	3,90	m/s
Pałap praktyczny	3505	3990	m
Prędkość przeciągnięcia	73	76	km/h
klapy schowane	64	67	km/h
klapy wychylone	366	315	m
Długość startu na 15 m	105	120	m
Dobieg	4,8	4,2	h
Długość trwania lotu			



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI LIPIEC 1986

TECHNIKA

7'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Inwazja mikroprocesorów w lotnictwie

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot powstawał w pierwszym dziesięcioleciu tego wieku. Aby go zbudować, trzeba było rozwiązać tylko trzy problemy: aerodynamikę, konstrukcję i napęd (silnik ze śmigłem). Wyposażenie, czyli przyrządy pokładowe oraz radio, pojawiły się w samolocie po kilku latach. Lata trzydzieste przyniosły powszechne zastosowanie konstrukcji duralowej, zaś sześćdziesiąte — laminatów, kompozytów i innych nowych materiałów. Rozwój awioniki, zapoczątkowany zastosowaniem radaru podczas II wojny światowej, był największy w ostatnim 25-leciu. W jego wyniku na samolotach zaczęto instalować komputery.

Jednak na rozwój komputeryzacji samolotu pozwalają dopiero mikroprocesory. Miniaturyzacja, czyli spełnienie niezbędnego w lotnictwie warunku małych wymiarów, małej masy i małego poboru energii elektrycznej, stworzyła szansę maksymalnej automatyzacji i maksymalnego skomputeryzowania samolotu.

Jeszcze dziesięć lat temu w lotnictwie dominował system sterowania mechanicznego, hydraulicznego i pneumatycznego. Dopiero zaczynano próby ze sterowaniem przewodowym, nazwanym fly-by-wire (FBW). Dziś samoloty ze sterowaniem elektrycznym są produkowane seryjnie.

Kilkanaście lat temu wszystkie przyrządy pokładowe były budowane na zasadach mechanicznych, od wariometru po sztuczny horyzont, a wskaźniki były wskazówkowe. Dziś podstawą wyposażenia samolotu jest awionika i wyświetlane wskaźniki cyfrowe. Pierwsze komputery zastosowano kilkanaście lat temu na ciężkich bombowcach i największych samolotach pasażerskich, a ich wymiary i masy były duże. W szybowcach można było 25 lat temu zobaczyć tylko krążki kalkulatoryjne McCreedy'ego. Później pojawiły się szybowcowe kalkulatory, a dziś stała się możliwa komputeryzacja szybowca.

Mikroprocesory pozwalające na zminiaturyzowaną automatyzację i komputeryzację samolotu dopiero zaczęto stosować. Sądząc po tempie, w jakim rozpowszechniają się w świecie nowe zdobycze elektroniki, a zwłaszcza mikrokomputery — opanowanie samolotu przez mikroprocesory będzie błyskawiczne.

Zacznijmy od szkolenia. Dużą część przygotowania pilotażowego można opanować za pomocą mikrokomputera osobistego z odpowiednim programem. Jeśli cena mikrokom-

putera spadła do 100÷150 dolarów, a programy kosztują od kilkunastu do kilkudziesięciu dolarów — należy przewidywać rewolucję w szkoleniu lotniczym, tak samolotowym, jak i szybowcowym. Wiele godzin lotu zastąpi mikrokomputer spełniający rolę prostego symulatora. Równocześnie drogie i skomplikowane symulatory używane w lotnictwie wojskowym i pasażerskim uproszczą się i potanieją dzięki zastosowaniu mikroprocesorów.

Mikroprocesory i komputeryzacja mają szansę powszechnego zastosowania zarówno w procesach produkcyjnych w wytwórniach, jak i w systemie obsługi technicznej samolotów i silników. Na samolocie coraz więcej czynności będą przejmowały mikroprocesory. O ile do niedawna ruchome elementy samolotu były mechanizmami uruchamianymi przez pilota ręcznie za pośrednictwem przekładni mechanicznych bądź hydraulicznych, a tylko część była uruchamiana z wykorzystaniem energii hydraulicznej, pneumatycznej czy elektrycznej — to teraz na pierwszy plan wysuwają się nie dźwignie, lecz przyciski urządzeń awionicznych wykonujących nie proste polecenia pilota, lecz współuczestniczących w przetwarzaniu decyzji w cykl wypracowanych działań. Już są prowadzone próby sterowania samolotem za pomocą głosu, a nie przycisków. Wyobraźmy więc sobie samolot przyszłości, w którym pilot wydaje polecenia, np. zakręt o 35° czy kurs 78°, a komputer wypracowuje w optymalny sposób wszystkie polecenia dla sterów i zespołu napędowego oraz automatycznie daje sygnały wykonawcze. Samolot przestaje być systemem dźwigni wychylanych przez pilota, a staje się „istotą”, z którą pilot „rozmawia”, niemal tak jak pasażer z kierowcą taksówki. Automatyzacja i komputeryzacja może prowadzić do stopniowego przejmowania zadań załogi. Samoloty pasażerskie sprzed 25 lat wymagały do obsługi dwóch pilotów, nawigatora, radiotelegrafisty i inżyniera (mechanika) pokładowego. Dziś nawigacja została skomputeryzowana i najnowsze samoloty pasażerskie mogą być obsługiwane przez 2÷3 osoby. Bezpieczeństwo lotów będzie w przyszłości zależało nie od poprawności ruchów pilota, lecz od poprawności terminologii używanej w „rozmowie” z komputerem prowadzącym samolot.

Inwazja mikroprocesorów wymaga poważnych zmian w procesie projektowania samolotów, w ich produkcji (rozwoj produkcji awioniki), użytkowaniu i obsłudze.



FRANCJA

● W ciągu blisko 10 lat (1976 — początek 1986) naddźwiękowe samoloty transportowe Concorde wykonały w liniach lotniczych Air France 10500 lotów handlowych w łącznym czasie 46850 godzin, przewożąc 621000 pasażerów. Średni współczynnik wypełnienia miejsc na trasie Paryż—Nowy Jork wynosił w tym czasie 62,8%. (AviMag 912)

● Aérospatiale i SNECMA pracują nad projektem następcy Concorde — czterosilnikowego naddźwiękowego samolotu transportowego drugiej generacji ATSF (Avion Transport Supersonique Futur). Przewidywana masa startowa 220 Mg, pojemność 200 miejsc, zasięg 8000 km, prędkość $Ma=2,2-2,7$. Zużycie paliwa ma być o ok. 50% mniejsze niż Concorde. (A. et C. 1081)

● Wytwórnia SOCATO dostarczyła w 1985 r. 112 swych jednosilnikowych samolotów lekkich, z czego 51 (ponad 45%) do USA. (A. et C. 1085)



GRECJA

● Uzyskano zgodę władz USA na zakup 40 samolotów myśliwsko-bombowych General Dynamics F-16 Fighting Falcon, które będą dostarczane od 1988 r. (A. et C. 1081)



HISZPANIA

● Planuje się reorganizację transportu lotniczego. Towarzystwo Iberia ma zrezygnować z większości obsługiwanych dotąd linii krajowych, które są deficytowe (w roku finansowym 1983—84 deficyt wyniósł 105 mln dol. USA, a w r. 1984—85 — 62 mln dol. USA). Do obsługi połączeń krajowych ma być utworzonych wiele małych towarzystw prywatnych. (A. et C. 1081)

● W czerwcu br. miały rozpocząć się dostawy 72 myśliwców McDonnell Douglas F-18 Hornet. Do 1988 r. będą one obsługiwane przez mechaników US Navy z jednostek stacjonujących w Hiszpanii, a potem — przez szkolonych obecnie w USA techników hiszpańskich. Hiszpania stanie się tym samym drugim użytkownikiem z granicznym tych samolotów, po Kanadzie. (A. et C. 1081)



HOLANDIA

● Produkcja turbośmigłowych samolotów Fokker F-27 Friendship zakończy się na 784. egzemplarzu (budowanym w styczniu br.) — następnie produkowany będzie F-50. Z kolei produkcja odrzutowego F-28 Fellowship zakończy się na 239. egzemplarzu — przygotowywana jest produkcja jego następcy, F-100. (A. et C. 181)

● Fokker otrzymał zamówienie na modernizację, w czasie 4 lat, wyposażenia 1100 samolotów myśliwsko-bombowych General Dynamics F-16 Fighting Falcon. (A. et C. 1085)



INDONEZJA

● Planuje się zakup 8 samolotów myśliwsko-bombowych General Dynamics F-16 Fighting Falcon, z czego 4 w wersji dwumiejscowej (treningowo-bojowej). (A. et C. 1081)



RFN

● Rada nadzorcza Airbus Industrie, na posiedzeniu w Monachium w lutym br. ustaliła, że należy realizować programy A.330 (dwusilnikowego aerobusu krótkiego-średniego zasięgu dla 330 pasażerów — poprzednio projekt oznaczony TA.9) i A.340 (czterosilnikowego aerobusu bardzo dalekiego zasięgu dla 260 pasażerów; poprzednio TA.11). Nie ustalono, który z programów będzie realizowany pierwszy. (AviMag 912)



SZWECJA

● Saab Scania ma włączyć się, na podstawie podpisanej na początku br. umowy, do realizacji programu śmigłowentylatorowej jednostki napędowej UHB (Ultra High Bypass Engine) McDonnell Douglas. W realizacji tego programu współpracują już inżynierowie z Aeritalia (Włochy) i Shanghai Aviation Industries (Chiny). (A. et C. 1085)



USA

● Przygotowuje się następną wersję Boeinga 737: —400 dla 128 pasażerów konkurencyjną dla Fokkera F-100 i -500 dla 130÷145 pasażerów o pojemności podobnej do B.737-300, ale zużyciu paliwa i bezpośrednim koszcie eksploatacji jak A.320. (A. et C. 1081)

● Jak wykazały próby przeprowadzone dla Zarządu Lotnictwa Cywilnego (FAA), ewakuacja 540 pasażerów z pokładu Boeinga 747, przy użyciu dwóch trapów ratunkowych, trwa 80 s (w normach wymaga się ewakuacji w czasie do 90 s). (A. et C. 1085)

● Siedem wytwórni lotniczych odniosło się do wymogów dla przyszłościowego samolotu taktycznego ATF (Advanced Tactical Fighter), który w latach dziewięćdziesiątych ma zastąpić McDonnell Douglas F-15 Eagle. Przewiduje się zapotrzebowanie US Air Force na 750 samolotów ATF, a cenę jednego egzemplarza szacuje się obecnie na 35 mln dol. USA. (A. et C. 1085)

● Planowany budżet US Air Force zmniejszono o 1,8 mld dol. USA. Cięcia dotknęły program bombowca Rockwell B-1 (budżet na ten cel zmniejszono o 4,9%). (A. et C. 1080)



W. BRYTANIA

● Obliczono, że oddanie w ręce prywatne 16 portów lotniczych przyniesie państwu zysk w wysokości 500 mln dol. USA. Przygotowywany jest projekt ustawy o prywatyzacji portów lotniczych. Dotychczas są one pod zarządem British Airport Authority (Brytyjskiego Zarządu Portów Lotniczych). (A. et C. 1080)

● Podpisano z USA umowę o wspólnych pracach badawczych na rzecz przyszłościowego samolotu krótkiego startu i pionowego lądowania ASTOVL (Advanced Short Take Off and Vertical Landing), który zastąpiłby samoloty bojowe Harrier w drugiej połowie lat dziewięćdziesiątych. W pracach mają wziąć udział koncerny: British Aerospace, McDonnell Douglas (płatowiec) i Rolls Royce oraz Pratt and Whitney (napęd). (A. et C. 1085)

● Na początku br. Rolls Royce dostarczył 5000. silnik turbodrzutowy Viper, który pomimo 35-letniej historii nadal jest rozwijany. Silniki tego typu napędzają wiele samolotów produkowanych w innych krajach — m.in. wioskie szkolno-treningowe, rumuńsko-jugosłowiańskie IAR-90/Orao i in. (A. et C. 1086)

● Rośnie konkurencja w coraz bardziej zaawansowanych pracach nad nowymi napędami. W USA prowadzi się prace nad śmigłowentylatorami: General Electric prowadzi prace nad Un-Ducted-Fan (UDF) — ma być certyfikowany w końcu 1990 r. — a Allison nad jednostką turbośmigłowentylatorową Allison 578 (certyfikat przewidyje się na początek 1990 r.). Z kolei brytyjski Rolls Royce wystąpił z projektem napędu nazwanego contrafan. Dwie sprężarki niskiego ciśnienia, napędzane niezależnymi turbinami współwałowymi, obudowane są pierścieniowo, jak w turbowentylatorowym silniku odrzutowym. (A. et C. 1086)



WĘGRY

● Planuje się zakup 750 lekkich śmigłowców do prac rolniczych — rozważa się dwa typy: francuski Aérospatiale AS.350B Ecoureuil i amerykański McDonnell Douglas Hughes MD.500. (AviMag 912)



ZSRR

● Użytkowanych jest ok. 50 śmigłowców Alouette III, wyprodukowanych na licencji w Indiach. (AviMag 912)

● Aeroflot planuje przetransportować w 12. pięcioletce (1986÷1990) 580 mln pasażerów i 15,8 mln Mg towarów (A. et C. 1088)



Produkcja szybowców na świecie

Kraj Wytwórnia, typ	Klasa	Dosko- nałość	Produkcja			Zbudowano	
			1982	1983	1984	do 1984	do 1985
Brazylia							
IPE Quero Quero II	klub.	28	—	25	123	25	149
IPE Nhapecan II	2 m	32	—	1	12	2	15
Czechosłowacja							
VSO-10 Gradient	std.	34	11	24	24	83	107
Francja							
Centrair 101/Pe-gase	std.	41	34	94	94	129	223
Indie							
ATS-1 Ardhra	2 m	26	—	7	19	8	27
Jugosławia							
Elan DG-101	std.	39	57	22	9	165	174
Elan DG-300	std.	41	—	30	50	30	80
Polska							
SZD-42 Jantar 2B	otw.	50	11	9	11	81	92
SZD-48 Jantar Std 2	std.	40	55	—	—	315	315
SZD-48 Jantar Std 3	std.	40	—	42	65	42	107
SZD-50 Puchacz	2 m	30	10	29	21	67	98
SZD-51 Junior	klub.	35	—	—	5	2	7
RFN							
Grob 103 Twin II	2 m	37	128	83	64	390	454
Scheibe SF-34	2 m	35	2	—	5	15	20
SH Nimbus 3	otw.	55	23	20	25	55	80
SH Janus	2 m	39	20	15	15	185	200
SH Ventus	zaw.	44	70	45	55	175	230
SH Discus	std.	42	—	—	2	—	2
Valentin Mistral	klub.	37	20	20	20	50	70
Schleicher ASW-19	std.	38	10	—	—	—	—
Schleicher ASW-20	zaw.	43	100	—	—	—	—
Schleicher ASW-20L	otw.	46	10	—	—	—	—
Schleicher ASK-21	2 m	34	55	—	—	—	—
Schleicher ASW-22	otw.	55	20	—	—	—	—
Rumunia							
IS-28 B	2 m	34	50	10	—	360	360
IS-29 D	std.	38	35	10	—	200	—
USA							
Schweizer SCS 1-36	klub.	31	1	1	1	42	43
Węgry							
Göbe R-26SU	2 m	23	1	—	—	—	—
ZSRR							
ŁAK-12 Lietuva	otw.	48	20	20	20	60	80
ŁAK-11 Nida	zaw.	42	—	1	1	—	—

Objaśnienia : — nie produkowany, ... brak danych, klub. — klubowa, std. — standard, zaw. — zawodnicza, otw. — otwarta, 2 m — dwumiejscowa

Źródło: Jane's AWA 1983/84, 1984/85, 1985/86

Produkcja motoszybowców na świecie

Kraj, wytwórnia, typ	Moc, kW	Produkcja			Zbudowano	
		1982	1983	1984	do 1984	do 1985
DWUMIEJ- SCOWE						
Austria						
Brditschka HB-23	56 ÷ 75	—	3	6	3	9
Czechosłowacja						
L-13SW Vivat	48	—	1	2	1	3
Francja						
Fournier RF-10	59	3	8	16	11	27
RFN						
Grob 109	59	85	—	—	160	160
Grob 109 B	90	—	40	110	40	150
Ranger Hoffman H-36	59	19	30	30	60	90
Dimona SF-25C Falke	48	12	20	35	405	440
Valentin Taifun 17E	59	2	10	28	12	40
Razem	—	131	112	227	—	—
JEDNOMIEJ- SCOWE						
Francja						
PIK-20E	32	15	15	15	61	76
RFN						
Glaser-Dirks DG-400	32	23	44	42	68	110
SH Janus CM	45	3	3	5	13	18
Razem	—	41	62	62	—	—

Źródło: Jane's AWA 1983/84, 1984/85, 1985/86

Wartość produkcji kanadyjskiego przemysłu lotniczego (mln dol. kan.)

Wartość produkcji	1979	1980	1981	1982	1983
Na rynek krajowy	75	65	50	65	70
Na eksport	60	65	75	115	190
Łącznie	135	130	125	180	260

Uwaga: 1 dol. kan. = ok. 0,7 dol. US

Źródło: Interavia 6/85

Największe międzynarodowe regularne przewozy lotnicze w 1984 r. (członków IATA)

W mln pasażerokilometrów	W mln tonokilometrów ładunku	Łącznie w mln tonokilometrów
PanAm 35 551	Japan Air Lines 2 349	Japan Air Lines 5 061
British Airways 35 293	Lufthansa 2 227	Lufthansa 4 465
Japan Air Lines 27 918	Air France 2 175	British Airways 4 444
Air France 22 614	Flying Tiger 1 976	Air France 4 276
TWA 22 238	KLM 1 389	PanAm 4 206
Lufthansa 22 094	British Airways 1 106	KLM 3 010
KLM 16 854	PanAm 770	TWA 2 530
Quantas 16 154	Alitalia 666	Quantas 2 134
Iberia 12 486	Swissair 625	Flying Tiger 2 089
Alitalia 12 007	Quantas 597	Swissair 1 827

Źródło: Interavia 10/85

Ceny samolotów służbowych w 1985 r.

Typ samolotu	Mln dol.
BAe-125-80J	6,5
Citation 1	1,9
Citation S2	2,7
Citation 3	5,7
Falcon 100	4,35
Falcon 200	7,35
Learjet 25D	2,3
Learjet 35A	3,7
Learjet 55	5,7
Westwind 1	3,7
Westwind 2	5,0
Diamond 1A	2,7
Diamond 2	3,2

A. G

Badania możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (I)

Mgr inż. JAROSŁAW STANISŁAWSKI
Instytut Lotnictwa

OZNACZENIA

k_x, k_y, k_z — sztywności utwierdzenia łopaty w przegubach odpowiednio: osiowym, poziomym, pionowym, $(EJ_y)_i, (EJ_z)_i, (GJ)_i$ — sztywność odcinka i osi sprężystej łopaty odpowiednio: zginania w płaszczyźnie ciągu, zginania w płaszczyźnie obrotów i skręcania, e_i — odległość masy skupionej i od osi sprężystej łopaty, k_w — kinematyczny współczynnik sprzężenia wahań i przekręceń, $k_w = a/b$ (rys. 1), Ix_i, Iy_i, Iz_i — momenty bezwładności masy i względem osi: x, y, z , ω — prędkość kątowa wirnika, ν — częstość drgań własnych łopaty, N — liczba łopat wirnika, R — promień wirnika, Ω — nominalna prędkość kątowa wirnika, T — postać drgań skrętnych łopaty, F — postać drgań giętnych łopaty w płaszczyźnie ciągu, C — postać drgań giętnych łopaty w płaszczyźnie obrotów.

Wielkości względne oznaczono następująco:

$$\bar{\omega} = \omega/\Omega, \bar{\nu} = \nu/\Omega, \bar{r} = r/R.$$

Stałym problemem związanym z budową śmigłowców jest ograniczenie poziomu drgań ich konstrukcji. Głównymi źródłami drgań występujących w czasie lotu śmigłowca są zmienne obciążenia wirnika i śmigła ogonowego. Odpowiednie zaprojektowanie łopat wirnika i śmigła ogonowego może zapobiec pojawieniu się nadmiernych obciążeń całej konstrukcji. W przypadku prawidłowo zaprojektowanej łopaty nie powinny występować rezonanse drgań własnych łopat z harmonicznymi siłi wymuszających. Szczególnie ważne jest uniknięcie rezonansu dla tych częstości wymuszających, przy których obciążenia z wirnika są przenoszone na kadłub. Dla drgań giętnych łopaty w płaszczyźnie ciągu

będą to wymuszenia o częstości migania łopat równej $\left(N \frac{\Omega}{2\pi}\right)$

i jej wielokrotności, a dla drgań giętnych w płaszczyźnie obrotów częstości wymuszeń mniejsze lub większe o jedną harmoniczną od częstości migania łopat i jej wielokrotności. W przypadku rezonansu drgań skrętnych łopaty z wymienionymi harmonicznymi wymuszeń pojawiają się znaczne siły w układzie sterowania śmigłowcem. Należy też zwrócić uwagę na takie oddalenie częstości własnych łopat od częstości obciążeń wymuszających, aby uzyskać możliwie małą odpowiedź dynamiczną łopat. Kontrola i ograniczenie rozrzutu właściwości aerodynamicznych, masowych i sztywnościowych łopat zmniejsza intensywność drgań o częstości równej pierwszej harmonicznemu wirnika. Skonstruowanie łopaty spełniającej wszystkie te wymagania nie jest zadaniem łatwym. W fazie projektowania po uwzględnieniu warunków wytrzymałościowych i aerodynamicznych możemy uzyskać łopatę o niekorzystnych częstościach własnych. Pojawia się wówczas problem, czy projektować nową łopatę o lepszych właściwościach, czy też uda się, przy mniejszym wysiłku, zmodyfikować dotychczasowy wariant łopaty, korygując część jej parametrów.

Metoda obliczeniowa *)

Analizę wpływu poszczególnych parametrów na zmiany

*) Obliczenia wykonano na maszynie IBM 370. Realizacja programu obliczeniowego dla jednego wariantu danych trwa 4÷8 min CPU. Czas CPU zależy od:
— liczby elementów, na które podzielono łopatę,
— wartości harmonicznnej, do której wyznaczane są częstości własne,
— wielkości kroku obliczeń, z którym przeszukiwany jest zadany przedział harmonicznnych.

