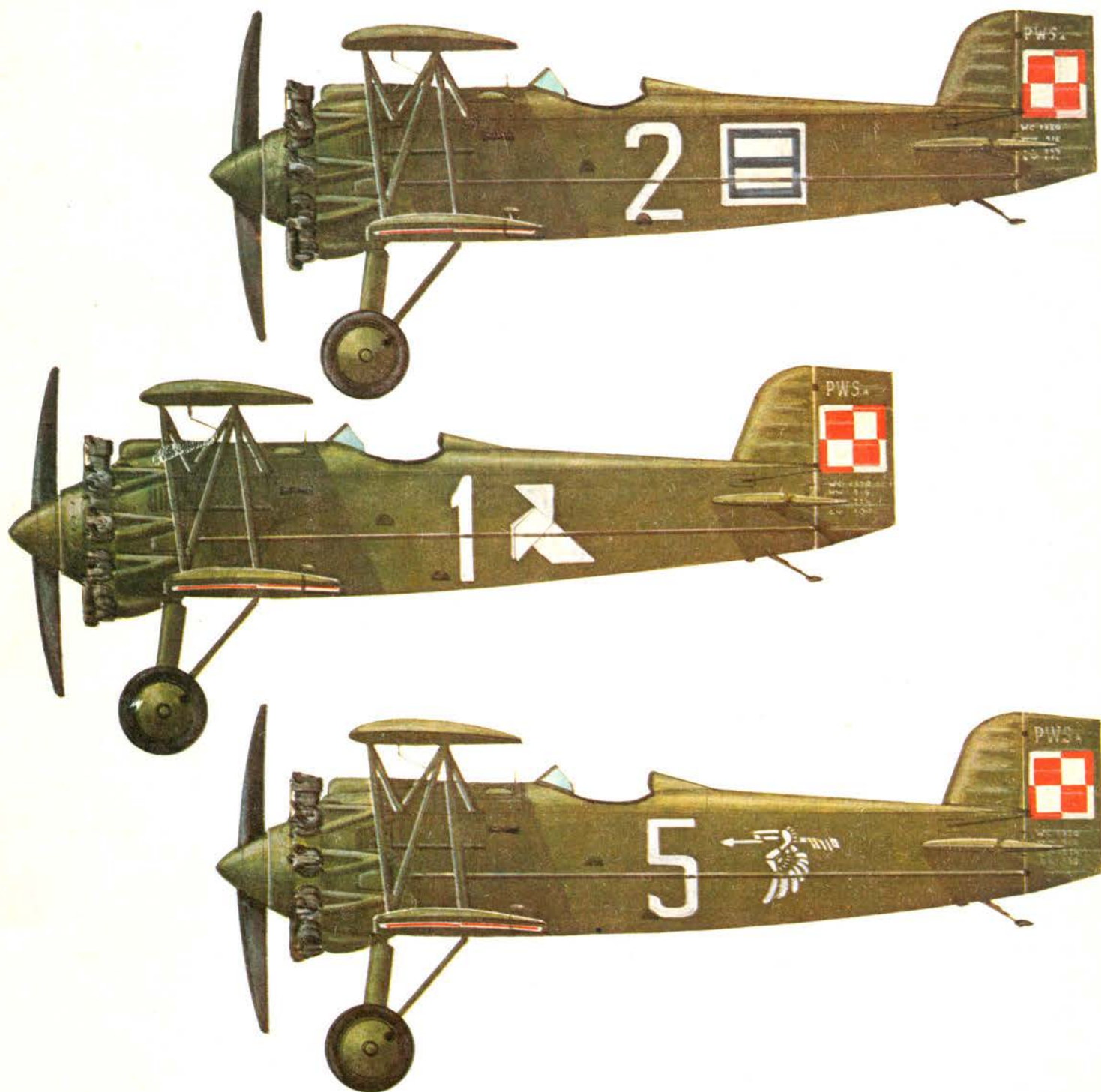


TECHNIKA

2'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



AAC A.20 Wamira • Australia •

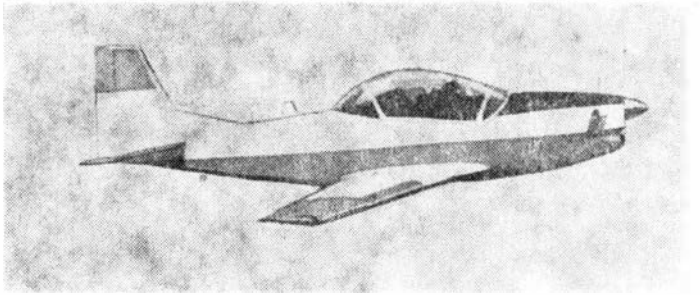
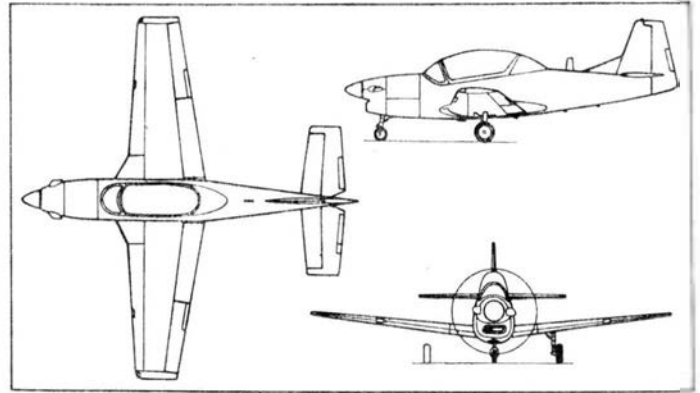
Samolot turbośmigłowy do szkolenia podstawowego

Zjednoczenie lotnicze Australian Aircraft Consortium (w którego skład wchodzi firmy CAC, GAF i Hawker de Havilland) opracowało odmianę A.20 samolotu A.10, który ma spełniać brytyjskie wymagania AST 412 na samolot do podstawowego szkolenia, tj. następcę samolotu Jet Provost. A.20 różni się od samolotu A.10 — który ma wykonać pierwszy lot na początku 1985 r. — układem kabiny: zgodnie z wymaganiami AST 412 wprowadzono układ tandem, przy czym siedzenie tylne jest podwyższone w stosunku do przedniego. Zmiana układu kabiny nie wymaga przedłużenia kadłuba, ponieważ w projekcie A.10 były przewidziane dwa dodatkowe miejsca w tylnej części kabiny. Samolot będzie napędzany turbinowym silnikiem śmigłowym Pratt Whitney PT6A-25D o mocy startowej 560 kW (760 KM) ze śmigłem o średnicy 2,29 m. Współczynniki obciążenia wynoszą +7 i -3 g.

W przypadku wyboru przez RAF samolotu A.20, będzie on produkowany w W. Brytanii, w całości lub częściowo (RAF potrzebuje 155 samolotów). Przewiduje się, że w budowie oprzyrządowania produkcyjnego będzie uczestniczyła jedna z firm brytyjskich.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,00 m
Długość	10,10 m
Wysokość	3,51 m
Powierzchnia nośna	20,00 m ²
Rozstaw kół	4,00 m
Baza podwozia	3,10 m
Masa własna z wyposażeniem	1446 kg
Masa paliwa	446 kg
Masa podwieszeń	600 kg
Masa do startu maks.	2100 kg



Prędkość maks. na wysokości 4575 m	443 km/h
Prędkość przelotowa	309 km/h
Prędkość podejścia	105 km/h
Wznoszenie maks.	15,5 m/s
Pułap praktyczny	9936 m
Długość startu na 15 m	310 m
Długość lądowania z 15 m	360 m
	W.K.

PROTOTYPY

Lake Renegade • USA •

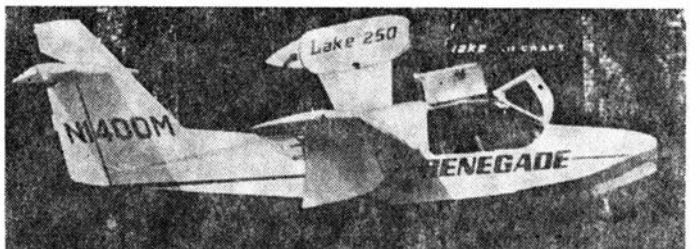
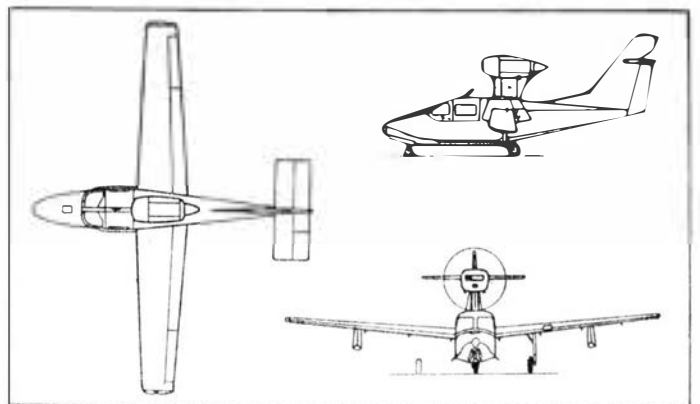
Lekka wielozadaniowa amfibia z silnikiem tłokowym

Firma Lake Aircraft (Floryda) zakończyła próby lekkiej wielozadaniowej amfibii, napędzanej silnikiem tłokowym Renegade 250. Jest to najnowsza z serii lekkich amfibii produkowanych przez firmę od 1948 r. Pierwsza była amfibia dwumiejscowa z silnikiem o mocy 110 kW (150 KM), a następna — czteromiejscowa z silnikiem o mocy 133 kW (180 KM), którą w 1970 r. wyposażono w silnik o mocy 147 kW (200 KM), nadając jej równocześnie nazwę Buccaneer. Renegade jest dalszym etapem w rozwoju tej serii — ma przedłużony kadłub z sześcioma miejscami (łącznie z miejscem pilota) i silnik Lycoming IO-540-C4B5 o mocy 185 kW (250 KM) z trójłopatowym śmigłem Hartzell z końcówkami typu Q (zapewniającymi mniejszą hałaśliwość). Kabina o długości 3,15 m z fotelami w trzech rzędach i bagażnikiem na 90 kg może być łatwo zamieniona na pomieszczenie towarowe o wygodnym dostępie dzięki otwieranym do góry kłapom. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi od 204 do 340 l w zależności od wersji.

Renegade może być używany na liniach lokalnych — jako samolot pasażerski i towarowy — do celów ratunkowych, do patrolowania oraz do kontroli tam i linii energetycznych. Cena podstawowa, bez wyposażenia, wynosi 161 000 dol., lecz przewidywany jest jej wzrost.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,58 m
Długość	8,58 m
Wysokość	3,05 m
Powierzchnia nośna	15,79 m ²
Masa własna	839 kg
Masa paliwa maks.	699 kg
Masa do startu i lądowania maks.	1383 kg
Prędkość przelotowa na 75% mocy	244 km/h
Prędkość przeciągnięcia	89 km/h
Wznoszenie maks.	4,6 m/s



Pułap praktyczny	3810 m
Długość startu na 15 m	
na lądzie	268 m
na wodzie	380 m
Długość lądowania z 15 m	
na lądzie	186 m
na wodzie	230 m
Zasięg z maks. ilością paliwa	1760 km
Długostrwałość lotu maks.	7,2 h
	W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL LUTY 1985

TECHNIKA

2'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

○ wypadkach lotniczych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Do najczęstszych wypadków lotniczych należą te, które są spowodowane lekceważeniem zasad mechaniki lotu. Dlatego spróbujemy przypomnieć główne przyczyny niektórych z nich.

O holowaniu lotni i spadochronów

Wszyscy znający podstawy mechaniki lotu wiedzą, że płatowiec (samolot, szybowiec, lotnia itp.) może być stateczny podłużnie i kierunkowo, lecz nie ma samoczynnej stateczności poprzecznej. Istnieją tylko dwie możliwości wyjscia z przechyłu. Jedna — to zareagowanie lotkami, druga — to tzw. stateczność boczna. Jeśli płatowiec się przechyli i zacznie się ślizgać na skrzydło, to powietrze opływające go z boku natrafi na usterzenie pionowe i spowoduje zakręt w kierunku ślizgu. Natomiast jeśli skrzydła płatowca będą miały wznios, to powietrze działając na oba skrzydła wytworzy większą siłę nośną na skrzydło, na które się płatowiec ślizga, gdyż z powodu wzniosu skośny (boczny) opływ powietrza będzie oddziaływać na to skrzydło pod większym kątem natarcia niż na drugie skrzydło. Siła nośna, unosząc to skrzydło do góry, spowoduje powrót płatowca do lotu poziomego, tylko że na nowym kierunku lotu. Czyli samoczynna zmiana kierunku lotu w stronę przechyłu likwiduje przechył. Są to podstawowe wiadomości z mechaniki lotu.

A jak jest ze statecznością poprzeczną w locie na holu? Mogą ją dać tylko lotki. A co się dzieje podczas przechyłu lotni czy spadochronu typu latające skrzydło, gdy są holowane na linie za samochodem. Przy zwisie na skrzydło, czyli przechyłu, nie mogą zmienić kierunku lotu w stronę przechyłu. Wchodzą w ślizg i schodzą w bok od kierunku holowania. I wówczas zaczyna się uniestateczniające działanie holu. Lina ciągnie lotnię czy spadochron w stronę przeciwną do ślizgu, a tym samym uniemożliwia zmianę kierunku lotu (która spowodowałaby zmniejszenie się przechyłu) i powoduje pogłębianie się przechyłu i ślizgu. Wówczas dalszy przebieg lotu jest oczywisty. Lotnia (spadochron) pogłębiając ślizg dochodzi do ziemi i finał jest tragiczny. Czasem ratunkiem może być wczesne wyczepienie się. Lecz nagły brak siły holującej zazwyczaj powoduje spadek siły nośnej i przeciągnięcie. Zaś zbyt mała wysokość lotu nie wystarcza na rozpędzenie. Należy ponadto zaznaczyć, że najsilniejszy szkodliwy wpływ liny holującej występuje wówczas, gdy lotnia czy spadochron wzniosą się dość wysoko i kąt liny jest stromy.

Wniosek jest prosty. Lot holowany lotni czy spadochronu jest bezpieczny tylko wtedy, gdy lina jest prawie pozioma (równoległa do ziemi), czyli gdy lotnia czy spadochron są na 1÷2 m nad ziemią. Stosowanie samochodu do holu stwa-

rza niebezpieczeństwo spowodowania większej szybkości lotu, a wzrost siły nośnej da w wyniku wznoszenie. Dlatego jedyny bezpieczny hol — to hol na linie ciągniętej przez 4÷6 osób. Nie zachodzi wówczas obawa zbyt szybkiego i zbyt silnego holowania. Automatycznym hamulcem są ograniczone możliwości fizyczne i zmęczenie. Lot holowany na lotni nisko nad ziemią może być jeszcze bezpieczniejszy, jeśli zastosuje się metodę inż. Moldenhawera, czyli na końcach skrzydeł lotni zamocowane są linki, a biegnący pomocnicy trzymają ją. Wówczas można w pełni zabezpieczyć się przed zwisem i ślizgiem.

Nieprzestrzeganie zasad wyżej opisanych spowodowało już kilka wypadków.

O przeciągnięciach

Każdy pilot wie dobrze, że przeciągnięcie należy do bardzo niebezpiecznych stanów lotu, zwłaszcza gdy dochodzi do niego na małej wysokości, czyli nie istnieje możliwość wyprowadzenia z niego. Sposobów wprowadzenia samolotu w przeciągnięcie jest wiele. Wymieńmy te, które ostatnio były przyczyną poważnych wypadków lotniczych.

Lot z prędkością minimalną nawet na samolocie ze słotami nie jest bezpieczny na małej wysokości. Natomiast próba wykonania zakrętu na takiej prędkości musi się skończyć przeciągnięciem, gdyż w zakręcie wartość prędkości minimalnej jest większa, czyli niezbędne jest zwiększenie prędkości lotu. Nawet dla Wilgi przy wychylenych klapach na wyprowadzenie z takiego przeciągnięcia potrzeba ok. 130÷140 m wysokości. Sprawa wydaje się oczywista nawet dla początkujących pilotów, a jednak była przyczyną wypadku doświadczanego pilota.

Podstawowym warunkiem równowagi lotu samolotu jest jego prawidłowe wyważenie, czyli położenie środka ciężkości we właściwych granicach. Każdy uczeń pilotażu dobrze wie, że zbyt tylne wyważenie, poza granicę dopuszczalną, ma jednoznaczny skutek: samolot zadziera do góry, aż do przeciągnięcia. Załadowanie samolotu powyżej dopuszczalnej wartości przede wszystkim grozi tylnym wyważeniem, a zwłaszcza w samolocie An-2, w którym kabina pasażerska znajduje się w dużej części za skrzydłem, a niemal w całości za jedną czwartą ciężki płata, gdzie z reguły w samolotach znajduje się środek ciężkości. Sprawa należy do elementarnych zasad mechaniki lotu i jest znana każdemu pilotowi. A jednak zdarzają się wypadki spowodowane tym błędem.

Przepisy nie bez powodu zakazują wykonywania ewolucji na małej wysokości. Np. przeciągnięcie można osiągnąć przez rozpędzenie samolotu w locie nurkowym, a następnie

cd. na s. 2



CHINY

● Latem 1984 r. goszczono, na zaproszenie władz, samolot British Aerospace BAe-146-100. Między innymi podpisano umowę o podwykonawstwie — w Harbinie produkowane będą drzwi komór podwozia tego samolotu. Podczas chińskiego tournée BAe-146 z 44 pasażerami na pokładzie wylądował, a następnie wystartował z Lhasy (stolica Tybetu) położonej na wysokości 3551 m n.p.m. (A. et C. 1013)



FINLANDIA

● Na wrzesień 1985 r. zapowiedziano rozpoczęcie prób w locie samolotu Valmet L-80TP Turbo Trainer, będącego turbośmigłową wersją L-70 Militrainera, napędzaną silnikiem Allison 250-B17D o mocy 264,7 kW. (A. et C. 1014)



FRANCJA

● W dniach 10÷14 września 1984 r. odbył się w Tuluzie 14. Międzynarodowy Kongres Nauk Lotniczych (ICAS), zorganizowany przez Francuskie Stowarzyszenie Aeronautyczne i Astronautyczne (AAAF). (A. et C. 1013)



HOLANDIA

● Jak oświadczył minister obrony, Holandia jest zainteresowana udziałem w rozwoju przyszłego europejskiego samolotu bojowego (EFA), który stałby się w tym kraju następcą F-16, produkowanych licencyjnie. (A. et C. 1014)



INDIE

● Potwierdzono decyzję zakupu dla Indian Airlines 12 Boeingów 757, a dla Air India — 6 Airbusów A.310-300. (A. et C. 1012)



IRAK

● Na początku września 1984 r. wylądował myśliwcem F-4 Phantom pilot irański, który poprosił o azyl polityczny. (A. et C. 1013)



IZRAEL

● Przekazano bezpłatnie do USA 12 myśliwców IAI Kfir, które posłużą tam mają do celów treningowych, wykorzystane przez US Navy. (A. et C. 1013)



JAPONIA

● Pomimo znacznych ograniczeń budżetowych, władze przewidują zwiększenie dotacji na rozbudowę portów lotniczych, m.in. na drugą fazę budowy kontrowersyjnego od lat portu tokijskiego Narita. (A. et C. 1013)

● Rozważano przewóz drogą powietrzną plutonu z Francji. Przewóz plutonu drogą morską wywołał liczne kontrowersje. (A. et C. 1013)



W. BRYTANIA

● Władze państwowe przerwały obsługę przez śmigłowce połączeń między londyńskimi portami lotniczymi Heathrow i Gatwick, uzasadniając decyzję względami ochrony środowiska (hałas nad miastem). (A. et C. 1008)

● Według badań Civil Aviation Authority, możliwość poniesienia śmierci podczas katastrofy śmigłowca jest pięciokrotnie większa niż na pokładzie samolotu. W wyniku zarządzonego wprowadzenia w śmigłowcach dodatkowych środków bezpieczeństwa. (A. et C. 1008)



USA

● McDonnell Douglas nakreślił plan rozwoju swej nowej filii, jaką od grudnia 1983 r. jest znana wytwórnia śmigłowców