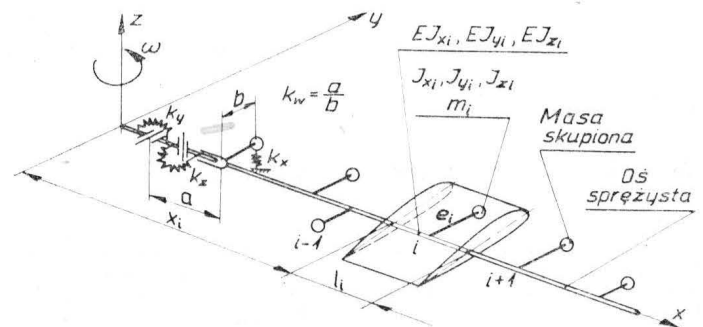
częstości własnych łopat przeprowadzono w oparciu o obliczenia drgań metodą macierzową przedstawioną w [1]. Rzeczywista łopata została zastąpiona modelem dyskretnym (rys. 1), przy następujących założeniach:

- ciągły rozkład mas zastąpiono układem mas skupionych znajdujących się w środkach mas poszczególnych odcinków łopaty o długości x_i ,
- sprężystość łopaty przyporządkowano osi sprężystej modelu,
- uwzględniono bezwładność elementów łopaty względem trzech osi,
- uwzględniono sprężystość zawieszenia łopaty względem trzech osi,
- model uwzględniła elastyczność skrętną oraz giętną łopaty w płaszczyznach ciągu i obrotów,
- uwzględniono sprzężenie wahań i przekręceń łopaty,
- rozstaw przegubów poziomego, pionowego i osiowego w modelu pozostaje zgodny z rzeczywistym,
- odkształcenia modelu łopaty zachodzą w układzie związanym z piastą wirnika wirującym ze stałą prędkością kątową.

Obliczenia przeprowadzono dla dwóch wyjściowych rodzajów łopat o stałych wzdłuż promienia rozkładach poszczególnych parametrów, znacznie różniących się wartościami sztywności giętnych i skrętnych. Dane sztywnościowe, masowe i geometryczne łopaty sztywnej zostały zaczerpnięte z pracy [2], natomiast dane dla łopaty miękkiej przyjęto wzorując się na zbliżonej, istniejącej konstrukcji. Wykonano także uzupełniające obliczenia dla miękkiej łopaty o zmiennych wzdłuż promienia charakterystykach. Przyjęcie stałych danych wzdłuż promienia miało na celu uniknięcie dodatkowych efektów niejednakowych rozkładów oraz ułatwienie oceny wpływów zmian poszczególnych parametrów. Należy zauważyć, że łopata o stałych rozkładach nie jest czysto teoretycznym przypadkiem, gdyż takie właśnie łopaty zastosowano m.in. na amerykańskim śmigłowcu H-34. Zestawienie danych łopaty sztywnej i miękkiej zawiera tabl. 1.

W obliczeniach jako zmienne parametry wirnika i łopaty przyjęto:

- sztywność skrętną utwierdzenia łopaty k_x ,
- sztywność giętną utwierdzenia łopaty w płaszczyźnie ciągu k_y ,
- sztywność giętną utwierdzenia łopaty w płaszczyźnie obrotów k_z ,
- współczynnik sprzężenia wahań i przekręceń k_w ,



Rys. 1. Model dyskretny łopaty przyjęty do obliczeń

- sztywności łopaty gięte w poszczególnych płaszczyznach oraz skrętną $(EJ_y)_i, (EJ_z)_i, (GJ)_i$,
- lokalne rozkłady mas łopaty $(m)_i$,
- długość łopaty R .

W ostatnim przypadku jako zmianę długości łopaty na-

TABLICA 1. Dane podstawowych wariantów łopat

Łopata	k_x , Nm/rd	k_y , Nm/rd	k_z , Nm/rd	$(EJ_y)_i$, Nm ²	$(EJ_z)_i$, Nm ²	$(GJ)_i$, Nm ²	k_w	R, m	M kg
Sztywna	8×10^4	0	0	$8,61 \times 10^4$	$1,148 \times 10^6$	$8,61 \times 10^4$	0,5	7,62	91,2
Miękka	10^4	0	0	$2,5 \times 10^4$	6×10^5	$1,4 \times 10^4$	0,5	7,62	60,8

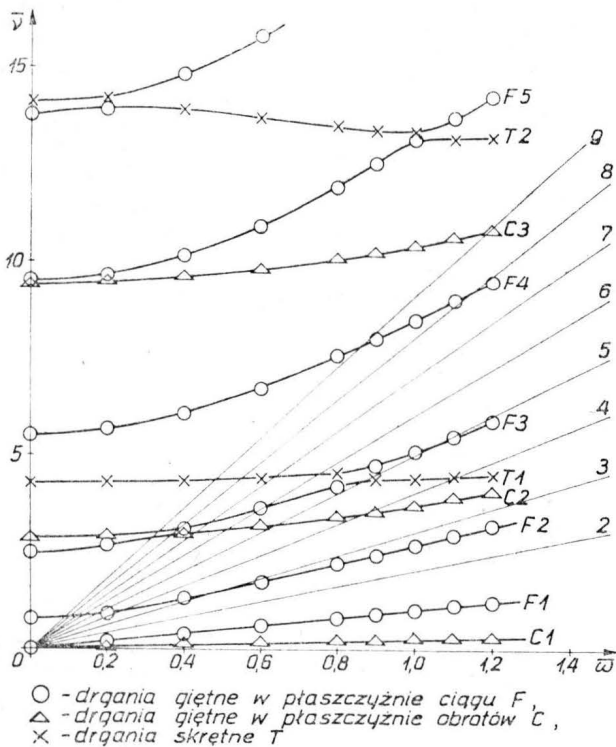
leży rozumieć skrócenie łopaty przez obcięcie jej końcówki. Oczywiście pociąga to za sobą zmianę masy łopaty w stosunku do wariantu podstawowego. Na taki sposób rozstrojenia częstości rezonansowych zdecydowano się w trakcie prac nad śmigłowcem Jak-24.

Wyniki obliczeń

Ogólne tendencje zachowania się częstości własnych łopaty w zależności od zmian poszczególnych parametrów przedstawiono w tabl. 2, w której przyjęto następujące oznaczenia:

- F — częstości drgań giętnych w płaszczyźnie ciągu,
- C — częstości drgań giętnych w płaszczyźnie obrotów,
- T — częstości drgań skrętnych,
- ↑ — zwiększenie częstości lub parametru,
- ↓ — spadek częstości lub parametru.

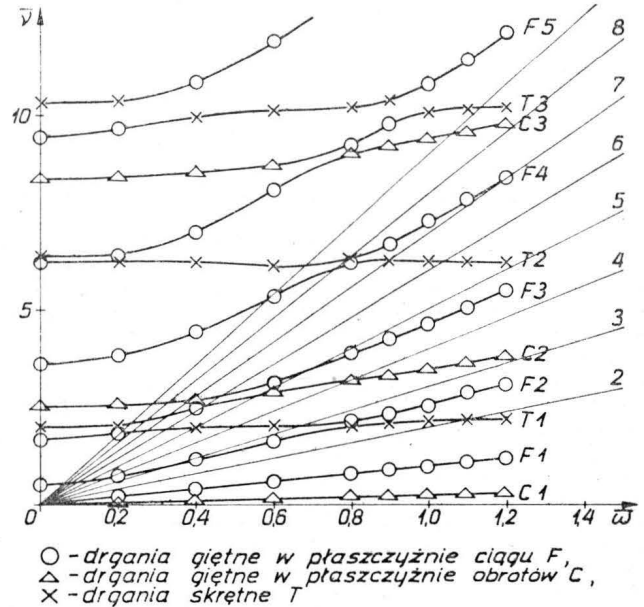
Dalsze wnioski można wyciągnąć porównując widma drgań łopat sztywnej (rys. 2) i miękkiej (rys. 3). Łopaty te reprezentują skrajne właściwości. Dane łopaty sztywnej od-



Rys. 2. Widmo drgań podstawowego wariantu łopaty sztywnej

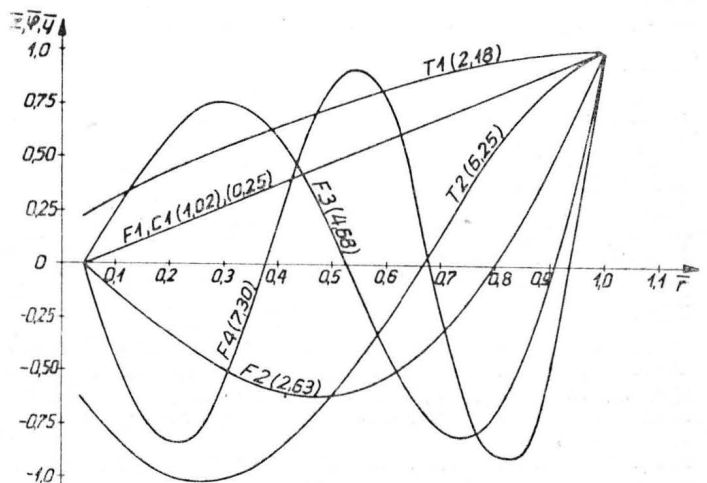
TABLICA 2. Tendencje zmian częstości własnych łopaty

Zmiany parametrów	Zmiany częstości własnych		
	F	C	T
$k_x \uparrow$	— const.	C — const.	T \uparrow
$k_y \uparrow$	F \uparrow	C ~ const.	T — const.
$k_z \uparrow$	F ~ const.	C \uparrow	T — const.
$k_w \uparrow$	F ~ const.	C ~ const.	T ~ const.
R \downarrow	F \uparrow	C \uparrow	T \uparrow
$EJ_y \uparrow$	F \uparrow	C ~ const.	T — const.
$EJ_z \uparrow$	F ~ const.	C \uparrow	T — const.
GJ \uparrow	F ~ const.	C — const.	T \uparrow
m \uparrow — na końcu łopaty	F \uparrow	C \downarrow	T — const.
m \uparrow — w pobliżu osi obrotu	F \downarrow	C \downarrow	T — const.



Rys. 3. Widmo drgań podstawowego wariantu łopaty miękkiej

powiadają łopacie metalowej o bardzo sztywnej konstrukcji nieznacznie odkształcanej przez obciążenia. Natomiast łopatę miękką o małych wartościach sztywności można zaliczyć do grupy laminatowych łopat aeroelastycznych [6]. Częstości drgań wszystkich postaci łopaty miękkiej uległy obniżeniu w porównaniu z częstościami odpowiadającymi postaci drgań łopaty sztywnej. Przykładowe, unormowane postacie drgań łopaty z przyjętymi oznaczeniami pokazuje rys. 4. W przypadku łopaty miękkiej dla nominalnej prędkości kątovej wirnika $\bar{\omega} = 1,0$, a także dla prędkości $\bar{\omega} = 0,5$, odpowiadającej biegowi jałowemu silników, w obszarze do 10 harmonicznej wymuszeń aerodynamicznych znalazło się znacznie więcej postaci drgań niż ma to miejsce dla łopaty sztywnej. Krótko skomentujemy ten fakt. Wiadomo, że z wirnika poprzez piastę na kadłub śmigłowca przechodzą drgania o częstościach $pN\Omega/2\pi$, (gdzie p — liczba naturalna), przy czym im większe p ($2N\Omega/2\pi$, $3N\Omega/2\pi$...), tym przyspieszenia wywołane w kadłubie przez drgania o odpowiednich częstościach są mniejsze [3]. Na skład wypadkowych drgań odczuwanych w kadłubie ma również duży wpływ liczba łopat wirnika. Śmigłowce o trzyłopato-



Rys. 4. Postacie własne łopaty miękkiej; odpowiadające częstości własne podano w nawiasach

Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu silnika odrzutowego na strukturę swobodnego przepływu wlotowego

Doc. dr inż. TADEUSZ GAJEWSKI

Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza
im. J. Krasickiego — Dęblin

Swobodny przepływ wlotowy turbinowego silnika odrzutowego jest deformowany przez wpływ ziemi w stopniu zależnym od odległości wlotu od ziemi. Teoretycznie wpływ ten znika dopiero w nieskończenie dużej odległości od ziemi. Znaczenie rozważanej deformacji przepływu wlotowego jest dwojakie: stwarza ona warunki do zanieczyszczeń przepływu ciałami obcymi, grożącymi uszkodzeniem silnika [1, 7] oraz wprowadza nierównomierność pola prędkości przepływu zdolną do zniekształceń charakterystyk eksploataowanego czy badanego silnika [2] lub sprężarki.

W niniejszym artykule wyznacza się i charakteryzuje struktury swobodnego przepływu wlotowego występujące w całym zakresie odległości wlotu od ziemi, od nieskończenia do skończenia dużych. Czyni się to w przekonaniu o znaczeniu znajomości tych struktur dla poszukiwań środków łagodzących czy eliminujących szkodliwy wpływ ziemi na przepływ wlotowy. Rozważane struktury przepływowe zostały wyznaczone analitycznie za pomocą badań modelowych, których wartości poznawcze zostały zweryfikowane we wcześniejszych pracach badawczych [1, 4, 8].

Model swobodnego przepływu wlotowego

Obszerna klasa przepływów wlotowych, z której wybiera się badany przepływ, może być modelowana ze względu na ich warunki jako klasa płaskich, ustalonych i potencjalnych przepływów płynu nieściśliwego. Dzięki temu do modelowania badanego przepływu można wykorzystać teorię mechaniki płynów modelującą przepływ metodą superpozycji upustów i źródeł oraz ich zwierciadlanego odbicia [5]. Zgodnie z tą metodą, do celów modelowych mogą być wybierane różne układy źródeł i upustów, w zależności od potrzebnego stopnia ich wierności odtwarzania przepływu rzeczywistego na danym etapie badań. Dlatego w praktyce badań przepływów wlotowych spotyka się różne układy modelowe źródeł i upustów [4, 8, 9].

W opisanych badaniach wybrano układ składający się z pary płaskich źródeł: dodatniego i ujemnego nazywanego upustem, charakteryzujących się równymi wartościami bezwzględnymi wydatków jednostkowych Q i rozmieszczonymi w skończonej odległości $2l$ (rys. 1). Model taki może przedstawiać rzeczywiste pole prędkości przepływu wlotowego, jeżeli punkt upustu zostanie umiejscowiony w środku okna wlotowego wg zasady Neumarka [4]. Odległość $2l$ upustu od źródła dobiera się tak, aby modelowe linie

prądu stanowiły aproksymację linii rzeczywistych. W ten sposób wiąże się model przepływu z jego obrazem rzeczywistym i dlatego odległość modelowa l jest podstawową charakterystyką modelową wlotu obok odległości H osi wlotu od ziemi i Q — objętościowego natężenia przepływu przez wlot odniesionego do jego szerokości i przepisywanego modelowym źródłem.

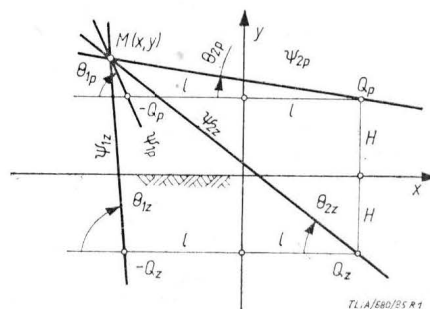
Ażeby uzyskać przepływy modelowe występujące w różnych skończonych odległościach od ziemi, wprowadza się dodatkowy przepływ modelowy w postaci zwierciadlanego odbicia przepływu podstawowego, przedstawionego na rys. 1. Obydwie pary źródeł — podstawowa i zwierciadlana — są symetrycznie rozmieszczone względem osi odciętych na odległości H przedstawiającej fizyczną odległość osi wlotu od ziemi. Tak więc rolę ziemi spełnia linia prądu będąca symetryczną przepływu modelowego, pokrywająca się z osią odciętych.

W celu określenia funkcji prądu modelowego w dowolnym punkcie $M(x, y)$, zaznaczono na rys. 1 linie prądu przepływów składowych przechodzące przez ten punkt i odpowiadające im kąty kierunkowe z indeksem p w przepływie podstawowym i indeksem z w przepływie zwierciadlanym.

Funkcja prądu przepływu wlotowego uzyskana z superpozycji funkcji prądu składowych upustów i źródeł jest określona równaniem:

$$\psi = \sum \psi_i = \psi_{1p} + \psi_{2p} + \psi_{1z} + \psi_{2z}$$

gdzie:
$$\psi_i = \pm \frac{Q}{2\pi} \theta_i$$



Rys. 1. Modelowy układ upust-źródło ($-Q_p, Q_p$) ze zwierciadlanym odbiciem ($-Q_z, Q_z$)

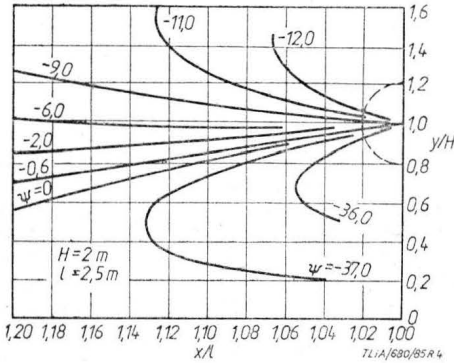
cd. ze s. 5

wych wirnikach drgają zwykle z częstotliwościami $\Omega/2\pi$, $3\Omega/2\pi$, $6\Omega/2\pi$ i $9\Omega/2\pi$, natomiast dla śmigłowców pięciolopatowych znaczące drgania występują tylko z częstotliwościami $\Omega/2\pi$ i $5\Omega/2\pi$ [4]. Drgania o częstotliwości $\Omega/2\pi$ wynikają z rozrzutu masowych, sztywnościowych i aerodynamicznych właściwości łopaty. Tak więc w przypadku wirnika z łopatomy miękkimi konieczna jest kontrola przebiegu większej liczby postaci drgań, które znalazły się w obszarze wymuszeń harmonicznych, wywołujących w kadłubie drgania o znaczącej wielkości. Z widma łopaty miękkiej można zauważyć, że zmniejszyły się różnice częstotliwości między poszczególnymi postaciami w porównaniu z widmem łopaty sztywnej. Ciśnieszje ułożenie częstotliwości własnych między niskimi harmonicznymi utrudnia zmniejszenie odpowiedzi dynamicznej łopaty na wymuszenia. Np. w odkształceniach skrętnych łopaty miękkiej silnie powinna się zaznaczyć postać T3 o niskiej częstotliwości drgań. Dla przykładowej łopaty miękkiej częstotliwości drgań własnych nie znalazły się jednak w bezpośredniej bliskości harmonicznych, natomiast dla łopa-

ty sztywnej częstotliwość postaci F3 drgań giętnych przy $\bar{\omega} = 1,0$ znajduje się zbyt blisko piątej harmonicznej. Na śmigłowcu mającym wirnik z łopatomy o takich charakterystykach, drgania byłyby przenoszone na kadłub praktycznie niezależnie od liczby łopat. Dla wirnika pięciolopatowego wystąpią silne drgania pionowe kadłuba o częstotliwości migania 5Ω łopat. W przypadku wirnika cztero- lub sześciolopatowego wysoka wartość piątej harmonicznej, czyli harmonicznej $N - 1$ lub $N + 1$ wirnika, w drganiach łopaty, w płaszczynie ciągu będzie przyczyną pojawienia się zmiennych z częstotliwością N momentów pochylających i przechylających kadłub. Na śmigłowcu z wirnikiem trzyłopatowym wzrosną także momenty pochylające i przechylające, ale w znacznie mniejszym stopniu, gdyż częstotliwość drgań postaci F3 odpowiadać będzie harmonice $2N - 1$ wirnika. Również w odpowiedzi dynamicznej samej łopaty wyraźnie zaznaczyłyby się postać F3, co prowadziłoby do wzrostu obciążeń zmęczeniowych łopaty. Konieczne są więc zmiany charakterystyk łopaty.

Literaturę zamieścimy w cz. II art.

tych struktur ze strukturą występującą w nieskończenie dużej odległości od ziemi pokazuje historię wpływu tej odległości. Charakterystyką deformacyjnego wpływu ziemi może być zmiana przebiegu zerowej linii prądu: od linii prostej przy $H = \infty$, stykającej się z ziemią (osią odciętych) w nieskończoności, do linii krzywej kończącej się na osi odciętych (na ziemi). Ta „wędrówka” zerowej linii prądu jest wyrazem zmiany udziału w swobodnym przepływie wlotowym tej jego części, która pochodzi z obszaru między wlotem a ziemią; pod wpływem zmniejszającej się odległości od ziemi zachodzi stosowne dławienie przepływu spod wlotu.

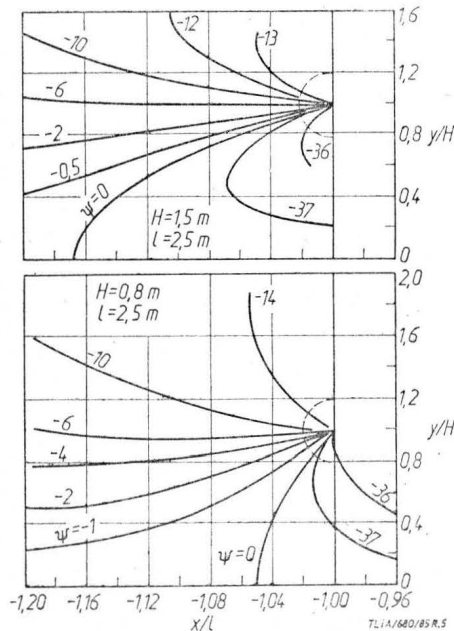


Rys. 4. Linie prądu swobodnego przepływu wlotowego w odległości od ziemi $H = 2$ m

Punkt zetknięcia się zerowej linii prądu z ziemią jest punktem osobliwym przepływu, gdyż w nim prędkość jako pochodna funkcji prądu przyjmuje wartość równą zero. Zatem w tym punkcie występują parametry spiętrzenia przepływu. Jest to skutek spotykania się w potencjalnej warstwie przyziemnej przepływów sprzed i spod wlotu. Uwzględniając te relacje, można wyznaczyć położenie punktu spiętrzenia przez jego odciętą x_0 obliczaną z równania (4a) po przyjęciu $y = V_x = 0$:

$$x_0 = l^2 + H^2 \quad (8)$$

Gdy odległość wlotu od ziemi jest nieskończenie wielka ($H = \infty$), to wtedy $x_0 = \infty$ i przepływ charakteryzowany przez l jest osiowoosymetryczny. W miarę zmniejszania się odległości H punkt spiętrzenia zbliża się wzdłuż osi odciętych do płaszczyzny okna wlotowego. Należy nadmienić, że zgodność odciętych x_0 , wyznaczonych doświadczalnie i analitycznie, jest jedną z form weryfikacji doboru cha-



Rys. 5. Linie prądu swobodnego przepływu wlotowego w odległości od ziemi $H = 1,5$ m i $0,8$ m

rakterystyki l przepływu wlotowego. Z tych właśnie założeń ustalono dla przytoczonego przykładu przepływu wartości $l = 2,5$ m. Zgodnie z równaniem (8) oznacza to, że punkt spiętrzenia przepływu wlotowego silnika SO-3 w warunkach pracy w miejscu ma odciętą $x_0 = 2,62$ m. Leży więc na ziemi w odległości 12 cm od płaszczyzny okna wlotowego.