Hughes Helicopters. Planuje się m.in. utworzenie w Mesa (Arizona) ośrodka badawczo-rozwojowego, który zajmie się najnowszymi technikami, oraz drugiego w Culver City (Kalifornia), w którym będzie się pracować nad poprawą efektywności produkcji przedsiębiorstwa. Prace nad nowymi technikami prowadzone będą głównie pod kątem śmigłowca bojowego AH-64 Apache (już produkowany; ostatnio zaproponowano jego wersję morską) i lekkiego wojskowego śmigłowca przyszłości LHX. (A. et C. 1011)

● Jakkolwiek zakończenie produkcji samolotów Grumman A.6 Intruder przewiduje się na 1985 r., jeszcze długo mają być one podstawowym samolotem bombardującym US Navy. Na początek przyszłego dziesięciolecia planuje się ich modernizację, przy czym dostawy unowocześnionych wersji mają zakończyć się ok. 2000 r. (A. et C. 1011)

● Rozpoczęto próby w locie nowego systemu odsysania warstwy przyściennej, opracowanego przez McDonnell Douglas. Polega on na tym, że pokrycie jest perforowane mikroskopijnymi otworkami (0,063 mm — 5000 otworków na cm²). Kształtowane następnie na gorąco arkusze pokrycia klejone są do pofalowanej warstwy materiału kompozytowego — wgłębienia fałd stanowią kanały odsysające. Na skrzydle samolotu C-140 JetStar zamontowano fragment takiego pokrycia o długości 2,13 m i szerokości 0,6 m. Przewiduje się, że zmniejszenie oporu, jakie nastąpi w wyniku praktycznego zastosowania tego systemu, pozwoli zmniejszyć zużycie paliwa o ok. 25%. Informacje o tym systemie pojawiły się w prasie lotniczej w maju 1982 r., obecnie badania prowadzi NASA. (A. et C. 1013)



ZSRR

● Jak oświadczył w Farnborough, we wrześniu 1984 r., przedstawiciel Aviaeksportu, śmigłowce Mi-26 produkowane są od pewnego czasu seryjnie i użytkowane do celów cywilnych, m.in. na Syberii. Obecnie zamierza się eksportować ten największy śmigłowiec świata (masa użyteczna 20 Mg i 25 Mg przy krótszym zasięgu); nawiązano m.in. kontakt z Bristow Helicopters. Dostawy oferowane są od 1986 r. (A. et C. 1014)

● Kategorycznie odrzucono protest Szwecji, jakoby myśliwiec Su-15 ścigał nad terytorium tego kraju samolot Airbus A.300 linii lotniczych Scanair z 276 pasażerami na pokładzie. (A. et C. 1012 i 1014)

cd. ze s. 1

wykonanie tzw. górki. Efektowne wznoszenie fascynuje pilota do momentu, gdy prędkość obniży się nadmiernie i samolot przejdzie ponownie do lotu nurkowego. Przy zbyt małej wysokości lotu, np. poniżej 100 m, z reguły samolotu nie zdąży się wyprowadzić przed zderzeniem z ziemią.

Błędem, który popełniają piloci odruchowo jest próba powrotu na lotnisko, gdy silnik zawiedzie podczas wznoszenia się przy starcie. Wyłączenie się silnika podczas wznoszenia powoduje natychmiastową utratę prędkości lotu i grozi przeciągnięciem. Szybkie oddanie drążka sterowego może uratować sytuację. Oczywiście konsekwencją jest próba łą-

dowania poza lotniskiem, często w terenie zabudowanym. Pilot ma jednak wówczas możliwość wyboru miejsca zetknięcia się z przeszkodami lub ziemią, co przy samolocie lekkim jest sytuacją o nie największym stopniu niebezpieczeństwa. Natomiast podjęcie decyzji powrotu na lotnisko, czyli próba wykonania zakrętu, zawsze kończy się przeciągnięciem samolotu, wejściem w korkociąg i kraksą. Jest to ewentualność dużo gorsza.

Ponieważ najpoważniejsze wypadki lotnicze, jakie miały miejsce w ubiegłym roku, były spowodowane głównie lekceważeniem zasad mechaniki lotu — pozwoliliśmy sobie przypomnieć powody prowadzące do wypadków.

STATYSTYKA LOTNICTWA



Produkcja i ceny samolotów lokalnego transportu

nazwa	Liczba miejsc	Silniki	Moc		Produkowany od roku	Zbudowano do 30.6.83, szt.	Cena w 1984 r., US dol.
			kW	KM			
TŁOKOWE							
Pilatus Britten Norman BN2B Islander	10	Lyco 0-540F	2 x 191	2 x 260	1967	> 1 000	313 450
Piper PA-31 T-1020 Commuter	11	Lyco T10-510U	2 x 258	2 x 350	1981	10	...
Britten Norman Trislander	18	Lyco 0-540E	2 x 191	2 x 260	1971	72	750 000
TURBOSMIGLOWE							
GAF N22B/24A NOMAD	17	All 250-B17C	2 x 294	2 x 400	1975	158	...
Piper PA-1 T-1040	11	PT6A-11	2 x 368	2 x 500	1982	14	...
Boeing 6-300 Twin Otter	20	PT6A-27	2 x 455	2 x 620	1965	810	...
Beech Airlines C99	17	PT6A-36	2 x 526	2 x 715	1981	40	1 680 000
Embraer EMB-110 Bandeirante P2	20	PT6A-34	2 x 552	2 x 750	1977	35	1 870 000
BAe Jetstream 31	9/18	TPE331-10 V	2 x 662	2 x 900	1982	12	...
CASA C-212CC Commuter	28	TPE331-501	2 x 662	2 x 900	1971	> 250	...
Fairchild Metro 111-41	22	TPE331-11	2 x 736	2 x 1000	1969	265	2 145 000
Beech 1900	21	PT6A-65B	2 x 810	2 x 1100	1982	...	2 737 000
Fairchild Metro IIIA	22	PT6A-45R	2 x 810	2 x 1100	1981	1	2 285 000
Shorts 330	30	PT6A-45A	2 x 881	2 x 1198	1976
Shorts 360	36	PT6A-65R	2 x 977	2 x 1327	1981
Embraer EMB-120 Brasilia	30	PW 115	2 x 1100	2 x 1500	1983	1	4 580 000
Saab-Fairchild SF-340	35	CT7-E	2 x 1180	2 x 1600	1983	4	6 250 000
Boeing 8 Dash 8	36/39	PW 120	2 x 1471	2 x 2000	1983	4	...
Fokker F-27	56	Dart 7-535	2 x 1574	2 x 2140	1955	> 700	...
Boeing 7-102 Dash 7	50	PT6A-50	4 x 824	4 x 1120	1975	94	...
BAe 740 Intercity	50	Dart 7-535	2 x 1677	2 x 2280	1960	374	...

Źródło: Flying Buyers Guide 1984

Brytyjski przemysł lotniczy

I. Wartość produkcji brytyjskiego przemysłu lotniczego w mln £

Rok	Samoloty	Silniki	Wypozażenie	Sprzęt kosmiczny	Łącznie wartość produkcji	Wartość sprzedaży netto
1977	1106	808	661	41	2528	2239
1978	1107	925	856	34	2923	2581
1979	1073	1030	929	85	3118	2669
1980	1790	1267	1406	112	4576	3978
1981	2028	1468	1678	123	5299	4509
1982	2184	1536	1748	179	5649	4879

II. Eksport brytyjskiego przemysłu lotniczego w mln £

Rok	Samoloty i części	Silniki i części	Pociski raketowe	Opony lotnicze	Awionika	Przyszpokł.	Wypozaż. naziemne	Spadochrony	Fotele i inne wypos.	Razem
1977	493	432	26	3	13	57	10	1	—	1038
1978	550	495	24	3	14	60	19	1	—	1170
1979	588	551	23	3	10	72	18	1	—	1269
1980	887	740	24	4	15	86	14	2	—	1775
1981	1310	998	20	5	16	145	28	2	19	2547
1982	1602	1172	61	5	24	152	55	3	31	3110
1983	1835	966	61	5	24	189	75	2	34	3194

III. Główne rynki zbytu brytyjskiego sprzętu lotniczego W 1983 r. (wartość eksportu w mln £)

Samoloty i części		Silniki i części	
kraj	wartość	kraj	wartość
RFN	404	USA	318
Włochy	146	Arabia Saud.	133
USA	129	RFN	73
Francja	93	Holandia	53

IV. Eksport brytyjskich silników lotniczych w 1983 r.

Silniki	Szt.	Wartość, mln £
Nowe	544	302
Remontowe	838	243
Części	—	420
Razem		966

Źródło: SBAC News 242

V. Zatrudnienie w brytyjskim przemyśle lotniczym 1977 ÷ 1982

Rok	Liczba pracowników
1977	219 250
1978	214 900
1979	204 381
1980	229 821
1981	249 863
1982	230 961

VI. Zatrudnienie w brytyjskich wytwórniach lotniczych w 1984 r.

Wytwórnia	Liczba pracowników
II. Płatowce	
British Aerospace	53 050
— Civil Division (Hatfield, Bristol, Prestwick)	(15 100)
— Warton Division	(16 950)
— Weybridge Division	(21 000)
Shorts	6 200
Westland	8 900
— East Gves (poduszkoce)	(1 500)
Razem	68 150
III. Silniki	
Rolls Royce	42 000
III. Rakiety	
BAe Dynamics	21 700
Thorn EMI	8 900
Razem	30 600
IV. Wypozażenie i osprzęt	
Dowty (hydraulika)	8 000
Dunlop (opony)	2 400
Lukas (automatyka)	10 000
Martin Baker (fotele wystrz.)	1 000
Plessey (hydraulika i awionika)	...
Smith Industries (pil. autom.)	4 456
Razem	> 25 856
V. Awionika	
Cossor	2 100
Ferranti	9 410
Marconi Avionics	10 250
Marconi Comp.	10 650
Racal	3 500
Razem	35 910
Łącznie	> 202 500

Źródła: Farnborough International' 84, Press Information, SBAC

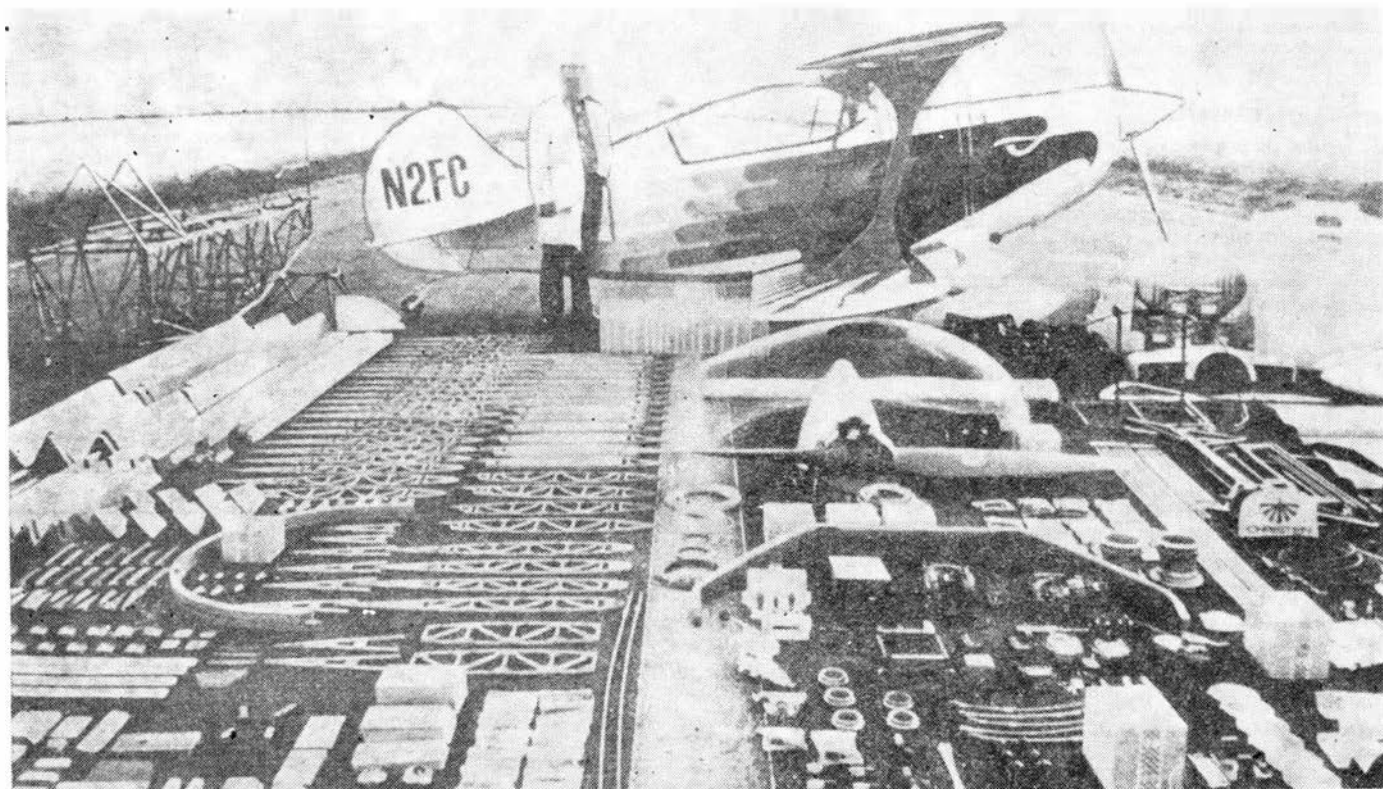
A. G.

Montaż samolotu amatorskiego Eagle II

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Ukazujące się w lotniczej prasie informacje o zlotach samolotów amatorskich odbywających się za granicą fascynują liczbą uczestniczących w nich samolotów. Lecz czy to są samoloty amatorskie w takim samym rozumieniu tego określenia co u nas? U nas samoloty amatorskie przeważnie

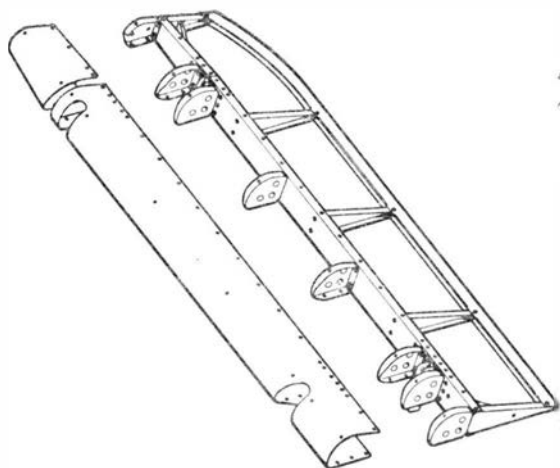
powstają w zupełnie inny sposób niż w naszym kraju. Konstruktorzy z odpowiednią wiedzą fachową projektują i budują prototyp, który przechodzi próby państwowe. Następnie powstaje wytwórnia lotnicza, która podejmuje produkcję zestawów (zwanymi kit) zawierających wszystkie



Rys. 1. Zestaw części do samolotu Eagle II

są projektowane przez budowniczego samolotu, on zdobywa materiały do budowy i całkowicie ją wykonuje. Tymczasem tzw. samoloty amatorskie w krajach uprzemysłowio-

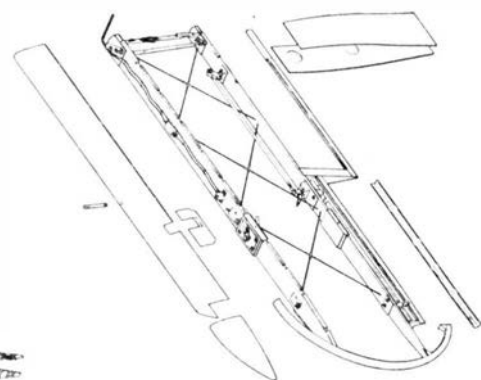
elementy potrzebne do montażu, wykonane metodami przemysłowymi z odpowiednią kontrolą techniczną. Tzw. konstruktor amator wykonuje tylko czynności montażowe przy budowie skrzydeł, kadłuba itp.



Rys. 2. Lotka



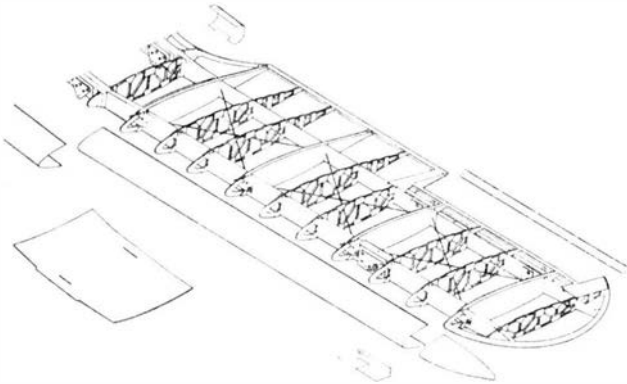
Rys. 3. Żebra



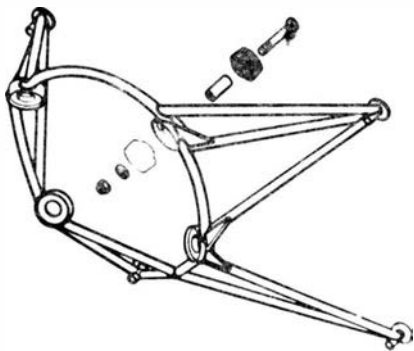
Rys. 4. Dźwigary

Rozpatrzmy ten problem na przykładzie dwumiejscowego dwupłata akrobacyjnego Christen Eagle II. Amator zakupuje zestaw części (wraz z zespołem napędowym) za 48 tys.

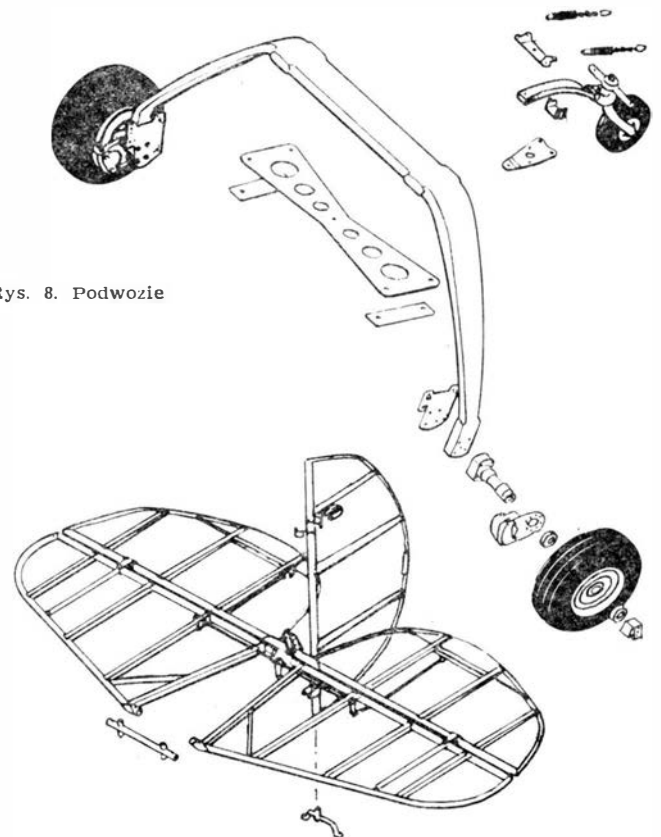
żebra nawlekane na dźwigary można zakupić gotowe, lub można sklejać z elementów. Montując szkielet skrzydła cięgnami usztywnia się przestrzeń międzydźwigarową, zakłada