Nierównomierność prędkości przepływu wlotowego

Skutkiem deformacji przepływu wlotowego pod wpływem

ziemi jest zwiększenie nierównomierności rozkładu prędkości przepływu. Do jej oceny można wykorzystać współczynnik nierównomierności rozkładu prędkości obliczany wg wzoru:

$$v = \frac{V_{max} - V_{min}}{V_{sr}}$$

gdzie:

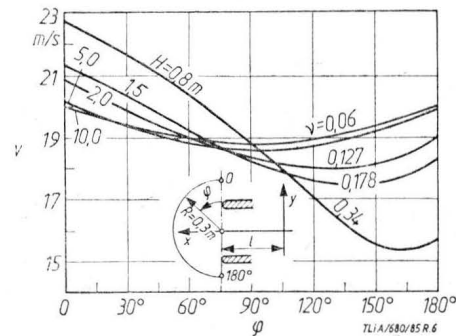
V_{max} , V_{min} — odpowiednio maksymalna i minimalna wartość prędkości na rozpatrywanym półokręgu kontrolnym, czyli w punktach o współrzędnych (rys. 6): $x = l + R \sin \varphi$; $y = H + R \cos \varphi$,

R , φ — promień wodzący zaczepiony w punkcie upustu i kąt biegunowy,

$V_{sr} = \frac{|\Delta\psi|}{\pi R}$ — średnia prędkość obliczana jako stosunek

bezwzględnej różnicy wartości funkcji prądu w skrajnych punktach półokręgu kontrolnego mających współrzędne: $x = l$, $y = H + R$ oraz $x = l$, $y = H - R$ do obwodu półokręgu πR .

Rozkład wartości prędkości na kontrolnym półokręgu przedwlotowym o przyjętym promieniu $R = 0,3$ m, w zakresie odległości od ziemi $H = 0,8$ m do $H = 10$ m, przedstawia wykresy na rys. 6. Na wykresach podane są odpowiadające im wartości współczynnika nierównomierności. Z danych tych wynika, że wpływ ziemi na swobodny przepływ wlotowy zmniejsza się istotnie na wysokościach większych od $H = 1,5 \div 2$ m i praktycznie znika na wysokościach większych od 5 m. Np. na wysokości 10 m współczynnik nierównomierności wynosi już tylko 0,062 przy minimalnej jego wartości 0,056 na $H = \infty$.

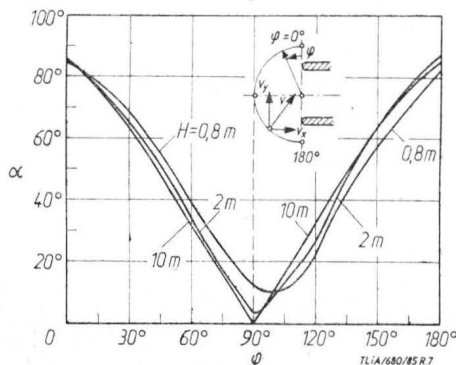


Rys. 6. Rozkład wartości prędkości na kontrolnym półokręgu przedwlotowym w zależności od odległości od ziemi i odpowiadające im wartości współczynnika nierównomierności rozkładu prędkości

Nierównomierność kierunkową prędkości na półokręgu kontrolnym pod wpływem ziemi ilustrują wykresy na rys. 7. Przedstawiają one zależność kąta kierunkowego prędkości jaki tworzy jej kierunek z osią odciętych od kąta biegunowego, jak to pokazano na schemacie. Wpływ ziemi na kierunek prędkości przepływu ujawnia się w znaczącym stopniu w odległościach od ziemi poniżej $H = 2$ m, zwłaszcza w centralnej i dolnej części przepływu wlotowego.

Przedstawiona metoda modelowania i analizy swobodnego przepływu wlotowego pozwala wstępnie wyznaczyć i ocenić:

- strukturę przepływu w odległości od ziemi nieskończenie i skończenie dużej,
- odległość od ziemi, na której praktycznie nie występuje wpływ ziemi,
- nierównomierność przepływu w zależności od jego odległości od ziemi,



Rys. 7. Zależność kąta kierunkowego prędkości na kontrolnym półokręgu przedwlotowym w zależności od odległości przepływu od ziemi

— przebieg zerowej linii prądu w zależności od odległości przepływu od ziemi.

Odległość od ziemi, na której przepływ nie podlega praktycznie wpływowi ziemi i jest np. osiowosymetryczny wynosi, jak to oceniono, ok. 50 m. Dlatego w warunkach pracy wlotów turbinowych silników odrzutowych, rozmieszczonych zazwyczaj na mniejszych wysokościach nie występują przepływy osiowosymetryczne, jak to bywa przedstawiane w niektórych opisach pracy wlotu i na co już zwrócono uwagę w [10].

Praktyczny wyjątek stanowią przepływy wlotowe występujące w przypadku silników zabudowanych w gondolach przykadłubowych lub nadskrzydłowych samolotów komunikacyjnych lub transportowych. Np. odległość od ziemi osi wlotu silnika NK-8 samolotu Il-62 wynosi wg danych katalogowych 4,45 m, ale odległość wlotu silników wewnętrznych samolotu Il-36, zabudowanych w gondolach podskrzydłowych, nieznacznie tylko przekracza 2 m.

Im bliżej ziemi jest zamontowany wlot silnika, tym większa jest nierównomierność rozkładu prędkości mająca znaczenie dla projektowania, oceny warunków i sprawności pracy wlotu jako zespołu silnika. Bliskość ziemi sprzyja też generowaniu wiru wlotowego będącego źródłem wtórnej nierównomierności i powodującego niebezpieczeństwa wprowadzenia ciał obcych do przepływu.

Swobodne przepływy wlotowe w warunkach badań silników np. tunelowych czy hamownianych lub badań sprzężek często też nie są wolne od wpływu ziemi z powodu jej małej odległości od wlotu powietrza. Stosowane w takich warunkach wloty wyprofilowane wg lemniskaty Bernoulliego odpowiadają jedynie warunkom przepływu osiowosymetrycznego. Wobec tego nierównomierność prędkości przepływu może być zwiększona już w obrębie skanalizowanego przepływu wlotowego w wyniku oderwania przepływu na odcinku profilu wlotu po stronie ziemi. Dodatkowym źródłem nierównomierności może być także wir wlotowy. Dlatego warunki i formy poboru powietrza atmosferycznego w doświadczalnych badaniach silników i sprzężek powinny być szczególnie weryfikowane teoretycznie i eksperymentalnie.

Zaletą zaproponowanego modelu jest wierność z praktyką badań wstępnych i jego przejrzystość ułatwiająca prowadzenie analitycznych badań poznawczych i opanowanie metody tych badań. Związane z nimi żmudne obliczenia arytmetyczne i numeryczne mogą być prowadzone na programowanych mini-kalkulatorach umożliwiających szybkie przeprowadzenie badań. Te doświadczenia badawcze mogą być pomocne w analizie bardziej złożonych modeli swobodnego przepływu wlotowego.

LITERATURA

1. T. GAJEWSKI: Struktura i aeromechanika zanieczyszczeń strumienia wlotowego silnika samolotu TS-11 i metoda uodporniania jego na zanieczyszczenia ciałami obcymi. Wyd. WOSL, 1976 r.
2. T. GAJEWSKI: Nierównomierność strumienia wlotowego turbinowego silnika odrzutowego jako przesłanka do jego charakterystyki eksploatacyjnej. PWiWOPK nr 5/1980 r.
3. T. GAJEWSKI: Warunki generowania i metody tłumienia wiru wlotowego turbinowego silnika odrzutowego. TLIA nr 8/9/1980 r.
4. T. GAJEWSKI: Badania modelowe wpływu ziemi i napływu czołowego na swobodny przepływ wlotowy turbinowego silnika odrzutowego. Biul. WAT nr 2/1984 r.
5. S. NEUMARK: Sur l'écoulement du fluide contournant les corps revolutions avec une pointe effile. Proc. Int. Congr., Appl. Mech. 1930 r.
6. W. J. PROSNAK: Mechanika płynów. PWN, 1970 r.
7. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badania warunków zasytania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych. TLIA nr 3/1978 r.
8. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badanie pola przepływu przed wlotami silników odrzutowych przy zastosowaniu metody superpozycji źródeł i upustów. Biul. WAT nr 12/1979 r.
9. K. W. WAFIN, Ł. N. BORTNIKOW, W. A. PRUSOWA, A. M. SZAPIRO: Rasczot pola tiecznija okolo wozduchozabornika rabotajuszczego na miestie mietodom raspriedielonnych stokow-istoczniwow (płoskiej słuczaj). Izv. Wysz. Ucz. Zaw. Awiacjonaja technika, nr 1/1975 r.
10. Turbinowe silniki odrzutowe. Praca zbiorowa cyklu wydawniczego „Napędy lotnicze” koordynowane przez prof. dr. hab. inż. Stefana Szczecińskiego. WKiŁ, 1983 r.

PROTOTYPY

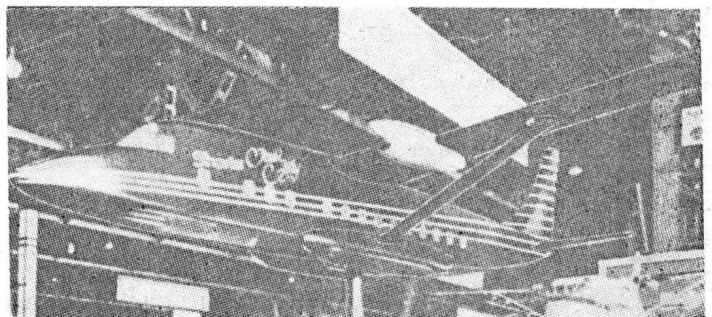
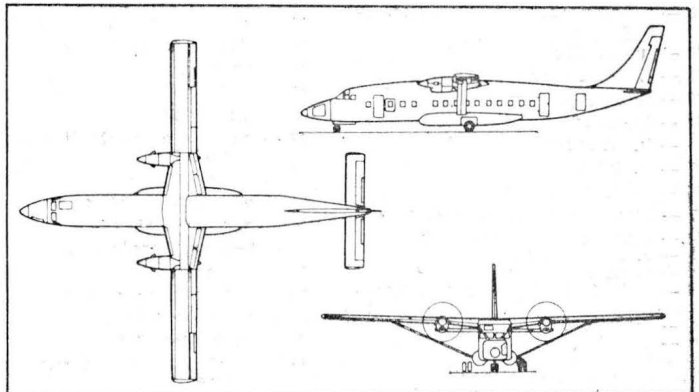
Short Brothers Shorts 450 • W. Brytania

Turbośmigłowy samolot pasażerski na linie lokalne

Nowy samolot na linie lokalne firmy Short Brothers, Shorts 450, może być uważany za wersję rozwojową samolotu Shorts 360, jakkolwiek poza przedłużeniem kadłuba o 2,84 m — umożliwiającym zwiększenie liczby miejsc pasażerskich do 49 — zastosowano zupełnie nową trapezową część środkową płata, wydłużone gondole podwozia głównego, dłuższe usterzenie kierunku i silniki o mocy 1155 kW (1570 KM), napędzające 6-łopatowe śmigła o średnicy 2,97 m (bierze się pod uwagę silniki PT6A-60, PW100, PTE331 i CT7). Maksymalna masa paliwa ma wynosić 2395 kg. Kabina pasażerska o długości 15,04 m ma fotele rozmieszczone w trzech szeregach — 45 w układzie standardowym i 49 na życzenie. Załoga jest dwuosobowa. Łączna objętość pomieszczeń bagażowych wynosi 8,21 m³. Pierwszy prototyp samolotu Shorts 450 ma latać w końcu 1986 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	24,10 m
Długość	25,66 m
Wysokość	8,10 m
Powierzchnia nośna	50,07 m ²
Masa własna	9185 kg
Masa użyteczna maks.	5443 kg
Masa startowa maks.	14 628 kg
Masa do lądowania maks.	14 447 kg
Prędkość przelotowa	442 km/h
Długość startu na 15 m	1207 m
Długość lądowania z 15 m	1067 m
Zasięg z maks. liczbą pasażerów i rezerwą paliwa	740 km



W.K.

Sport lotniczy (I)

- 1 — lotnictwo sportowe
- 2 — aeroklub
- 3 — Międzynarodowa Federacja Lotnicza (FAI)
- 4 — kodeks sportowy
- 5 — zawody
- 6 — drużyna, ekipa
- 7 — konkurencja
- 8 — punktacja
- 9 — punkt karny
- 10 — punkt kontrolny
- 11 — p. zwrotny (trasy)
- 12 — chronometraż
- 13 — sędzia międzynarodowy
- 14 — mistrzostwa świata
- 15 — mistrzostwa o Puchar Świata
- 16 — nagroda
- 17 — puchar
- 18 — zwycięzca
- 19 — mistrz
- 20 — m. świata
- 21 — lot na długotrwałość
- 22 — l. wysokościowy
- 23 — rekord
- 24 — rekordy światowe, r. świata
- 25 — barograf
- 26 — rekord długotrwałości lotu
- 27 — r. odległości
- 28 — r. prędkości
- 29 — r. wysokości
- 30 — sport balonowy, baloniarstwo
- 31 — pilot balonowy
- 32 — loty na balonach na ciepłe powietrze, l. na b. na ogrzane p.
- 33 — balon wolny
- 34 — b. na ciepłe powietrze, b. na ogrzane p.
- 35 — zawody balonowe
- 36 — Zawody Balonowe o Puchar Gordona-Bennetta
- 37 — sport śmigłowiec
- 38 — szybownictwo, sport szybowcowy
- 39 — szybownik, pilot szybowcowy
- 40 — szybowiec
- 41 — s. treningowy
- 42 — s. wyczynowy
- 43 — klasa standard
- 44 — k. otwarta
- 45 — k. klub
- 46 — motoszybowiec
- 47 — lina gumowa, l. startowa
- 48 — start z lin gumowych
- 49 — s. za wyciągarką
- 50 — s. za samolotem
- 51 — hol, holowanie, lot wleczony
- 52 — szabolowanie, lot żaglowy
- 53 — termika, noszenia
- 54 — komin (termiczny)
- 55 — opadanie, duszenie
- 56 — wariometr energii całkowitej
- 57 — żagiel zboczowy
- 58 — fala (górska)
- 59 — biegunowa prędkości (szybowca)
- 60 — balast wodny
- 61 — prędkość optymalna (szybowca)
- 62 — przewyższenie
- 63 — przelot otwarty
- 64 — docel, przelot docelowy
- 65 — d.-powrót, przelot docelowo-powrotny
- 66 — trójkąt, przelot po trasie trójkątnej
- 67 — srebrna odznaka szybowcowa
- 68 — złota o. s.
- 69 — Szybowcowe Mistrzostwa Świata
- 70 — akrobacja szybowcowa

K.D.

Aeronautical sport (I) Flugsport (I)

- 1 — sport aviation
- 2 — flying club
- 3 — International Aviation Organisation
- 4 — Sporting Code
- 5 — competition(s)
- 6 — team
- 7 — test
- 8 — scoring
- 9 — penalty
- 10 — check point
- 11 — turning p.
- 12 — timing
- 13 — international judge
- 14 — world championships
- 15 — world-cup championships
- 16 — prize
- 17 — cup
- 18 — winner
- 19 — champion, prize w.
- 20 — world c.
- 21 — endurance flight
- 22 — high-altitude f.
- 23 — record
- 24 — world records
- 25 — altitude recorder, barograph, recording altimeter
- 26 — duration record
- 27 — distance r.
- 28 — speed r.
- 29 — height r.
- 30 — ballooning, balloon sport
- 31 — balloon pilot
- 32 — hot-air ballooning
- 33 — (free) balloon, (f.) aerostat
- 34 — heated-air balloon, hot-air b., smoke b.
- 35 — b. race
- 36 — Gordon-Bennett Balloon Race
- 37 — helicopter sport flying
- 38 — (sport) gliding
- 39 — glider pilot
- 40 — glider, sailplane
- 41 — training glider
- 42 — (high-performance) sailplane
- 43 — standard class
- 44 — open c.
- 45 — club c.
- 46 — motor-glider
- 47 — bungee catapult (for launching gliders)
- 48 — bungee launch
- 49 — winch launching
- 50 — aerotow takeoff
- 51 — towing, aerotow
- 52 — soaring
- 53 — thermal conditions, t. lift
- 54 — thermal (air current)
- 55 — sink, descent
- 56 — total-energy variometer, TEVAR
- 57 — slope soar
- 58 — (mountain) wave
- 59 — glide hodograph (of sailplane)
- 60 — water ballast
- 61 — optimum speed (of sailplane), maximum glide distance speed
- 62 — overheight
- 63 — distance (flight)
- 64 — goal, g. flight
- 65 — out and return, goal and r.
- 66 — triangle
- 67 — „Silver C” gliding award
- 68 — „Golden C” g. a.
- 69 — World Gliding Championship
- 70 — sailplane acrobatics

- 1 — Sportluftfahrt (f)
- 2 — Aeroklub (m)
- 3 — Internationale Organisation für Luftfahrt und Flugwesen (FAI)
- 4 — Sport-Gesetzbuch (n)
- 5 — Wettkampf (m)
- 6 — Mannschaft (f)
- 7 — Konkurrenz (f)
- 8 — Punktierung (f), Punktation (f)
- 9 — Strafpunkt (m)
- 10 — Kontrollpunkt (m)
- 11 — Umkehrpunkt (m)
- 12 — Zeitmessung (f), Chronometrie (f)
- 13 — Internationaler Schiedsrichter (m), i. Schiedsmann (m)
- 14 — Weltmeisterschaften (fpl)
- 15 — Weltpokalwettbewerben (mpl)
- 16 — Preis (m)
- 17 — Pokal (m)
- 18 — Sieger (m)
- 19 — Meister (m)
- 20 — Weltmeister (m)
- 21 — Dauerflug (m)
- 22 — Höhenflug (m)
- 23 — Rekord (m), Höchstleistung (f)
- 24 — Weltrekorde (mpl)
- 25 — Barograph (m)
- 26 — Dauerflugrekord (m)
- 27 — Entfernungsrekord (m)
- 28 — Geschwindigkeitsrekord (m)
- 29 — Höhenrekord (m)
- 30 — Ballonfahrt (f)
- 31 — Ballonfahrer (m)
- 32 — Heissluftballonfahren (n)
- 33 — Ballon (m), Freiballon (m)
- 34 — Heissluftballon (m), Warmluftballon (m)
- 35 — Ballonwettfahrt (f)
- 36 — Freiballon Wettfahrt um den Gordon-Bennett-Pokal
- 37 — Hubschraubersport (m)
- 38 — Segelflugsport (m), Segelflug (m), Segelfliegen (n), Segelfliegerei (f)
- 39 — Segelflieger (m)
- 40 — Segelflugzeug (n), Segler (m), Gleitflugzeug (n)
- 41 — Training-Segelflugzeug (n)
- 42 — Leistungssegelflugzeug (n)
- 43 — Standardklasse (f)
- 44 — offene Klasse (f)
- 45 — Klub-Klasse (f)
- 46 — Motorsegler (m)
- 47 — Gummiseil (n)
- 48 — Gummiseilstart (m), Hangstart (m)
- 49 — Windenstart (m), Windenschlepp (m)
- 50 — Schleppstart (m)
- 51 — Flugzeugschlepp (m), Schleppflug (m)
- 52 — Segelflug (m)
- 53 — Thermik (f), Aufwindgebiet (n)
- 54 — Thermikaufwind (m), Thermikblase (f), Thermikschlauch (m)
- 55 — Abwind (m), Höhenverlust (m)
- 56 — Totalenergie-Variometer (m)
- 57 — Hangsegelflug (m), Hangsegeln (n)
- 58 — Leewelle (f)
- 59 — Geschwindigkeitspolare (f) (des Segelflugzeuges)
- 60 — Wasserballast (m)
- 61 — optimale Geschwindigkeit (f) (des Segelflugzeuges), Geschwindigkeit für bessere Gleitzahl (f)
- 62 — Startüberhöhung (f)
- 63 — Streckenflug (m)
- 64 — Ziel/streckenflug (m)
- 65 — Zielstrecke (f) mit Rückkehr zum Startplatz
- 66 — Dreiecksflug (m), Dreieckkurs (m)
- 67 — Silber C — Abzeichen (n)
- 68 — Gold C — Abzeichen (n)
- 69 — Segelflugweltmeister-schaft (f)
- 70 — Segelflugzeug-Kunstflug (m)

Авиационный спорт (I)

- 1 — спортивная авиация
- 2 — аэроклуб, авиаспортклуб
- 3 — Международная Авиационная Федерация (ФАИ)
- 4 — спортивный кодекс
- 5 — соревнования, состязания
- 6 — команда
- 7 — упражнение
- 8 — подсчет очков
- 9 — штрафное очко
- 10 — контрольная точка
- 11 — т. поворота (трассы)
- 12 — хронометраж, отсчет времени
- 13 — международный (спортивный) судья
- 14 — чемпионат мира
- 15 — состязания за кубок мира
- 16 — приз
- 17 — кубок
- 18 — победитель
- 19 — чемпион
- 20 — ч. мира
- 21 — полет на продолжительность
- 22 — высотный полет
- 23 — рекорд
- 24 — мировые рекорды
- 25 — барограф
- 26 — рекорд продолжительности полета
- 27 — р. дальности (полета)
- 28 — р. скорости
- 29 — р. высоты
- 30 — аэростатный спорт
- 31 — воздухоплаватель, аэронавт
- 32 — полеты аэростатов с горячим воздухом
- 33 — (свободный) аэростат, (с) воздушный шар
- 34 — аэростат с горячим воздухом, а. наполненный г.в.
- 35 — состязания (свободных) аэростатов
- 36 — С. с. а. за кубок Гордон-Беннета
- 37 — вертолетный спорт
- 38 — планеризм, планерный спорт
- 39 — планерист
- 40 — планер
- 41 — тренировочный п.
- 42 — п.-паритель, рекордный п.
- 43 — стандартный класс
- 44 — открытой к.
- 45 — класс „клуб”
- 46 — мотопланер, моторизованный планер
- 47 — шнуровый резиновый амортизатор (для запуска планеров)
- 48 — взлет с помощью амортизатора, в. со склона
- 49 — в. с помощью лебедки
- 50 — в. на буксире
- 51 — буксировка (планера) самолетом, полет на буксире, буксирный полет
- 52 — парение, парительный полет
- 53 — восходящие тепловые потоки
- 54 — восходящий (тепловой) воздушный поток
- 55 — нисходящий (воздушный) п.
- 56 — вариометр полной энергии
- 57 — парение над склоном
- 58 — горная волна
- 59 — годограф планирования, указательница глессад планирования (планера)
- 60 — водный балласт, водяной б.
- 61 — наилучшая скорость (планера)
- 62 — превышение над точкой старта
- 63 — дальний полет, полет на дальность
- 64 — маршрутный полет к (намеченной) цели
- 65 — м.п. к (н.) п. и обратно
- 66 — полет по треугольному маршруту
- 67 — (серебряный значок планериста)
- 68 — (золотой з. п.)
- 69 — Чемпионат Мира по Планеризму
- 70 — планерный высший пилотаж

Samolot obserwacyjny i patrolowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, jednosilnikowy, trzymiejscowy średniopłat ze stałym podwoziem.