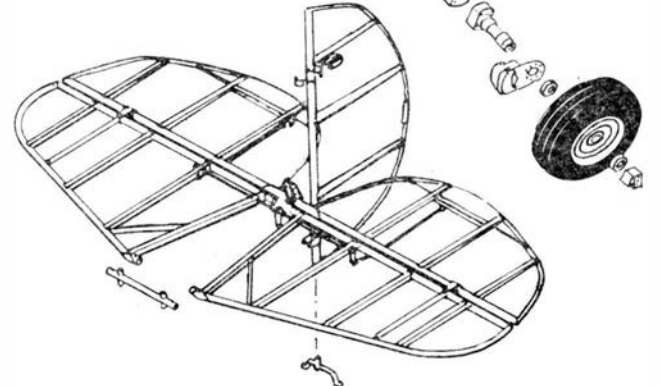
Rys. 5. Szkielet skrzydła



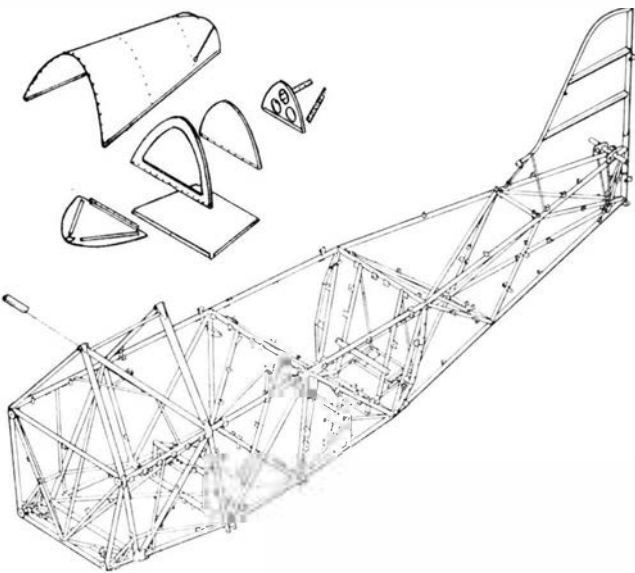
Rys. 6. Łoże silnika



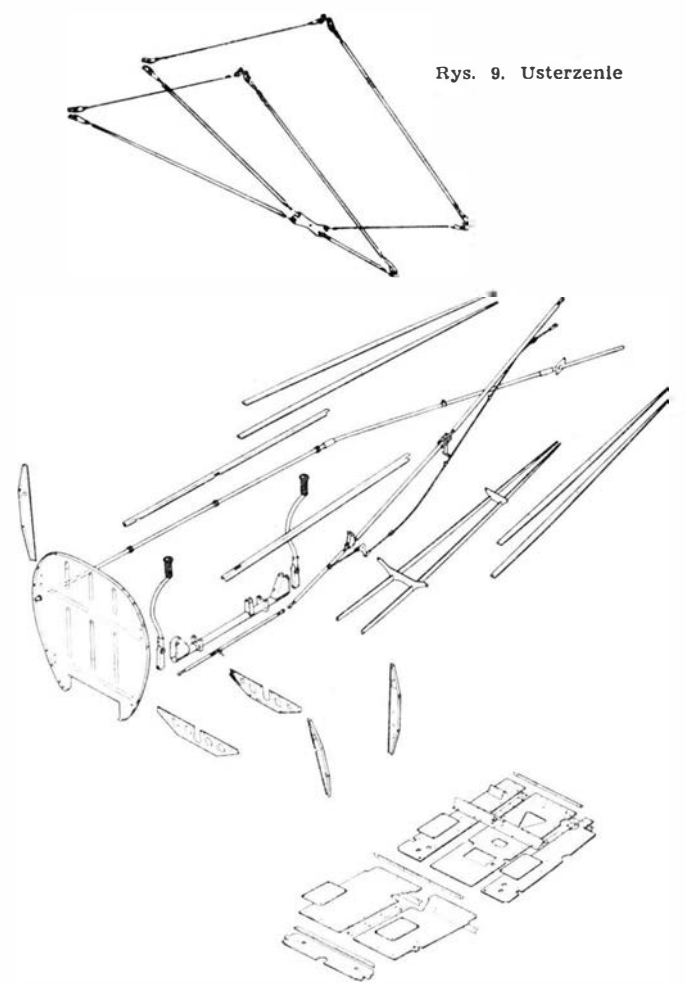
Rys. 8. Podwozie



Rys. 9. Usterzenie



Rys. 7. Kratownica kadłuba



Rys. 10. Układ sterowania sterem wysokości

dol. i na jego montaż zużywa 1880 h (jest to czas pracy tego, kto pierwszy raz buduje samolot). Istnieje możliwość (i konieczność) zakupienia podręczników budowy i ewentualnie taśm magnetowidowych za kilkaset dol. oraz zestawu narzędzi za 1600 dol.

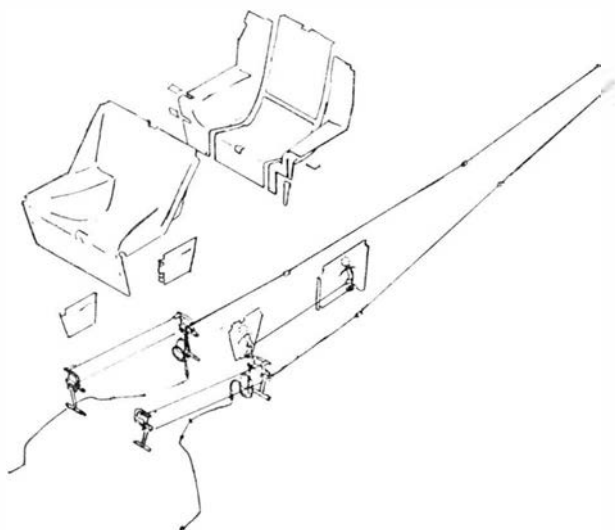
Budowa skrzydła. Z elementów duralowych nituje się lotki, wierząc uprzednio otwory. W gotowych dźwigarach drewnianych wierci się otwory i mocuje okucia. Drewniane

noski skrzydła i popychacze napędu lotek. Pracochność: montaż 4 lotek — 20 h, wykonanie żeber do obu płatów — 180 h, montaż skrzydeł dolnych — 155 h, górnych 185 h.

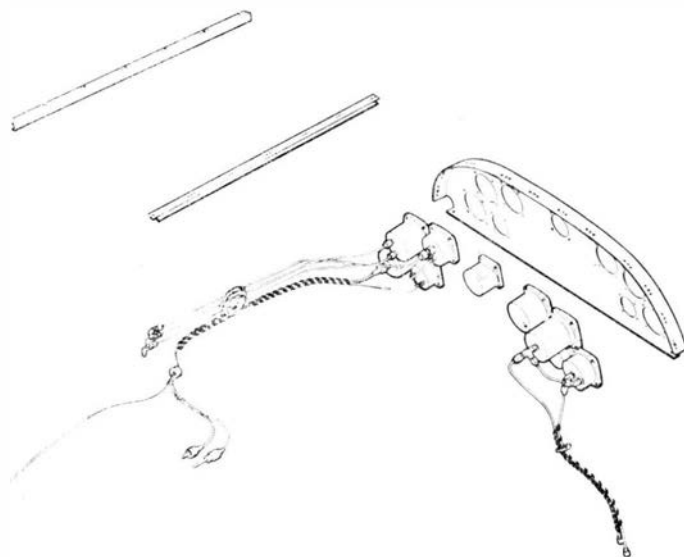
Kadłub. Stalowa, spawana kratownica kadłuba wraz ze

układu sterowania sterem wysokości, kierunku, klapką wyważającą i silnikiem — zabiera 115 h.

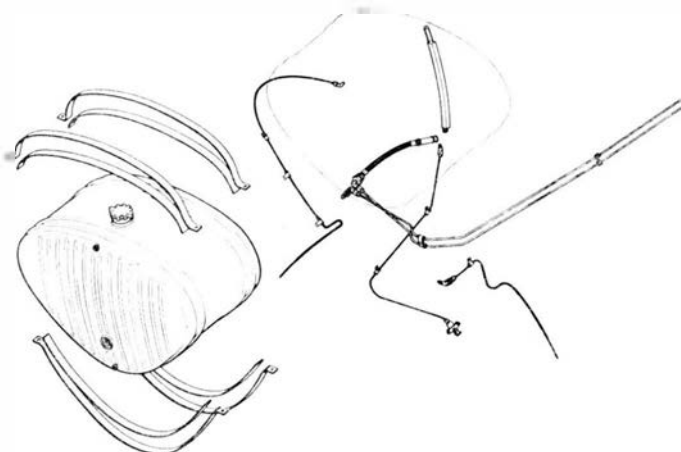
Układ paliwowy. Montaż zbiornika paliwa, przewodów paliwowych i zaworu paliwa zajmuje 30 h.



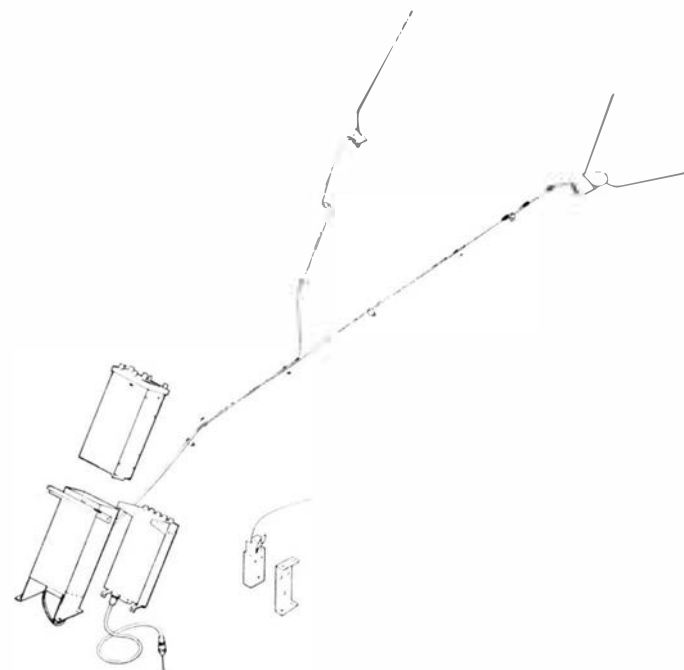
Rys. 11. Układ sterowania sterem kierunku



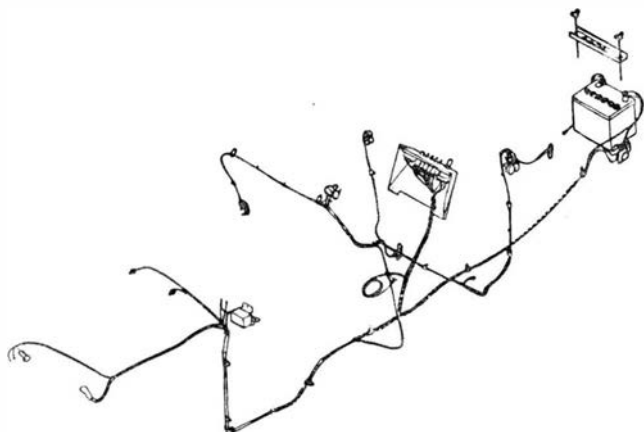
Rys. 14. Tablica przyrządów



Rys. 12. Instalacja paliwowa



Rys. 15. Instalacja radiowa



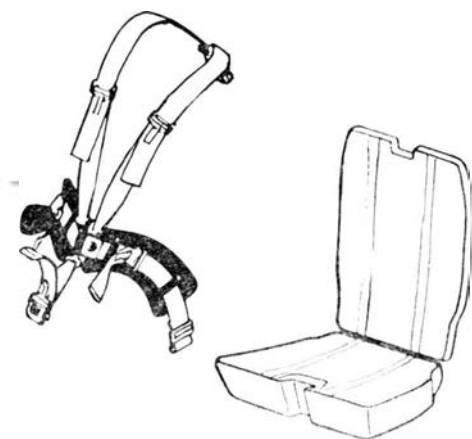
Rys. 13. Instalacja elektryczna

statecznikiem pionowym wykonywana jest przez wytwórnię. Przygotowanie kadłuba do dalszego montażu zajmuje 10 h.

Podwozie. Stalowe podwozie wykonane w wytwórni montuje się w ciągu 15 h.

Usterzenie. Stalowe spawane stery i stateczniki usztywnione cięgnami do kadłuba oraz blaszana nitowana góra tyłu kadłuba montowane są w ciągu 50 h.

Układ sterowania i elementy kadłuba. Montaż podłogi w kabine, blaszanej stalowej ściany ogniowej, półwreg podkadłubowych i listew oprofilowania, blaszanych foteli oraz



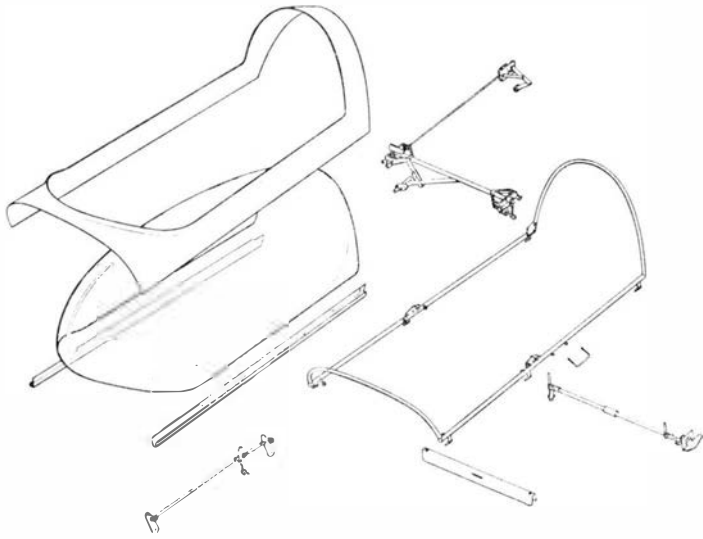
Rys. 16. Poduszka fotela i pasy

Instalacja elektryczna. Zabudowa akumulatora, przewodów i wyłączników zabiera 30 h.

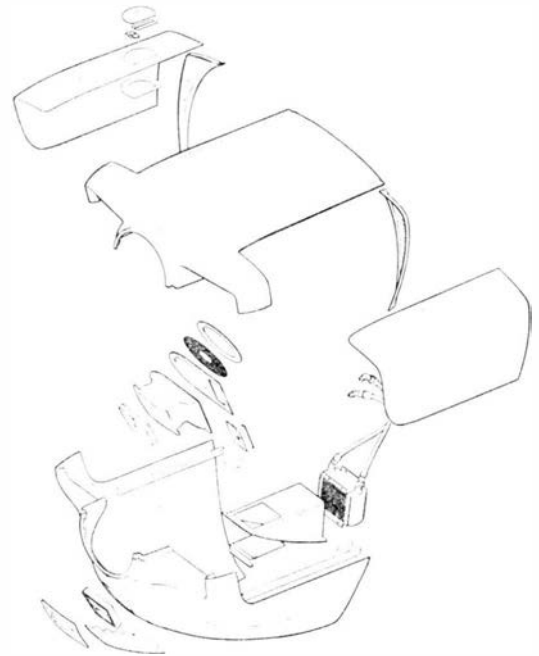
Przyrządy pokładowe. Montaż tablicy przyrządów i instalowanie przyrządów zajmuje 16 h.

dzenia sygnalizującego o miejscu przymusowego lądowania — 3 h.

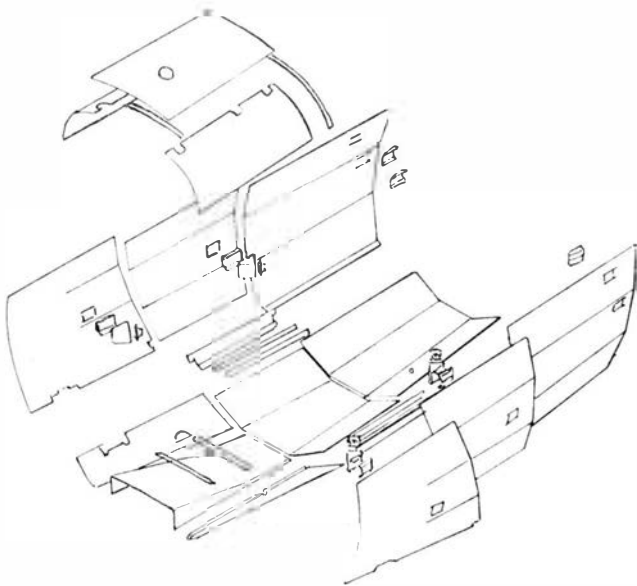
Pasy bezpieczeństwa i poduszki foteli. Wykonanie poduszek i montaż pasów — 15 h.



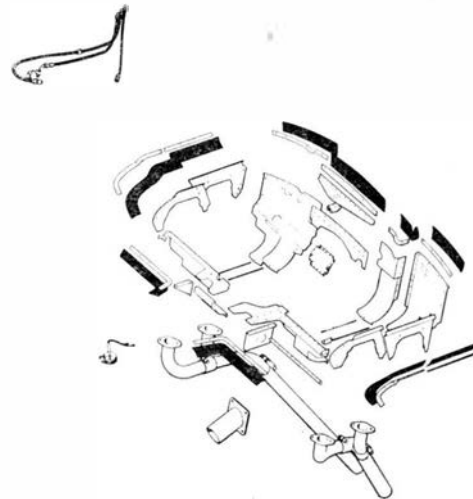
Rys. 17. Osłona kabiny



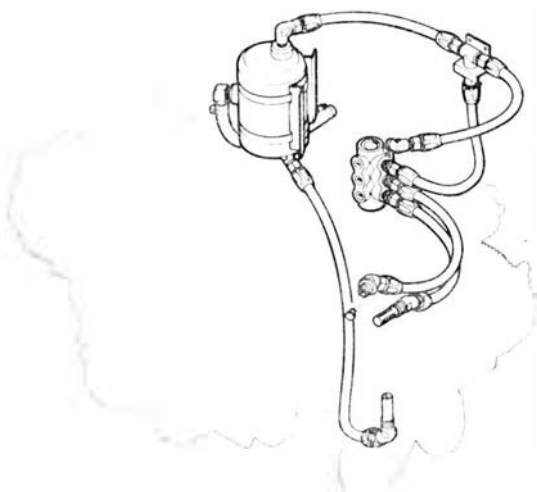
Rys. 20. Osłony silnika



Rys. 18. Osłony przodu kadłuba

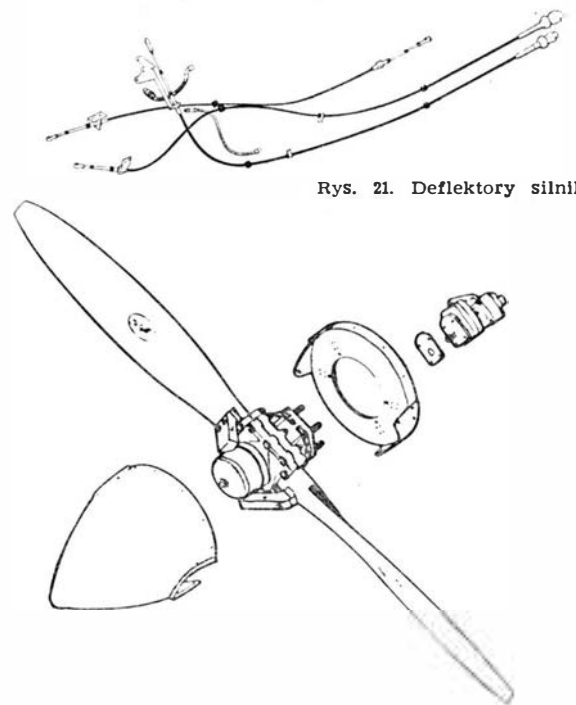


Rys. 21. Deflektory silnika



Rys. 19. Instalacja olejowa

Instalacja radiowa. Na zabudowę anten, przewodów, konsol i radiostacji potrzeba 12 h, zaś transpondera 8 h i urzą-

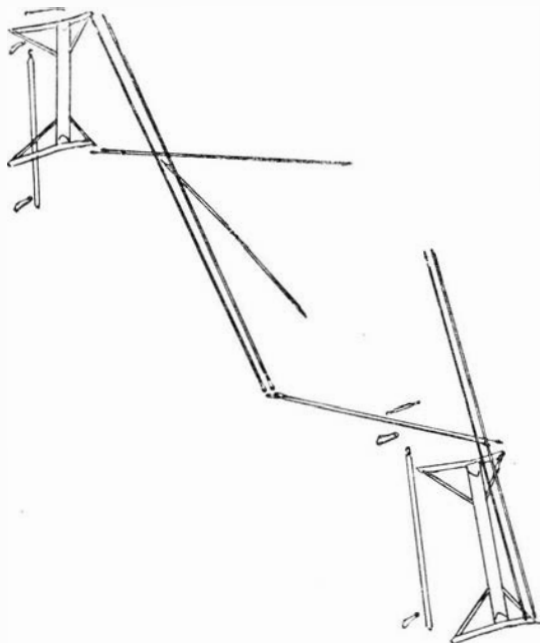


Rys. 22. Śmigło

Błaszczane pokrycie boków przodu kadłuba i kabiny. Wykonanie i montaż zajmują 80 h.

Oslona kabiny. Zmontowanie osłony kabiny wraz z zamkami i mechanizmem awaryjnego odrzucania zabiera 60 h.

Łoże silnika. Założenie amortyzatorów do łoża zajmuje 2 h.