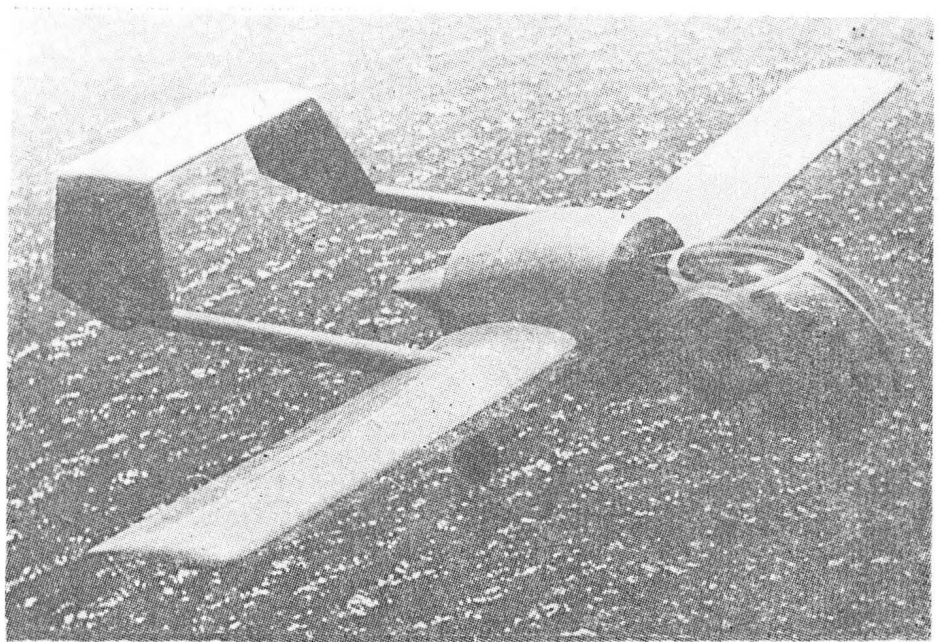
Plat. Obrys prostokątny, profil NASA GA(W)-1 o grubości względnej 17%, wznios części zewnętrznych 3°, kąt zaklinowania 0°. Konstrukcja trójdzielna, jednodźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonie noskowym zbiorniki paliwowe. Lotki szczelinowe, wyważone masowo. Kłapy typu Fowlera zajmują 29% cięciwy. Maks. wychylenie kłap 50°, przy wychyleniu 10° możliwy lot z małą prędkością. Konstrukcja lotek i kłap metalowa, pokrycia z blachy żłobkowanej. Środkowa część skrzydła łączy wszystkie podstawowe elementy samolotu — jest na niej osadzona gondola kabiny, zespół napędowy, otunelowanie wentylatora; do jej końców są mocowane belki kadłubowe i gonienie podwozia głównego. Końcówki skrzydeł i owiewki skrzydło-kadłub są wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego.

Kadłub. Kadłub w układzie dwubelkowym. Część przednia — gondola kabiny ma kształt elipsoidalno-kropłowy, jest wykonana jako przestrzenna konstrukcja ramowa z kształtowników ze stopu lekkiego. Wyjątkowo bogate, kształtowane podciśnieniowo oszklenie ze szkła akrylowego Suntex Safety Glass zapewnia praktycznie niezakłóconą widoczność we wszystkich kierunkach, analogicznie do lekkich śmigłowców Hughes (np. H-300, H-500), na których zresztą wzorowano kabinę. Fotele załogi ustawione w szeregu obok siebie, sterownice umieszczone przed lewym i środkowym fotelem, tablica przyrządów między tymi fotelami. Za fotelami miejsce na niewielki bagaż podręczny. Wejście do kabiny przez owalne drzwi z obu stron gondoli. Wnętrze kabiny ogrzewane i przewietrzane. Dwa prawe fotele można łatwo zdemontować, uzyskując miejsce np. na nosze, sprzęt fotograficzny lub filmowy, kamerę telewizyjną ewentualnie inne wyposażenie specjalne. Pod podłogą gondoli jest mocowane podwozie przednie. Konstrukcja gondoli umożliwia bezpieczne przetrwanie załogi przy wystąpieniu przeciążeń do 9 g podczas awaryjnego lądowania. Belki kadłubowe mają postać rur o przekroju kołowym zakończonych statecznikami.

Usterzenie. Usterzenie w układzie bramowym. Obrus usterzenia poziomego prostokątny, usterzenia pionowe trapezowe. Płaszczyzny usterzeń pionowych zbieżne ku górze. Stateczniki dwudźwigarowe. Stery wyważone masowo, krwte blacha żłobkowane. Konstrukcja usterzenia całkowicie metalowa.

Sterowanie. Układy sterowania linkowe, kłapy wychylane elektrycznie. Sterownice w kabinie zdwojone.

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Gonienie podwozia głównego teleskopowe. Koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe zawieszane na półwidelcach z prostowodami nożycowymi. Podwozie główne adaptowane z samolotu Piper. Podwozie przednie sterowane, koło na widelcu, osłonięte błotnikiem z kompozytu szklano-epoksydowego. Amortyzatory oleiowo-gazowe w podwoziu głównym, amortyzator z klocków sprężystych w pod-



woziu przednim. Wymiary ogumienia: przednie — 5,00-5, główne — 6,00-6.

Zespół napędowy. Płaski, sześciocylin-drowy, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming IO-540 o mocy 191,4 kW. Silnik napędza pięciopłatowy otunelowany wentylator Dowty-Rotol. Przednia część otunelowania wentylatora tworzy całość ze środkową częścią skrzydła, część tylna jest odcinana. Na wysięgnikach przedniej części otunelowania znajdują się okucia zawieszenia łoża silnika. Konstrukcja otunelowania metalowa, półskorupowa. Silnik umieszczony za wentylatorem, dzięki czemu uzyskano doskonały dostęp do niego. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłony silnika metalowe, z wylotem gorącego powietrza w części tylnej.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 227 l. Olejowa — pojemność zbiornika 7,6 l. Hydrauliczna — hamulcowa typu samochodowego. Elektryczna — napięcie 24 V, prądorozrusznik i akumulator, służą do wychylania kłap.

Wyposażenie. Pojedynczy zestaw do lotów VFR i IFR, dwie radiostacje, zestaw niezbędnych przyrządów pilotażowych i kontroli silnika. Jako wyposażenie dodatkowe może być zamontowany sprzęt fotograficzny, fotograficzny, filmowy, telewizyjny lub specjalny, zależnie od wykonywanej misji.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Pierwszy projekt samolotu obserwacyjnego o zbliżonej koncepcji opracował John K. Edgley (dyrektor firmy Scenic Flying) w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych. Firma Scenic Flying nie zamierzała ponosić ryzyka związanego z opracowaniem tego wyjątkowo niekonwencjonalnego samolotu, więc w

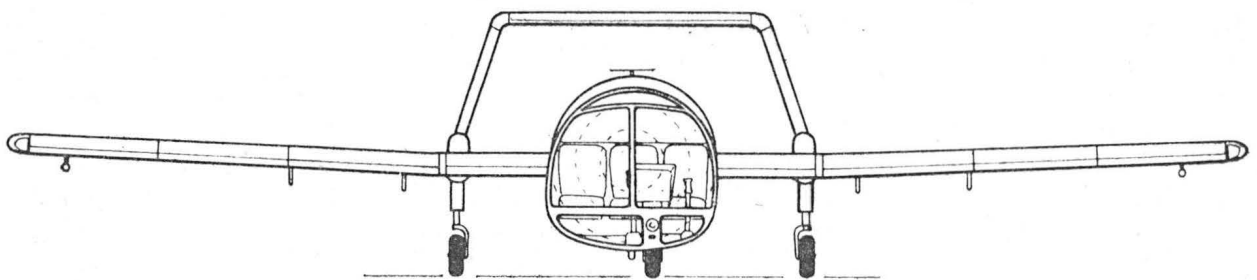
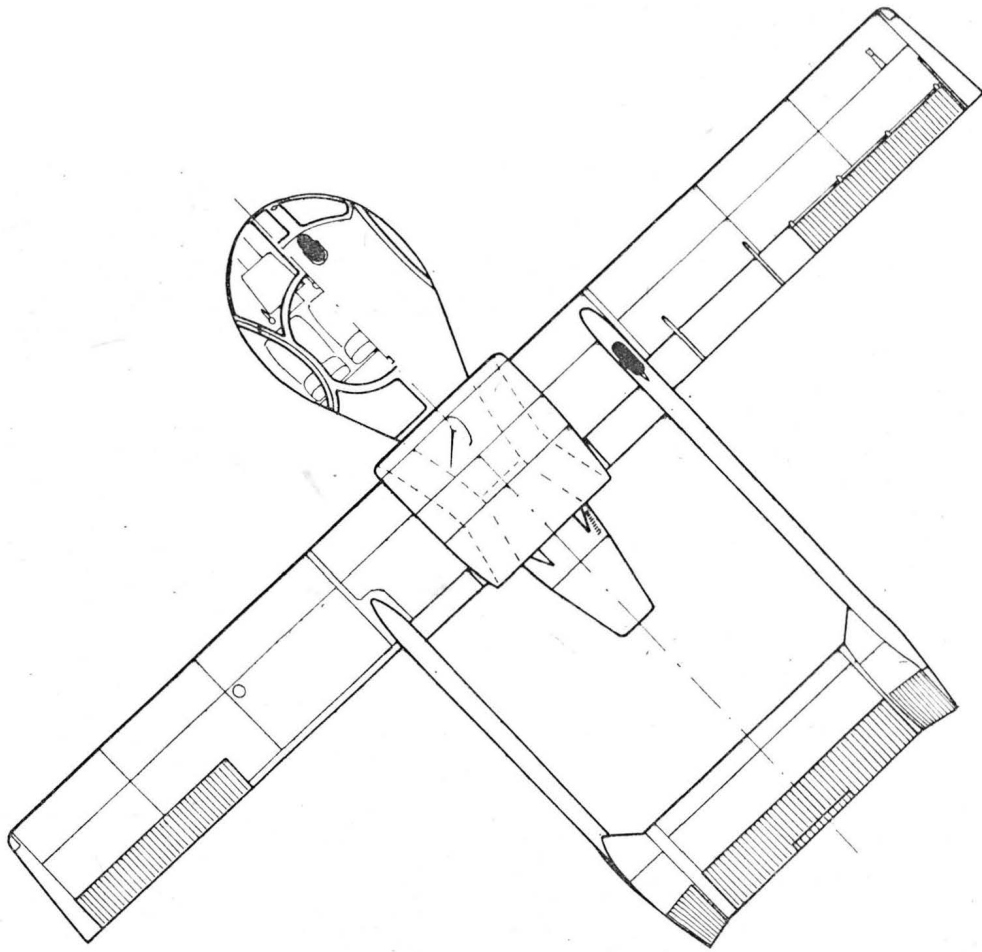
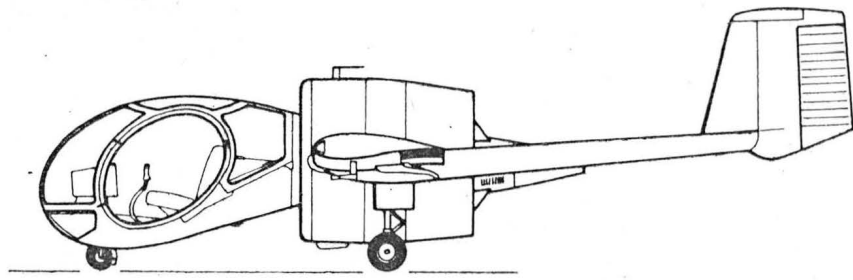
1974 r. J. K. Edgley założył własną firmę Edgley Aircraft Ltd. W 1975 r. trwały już próby modelu samolotu w tunelu aerodynamicznym londyńskiego Imperial College of Science and Technology. W 1976 r. rozpoczęto budowę prototypu w warsztatach szkolnych, znacznej pomocy udzielił przy tym David Kent. Prototyp dokonano w warsztatach Politechniki w Cranfield w 1979 r. Oblotu samolotu, nazwanego Optica, dokonał 1979-12-14 pilot Angus McVitie. Samolot okazał się udany, prototyp nie wymagał znaczących poprawek. W sierpniu 1980 r. Edgley Aircraft Ltd. zawarła umowę z jedną z wytwórni angielskich na budowę 26 egz. tego samolotu. W tym też czasie Optica wzbudziła znaczne zainteresowanie na wystawie lotniczej w Farnborough, rozpoczęto nawet rozmowy nt. sprzedaży licencji. Pierwszy prototyp, oznaczony G-BGMW, oblatano z silnikiem Lycoming IO-320 (119 kW), następny egz. miał silnik Lycoming IO-360 (134 kW). Samolot jest przeznaczony do wszelkiego rodzaju akcji obserwacyjnych, patrolowych (patrole strefy granicznej, obszarów leśnych, przeglądy rurociągów i linii wysokiego napięcia), może też służyć jako fotogrametryczny bądź na potrzeby filmu, telewizyj, służb sanitarnych czy policji drogowej. Do tych zadań predestynuje go nie tylko doskonała widoczność z kabiny, lecz także duży zakres prędkości lotu, bardzo niskie zużycie paliwa i długi czas lotu przy ekonomicznych parametrach pracy silnika. Ponadto samolot Optica nie wymaga skomplikowanych czynności obsługowych — cała obsługa zredukowana do niezbędnego minimum. Samolot EA-7 Optica certyfikowano wg BCAR Part K w kategorii nieakrobacyjnej oraz wg FAR Part 23 w kategorii normalnej.

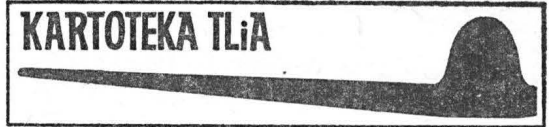
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,00 m
Długość	8,16 m
Wysokość	2,31 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,60 m
Rozstaw belek ogonowych	3,40 m
Baza podwozia	2,73 m
Rozstaw podwozia	3,40 m
Średnica osłony wentylatora	1,68 m
Średnica wentylatora	1,22 m
Prześwit wentylatora	0,25 m
Długość wnętrza kabiny	2,45 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,68 m
Wysokość w kabinie	1,35 m
Powierzchnia skrzydła	15,84 m ²
Powierzchnia lotek	1,55 m ²
Powierzchnia kłap	2,10 m ²
Powierzchnia stateczników pionowych	2,59 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	1,38 m ²
Powierzchnia sterów kierunku	1,62 m ²
Powierzchnia steru wysokości	1,26 m ²
Wydłużenie skrzydła	9,1
Masa własna	905 kg

Masa do kołowania maks.	1236 kg
Masa startowa maks.	1233 kg
Masa ładunku użytecznego (std)	355 kg
Obciążenie powierzchni	77,8 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,45 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	259 km/h
Prędkość pozioma maks.	222 km/h
Prędkość przelotowa (70% mocy)	191 km/h
Prędkość ekonomiczna (35% mocy)	122 km/h
Prędkość krążenia (kłapy 10°)	98 km/h
Prędkość min. bez kłap	79 km/h
Prędkość min. z kłapami	73 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0, ISA)	4,0 m/s
Wznoszenie (H = 3050 m, SIA-10K)	2,6 m/s
Pułap	4300 m
Długotrwałość lotu maks.	6 h 30 min
Długotrwałość lotu w krążeniu (v = 98 km/h)	6 h
Długotrwałość lotu (55% mocy)	5 h 30 min
Zasięg (55% mocy)	869 km
Zużycie paliwa (50% mocy)	28 l/h
Zużycie paliwa (35% mocy)	23 l/h
Dobieg	300 m
	250 m

T.M.





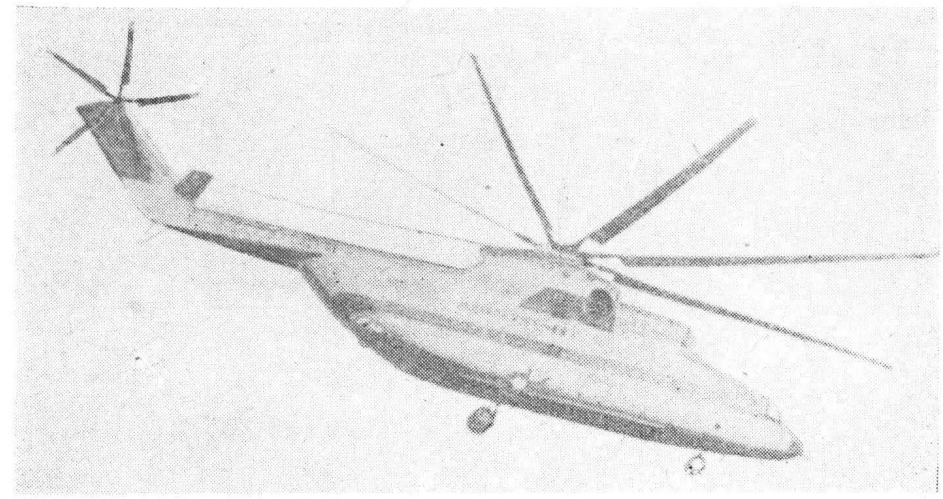
Ciężki śmigłowiec transportowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwusilnikowy, turbiniowy śmigłowiec w układzie jednowirnikowym z wirnikiem ogonowym, ze stałym podwoziem.

Wirnik główny. Ośmiłopatowy, obrys łopaty prostokątny. Konstrukcja łopaty mieszana: stalowy dźwigar noskowy, część spływowa w postaci przekładkowych segmentów z kompozytu szklano-epoksydowego, całość pokryta ochronną warstwą kompozytu. Łopaty zawieszono przegubowo na głowicy i wyposażono w tłumiki drgań. Na noskach łopat instalacja przeciwbiodzeniowa. Głowica wirnika głównego w postaci tytanowej odkuwki charakteryzuje się niewielkimi wymiarami. W konstrukcji głowicy nie zastosowano łożysk i przegubów elastomerowych.

Wirnik ogonowy. Pięciłopatowy, obrys łopaty prostokątny. Konstrukcja łopaty kompozytowa — dźwigar noskowy i przekładkowe elementy części spływowej z kompozytu szklano-epoksydowego. Na noskach łopat instalacja przeciwbiodzeniowa. Głowica wirnika ogonowego w postaci odkuwki tytanowej.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony u dołu. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. W osłoniętym dielektryczną kopułą nosku mieści się radar. Za nim, pod podłoga kabiny załogi, znajdują się zespoły instalacji i wyposażenia oraz pomocniczy zespół napędowy (APU), są one dostępne przez lukki z obu stron kadłuba. Kabina załogi mieści pięć foteli — dwa fotele pilotów umieszczone obok siebie, między nimi fotel nawigatora; za fotelami pilotów fotele inżyniera pokładowego i operatora załadunku. Oszklenie kabiny załogi z wypukłymi szybami bocznymi i bok pilotów (umożliwia to widoczność do tyłu) i z płaskimi szybami przednimi wyposażonymi w wycieraczki. Za kabina załogi mieści się obszerna ładownia. Konstrukcja jej podłogi umożliwia przewóz ładunków o dużych naciskach jednostkowych. Wnętrze ładowni wyposażone w zaczepy do unieruchamiania ładunku i może być zaopatrzone w urządzenia do jego przemieszczania. Na obu bocznych ścianach ładowni znajdują się składane siedzenia. Ładownia jest wyposażona tylko w siedem okien (trzy z lewej i cztery z prawej strony). Wejście do ładowni zapewniają 3 drzwi — jedno z lewej strony za kabina załogi i para drzwi umieszczona po obu stronach kadłuba za podwoziem głównym. Drzwi te otwierają się do dołu i są wyposażone w integralne schodki. W tylnej części ładowni wrotą wjazdową dla ładunku. Ich dolna część jest opuszczana do dołu tworząc rampe wjazdową, część górna jest dwuskrzydłowa i otwiera się na boki. Pod podłoga ładowni umieszczone są zbiorniki paliwowe. W podłodze, na przedłużeniu osi wirnika głównego, znajduje się zamknięty otwór; umożliwia on wywieszenie na zewnątrz liny służącej do podwieszania ładunku zewnętrznego, umocowanej do wewnętrznych urządzeń podnośnikowych. Na grzbiecie kadłuba, nad ładownią, ustawiony jest zespół napędowy i przekładnia główna. Pokrycie tej części kadłuba jest wykonane z tytanu i stanowi przegrodę ogniową. Tylna część kadłuba ma postać metalowej, półskorupowej belki o przekroju owalnym, wewnątrz której przenoszono wał napędowy wirnika ogonowego. Na końcu belki znajduje się skośny wysięgnik o przekroju kromelowym, niosący wirnik ogonowy i usterzenie poziome oraz pełniący funkcje statecznika pionowego. Przekładnia katowa i wał napędowy wirnika ogonowego znajdują się wewnątrz wysięgnika. Na zewnątrz kadłuba są umieszczone stannie umożliwiające wejście na jego grzbiet w celu dokonania przeglądu. Wyjście na grzbiet kadłuba jest także możliwe z wnętrza kabiny — przez luk z lewej strony za kabina załogi.



Usterzenie. Usterzenie poziome w postaci płytowego statecznika o obrysie trapezowym. Kąt zaklinowania statecznika ustawiany na ziemi. Konstrukcja statecznika metalowa, półskorupowa. Rolę statecznika pionowego pełni odpowiednio ukształtowany wysięgnik belki ogonowej.

Sterowanie. Układy sterowania linkowo-popychaczowe ze wspomaganiem hydraulicznym.

Podwozie. Stałe, trójzespolowe. Sterowane podwozie przednie jednogoleniowe z kołami bliźniaczymi zawieszonymi na wahaczach. Golenie podwozia głównego w postaci konstrukcji kratownicowej, amortyzator teleskopowy, koła bliźniacze zawieszane na wahaczach wleczonych. Na końcu belki ogonowej piramidkowa podpórka chroniąca wirnik ogonowy. Dla ułatwienia załadunku długość goleni podwozia głównego może być regulowana.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbiniowe Lotariew D-136 o mocy 830 kW każdy. Silnik D-136 został rozwinięty z trójwałowego silnika odrzutowego D-36 (napędzającego m.in. samoloty Jak-42 i An-72), z którego pochodzi dwuwałowa wytwornica gazu, składająca się ze sprężarki niskiego i wysokiego ciśnienia, pierścieniowej komory spalania oraz jednostopniowych turbin wysokiego i niskiego ciśnienia. Na trzecim wale silnika znajduje się wolna turbina, przekazująca napęd do przekładni głównej (w silniku D-36 odbiornikiem napędu na trzecim wale jest wentylator). Maks. obrotów wału napędowego — 138 1/3 s⁻¹, stopień sprężania silnika — 18,3, przepływ powietrza — 1050 kg/s, jednostkowe zużycie paliwa — 269 g/kWh. Silniki są umieszczone obok siebie na grzbiecie kadłuba przed osią wirnika głównego, jest to układ klasyczny dla śmigłowców Miła. Wloty silników są zaopatrzone w separatorzy zanieczyszczeń i osłony zabezpieczające przed wpadnięciem ptaków. Silniki są oddzielone od siebie ścianą ogniową. Każdy z silników jest niezależnym zespołem z własnymi niezbędnymi do działania instalacjami. Osłony silników otwierane na boki stanowią pomosty dla obsługi. Wyloty spalin skierowane skośnie na boki ku tyłowi. Pomocniczy zespół napędowy (APU) jest źródłem energii dla instalacji w przypadku awarii silników lub podczas postoju na ziemi; dostarcza on także energii do rozruchu silników.