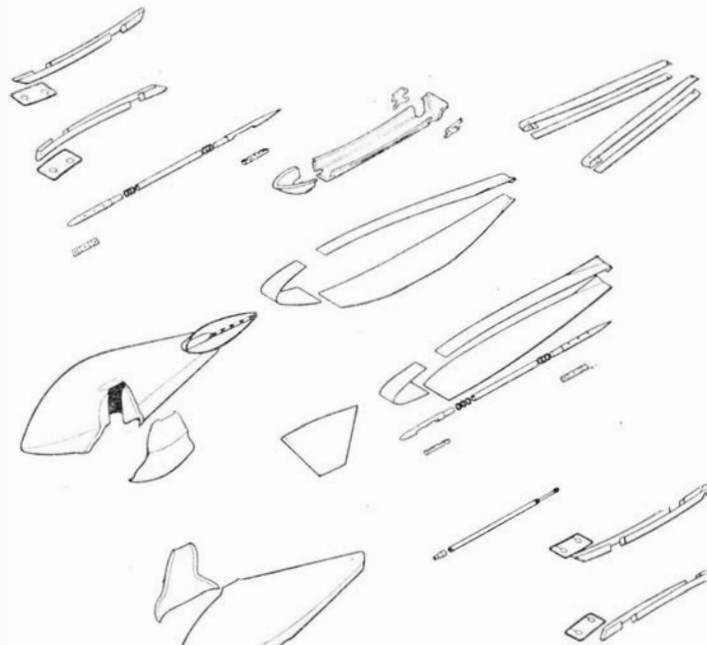
Rys. 23. Usztywnienia międzyskrzydłowe

Silnik. Zamontowanie silnika Lycoming IO-360A1D o mocy 149 kW (200 KM) i instalacji olejowej trwa 15 h.

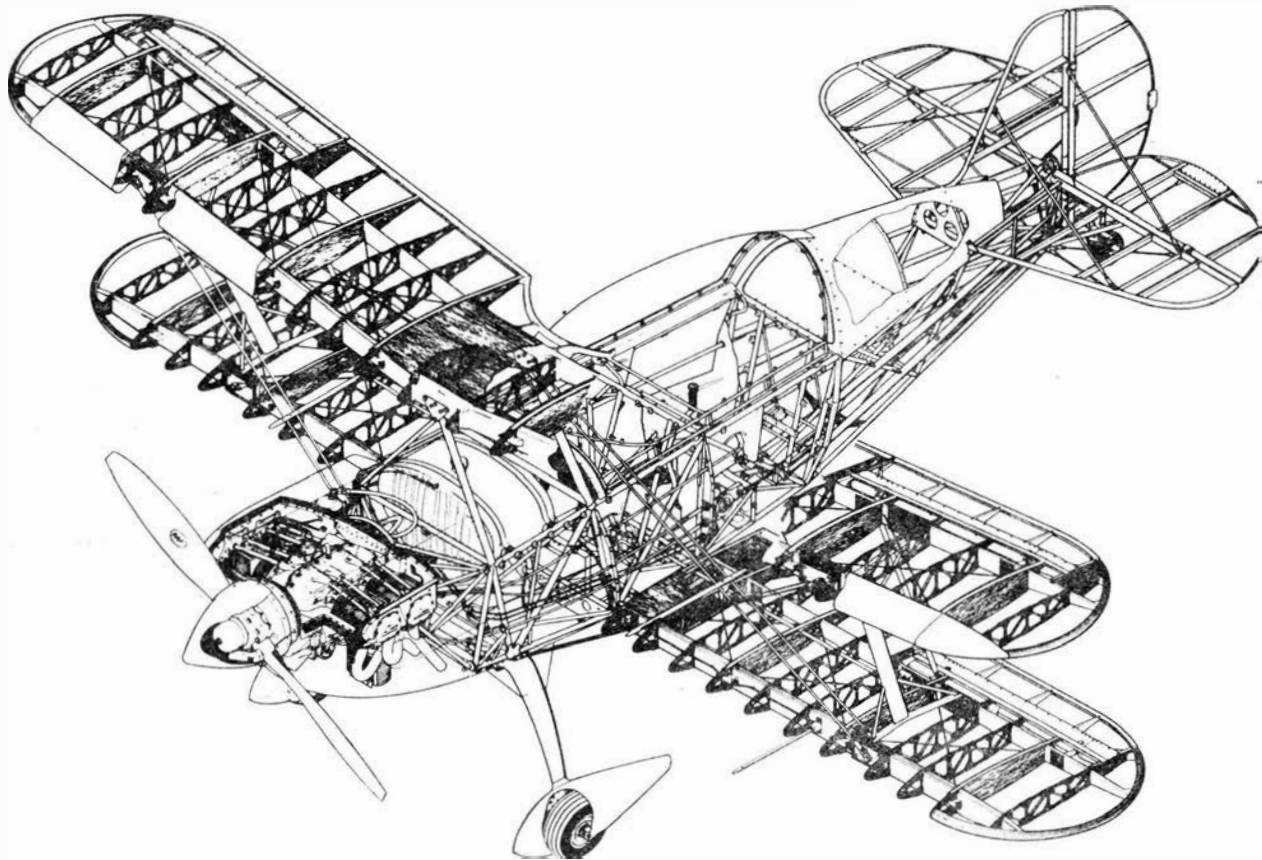
Montaż skrzydeł na płatowcu. Montaż spawanych słupków, drutów usztywniających oraz regulacja zabierają 55 h.

Owiewki. Przygotowanie owiewek podwozia, połączeń skrzydeł i usterzenia z kadłubem oraz rurki Pitota i ich montaż trwa 40 h.

Krycie tkaniną i malowanie. Pokrycie tkaniną poliestrową skrzydeł i usterzenia oraz malowanie całego samolotu zajmuje 300 h.



Rys. 24. Owiewki



Rys. 25. Szkielet samolotu Eagle II

Deflektory silnika i przewody sterowania silnikiem oraz śmigłem montowane są w ciągu 30 h.

Oslona silnika. Laminatowe osłony, chwyt powietrza i filtr montuje się w ciągu 40 h.

Śmigło. Montaż kołpaka i założenie śmigła metalowego ze sterowaniem skokiem zajmuje 6 h.

Kontrola budowy. Sprawdzenie wykonania budowy, ważenie, sprawdzenie wyważenia, regulacji płatowca i regulacji układu sterowania, kontrola wytrzymałości i próba kolowania — zajmują 60 h.

Pokrowce i liny kotwiczne. Przygotowanie kompletu pokrowców zabiera 2 h.

Wizualizacja w mechanice płynów.

Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (II)

Mgr inż. WITOLD KAMIŃSKI
Instytut Lotnictwa

Znacznikowanie płynu

Smugi

Metoda smug, której zasada znana była już L. Machowi, jest bardzo popularna zarówno w badaniach przepływów cieczy, jak i gazów. Znacznik jest wprowadzany przez cienkie rurki umieszczone przed modelem (w tunelach wodnych można też wprowadzać barwnik przez otworki w modelu). Istotny jest jego dobór. Znacznik musi być odpowiednio gęsty, dobrze widziany na tle przepływu, nietoksyczny i nie powodujący korozji. Nie może też osadzać się na ścianach tuneli w postaci trudnych do usunięcia osadów. W przepływach gazów znacznik uzyskuje się przez:

- rozpylanie silnie higroskopijnych soli, które powodują kondensację mgły (chlorki, bromki, np. czterochlorek tytanu, chlorek amonu),
- niepełne spalanie substancji organicznych (np. drewno, słoma, tytoń),
- odparowywanie olejów mineralnych (np. nafta, ciekła parafina).

Zasadniczą trudność w wykorzystywaniu tej metody sprawia intensywne mieszanie się znacznika i powietrza, objawiające się szybkim rozproszaniem smugi. Dlatego też należy szczególnie starannie je stabilizować. Stabilność smug zależy od poziomu turbulencji strumienia w tunelu. Przy użyciu specjalnych siatek wygaszających turbulencję oraz przy uwzględnieniu ww. zastrzeżeń zakres zastosowania metody smug może być rozciągnięty aż na przepływy nadźwiękowe (rys. 6). Metoda ta znajduje zastosowanie nie tylko w tzw. tunelach dymnych do wizualizacji linii prądu wokół modelu, lecz także w badaniach ścieżek wirowych za nim, niestabilności warstwy przysięennej, a nawet fal poddmuchu powstających podczas eksplozji [7].

Technika znakowania smug w przepływach cieczy jest w zasadzie taka sama jak w przypadku gazów, wymagania dotyczące znacznika są również takie same. Podobnie też należy poświęcić znaczną uwagę jego wprowadzaniu, zachowując odpowiednią prędkość wypływu. Zbyt duża prędkość może bowiem spowodować interferencję strumienia barwnika z przepływem. Tego typu zakłócenia mogą, zwłaszcza w przypadku wprowadzania barwnika przez otwory na powierzchni modelu, prowadzić do znacznych rozbieżności wyników badań z rzeczywistością. Problemem pozostaje też rozmywanie smug będące wynikiem turbulencji w przepływach o liczbie Reynoldsa większej od wartości krytycznej. Jedną z metod przeciwdziałania jest dodawanie do barwnika pewnej ilości mleka, które ma właściwości stabilizujące smugę. Wybór barwnika zależy od warunków eksperymentu, tym niemniej w każdym przypadku roztwór ten musi mieć masę właściwą zbliżoną do masy właściwej cieczy, której przepływ jest badany. Najczęściej stosuje się barwniki spożywcze, atrament, anilinę, gencjanę itp. z dodatkiem alkoholu dla wyrównania masy i mleka jako stabilizatora (czasami używa się wyłącznie mleka). Przykłady zastosowań są następujące: badanie przepływów warstwowych, wirowych, strumieni wodnych wprowadzanych do stojącej wody, modeli lotniczych w tunelach wodnych (rys. 7), a nawet zachowania się strug w otwartych wodach rzek i jezior.

Warstwa świetlna

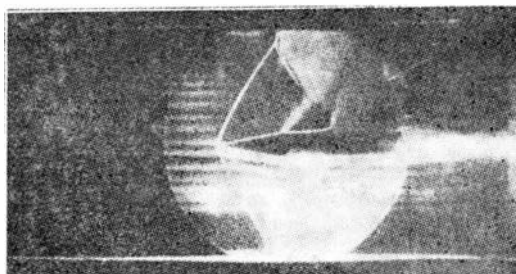
Metoda ta została szczegółowo omówiona w TLiA nr 11/1980 r.