Układ przeniesienia napędu. Przekładnia główna WR-26 o masie własnej 3500 kg, przenosi ona moment obrotowy 883 kNm. Wał wirnika ogonowego z przekładniami katowymi jest ułożyskowany wewnątrz belki ogonowej i jej wysięgnika.

Instalacje. Paliwowa — osiem zbiorników gumowych pod podłoga ładowni, zbiorniki opadowe pod osłoną przekładni głównej, łączna pojemność maks. 12 000 l; instalacja paliwowa zdwojona, niezależna dla każdego silnika. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,7 MPa, napędzana przez APU; wspomaga sterowanie i napędza urządzenia przedadunkowe. Elektryczna — napięcie 23 V prądu stałego, prądnicie, prądnicie awaryjna, akumulatory.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, radar mapowy, dopplerowski system nawigacyjny sprężony z projektorem mapy (błąd projekcji 2-3%), pilot automatyczny do lotu w przód i do zawisu, urządzenia radionawigacyjne w znacznym stopniu zunifikowane z samolotem Jak-42. System telewizyjny do obserwacji ładunku podwieszanego i podwozia.

Wyposażenie specjalne. Urządzenia do wewnętrznego przemieszczania ładunku (transporter rolkowy, dwa dźwigi, wciągarka o nośności 2500 kg) urządzenia do podwieszania ładunku zewnętrznego na linie.

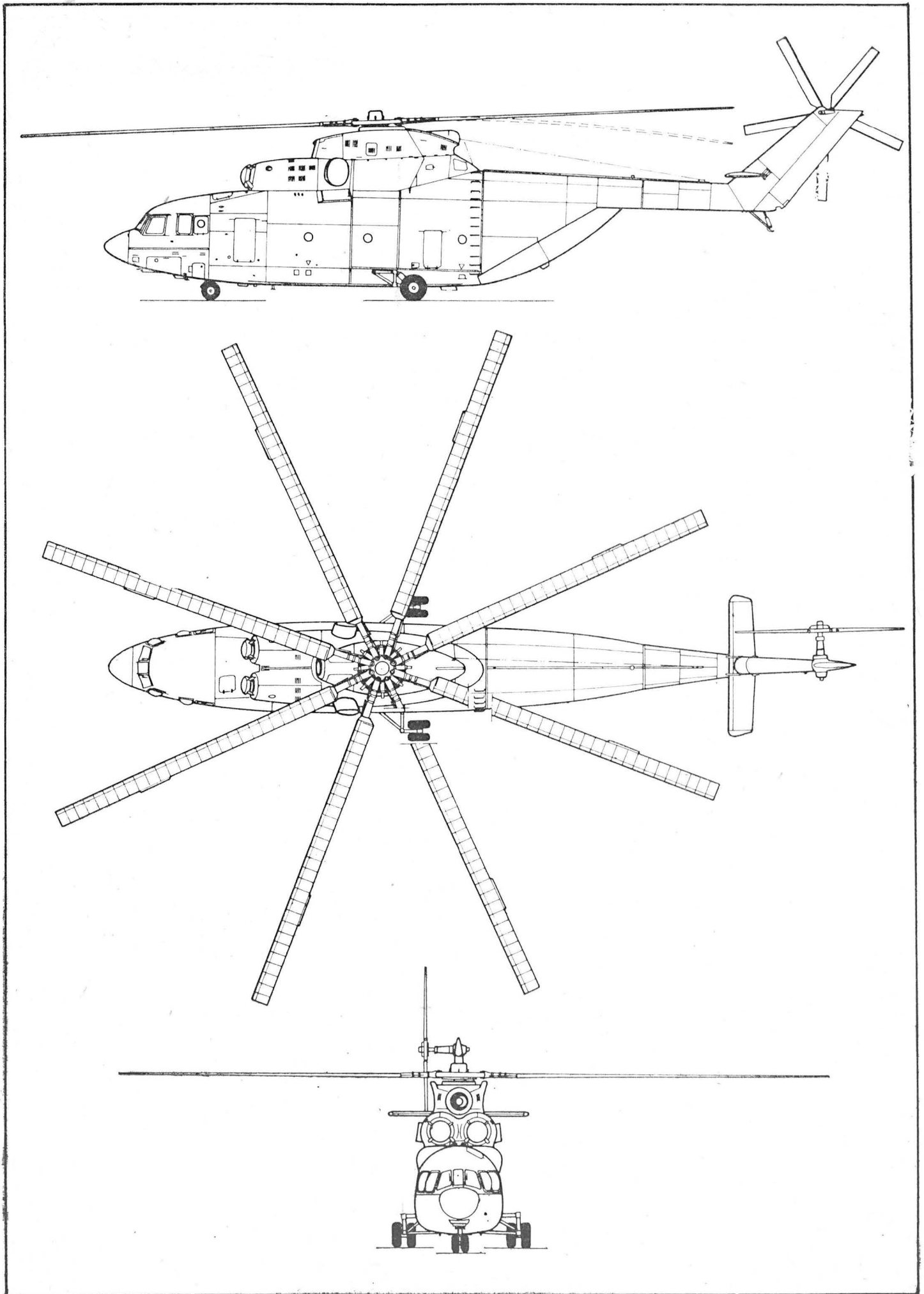
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Wstępne prace koncepcyjne trwały trzy lata. W ich efekcie rozpoczęto nie tylko projektowanie śmigłowca, lecz i nowych silników D-136 oraz przekładni głównej. Zasadniczą różnicą między Mi-6 a Mi-26 jest bardzo obszerna ładownia Mi-26; mieści ona standardowy kontener 20-tonowy ISO. Nowością jest przekładnia główna — dawno już nie konstruowano na świecie urządzenia o takich parametrach. Opracowanie nowych silników i przekładni wydłużyło cykl opracowania śmigłowca do ok. 10 lat, żaden jednak program o tej skali problemów nie był realizowany w krótszym czasie. Obloty prototypu Mi-26 dokonano 1977-1978, przez kilka następnych lat trwały próby i dopracowywanie całości w ekstremalnych, skrajnych warunkach eksploatacyjnych i klimatycznych. Konstruktorom wiadomym jest szef biura konstrukcyjnego im. M. Miła — Marat N. Tiszczenko. Jeszcze podczas prób na śmigłowcu Mi-26 pobito wiele rekordów światowych dla tej klasy maszyn. Mi-26 został no raz pierwszy zaprezentowany na Salonie Paryskim w 1979 r.

DANE TECHNICZNE

Długość całkowita	40,03 m
Długość kadłuba	33,73 m
Szerokość	8,15 m
Wysokość do szczytu głowicy wirnika głównego	8,15 m
Średnica wirnika głównego	32,00 m
Prędkość obrotowa wirnika głównego	2,2 s ⁻¹
Średnica wirnika ogonowego	7,61 m
Baza podwozia	8,95 m
Rozstaw podwozia	7,15 m
Długość wnętrza ładowni z rampą	15,00 m
Długość ładowni bez rampy	12,00 m
Szerokość wnętrza ładowni	3,25 m
Wysokość wnętrza ładowni	2,95+3,17 m
Pojemność ładowni	121 m ³

Objętość kontenera	80 m ³
Powierzchnia tarczy wirnika głównego	804,25 m ²
Powierzchnia tarczy wirnika ogonowego	45,5 m ²
Masa własna	28 200 kg
Masa startowa maks.	56 000 kg
Masa startowa normalna	49 500 kg
Obciążenie powierzchni tarczy wirnika głównego maks.	69,6 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	3,34 kg/kW
Prędkość pozioma maks.	295 km/h
Prędkość przelotowa	255 km/h
Pulap przelotowy	4600 m
Pułap zawisu bez wpływu Ziemi	1800 m
Zasięg (masa startowa maks., rezerwa 5%)	800 km

T.M.





Aspekt obliczeniowy usterzenia szybowca w układzie T

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Stosowanie usterzeń w układzie T we współczesnych szybowcach wyczynowych jest niemal regułą. Czynniki uatrakcyjniającymi takie rozwiązanie są korzyści aerodynamiczne i eksploatacyjne.

Umieszczenie usterzenia wysokości ponad usterzeniem kierunku oddala je od obszaru, w którym opływ jest zaburzony strugami spływającymi ze skrzydła. W przypadku lądowania w terenie przygodnym niebezpieczeństwo zachaczenia końcówką usterzenia poziomego o wysoką roślinność jest minimalne.

Zjawiskiem niepożądanym jest stosunkowo duża masa (którą stanowi usterzenie poziome) umieszczona na dużym ramieniu względem osi skręceń kadłuba. Powoduje to, iż układ staje się podatny na uszkodzenia w wyniku działania siły masowej pojawiającej się przy bocznych uderzeniach płożą ogonową podczas lądowania z trawersem, niejednokrotnie kończących się ukłuciem tylnej części kadłuba. Ponadto znaczna masa na dużym ramieniu czyni konstrukcję podatną na występowanie zjawisk aeroelastycznych (np. flutter).

Jednakże korzyści eksploatacyjne z zastosowania układu T górują nad cechami ujemnymi.

Aerodynamika usterzeń T

Usytuowanie usterzenia poziomego na górze usterzenia pionowego wywołuje efekt płyty brzegowej, dający na usterzeniu pionowym wzrost wydłużenia efektywnego λ_{ev} w porównaniu z geometrycznym λ_v . Najczęściej usterzenie poziome jest umieszczane na szczycie usterzenia pionowego, jednak może być zastosowany układ pokazany na rys. 1. Stosunek wielkości h/H wpływa na wielkość wydłużenia efektywnego [2] wg zależności:

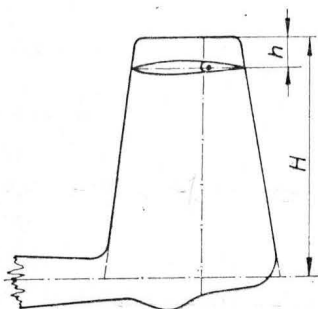
$$\frac{\lambda_{ev}}{\lambda_v} = f\left(\frac{h}{H}\right) \quad (1)$$

której przebieg dla praktycznego zakresu $0 < h/H < 0,2$ pokazano na rys. 2.

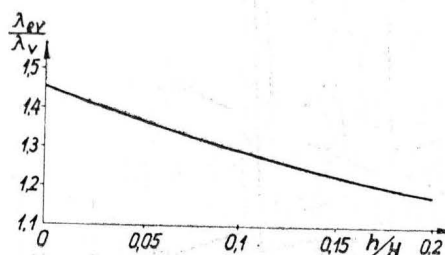
Przy zastosowaniu układu usterzeń T tylna część kadłuba w przekroju przejścia w statecznik kierunku ma małą wysokość d (rys. 3). Stosunek d/H wpływa na zmianę pochylecia charakterystyki wyporowej usterzenia kierunku $a_v = dC_{zv}/d\alpha_v$ zgodnie z zależnością [2]:

$$a_{vd} = a_v k_1 \quad (2)$$

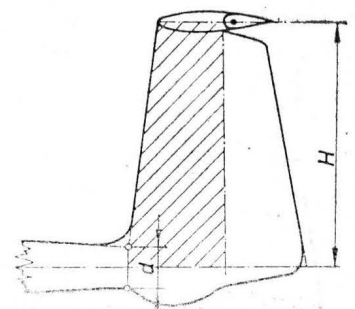
gdzie $k_1 = f(d/H)$ zgodnie z wykresem (rys. 4) podanym dla spotykanego w praktyce zakresu $d/H \leq 0,25$. Wielkość współczynnika k_1 zależy również od usytuowania skrzydła względem kadłuba. Dla szybowców zasadniczym obszarem jest pole zawarte między liniami dla górniopłata i średniopłata (pole zakresowane na rys. 4). Układ dolniopłata pojawia się raczej wśród motoszybowców.



Rys. 1
Rys. 2 ▶



Rys. 3



Jeśli został zastosowany układ pokazany na rys. 1, możliwość zrealizowania wychyleń steru kierunku wymaga zastosowania w sterze wysokości wykroju o powierzchni S_w (rys. 5). Wykroj taki wpływa na wielkość pochylecia charakterystyki wyporowej usterzenia wysokości $a_H = dC_{zH}/d\alpha_H$ zgodnie z zależnością [2]:

$$a_{Hw} = a_H \left(1 - 1,2 \frac{S_w}{S_H}\right) \quad (3)$$

gdzie S_H jest powierzchnią usterzenia wysokości bez wykroju.

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości jest równy:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta_H + \frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \beta_H \quad (4)$$

gdzie:

- α — kąt natarcia skrzydła,
- ε — kąt odchylenia strug zaskrzydłowych w okolicy usterzenia wysokości,
- δ_H — kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem skrzydła,

$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \beta_H$ — zmiana kąta natarcia na usterzeniu wysokości wskutek wychYLECIA steru o kąt β_H .

W porównaniu z usterzeniem konwencjonalnym, usterzenie typu T charakteryzują w zależności (4) odmienne wielkości kąta odchylenia strug zaskrzydłowych [1] zgodnie z zależnością:

$$\varepsilon = \frac{2C_z}{\pi\lambda} k_2 \quad (5)$$

gdzie:

- C_z — współczynnik siły nośnej na skrzydło,
- λ — wydłużenie skrzydła,
- $k_2 = f(2x/b, 2z/b)$ zgodnie z wykresem na rys. 6, przy wielkościach x i z określonych na rys. 7,
- b — rozpiętość płata nośnego.

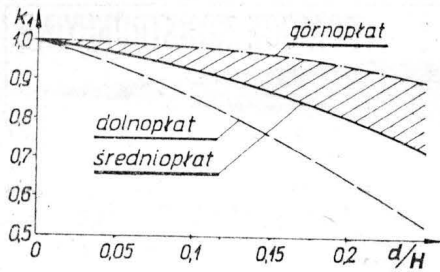
Równowaga podłużna szybowca

Podstawową zależnością określającą charakter równowagi podłużnej szybowca jest przebieg funkcji:

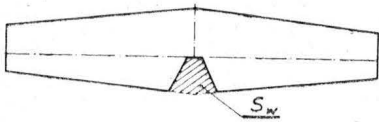
$$Cm_{bu} = f(\alpha) \quad (6)$$

gdzie:

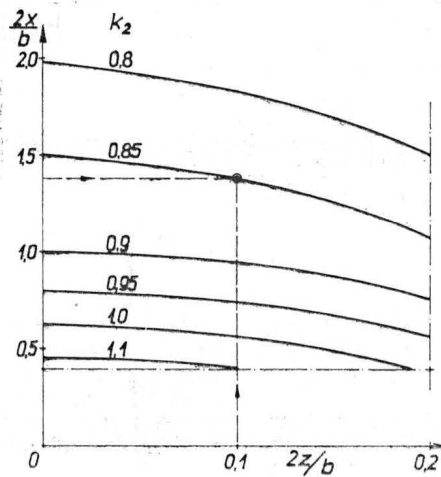
- Cm_{bu} — współczynnik momentu pochylającego szybowiec bez równoważającej siły na usterzeniu wysokości,
- α — kąt natarcia skrzydła.



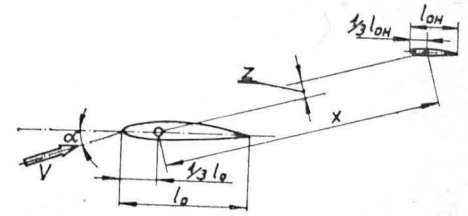
Rys. 4



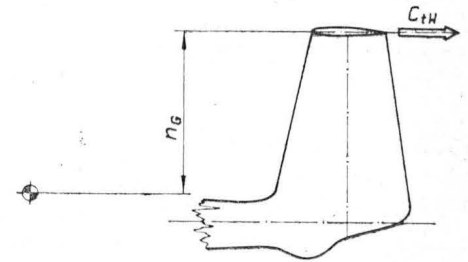
Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7



Rys. 8

Wyznaczając wartość C_{mbu} dla usterzenia konwencjonalnego [3], w bilansie momentu podłużnego pomija się wpływ siły stycznej na usterzeniu wysokości (współczynnik jej wynosi C_{tH}), ze względu na małą wartość ramienia tej siły względem środka masy szybowca w locie. W przypadku układu T ramię to jest duże (rys. 8), wobec czego udział siły stycznej na usterzeniu wysokości w bilansie momentu pochylającego nie może być pomijany. Przyrost współczynnika momentu pochylającego szybowiec pochodzący od siły stycznej na usterzeniu wysokości wynosi:

$$\Delta C_{mbu} = C_{tH} \frac{n_G}{l_o} \quad (7)$$

gdzie:

- n_G — ramię siły stycznej na usterzeniu wysokości względem środka masy szybowca w locie,
- l_o — średnia cięciwa odniesienia skrzydła,
- $C_{tH} = C_{xH} \cos \alpha_H - C_{zH} \sin \alpha_H$,
- C_{tH} — współczynnik siły stycznej na usterzeniu wysokości,
- C_{xH} — współczynnik siły oporu na usterzeniu wysokości,
- C_{zH} — współczynnik siły wyporu na usterzeniu wysokości,
- α_H — kąt natarcia usterzenia wysokości.

Obciążenia zespołu usterzeń

W układzie T siły powstające na usterzeniu poziomym przekazywane są na kadłub za pośrednictwem usterzenia pionowego. W przypadku obciążeń symetrycznych (siły na obu połówkach usterzenia wysokości rozłożone równomiernie względem płaszczyzny symetrii szybowca, na usterzeniu pionowym brak siły) przejście sił z usterzenia poziomego na pionowe odbywa się przez węzły łączące oba usterzenia (rys. 9).

Struktura nośna statecznika pionowego obciążona jest siłą rozciągającą lub ściskającą (zależnie od kierunku siły na usterzeniu wysokości):

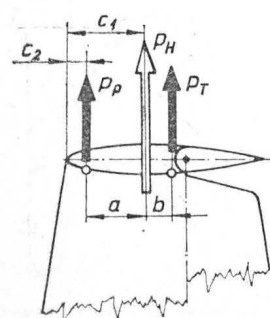
$$P_H = P_P + P_T \quad (8)$$

oraz momentom działającym w płaszczyźnie $x-z$ (rys. 10) o wartości:

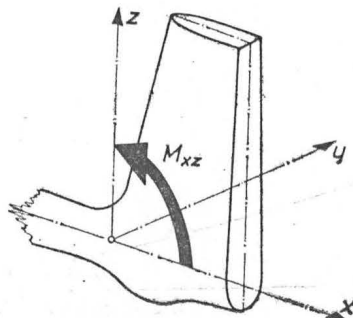
$$M_{xz} = \frac{1}{2} (P_P - P_T) (a + b) \quad (9)$$

gdzie:

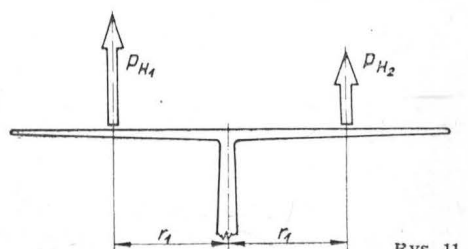
P_P — siła obciążająca węzeł przedni,



Rys. 9



Rys. 10



Rys. 11

P_T — siła obciążająca węzeł tylny oraz $P_P/P_T = b/a$.

Wielkość momentu M_{xz} zależy od:

- c_1 — położenia wypadkowej siły na usterzeniu wysokości względem jego krawędzi natarcia,
- c_2, a, b — wymiarów usytuowania węzłów względem krawędzi natarcia usterzenia wysokości.

W praktyce, ze względu na dużą sztywność przekroju statecznika kierunku na zginanie w płaszczyźnie xz na naprężenia wywoływane momentem gnącym M_{xz} są niskie.

Znacznie trudniejsze warunki pracy stwarza obciążenie niesymetryczne (siły na obu połówkach statecznika wysokości rozłożone nierównomiernie względem płaszczyzny symetrii szybowca, przy jednoczesnym występowaniu siły na usterzeniu pionowym). Niesymetria na usterzeniu wysokości (rys. 11) wywołuje moment działający w płaszczyźnie yz :

$$(M_{yz})_1 = (P_{H1} - P_{H2}) r_1 \quad (10)$$

gdzie r_1 jest odległością wypadkowej na połówce usterzenia wysokości od płaszczyzny symetrii szybowca.

Moment ten, powodujący zginanie struktury statecznika pionowego w płaszczyźnie yz , jest przekazywany z usterzenia wysokości na statecznik kierunku za pośrednictwem węzłów, najczęściej usytuowanych wg schematu pokazanego na rys. 12, w których powstają siły:

$$H_1 = -H_2 = \frac{(M_{yz})_1}{r_2} \quad (11)$$

gdzie r_2 jest odległością między węzłami górnym i dolnym.

Siła na usterzeniu pionowym wywołuje moment zginający usterzenie kierunku również w płaszczyźnie yz (rys. 13), który w przekroju z_0 jest równy:

$$(M_{yz})_2 = p_v \int_0^{z_0} l_z(z_0 - z) dz - P_{mH} z_0 \quad (12)$$

gdzie:

- $p_v = P_v/S_v$ — średnie obciążenie powierzchni usterzenia pionowego,
- P_v — wypadkowa siła obciążająca usterzenie kierunku (suma siły aerodynamicznej i masowej),
- S_v — powierzchnia usterzenia kierunku,
- l_z — cięciwa usterzenia kierunku w przekroju z ,
- P_{mH} — siła masowa pochodząca od usterzenia wysokości, zaczepiona na wierzchołku usterzenia kierunku, wywołująca moment odciążający

Ponadto pojawia się także moment w płaszczyźnie xz , określony zależnością (9). Obciążenie giętne statecznika pio-

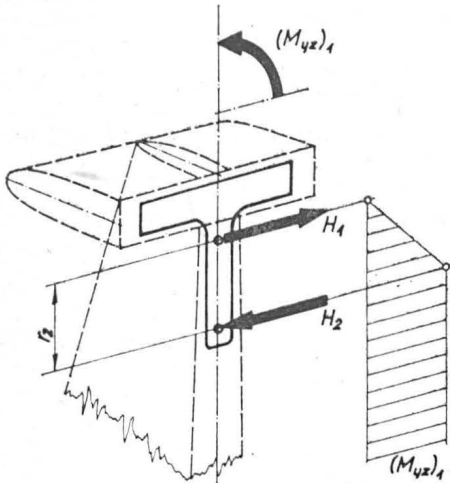
nowego jest więc układem złożonym (rys. 14), który w przypadku zgodnego kierunku momentów $(M_{yz})_1$ oraz $(M_{yz})_2$ daje znaczną wartość zginania.

Napężenie w najbardziej wyężonym fragmencie skorupy statecznika pionowego wynosi:

$$\sigma = \frac{P_H}{f_0} + \frac{M_{xz}}{w_{xz}} + \frac{(M_{yz})_1 + (M_{yz})_2}{w_{yz}} \quad (13)$$

gdzie:

f_0 — przekrój poprzeczny skorupy statecznika,
 w_{xz}, w_{yz} — wskaźniki zginania statecznika w odpowiednich płaszczyznach.



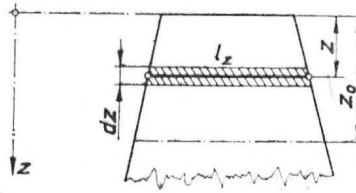
Rys. 12

Obciążenie niesymetryczne bywa w praktyce częstym przypadkiem wymiarującym wytrzymałość struktury nośnej statecznika pionowego.

Wnioski

● Układ usterzeń T stał się obecnie typowym rozwiązaniem stosowanym w szybowcach wyczynowych.

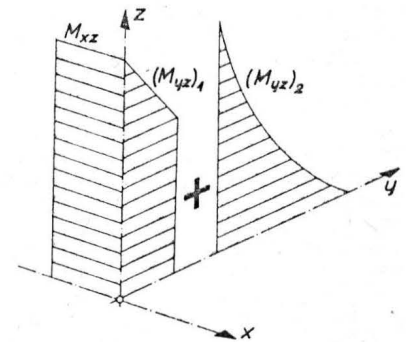
● Należy zwrócić uwagę na pewne odmienności w charakterystyce aerodynamicznej usterzeń spowodowane układem T.



Rys. 13

● Analiza równowagi podłużnej wymaga uwzględnienia dużej pionowej różnicy położenia usterzenia poziomego i środka masy szybowca w locie.

● Wzajemne usytuowanie usterzeń poziomego i pionowego jest źródłem występowania złożonego charakteru zginania statecznika pionowego, zwłaszcza w przypadku niesymetrii działania obciążeń.



Rys. 14

LITERATURA

1. W. FISZDON: *Mechanika lotu*. PWN Warszawa, 1961
2. F. JANIK: *Charakterystyka profili załamanych*. *Zeszyty Instytutu Lotnictwa*, nr 4/1957
3. W. NOWAKOWSKI: *Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca*. *Technika Lotnicza*, nr 2/1951

ZUSAMMENFASSUNGEN

cd. ze s. 24

STANISŁAWSKI J.: *Untersuchungen der Vermeidungsmöglichkeit von Resonanz des Luftschrauben-Flügelblattes durch Änderung seiner Parameter (I)*. *TliA*, XLI Jhrg., 1986, H. 7, S. 4

Es wird der Einfluss von Veränderungen der Massen- und Starrheitscharakteristiken auf die Eigenschwingungen des Flügelblattes vorgestellt. Weiterhin wird die Empfindlichkeit der Eigenschwingungen auf die Änderungen der einzelnen Parameter des Flügelblattes verglichen.

GAJEWSKI T.: *Analyse des Einflusses des Lufteintritts eines Düsenmotors vom Boden auf die Struktur des freien Eintrittsdurchflusses*. *TliA*, XLI Jhrg., 1986, H. 7, S. 6

Es wird eine Methode für das Modell und die Analyse des freien Eintrittsdurchflusses vorgestellt, die die Bestimmung der Höhe über dem Boden ermöglicht, bei der die Erde auf den Durchfluss keine Auswirkung ausübt.

STAFIEJ W.: *Rechnerischer Gesichtspunkt des Leitwerkes eines Segelflugzeuges in der T-Anordnung*. *TliA*, XLI Jhrg., 1986, H. 7, S. 15

Es werden die Grundberechnungen eines Leitwerkes in der T-Anordnung und die

Hauptunterschiede gegenüber dem klassischen Leitwerk dargestellt.

ADAMOWICZ A., PIĞŁAS M.: *Analyse von Beschädigungen an Flugkolbenmotoren (II)*. *TliA*, XLI Jhrg., 1986, H. 7, S. 18

In dem Aufsatz werden typische Beschädigungen an Kolbenmotoren sowie ihrer Einfluss auf die Flugsicherheit behandelt.

KONARSKI M.: *Fliegertechnische Studien der Polen in der Technischen Hochschule der Freien Stadt Gdansk in den Jahren 1926-1939*. *TliA*, XLI Jhrg., 1986, H. 7, S. 21

In dem Aufsatz wird die Organisierung und der Verlauf der luftfahrttechnischen Studien, die Tätigkeit des Vereins Polnischer Studenten, das Ausstossen der Polen aus der Hochschule im Jahre 1939 sowie eine Zusammenstellung der polnischen Studenten vorgestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАНИСЛАВСКИ Е.: *Исследование возможности избежания резонанса лопасти вертолета путем изменения ее параметров (I)*. *TliA*, т. 41, 1986, № 7, с. 4

Описано влияние изменения массово-жесткостных характеристик на собственные частоты лопастей. Сравняется чувствительность собственных частот изменения отдельных параметров лопасти.

ГАЕВСКИ Т.: *Анализ влияния расстояния между воздухозаборником турбореактивного двигателя и поверхностью земли на структуру свободного течения вблизи воздухозаборника*. *TliA*, т. 41, 1986 г., № 7, с. 6

Указан метод моделирования и анализа свободного течения вблизи воздухозаборника, позволяющий определить расстояние, являющееся пределом влияния поверхности земли на течение.

СТАФЕЙ В.: *О расчетах Т-образного оперения планера*. *TliA*, т. 41, 1986 г., № 7, с. 15

Указаны основные расчеты Т-образного оперения, отмечаются основные различия по отношению к классической схеме.

АДАМОВИЧ А., ПИГЛАС М.: *Анализ поврежденных авиационных поршневых двигателей (II)*. *TliA*, т. 41, 1986 г., № 7, с. 18

Описаны типичные повреждения авиационных поршневых двигателей и их влияние на безопасность полета.

КОНАРСКИ М.: *Учеба Поляков в области авиации в Политехническом Институте Свободного Города Гданьск в 1926-1939 г.* *TliA*, т. 41, 1986 г., № 7, с. 21

Описана организация и порядок учебы на авиационном факультете, деятельность Союза Польских Студентов, удаление Поляков из института в 1939 г. и перечень фамилий польских студентов.

PRENUMERATA ROCZNA
 NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
 NASZEGO CZASOPISMA

Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (II)

Dr inż. ANDRZEJ ADAMOWICZ
Mgr inż. MIECZYSLAW PIGLAS
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Uszkodzenia tłoków

Jak wynika z danych statystycznych, znaczna część uszkodzeń (ok. 30%) powstaje wskutek zacierania się elementów ruchomych silnika. Zewnętrzne objawy tego zjawiska w postaci nierównomiernej pracy silnika, spadku mocy, drgań oraz wzrostu temperatury zacierającego się węzła najczęściej występują w końcowej fazie procesu niszczenia współpracujących elementów. W tej fazie proces niszczenia przebiega bardzo szybko i może doprowadzić do wypadku lotniczego.

Tłok podczas pracy silnika podlega zarówno okresowo zmiennym obciążeniom mechanicznym pochodzącym od ciśnienia gazów, sił bezwładności, sił tarcia tłoka i jego pierścieni o tuleję cylindra, jak i nierównomiernym obciążeniom cieplnym wynikającym ze zróżnicowanego rozłożenia masy w poszczególnych przekrojach tłoka.

Poniżej przedstawiono spotykane w praktyce eksploatacyjnej uszkodzenia tłoków i ich pierścieni.

Przedwczesne zużycie tłoków, pierścieni i tulei cylindrów. Oznakami tych uszkodzeń są:

— pojawienie się białego dymu w gazach spalinowych (wskazuje to na intensywne przedostawanie się oleju do komory spalania),

— nierównomierna praca silnika (w wyniku zaolejenia świec zapłonowych),

— zwiększone zużycie oleju (w przypadku wystąpienia uszkodzenia w kilku cylindrach),

— wyrzucanie oleju przez instalację odpowietrzania (spowodowane intensywnym przedostawaniem się gazów do karteru i wzrostem w nim ciśnienia),

— spadek ciśnienia w cylindrach.

Uszkodzenia te mogą wystąpić w wyniku:

— wielokrotnego przegrzania silnika,

— pracy na mocy startowej bez uprzedniego podgrzania silnika,

— niedostatecznego smarowania,

— dużego zapylenia powietrza (przy niestosowaniu filtrów), zanieczyszczenia oleju cząstkami mechanicznymi, przedostawania się nagaru z tłoka na powierzchnie trące,

— zbyt dużych luzów między tłokiem a cylindrem,

— zwiększonego zużycia górnej części cylindra oraz pierścieni uszczelniających.

Właściwe smarowanie układu tłok—cylinder zależy jest zarówno od dostarczenia odpowiedniej ilości oleju na powierzchnie trące, jak i od jakości oleju. Wg danych opracowanych w Instytucie Podstawowych Problemów Techniki PAN, olej MS-20 po 100 h pracy w silniku wykazuje 1,5–2,4 raza większą skłonność do koksowania, a zawartość w nim popiołu jest 30-krotnie większa niż przewidują normy dla oleju świeżego.

Szczególnie niebezpieczne jest przedostawanie się zapyłonego powietrza do cylindrów. Pył, osiadając na zwilżonych olejem ściankach, wytwarza specyficzny rodzaj pasty ścierniej. Przedostanie się jej między współpracujące powierzchnie prowadzi do przerwania filmu olejowego i powstania tarcia suchego. Powoduje to powstawanie lokalnych gwałtownych wzrostów temperatury, będących przyczyną adhezyjnego szepiania materiału oraz dużych, nierównomiernie rozłożonych na obwodzie pierścieni sił tarcia, mogących doprowadzić do ich połamania. Na rys. 10 przedstawiono tłok silnika ASz-62IR z zatartymi pierścieniami uszczelniającymi. Od strony zaworu ssącego na denku tłoka widoczny jest gęsty osad koloru białego. Jest to wyżarzony piasek, który został zassany do silnika wraz z powietrzem.

Zaklinowanie pierścieni w rowkach tłoka. Objawy uszkodzenia są podobne jak w punkcie poprzednim. Przyczyną zaklinowywania się pierścieni tłokowych może być:

— praca silnika ze znacznie zużytymi pierścieniami i tuleją cylindra,

— zacieranie się tłoka powodujące „nawalcowywanie” materiału na krawędziach rowków i zaciskanie w nich pierścieni,

— zanieczyszczenie oleju cząstkami mechanicznymi (możliwość zablokowania pierścieni w rowkach),

— za mały luz w rowkach pierścieni (możliwość łatwego zanieczyszczenia nagarem i związkami smolistymi).

W przypadku znacznego zużycia pierścieni i tulei cylin-

dra, olej dostający się w zwiększonej ilości do komory spalając się wytwarza duże ilości nagaru i smoły. Przedostają się one do rowków w tłoku i powodują zaklinowanie pierścieni.

Zatarcie tłoka i pierścieni tłokowych w tulei. Objawami zewnętrznymi tej grupy uszkodzeń są:

— nadmierne drgania silnika (tzw. „trzęsienie”),

— spadek mocy silnika,

— wyrzucanie oleju z układu odpowietrzania,

— wzrost temperatury oleju i głowicy cylindra,

— pojawienie się w oleju aluminiowych opilków (zauważane zwykle na elementach filtrujących).

Zatarcie tłoka i pierścieni w tulei może nastąpić w przypadku:

— długotrwałego przegrzewania głowicy i oleju,

— niedostatecznego smarowania,

— zanieczyszczenia oleju,

— zbyt małego luzu między tłokiem a cylindrem.

Wpływ powyższych czynników może doprowadzić do nadmiernego nagrzania tłoka, powodując jego ocieranie się o ścianki tulei. W konsekwencji może to spowodować zatarcie się tłoka w cylindrze (jego zaklinowanie się).

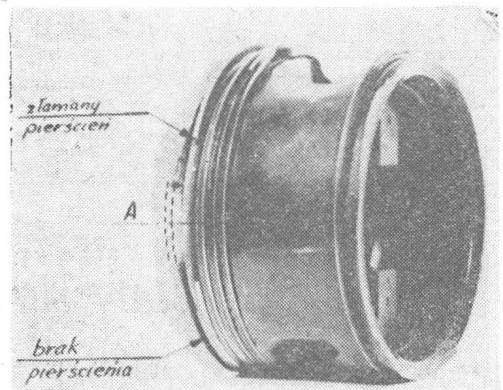


Rys. 10. Tłok silnika ASz-62IR z zatartymi pierścieniami uszczelniającymi

Uszkodzenie górnego kołnierza tłoka w miejscach wybrania materiału pod zawory. Jak wynika z analiz niezawodnościowych silników tłokowych prowadzonych w ITWL, ta grupa uszkodzeń jest najczęściej spotykana w praktyce eksploatacyjnej i jest charakterystyczna dla tłoków położonych w dolnych cylindrach. Uszkodzenia te są związane z gwałtownym wzrostem ciśnienia oleju w przestrzeniach rowków pierścieniowych tłoka podczas rozruchu silnika. Zjawisko to zachodzi szczególnie intensywnie w przypadku, gdy:

— tłok w chwili rozruchu znajduje się przed strefą deformacyjnego zwężenia tulei (górna część cylindra),

— olej w cylindrze przed uruchomieniem silnika nie zo-



Rys. 11. Tłok silnika ASz-62IR z wykruszonym kołnierzem

stał rozprowadzony przez ręczne pokręcanie śmigłem,
— występują niskie temperatury otoczenia (wzrost lepkości oleju).



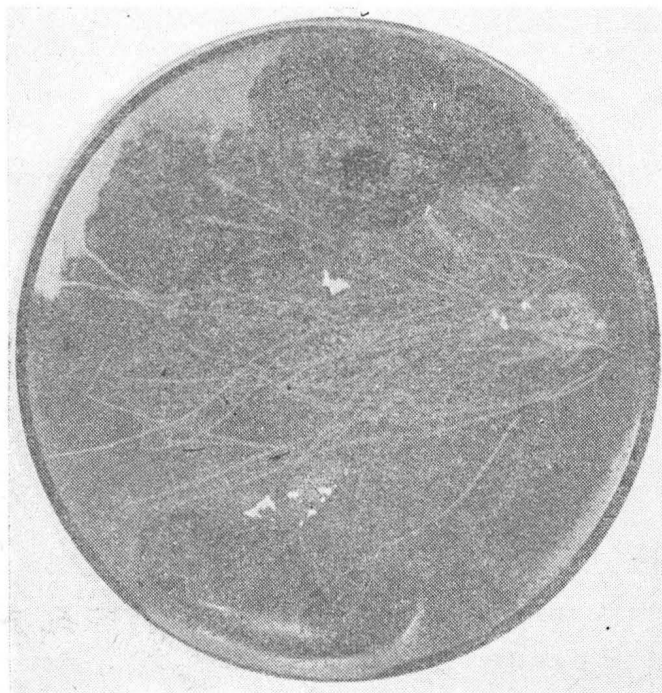
Rys. 12. Skutki pracy silnika ASz-82T z wykruszonym kołnierzem tłoka (widoczny otwór w tłoku)

Nadmierny wzrost ciśnienia oleju w rowkach pierścieniowych tłoka powoduje pęknięcie i wykruszanie się górnego kołnierza tłoka w najmniejszym przekroju, tj. w miejscu wybrania materiału pod zawory (rys. 11). Dalsza praca silnika z takim uszkodzeniem prowadzi do zacieraania się tłoka w cylindrze w wyniku pogorszenia warunków pracy pierścieni, co powoduje ich zniszczenie. Kawałki pierścieni i wykruszonego materiału tłoka dostają się między tłok a cylinder mogą doprowadzić do powstania nawet znacznego otworu w tłoku (rys. 12).

Wytopienie materiału denka tłoka. Uszkodzenie to jest charakterystyczne dla silników z wtryskowym podawaniem paliwa do komory spalania. Wytopienie materiału denka tłoka następuje wskutek niewłaściwej pracy wtryskiwacza (strumieniowe podawanie paliwa) (rys. 13).

Wypadnięcie z gniazda pierścienia rozprężnego, ustalającego położenie sworznia w tłoku. Uszkodzenie to występuje sporadycznie. Jego powstawaniu sprzyja zbyt luźne osadzenie sworznia w tłoku. Wówczas przemieszczająca się wzdłużnie sworzeń podczas pracy silnika cyklicznie uderza o pierścień zabezpieczający. Powoduje to poszerzenie jego gniazda i umożliwia przekoszenie się w nim pierścienia, co prowadzi do jego wypadnięcia na zewnątrz tłoka. Spowodowane tym uszkodzenia powierzchni bocznej tłoka i jego pierścieni pokazano na rys. 14.

Takie uszkodzenia występują tylko w silnikach ASz-62IR do 15 serii włączając. W silnikach ASz-62IR od 16 serii zamiast zabezpieczeń przy użyciu pierścieni rozprężnych zastosowano bardziej niezawodne ograniczniki przemiesz-



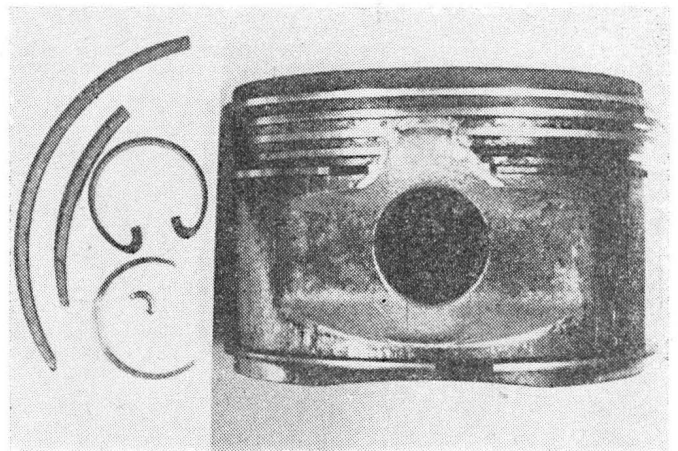
Rys. 13. Denko tłoka silnika ASz-82W z wytopionym otworem

czeń sworznia w postaci tulejek włożonych do otworu tłoka po obu stronach sworznia. Podobne zabezpieczenia mają silniki AI-14R i ASz-82.

Uszkodzenia układu korbowego

Większość uszkodzeń układu korbowego powoduje bardzo poważne następstwa, które prowadzą z reguły bądź do zniszczenia silnika i wypadku lotniczego, bądź do takiego uszkodzenia, przy którym remont silnika może być nieopłacalny.

Korbowód przejmuje i przekazuje na wał korbowy zmienne okresowo siły od ciśnienia gazów oraz siły bezwładności tłoka. Siły ciśnienia gazów powodują ściskanie korbowodów, natomiast siły bezwładności tłoka powodują rozciąganie korbowodu, gdy mają zwrot w kierunku głowicy cylindra, i sciskanie, gdy mają zwrot w kierunku wału korbowego. Elementy układu korbowego są poddane ponadto okresowo zmiennym obciążeniom cieplnym, powodującym pojawienie się w nich zmiennych naprężeń zmniejszających trwałość konstrukcji. Występujących w procesie eksploatacji uszkodzeń układu korbowego nie można całkowicie wyeliminować. Powstałe uszkodzenie praktycznie kwalifikuje silnik do wykonania naprawy głównej w zakładzie remontowym. Typowe uszkodzenia układu korbowego przedstawiono poniżej.



Rys. 14. Uszkodzenia tłoka silnika ASz-62IR po wypadnięciu pierścienia zabezpieczającego

Uszkodzenie tulei stopy korbowodu głównego. Uszkodzenie tulei stopy korbowodu głównego może być spowodowane:

- uderzeniem hydraulicznym bądź detonacjami w cylindrze,
- długotrwałą pracą w warunkach startowych,
- niewłaściwym smarowaniem.

Wskutek występowania dużych nacisków jednostkowych, podczas uderzeń hydraulicznych i detonacji ulega deformacji warstwa brązu stanowiąca powierzchnię roboczą tulei. Pojawiają się wówczas na niej „włoskowate” pęknięcia, które podczas dalszej eksploatacji silnika prowadzą do całkowitego jej zniszczenia.

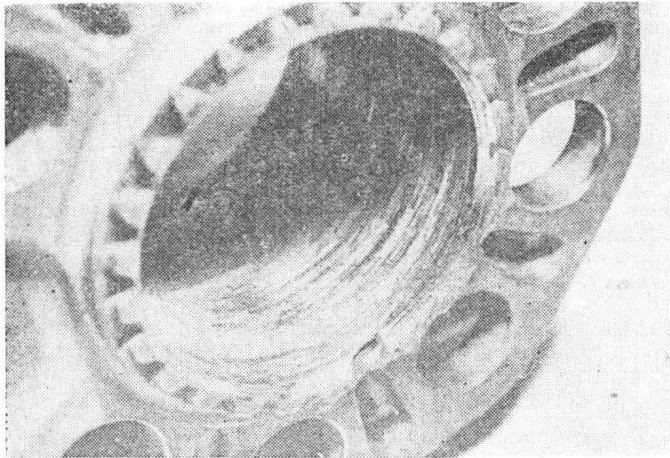
Duże naciski jednostkowe na powierzchnię roboczą tulei występują również podczas pracy silnika na mocy startowej. W wyniku wzrostu sił tarcia między tuleją a czopem wału korbowego następuje przegrzanie warstwy brązu prowadzące do jej uszkodzenia. Czas pracy w warunkach startowych ma szczególnie istotne znaczenie w przypadku silników nowych lub po remoncie, gdy trwa proces docierania się współpracujących elementów.

Do podobnych skutków może doprowadzić niewłaściwe (tzn. niedostateczne) smarowanie połączenia lub smarowanie zanieczyszczonym olejem. Należy mieć na uwadze, że na zaistniałe uszkodzenie tulei mogą mieć wpływ jednocześnie (lecz w różnym stopniu) wszystkie wymienione czynniki, co niejednokrotnie utrudnia lub uniemożliwia ustalenie jednoznacznej przyczyny uszkodzenia silnika. Na rys. 15 i 16 przedstawiono uszkodzenie tulei i czopa wału korbowego silnika ASz-62IR powstałe podczas startu samolotu. Objawiło się ono wzrostem temperatury i spadkiem ciśnienia oleju w wyniku zwiększenia luzów połączenia tulei stopy korbowodu i czopa wału korbowego (luz ten wynosił ok. 1 mm), co spowodowało nadmierny wypływ oleju do skrzyni korbowej i pogorszenie smarowania tego połączenia.

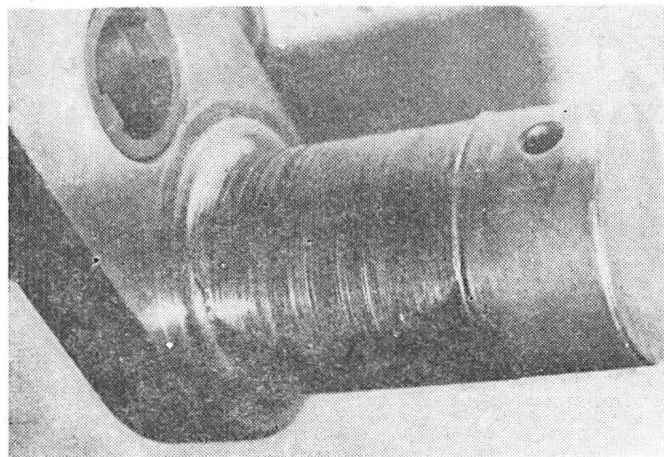
Wyboczenie lub urwanie korbowodów przyrzepnych. Wyboczenie lub urwanie korbowodów w dolnych cylindrach

jest przeważnie spowodowane uderzeniem hydraulicznym. Zniszczenie korbowodów przyczepnych następuje zwykle w miejscach przejścia główki lub stopy w trzon korbowodu, ponieważ w miejscu tym występuje największa koncentracja naprężeń.

Urwanie może również nastąpić wskutek pęknięcia zmęczeniowego sworznia stopy korbowodu (uszkodzenie to spotykane jest na silnikach ASz-62IR). Zachodzi ono najczę-



Rys. 15. Uszkodzenia (zatarcia) wewnętrznej powierzchni tulei korbowodu głównego silnika ASz-62IR



Rys. 16. Ślady zatarć na czopie korbowodu głównego silnika ASz-62IR

ściej w płaszczyźnie otworków promieniowych służących do doprowadzenia oleju w połączeniu sworzni—tuleja korbowodu (rys. 17), natomiast rzadziej na odcinku gwintu pod śrubę mocującą go w zamku (rys. 18). Pęknięcie sworznia podczas dalszej pracy silnika powoduje w wyniku zmiany układu sił w korbowodzie (zamocowanie stopy korbowodu zmienia się z układu belki dwupodporowej w belkę jednopodporową) pęknięcie korbowodu w okolicy przejścia stopy w trzon i ma charakter zmęczeniowy (rys. 19).

Uszkodzenia wału korbowego. Doświadczenia eksploatacyjne wskazują, że uszkodzenia wałów korbowych są rzadko spotykane. Występują one w silnikach ASz-62IR i spro-

wadzają się do pęknięć wałów korbowych w płaszczyźnie otworu doprowadzającego olej do smarowania reduktora (rys. 20).

Jak wynika z badań, przypadki te dotyczyły jedynie wałów silników remontowanych awaryjnie po kapoatażu samolotu. Powstałe wówczas w wyniku przecięcia mikropęknięcia wału na krawędzi otworu (nie wykryte dostępnymi metodami defektoskopowymi w czasie remontu) były ogniskiem pęknięcia zmęczeniowego podczas dalszej pracy silnika (rys. 21).

Zapobieganie powstawaniu uszkodzeń

Z przedstawionych wyników analiz uszkodzeń silników tłokowych można wyciągnąć wnioski i zalecenia, których przestrzeganie w eksploatacji może zapobiec powstaniu uszkodzeń bądź pozwoli uniknąć ich skutków. W tym celu należy:

- przestrzegać zasad czystości podczas zalewania oleju do silnika (instalację napemniać olejem czystym i o wymaganych właściwościach fizykochemicznych),

- przed uruchomieniem silnika ściśle przestrzegać czynności przewidzianych instrukcją eksploatacji (pokręcenie smigłem, zewnętrzne podgrzanie silnika w przypadku za niskiej jego temperatury),

- przestrzegać zasad, których stosowanie wyklucza możliwość powstania uderzenia hydraulicznego lub detonacji.

Z właściwości eksploatacji zespołu cylindrowego wynika konieczność:

- przestrzegania temperaturowych zakresów pracy silnika (nieprzegrzewania głowic i oleju),

- niedopuszczania do pracy silnika w warunkach startowych bez uprzedniego jego podgrzania,

- wyłączania silnika tylko po jego ochłodzeniu,
- dbania o całość i należytą czystość żeber chłodzących głowicy,

- przestrzegania zasad obowiązujących przy wkręcaniu i wykręcaniu świec zapłonowych.

Natomiast w celu zapobieżenia uszkodzeniom układu korbowego należy:

- wykonywać próbę silnika tylko wtedy, gdy temperatura oleju na wejściu do pompy wynosi co najmniej 50°C, a temperatura głowic jest nie mniejsza niż 120°C,

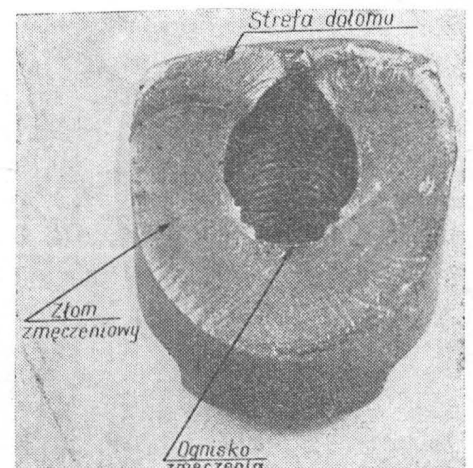
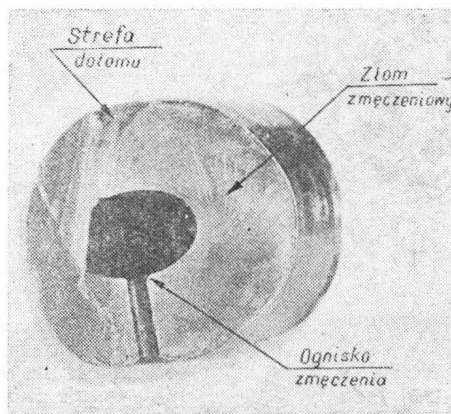
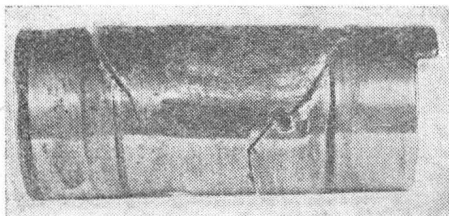
- obserwować, czy w czasie 10–15 s po uruchomieniu silnika ciśnienie oleju wzrasta do wartości większej od 3 daN/cm²; jeżeli ciśnienie będzie mniejsze — silnik należy zatrzymać i powtórnie uruchomić dopiero po ustaleniu przyczyny niesprawności i usunięciu uszkodzenia,
- nie przekraczać dopuszczalnego czasu pracy na mocy startowej.

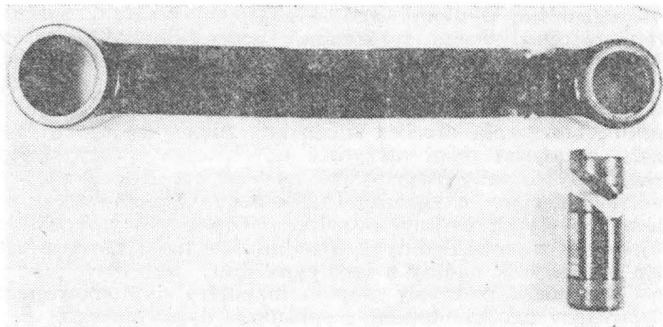
Znajomość typowych (tzn. powtarzających się) uszkodzeń elementów silników umożliwia wnikliwe ich sprawdzanie podczas wykonywania obsługi. Przykład może stanowić wykrycie w eksploatacji wojskowych statków powietrznych wielu pęknięć tulei i głowic silników ASz-62IR i ASz-82T.

Wykonywanie niezbędnych w tym celu sprawdzeń nakazywane jest wprowadzanymi biuletynami oraz zmianami czynności obsługowych w tzw. „Jednolitych zestawach obsługi technicznej”. Być może uniknięto w ten sposób wielu wypadków lotniczych. Ponadto wyniki prowadzonych w Wojskach Lotniczych analiz niesprawności i uszkodzeń silników wykorzystywane są do szkolenia całego personelu lotniczego.

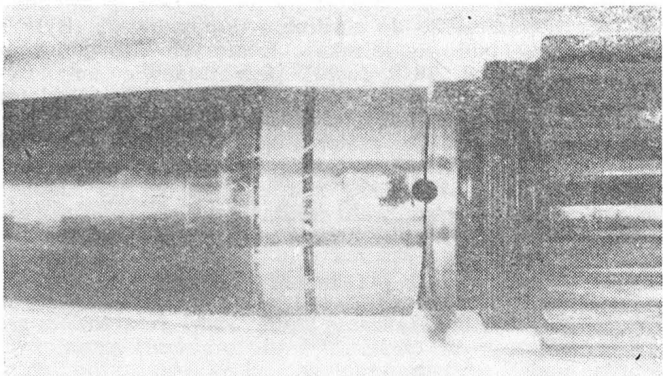
Rys. 18. Makrobudowa złomu zmęczeniowego sworznia korbowodu przyczepnego z ogniskiem usytuowanym na wrębie gwintu

Rys. 17. Pęknięcie sworznia korbowodu przyczepnego, rozwijające się w płaszczyźnie otworków doprowadzających olej: a) widok ogólny sworznia, b) makrobudowa złomu

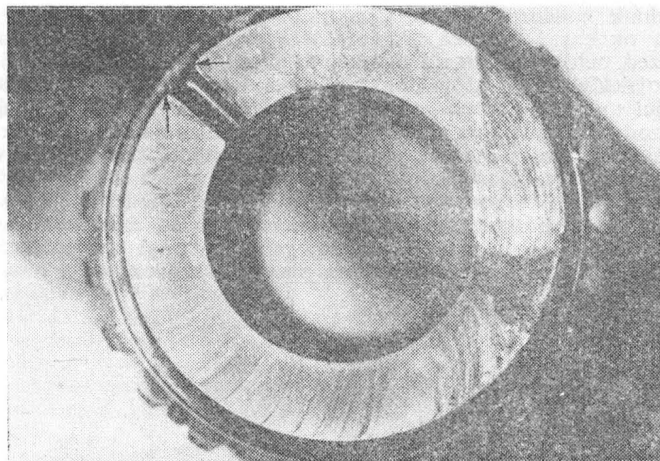




Rys. 19. Pęknięty sworzeń korbowa przyczepnego oraz pęknięcie korbowa wskutek pracy silnika z takim uszkodzeniem



Rys. 20. Pęknięcie wału korbowego silnika ASz-62IR powstałe w płaszczyźnie otworu doprowadzającego olej do smarowania reduktora



Rys. 21. Makrobudowa złomu zmęczeniowego wału korbowego

LITERATURA

1. P. S. LABAZIN: *Awiacjonnyj dwigatel ASz-62IR*. Transport, Moskwa, 1972 r.
2. M. PIŁGAS, R. SZYMANIEC: Mechanizm korbowy lotniczych silników tłokowych (na przykładzie silnika ASz-62IR). *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, styczeń 1981 r.
3. M. PIŁGAS: Uszkodzenia tłoków w silnikach lotniczych. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, marzec 1982 r.
4. M. PIŁGAS: Analiza przyczyn uszkodzeń cylindrów lotniczych silników tłokowych. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, czerwiec 1983 r.
5. Niepublikowane materiały ITWL

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Studia lotnicze Polaków na Politechnice Wolnego Miasta Gdańska 1926 ÷ 1939

Mgr MARIUSZ KONARSKI

Dzieje

Politechnikę Gdańską powołano do życia w 1904 r. pod nazwą Königlische Technische Hochschule zu Danzig. Postanowieniem Traktatu Wersalskiego przyznano uczelnię władzom Wolnego Miasta Gdańska oraz Rzeczypospolitej Polskiej. Jednakże zabiegi środowiska gdańsko-niemieckiego doprowadziły do przyznania Politechniki wyłącznie Wolnemu Miastu. Jej nazwa została zmieniona na Technische Hochschule der Freien Stadt Danzig. Obywatele polscy i niemieccy mieli otrzymać na uczelni równe prawa. Ze względu na to, że Gdańsk nie był w stanie utrzymać Politechniki z własnych zasobów, studenci polscy i niemieccy korzystali z poparcia finansowego czynników państwowych i społecznych swoich krajów. W 1922 r. w wyniku reorganizacji uczelni utworzono na Wydziale Techniki Okrętowej dodatkowy kierunek — technikę lotniczą. Na Wydziale Okrętowo-Lotniczym (Abteilung für Schiffs- und Flugtechnik) były następujące kierunki specjalizacji:

- budowa kadłubów okrętowych (Fachrichtung Schiffbau),
- budowa maszyn okrętowych (Fachrichtung Schiffsmaschinenbau),
- technika lotnicza (Fachrichtung Flugtechnik).

W tym układzie Wydział przetrwał do 1945 r. Wykłady prowadzone były w języku niemieckim. Wydział stał na bardzo wysokim poziomie nauczania, o czym mogą świadczyć nazwiska niektórych wykładowców:

- prof. K. Schütte — konstruktor półsztywnych sterowców,
- prof. G. Flügel — specjalista od mechaniki cieczy, turbin wodnych i parowych, śrub okrętowych i śmigieł lotniczych,

- prof. A. Wagner — światowej sławy statyk lotniczy,
- prof. S. Bock — szef wydziału wytrzymałościowego wytwórni samolotów Junkers i późniejszy dyrektor działu wytrzymałościowego instytutu Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt,

- prof. J. Kleinwächter — specjalista z dziedziny mechaniki lotu i wytrzymałości konstrukcji lotniczych; skrypty z jego wykładów po II wojnie światowej były używane w Polsce.

Wielu Polaków studiujących na tym Wydziale wniosło później znaczny wkład w rozwój polskiego i światowego przemysłu lotniczego.

Wydział Okrętowo-Lotniczy, kierunek technika lotnicza

Warunki przyjęcia

Warunkiem przyjęcia na ten kierunek studiów było zdanie państwowej matury i odbycie, zgodnej z przepisami Politechniki, nieprzerwanej półrocznej mechaniczno-odlewniczej praktyki warsztatowej. Egzaminu wstępnego nie było. Studia można było rozpoczynać w semestrze letnim lub zimowym bez straty półroczna. Studia były ujęte w ten sposób, aby słuchacz nie był krepowany żadnymi terminami wykonywania prac oraz składania egzaminów.

Program studiów

Pierwsze dwa lata studiów na kierunku technika lotnicza obejmowały, poza przedmiotami podstawowymi, kreślenia oraz zajęcia praktyczne (laboratoryjne). Program nauki, mimo że do półdyplomu mało różnił się od studiów na Wydziale Mechanicznym (Abteilung für Maschinenbau), to

jednak zawierał jeszcze przedmioty: budowa okrętów, teoria okrętu i statyka lotnicza. Do najpoważniejszych prac przed półdyplomem należały: obliczenia i wykonanie sześciu projektów elementów maszyn oraz laboratoria wytrzymałości materiałów, maszynowe I i elektryczne I. Jeszcze więc przed półdyplomem następowała specjalizacja w kierunku techniki lotniczej przez pokrewne przedmioty teoretyczne w połączeniu z kierunkami okrętowymi i przez statykę lotniczą. Był to jedyny przedmiot lotniczy podczas pierwszych dwóch lat studiów; występował on na czwartym semestrze. Wiele wykładów fachowych i ćwiczeń stawiało cały Wydział na bardzo wysokim poziomie naukowym i praktycznym.



Rys. 1. Siedziba polskiego „Bratniaka” studentów politechniki w Gdańsku przy Heeresaugere 11. Zdjęcie z 1932-04-07 z dekoracją z okazji wyborów do władz miejskich

Dwa ostatnie lata studiów to wykłady i ćwiczenia, przeważnie specjalne z dziedziny budowy samolotów i silników lotniczych oraz związanych z tym przedmiotów. Należy tu wymienić: meteorologię i prognozowanie pogody, aerodynamikę ogólną i wyższą, teorię śmigła i projektowanie śmigła, naukę o oporze i sile nośnej, mechanikę lotu, budowę samolotów, elementy konstrukcyjne samolotu i ich statykę, projektowanie samolotów oraz ewentualnie laboratorium aerodynamiczne. Ponadto obowiązywały przedmioty rzadko spotykane w programach studiów polskich politechnik: angielski dla inżynierów, nauka o kalkulacji czy koszty wytwarzania i handlowe. Na Wydziale były liczne zbiory pomocy naukowych oraz Instytut Hydromechaniki i Aerodynamiki. Do najpoważniejszych prac na trzecim i czwartym roku studiów należały: laboratorium maszynowe II, prace laboratoryjne w Instytucie Hydrodynamiki i Aerodynamiki oraz wykonanie trzech projektów z obliczeniami, np. projektu silnika lotniczego względnie zaliczenie rocznych prac w laboratorium spawalniczym, projektu śmigła lotniczego i głównego projektu z dziedziny budowy samolotów.

Egzaminy na kierunku technika lotnicza

Tytuł inżyniera dyplomowanego (Diplom Ingenieur) — odpowiednik dzisiejszego magistra inżyniera — uzyskiwano przez egzamin półdyplomowy (Diplom-Vorprüfung) oraz egzamin główny dyplomowy (Diplom-Hauptprüfung). Egzamin półdyplomowy można było rozłożyć na dwie części. Do pierwszej części można było zgłosić się najwcześniej po trzech semestrach (1,5 roku) od chwili rozpoczęcia studiów. Przerwa między obydwiema częściami egzaminu półdyplomowego mogła trwać od 1 do 3 semestrów (półroczny).

Egzaminu częściowego nie zaliczano przy jednej ocenie niedostatecznej, zaś na egzaminie całościowym zakres powtórki uzależniony był od decyzji Wydziału. Po raz trzeci egzamin z niezdanego przedmiotu zdawać można było wyjątkowo za zgodą Senatu. W przypadku niezdanego egzaminu przepadały całe studia na obranym kierunku. Przy zgłoszeniach do egzaminów kandydaci składali zaświadczenia o odbyciu w zakładach pracy wymaganych praktyk. Na wynik egzaminu składały się oceny z ćwiczeń i ocen z poszczególnych przedmiotów na egzaminie ustnym. Po zdaniu egzaminu półdyplomowego kandydat otrzymywał świadectwo zawierające wynik ogólny oraz oceny: ogólną z ćwiczeń i poszczególne z przedmiotów wchodzących w zakres egzaminu ustnego.

Egzamin główny dyplomowy obejmował ustalone przedmioty dla danego kierunku studiów. Pewne odchylenia były dopuszczalne jedynie za zezwoleniem Wydziału. Do egzaminu głównego dyplomowego można było zgłosić się najwcześniej po dwóch semestrach studiów, licząc od terminu zaliczenia egzaminu półdyplomowego, lecz nie wcześniej niż po 8 semestrach, czyli po 4 latach studiów. Na wynik głów-

nego egzaminu dyplomowego składały się oceny z zaliczonych ćwiczeń, ocena wykonanej przez kandydata pracy dyplomowej oraz oceny z egzaminu ustnego z ustalonych przedmiotów. Pracę dyplomową z projektowania samolotu należało wykonać terminowo w ciągu 3 miesięcy. W przypadku otrzymania stopnia niedostatecznego, za zgodą Wydziału kandydat mógł otrzymać nowy temat pracy dyplomowej. Dyplomant otrzymywał następujące dokumenty:

- świadectwo z egzaminu głównego dyplomowego, zawierające wynik ogólny z ćwiczeń, ocenę pracy dyplomowej, oceny z poszczególnych przedmiotów na egzaminie ustnym oraz wynik ogólny z tego egzaminu,

- dokument nadający stopień inżyniera dyplomowanego, zawierający ogólny stopień z egzaminu dyplomowego,

- jeżeli kandydat zdał egzamin dodatkowy z wybranych przedmiotów, stwierdzano to w oddzielnym zaświadczeniu.

Podczas studiów wymagane było odbycie co najmniej 26 tygodni praktyk w specjalistycznych fabrykach; warunkowały one dopuszczenie do egzaminu dyplomowego. Były to praktyki przy budowie silników lotniczych lub pojazdów mechanicznych (ok. 16 tygodni), przy budowie samolotów (ok. 12 tygodni) i ewentualnie przy eksploatacji samolotów na lotnisku. Brano również pod uwagę udział w kursach szybowcowych i pilotażu motorowego (który trwał ok. jednego roku). Na praktykach trzeba było prowadzić praktykancki dziennik warsztatowy z opisem w języku niemieckim wykonanych przez praktykanta prac, ze szkicami maszyn oraz wykonywanej obróbki.

Instytut Hydrodynamiczny i Aerodynamiczny

Wydział Okrętowo-Lotniczy miał swój instytut hydroaerodynamiczny. W części hydrodynamicznej prowadzono badania modeli wodnosamolotów i pływaków lotniczych.

Do badań za pomocą powietrza używany był początkowo tunel z dyszą o średnicy 1100 mm. Maksymalna prędkość przepływu powietrza w tym tunelu wynosiła początkowo 37 m/s, a po zamontowaniu nowego śmigła wzrosła do 50 m/s. Poza tym laboratorium miało do dyspozycji odśrodkową sprężarkę powietrzną o napędzie elektrycznym, która mogła dostarczyć maks. 2 m³/s powietrza przy sprężu powietrza 1:2. Sprężarka ta dostarczała powietrza dla różnych podłączonych urządzeń badawczych. Z reguły stosowano ją jako ssącą, ale była też stosowana jako sprężarka ciśnieniowa. Przewidziano też podłączenie do niej małego tunelu aerodynamicznego z przeznaczeniem dla bardzo dużych prędkości przepływów. Tunel ten służył do badań, które były nie do przeprowadzenia w większym tunelu ze względu na jego małą prędkość przepływu strumienia powietrza. Instytut nie był przeznaczony do przeprowadzania ćwiczeń zbiorowych, jak to miało miejsce np. w innych laboratoriach Politechniki. Głównym jego zadaniem nie było nauczanie, lecz prowadzenie badań. Instytut dostępny był dla studentów zainteresowanych teorią i techniką przepływów, którzy mieli sposobność przeprowadzania tam małych prac badawczych jako ćwiczeń, co zaznajamiało ich z naukową techniką doświadczalną. Większe prace badawcze mogły być przeprowadzane jako prace dyplomowe i doktorskie.

Zrzeszenie Studentów Polaków Wydziału Lotniczego Politechniki Gdańskiej

Na Politechnice Gdańskiej istniało Zrzeszenie Studentów



Studenten zum Verlassen der Hochschule auf, und diese leiteten der Anforderung „Dolen raus!“ in allen Hört- und Zeichenfällen

Rys. 2. Wyrzucanie Polaków z Politechniki Gdańskiej. Reprodukacja z gazety *Danziger Vorposten* z lutego 1939 r.

Polaków Wydziału Lotniczego należące do Związku Polskich Kół Naukowych Politechniki Gdańskiej. Związek reprezentował interesy swych członków wobec władz uczelni i miarodajnych kół naukowych, uzgadniał akcje kół naukowych i był pomocny w staraniach o praktyki. Staral się także o subwencje dla wszystkich zrzeszonych kół naukowych. Zadaniem Zrzeszenia, jak i kół naukowych było popieranie i ułatwianie kolegom zdobywania wiedzy w zakresie techniki i nauk pokrewnych. W tym celu Zrzeszenie urządziło wycieczki naukowe, utrzymywało bibliotekę fachową, w której znajdowały się czasopisma lotnicze, polskie i zagraniczne, rysunki, modele, skrypty, prace projektowe i obliczeniowe. Urządzono także wypożyczalnię kosztownych przyborów rysunkowych i laboratoryjnych. Zrzeszenie zajmowało się także załatwianiem swym członkom praktyk fabrycznych, stypendiów oraz przydziałem miejsc w domu „Bratniej Pomocy” Zrzeszenia Studentów Polaków Politechniki Gdańskiej. Miało to wielkie znaczenie zwłaszcza dla nowo wstępującego studenta. Pomoc taka była niezbędna ze względu na nieznaną dotychczas sytuację panującą na Politechnice oraz nieznaną dotychczas sytuację niemiecką. Tak samo specjalny charakter studiów, polegający na wielkiej swobodzie w wyborze terminów odrabiania obowiązkowych prac i egzaminów, wymagał rady i pomocy starszych kolegów.

Działalność Zrzeszenia Studentów Polaków Wydziału Lotniczego skupiała się na Politechnice w polskiej sali lotniczej (jednej z pięciu sal, jakie Polacy mieli do dyspozycji na uczelni). Sala była przyozdobiona polskim godłem państwowym i polskim sztandarem. Pomieszczenie było wyposażone w obrotowe deski rysownicze i specjalnej długości stoły kreślarskie, ze względu na kreślenie linii okrętowych oraz wykonywanie innych rysunków, również o większych wymiarach. W sali lotniczej znajdował się także fachowy księgozbiór oraz czasopisma lotnicze.

Poza salą lotniczą na Politechnice, Zrzeszenie korzystało z pomieszczeń w Polskim Domu Akademickim „Bratniej Pomocy”, gdzie miał również pomieszczenie polski Aeroklub Gdański, z którym łączyła Zrzeszenie serdeczna i stała współpraca. Aeroklub powstał zresztą z inicjatywy członków Zrzeszenia już w 1929 r., początkowo jako Akademicki Aeroklub Gdański, a od 1932 r. przemianowany na Aeroklub Gdański i dostępny dla wszystkich zainteresowanych lataniem. Ze względu na bardzo szeroką działalność Zrzeszenia, należeli do niego nie tylko studenci Wydziału Lotniczego, ale także Wydziału Mechanicznego i Elektrycznego specjalizujący się w zagadnieniach lotniczych.

Rok 1939 na Politechnice Gdańskiej

Na przełomie lat 1938/39 władze uczelni i studenci niemieccy spod znaku swastyki bojkotowali polskich studentów. Polaków wyrzucano z sal wykładowych, kreślarni i z gmachu Politechniki uniemożliwiając tym samym dalsze studia. Interwencje polskich władz nie odnosiły skutku. Znamiennie były wypadki m.in. w kreślarni lotniczej, gdzie w czasie zajęć zabarykadowała się grupa polskich studentów. Niemcy po rozbiciu części drzwi wrzucili petardę, a następnie wdarli się do środka bijąc Polaków, ze szczególną pasją niszcząc ich prace i dewastując wnętrze. Mimo że niektórzy studenci byli w trakcie wykonywania pracy dyplomowej i zdawania egzaminów dyplomowych (jak np. Gerard Ranozek, Stanisław Petruszewicz i Witold Spychalski) i po zajęciach usiłowali uzyskać jeszcze zgodę władz Politechniki na ukończenie studiów, zgody takiej im nie udzielono. Jedynym znanym wyjątkiem był student Wydziału Maszynowego Lech Dziemiański, ostatni Polak, który uzyskał dyplom w czerwcu 1939 r. Wkrótce po tym został przez Niemców aresztowany.

1 września 1939 r. o godzinie 4.45 oddziały SS i policji gdańskiej obsadziły obok innych gmachów w Gdańsku — Dom Akademicki „Bratniej Pomocy”.

Polscy studenci kierunku technika lotnicza na Politechnice Gdańskiej w latach 1929÷1939

1. Antes Rudolf — dyplom 1935 r., po wojnie dyrektor techniczny W.P.K. w Katowicach,
2. Błaszak Feliks — los nieznany,
3. Bachleda Curus Józef — 1940÷1945 w PSP*) w 307 Dyw. Myśl.,
4. Chybowski Jan — półdyplom, żołnierz AK, zmarł podczas wojny,
5. Czupryński Witold — prezes Koła Studentów Polaków Pol. Gd., pilot wojskowy,
6. Danielewicz Stefan — dyplom 1936 r., w ITL w Warszawie, po wojnie w WSK Okęcie,

*) PSP — Polskie Siły Powietrzne.

7. Dyrgała Ryszard — dyplom 1938 r., 1940÷1945 w PSP,

8. Dzwonkowski Kazimierz — półdyplom, w 1938 r. ukończył Politechnikę Warszawską, w IBTL, w PLL LOT, w PZL WP-2 w Mielcu, 1945÷1947 w PLL LOT,

9. Frąckowiak Witold — dyplom 1938 r., w ITL, w niewoli niemieckiej, 1946÷1950 w LWL w Łodzi,

10. Gaudyn Józef — 1940÷1942 w PSP, zginął,

11. Jasiak Jan — po wojnie ukończył Polit. Gd.,

12. Kamiński Kazimierz — w 1947 r. ukończył Polit. w Gliwicach,

13. Kukucki Janusz — w 1939 r. w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie,

14. Leja Wiktor — dyplom czerwiec 1936 r., w KCSP 1936÷1939 i od 1945 r., 1953÷1959 dyrektor techniczny PLL LOT,

15. Machnicki Zbigniew — półdyplom, los nieznany,

16. Meyer Ludwik — półdyplom, w PZL WS-1 w Warszawie,

17. Ossowski Brunon — 1940÷1945 oficer techniczny w PSP, w 1948 r. ukończył Uniwersytet Londyński,

18. Petruszewicz Stanisław — półdyplom, po 1945 r. w przemyśle lotniczym Kanady,

19. Pokorski Witold — los nieznany,

20. Pozowski Stanisław — półdyplom, ukończył Politechnikę Lwowską w 1939 r., 1940÷1945 pilot w PSP, konstruktor i inż. doświadczalny oraz przedstawiciel firmy Rolls Royce, zmienił nazwisko na Edmund,

21. Prashill Stefan — 1940÷1942 pilot w PSP (301 Dyw. Bomb.), zginął,

22. Prusakiewicz Lech — dyplom 1938 r., w PZL WP-1 Warszawa, w PZL WP-2 w Mielcu,

23. Psuja Mieczysław — 1940÷1941 w PSP, zginął,

24. Rajski Józef — ukończył Polit. Gliwicką w 1947 r.,

25. Radziwiłł Konstanty — ukończył w czasie wojny Uniwersytet Litewski w Wilnie,

26. Ranozek Gerard — półdyplom, w lotnictwie wojskowym w 24 esk. 1940÷1945 w PSP w 307 Dyw. Myśl., w 1949 r. ukończył Polit. Londyńską,

27. Siemianowski Michał — dyplom 1936 r., w przemyśle lotniczym do 1939 r.,

28. Spychalski Witold — półdyplom, po wojnie w Pafawagu,

29. Stasierowski Jan — los nieznany,

30. Sztark Zdzisław — zginął w 1939 r.,

31. Swidowicz Bogdan — półdyplom, 1940÷1945 w PSP w 315 Dyw. Myśl., w 1947 r. ukończył Uniwersytet Londyński, w 1950 r. otrzymał dyplom mgr inż. Polit. Warszawskiej,

32. Swiderski Antoni — dyplom 1936 r., od 1945 r. w przemyśle lotniczym Kanady,

33. Wichura Stanisław — dyplom 1938 r., w przemyśle lotniczym, zginął w 1939 r.,

34. Winiecki Tadeusz — los nieznany,

35. Zawadzki Stefan — dyplom 1937 r.

Studenci wydziałów Mechanicznego i Elektrycznego specjalizujący się w technice lotniczej

1. Drygas Heliodor — pilot i prezes Aeroklubu Gdańskiego zginął w wypadku lotniczym w 1932 r.,

2. Grott Stefan — ukończył Wydział Mechaniczny. Oficer techniczny PSP na Zachodzie. Związany z przemysłem lotniczym początkowo we Francji, a następnie w Anglii. Obecnie mieszka w Anglii,

3. Jereczek Edmund — szef techniczny Aeroklubu Gdańskiego. W czasie wojny bohater przelotu z Kępy Oksywiejskiej do Szwecji na RWD-13. Pilot w PSP,

4. Kosko Eryk — ukończył Wydział Mechaniczny ze specjalizacją lotniczą. W biurze konstrukcyjnym PZL w Warszawie, potem w Instytucie Technicznym Lotnictwa, redaktor działu miesięcznika *Technika Lotnicza*. Od 1940 r. w przemyśle lotniczym Kanady, wykładowca uniwersytetów w Ottawie i Carleton,

5. Łabiszewski Adam — pilot i sekretarz Aeroklubu Gdańskiego, 1940÷1945 w PSP,

6. Matheus Antoni — pilot i kierownik Aeroklubu Gdańskiego 1927÷1937, po wojnie kierownik Aeroklubu Gdańskiego, kierownik ZUA,

7. Płoszek Rudolf — ukończył Wydział Mechaniczny ze specjalizacją silniki lotnicze. W PZL w Warszawie, następnie w PZL WP-2 w Mielcu. 1940÷1945 oficer techniczny PSP. Po 1945 r. w przemyśle lotniczym w Anglii i Kanadzie,

8. Ratajski Ziemowit — ukończył Wydział Elektryczny. 1940÷1945 oficer techniczny PSP,

9. Siedlecki Zbigniew — działacz Aeroklubu Gdańskiego, 1940÷1945 oficer techniczny PSP.

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

A. Glass: Inwazja mikroprocesorów w lotnictwie	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja szybowców na świecie; Największe międzynarodowe regularne przewozy lotnicze w 1984 r. (członków IATA); Produkcja motoszybowców na świecie; Wartość produkcji kanadyjskiego przemysłu lotniczego (mln dol. kan.); Ceny samolotów służbowych w 1985 r.	3
J. Stanisławski: Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (I)	4
T. Gajewski: Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu silnika odrzutowego na strukturę swobodnego przepływu wlotowego	6
PROTOTYPY: Short Brothers Shorts 450	9
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Sport lotniczy (I)	10
KARTOTEKA TLiA: Edgley EA-7 Optica	11
Mil Mi-26	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: W. Stafiej: Aspekt obliczeniowy usterzenia szybowca w układzie T	15
A. Adamowicz, M. Pigłás: Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (II)	18
M. Konarski: Studia lotnicze Polaków na Politechnice Wolnego Miasta Gdańska 1926÷1939 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROJEKTY: PZL-126 Mrówka	II okł.
Aeritalia-Partenavia P86 Mosquito	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty Douglas C-47 Dakota Mk II i C.47A — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Głuski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikułszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Miśiorek, 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. 0445-1300/86. Nakład 6650 egz.

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

Cena pojedynczego egz. zł 100.—

Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

STANISŁAWSKI J.: Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (I). TLiA, t. XLI, 1986, nr 7, s. 4

Przedstawiono wpływ zmian charakterystyk masowo-szywnościowych na częstotliwości własne łopaty. Porównano czułość częstotliwości własnych na zmiany poszczególnych parametrów łopaty.

GAJEWSKI T.: Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu silnika odrzutowego na strukturę swobodnego przepływu wlotowego. TLiA, t. XLI, 1986, nr 7, s. 6

Przedstawiono metodę modelowania i analizy swobodnego przepływu wlotowego pozwalającą określić, od jakiej odległości od ziemi nie występuje wpływ ziemi na przepływ.

STAFIEJ W.: Aspekt obliczeniowy usterzenia szybowca w układzie T. TLiA, t. XLI, 1986, nr 7, s. 15

Przedstawiono podstawowe obliczenia usterzenia o układzie T i zasadnicze różnice w stosunku do usterzenia klasycznego.

ADAMOWICZ A., PIGŁÁS M.: Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (II). TLiA, t. XLI, 1986, nr 7, s. 18

W artykule opisano typowe uszkodzenia silników tłokowych oraz przedstawiono ich wpływ na bezpieczeństwo latania.

KONARSKI M.: Studia lotnicze Polaków na Politechnice Wolnego Miasta Gdańska 1926÷1939. TLiA, t. XLI, 1986, nr 7, s. 21

Przedstawiono organizację i przebieg studiów lotniczych, działalność Zrzeszenia Studentów Polskich, usunięcie Polaków z uczelni w 1939 r. oraz wykaz polskich studentów.

CONTENTS

STANISŁAWSKI J.: Studies on the possibility to avoid resonance of a helicopter rotor blade by modification of its parameters (I). TLiA, vol. XLI, 1986, No 7, p. 4

Influence of modifications in mass-stiffness characteristics on natural frequencies of the rotor blade has been shown. A comparison between sensitivities of the natural frequencies to modification in individual rotor blade parameters has been made.

GAJEWSKI T.: Analysis of the influence of reaction engine air intake height above ground on the structure of free inlet air flow. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 7, p. 6

A method of modelling and analysis of the free inlet air flow has been shown. This method makes it possible to determine the minimum height of a reaction engine air intake above ground for the effect of ground on the inlet air flow to be neglectable.

STAFIEJ W.: Analytical approach to design of T-shaped tail unit of a glider. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 7, p. 15

Basic calculations of a T-shaped tail unit have been presented with pointing out essential differences in comparison with such analysis made for conventional designs.

ADAMOWICZ A., PIGŁÁS M.: Analysis of failures of aircraft piston engines (II). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 7, p. 18

Typical failures of piston engines have been described and their impact on flight safety has been presented.

KONARSKI M.: Aeronautical studies of Poles at the Free-City of Gdańsk University of Technology in 1926÷1939. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 7, p. 21

Organization and course of aeronautical studies, activity of the Polish Students' Association, relegation of Poles from the University in 1939, and list of Polish students have been presented.

Współpraca między kołami SIMP i SITK

Z inicjatywy zarządów Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa i Koła SIMP przy PLL LOT 21 stycznia 1986 r. odbyło się wspólne zebranie poświęcone współpracy w zakresie wymiany informacji i organizowania imprez lotniczych. Spotkanie odbyło się w PLL LOT. Ze strony SITK w spotkaniu udział wzięli: kol. Kazimierz Szumielewicz — przewodniczący Koła, kol. Lidia Ekert — wiceprzewodnicząca, kol. Barbara Zalewska — skarbnik, kol. Marcin Fortuński, kol. Andrzej Karpowicz, zaś ze strony SIMP kol. Tadeusz Kurczyk — przewodniczący Koła, kol. Andrzej Jaśkiewicz — skarbnik, kol. Bogdan Kłos, kol. Ryszard Lewandowski. Ponadto w obradach wzięli udział: kol. Stanisław Orczykowski — przewodniczący Koła przy Szefostwie Techniki Lotniczej oraz kol. Henryk Kot — przewodniczący Koła SITK przy Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk.

Po przyjęciu wspólnej uchwały o współpracy, w drugiej części spotkania odbyła się prezentacja symulatora KTS-II 62-N2 przez mgr. inż. pil. Tadeusza Kossobudzkiego, który udzielił technicznych informacji oraz przedstawił symulację lotu przez Atlantyk zadaną sytuacją awaryjną (w czasie pracy symulatora istnieje możliwość zadawania 122 usterek) w treningu załogi liniowej.

T. Kurczyk

Odczyt pt. „Kierunki rozwoju transportu lotniczego”

6 marca br. w Domu Technika NOT w Warszawie odbył się odczyt pt. „Kierunki rozwoju transportu lotniczego”, zorganizowany przez Sekcję Lotniczą Oddziału Warszawskiego SIMP przy współudziale Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa. Odczyt opracował i wygłosił znany działacz społeczny SITK, wieloletni przewodniczący Koła SITK przy PLL LOT inż. Kazimierz Szumielewicz.

Ze względu na bardzo ciekawe zagadnienia wydaje się celowe wymienienie głównych tez odczytu oraz niektórych danych liczbowych.

● Transport lotniczy w zintegrowanym systemie komunikacji. Wg przeprowadzonej analizy przewozów różnymi środkami lokomocji w latach 1920–1980, ich procentowy udział w poszczególnych latach kształtował się następująco:

- w 1920 r. 40% — kolej, 20% — samochody, 40% — inne środki lokomocji; przewozów lotniczych nie notowano,
- w 1950 r. 18% — kolej, 60% — samochody, 15% — autobusy, 5% — inne środki lokomocji, 2% — samoloty,
- w 1980 r. 10% — kolej, 68% — samochody, 15% — autobusy, 7% — samoloty.

● Światowy system transportu lotniczego. Przewozy lotnicze pasażerów w ostatnim dziesięcioleciu w światowym systemie transportu lotniczego przedstawiały się następująco:

- w 1975 r. — 534 mln pasażerów (dynamika 3,8%),
- w 1980 r. — 748 mln pasażerów (dynamika 0,8%),
- w 1984 r. — 795 mln pasażerów (dynamika 4%),
- w 1984 r. — 832 mln pasażerów (dynamika 4,6%),
- w 1985 r. — 899 mln pasażerów (dynamika 9% — szacunkowo).

Jednocześnie obserwuje się rozwój komunikacji regionalnej (dowozowej). Rozwój towarzystw lotniczych, stan samolotów oraz liczba przewiezionych pasażerów w latach 1983 i 1984 na przykładzie Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej przedstawiały się następująco:

- w 1983 r. było 196 towarzystw lotniczych, 1545 samolotów komunikacyjnych i przewieziono 21,8 mln pasażerów,
- w 1984 r. były 203 towarzystwa lotnicze, 1747 samolotów komunikacyjnych i przewieziono 26,1 mln pasażerów.

● Zasady i program inwestowania warunkiem rozwoju transportu lotniczego. Inwestycje sprzętowe w komunikacji lotniczej na świecie (bez Chin i ZSRR) zmieniły się; wzrosła liczba samolotów komunikacyjnych:

- w 1975 r. eksploatowano 8213 samolotów komunikacyjnych,
- w 1984 r. eksploatowano 9190 samolotów komunikacyjnych.

Prognozy popytu w 1984 r. były następujące: zamówiono 234 samoloty szerokokadłubowe oraz 422 samoloty normalnokadłubowe. Ponadto na lata 1984–1985 przewidywano popyt na samoloty w wysokości 150 mld dol. US (wg oceny szacunkowej), a w tym:

- 9% na samoloty 125-miejscowe,
- 39% na samoloty od 125 do 150 miejsc,
- 38% na samoloty od 150 do 300 miejsc,
- 14% na samoloty powyżej 300 miejsc.

● Transport lotniczy w Polsce. Udział komunikacji lotniczej w systemie transportowym kraju wynosi obecnie od 0,04% do 0,05%. Stan taboru lotniczego (samolotów komunikacyjnych) przedstawia się następująco:

- 9 samolotów Il-18 (średni wiek 22 lata),
 - 16 samolotów An-24 (średni wiek 13 lat),
 - 7 samolotów Tu-134A (średni wiek 13 lat),
 - 7 samolotów Il-62M (średni wiek 6 lat).
- Ogólne zużycie samolotów wynosi ok. 70%.

Wyniki finansowe w latach 1979 i 1984 przedstawiały się następująco:

- w 1979 r. wpływy wynosiły 7,091 mld zł, zaś akumulacja 1,542 mld zł,
- w 1984 r. wpływy wynosiły 23,125 mld zł, zaś akumulacja 7,896 mld zł.

Warto jeszcze nadmienić, że w 1981 r. w Ministerstwie Komunikacji deficyt pochodzący z usług przewozowych wynosił 46 mld zł, zaś PLL LOT miały w tym czasie saldo dodatnie w wysokości 3 mld zł. Przewiduje się popyt przewozowy na lata 1986–1989 w wysokości 3,1–4 mln pasażerów.

W podsumowaniu stwierdzono, że rozwój komunikacji lotniczej w Polsce nie jest zsynchronizowany z potrzebami, brak jest bowiem zaplecza, infrastruktury i samolotów.

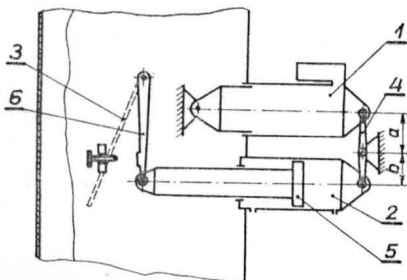
Temat wywołał ożywioną dyskusję oraz pytania. Odpowiedzi były ilustrowane przykładami.

W drugiej części zebrania wyświetlono kolorowy film o wystawie lotniczej w Farnborough.

T. Kurczyk

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pt. Urządzenie do zdalnego sterowania wydatkiem wysiewanych materiałów sypkich (autor H. Załęski). Wzór rozwiązuje zagadnienie zdal-



nego sterowania wysiewanych materiałów sypkich przez rolniczy statek powietrzny.

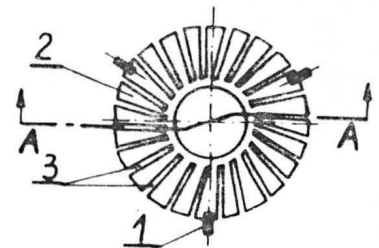
Urządzenie składa się z uruchamianego z kabiny pilota mechanizmu 1 oraz z siłow-

nika pneumatycznego 2 otwierającego i zamykającego kłapy dozownika 3. Mechanizm 1 jest połączony szeregowo przez dźwignię dwuramienną 4 z siłownikiem pneumatycznym 2, którego tłoczyisko 5 jest połączone przez dźwignię jednoramienną 6 z kłapami dozownika 3, przy czym stosunek ramion a i b dźwigni dwuramiennej 4 jest tak dobrany, aby siła osiowa mechanizmu 1 była większa o minimum 10% od siły maksymalnej siłownika 2.

Skrót opisu rozwiązania, chronionego prawem zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 16/1985, w klasie B65D, pod nrem W. 73460.

● Centrum Techniki Okrętowej zgłosiło do ochrony w Urzędzie Patentowym PRL wzór użytkowy na dyszę do rozpylania czynnika gaśniczego (autor: R. Marczyński). Dysza rozwiązuje zagadnienie skutecznego, równomiernego zraszania znacznej powierzchni.

Dysza składa się z korpusu i łapek 1 oraz talerzyka 2 o zmniejszającej się grubości w kierunku obwodu dyszy, który ma wycięcia 3 w postaci rowków usytuowanych skośnie do jego promienia.



Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 4/1985 w klasie A62C i B05B pod nrem W. 72089.

POTEZ XXV