Zawiesina cząstek

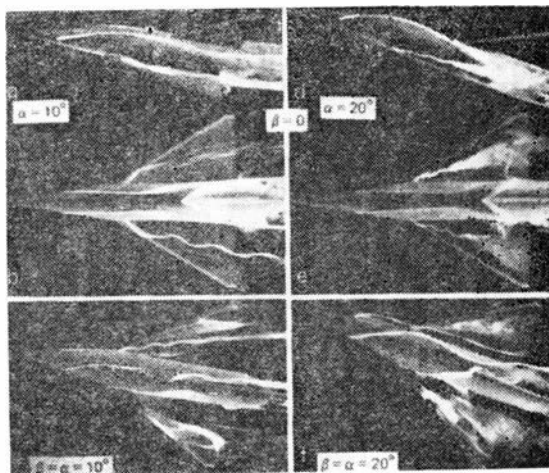
W przeciwieństwie do metod opisanych dotychczas, w metodzie tej nie znacznikuje się określonych strug, lecz cały strumień przepływu. Wymagania dotyczące właściwości

znacznika (takie jak nietoksyczność, niewywoływanie korozji czy dobre rozpraszanie światła) pozostają bez zmian. Podobne są też wymagania dotyczące wielkości jego cząstek. Jako zasadę przyjmuje się, że powinny być one jak najmniejsze, przynajmniej o jeden rząd wielkości mniejsze niż struktura badanego przepływu. Ograniczenie podyktowane jest dążeniem do zminimalizowania błędów w odwzorowaniu przepływu przez cząstki znacznika, które w ogólnym przypadku nigdy nie jest całkowicie wierne. Podczas badania przepływów cieczy dąży się także do wyrównania gęstości znacznika i ośrodka. W tym celu stosuje się często nie czystą wodę, lecz jej roztwory, np. z gliceryną. Z drugiej zaś strony dobiera się odpowiednie znaczniki stałe, np. polistyren (który dodatkowo traktuje się acetonem), proszek aluminiowy lub ciekłe, np. czterochlorek węgla, toluen. W przepływach gazów znacznik nosi nazwę aerozolu, a zastosowanie znajdują tu np. metaldehyd, 2-etyloheksylo-ftalan czy dwutlenek węgla. Metodą tą badano np. opływy przeszkód w kanałach lub ścieżki wirowe za cylindrami (rys. 8).

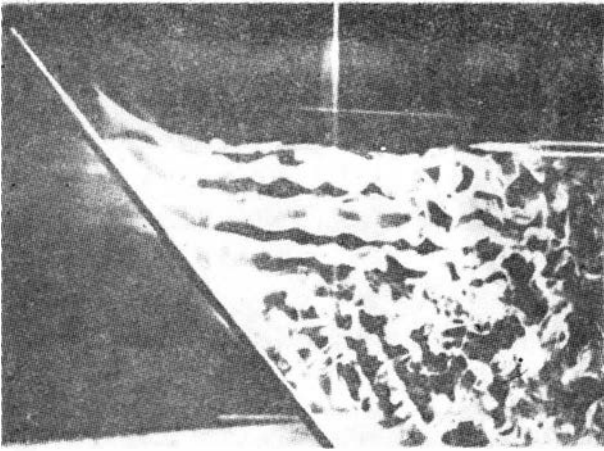
Pewną odmianą metody zawiesiny cząstek, której nie sposób pominąć, jest metoda cząstek pływających. Stosuje się ją wyłącznie w przepływach cieczy, używając jako znacznika lycopodium lub proszku aluminiowego. W metodzie tej do omówionych wyżej błędów odwzorowania powodowanych przez działające na cząstkę znacznika siły bezwładności i grawitacji, dochodzi jeszcze tłumiący wpływ napięcia powierzchniowego. Znane są przypadki, w których cząstki zanurzone w cieczy wykazywały jej fluktuacje, podczas gdy cząstki pływające po powierzchni nie wykazywały fluktuacji.



Rys. 6. Nadźwiękowy opływ klina o półkącie 5° , liczba Macha $M=1,38$ [9]



Rys. 7. Rozkład strug barwnika przy opływie modelu płatkowca w tunelu wodnym [12]



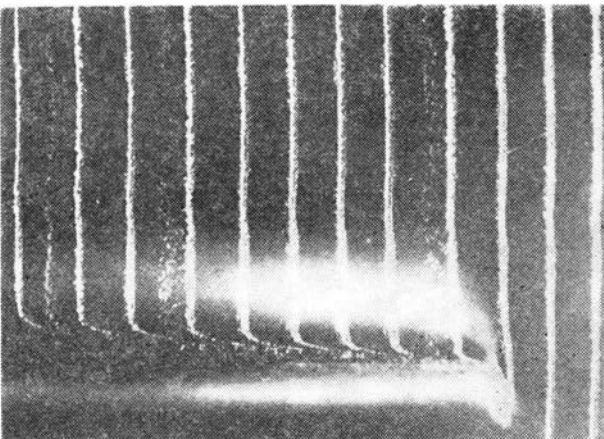
Rys. 8. Wiry schodzące ze stacjonarnego cylindra odchylonego od pionu o 30° , $Re=300$ [6]

Pęcherzyki wodoru

W omówionych wyżej metodach cząsteczki znacznika miały gęstość większą lub równą gęstości płynu, którego przepływ podlegał wizualizacji. W metodzie pęcherzyków wodoru znacznik ma mniejszą gęstość. Taką kombinację tworzą gaz i ciecz oraz gazy lżejszy i cięższy. Drugi z tych przypadków wymaga zastosowania optycznych metod wizualizacji.

W przepływach cieczy (cieczce te muszą tworzyć elektrolit) pęcherzyki gazu mogą być wytworzone przez ich elektrolizę. Ilość wydzielanych pęcherzyków można łatwo regulować przez zmianę napięcia prądu przyłożonego do elektrod. Ważną zaletą jest też możliwość stosowania zwykłej wody wodociągowej. Na dwóch elektrodach wprowadzonych do przepływającej wody (druciki o średnicy od $5-50 \mu m$ nie zakłócające przepływu) formują się pęcherzyki wodoru (na katodzie) i tlenu (na anodzie). Jako znacznik używany jest wyłącznie wodór, ze względu na znacznie mniejsze wymiary pęcherzyków. Gaz ten nie rozpuszcza się w wodzie i nie osadza na ścianach tunelu. Są to dość istotne zalety. Tym niemniej należy pamiętać, że przy stosunku gęstości wodoru do gęstości wody rzędu $1:10^4$, prędkość wypływania pęcherzyków np. o średnicy $100 \mu m$ wynosi aż ok. 20 mm/s . Utrudnia to zastosowanie metody do wizualizacji przepływów o małych prędkościach, w której trzeba stosować skomplikowane układy elektrod. Podobne kłopoty nastroczają przepływy nieustalone. W tych przypadkach dąży się do minimalizacji średnicy pęcherzyków, zmniejszając tym samym czas odpowiedzi. Jednak nawet przy trudnej już do uzyskania średnicy ok. $10 \mu m$, błąd przekracza 2% [1]. Zalety metody przesadzają jednak o jej szerokim zastosowaniu np. do badania przepływów w warstwie przyściennej (rys. 9), rozkładu prędkości wokół oscylującego profilu, czy ścieżki wirowej za cylindrem.

Jeżeli katoda umieszczona jest prostopadle do kierunku przepływu niezakłóconego i jeśli w obwodzie generowany jest krótki impuls elektryczny, to otrzymamy szereg pęcherzyków wytworzonych wzdłuż drutu. Oznaczają one linię elementów płynu, które pokrywają się w danej chwili z drutem katody. Późniejsze położenie tego rzędu pę-

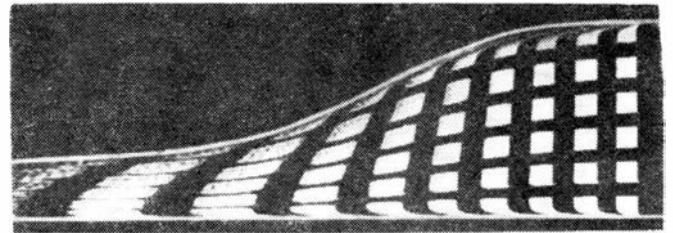


Rys. 9. Ciąg linii pęcherzyków wodoru wskazujący profile prędkości w warstwie przyściennej na płaskiej płytce [2]

cherzyków nazywane jest linią czasową, dzięki której możemy określać lokalne profile prędkości (przez pomiar odległości między kolejnymi liniami). Odpowiedni układ elektrod oraz optyczny zestaw do zdjęć stereoskopowych pozwalają także na pomiary poszczególnych składowych prędkości w przepływach trójwymiarowych. Dodatkowym rozszerzeniem możliwości metody pęcherzyków wodoru jest zastosowanie elektrod z miejscowo izolowanego drutu. Otrzymamy wtedy kombinowaną technikę strug czasowych złożonych z elementów znakujących o dowolnych kształtach (rys. 10).

Barwienie elektrolityczne i fotochemiczne

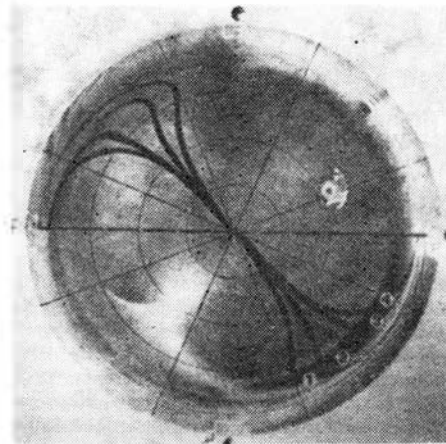
Reakcje elektrolityczne mogą służyć do wizualizacji przepływów wody oraz do pomiarów ich pól prędkości. Barwienie elektrolityczne daje podobne rezultaty. Tutaj jednakże, w przeciwieństwie do metody pęcherzyków wodoru, prąd elektryczny musi być słaby, aby uniknąć tworzenia się pęcherzyków (wodór pozostaje rozpuszczony w wodzie). Znając czas i wielkość napięcia przyłożonego do elektrod, można dokładnie kontrolować szybkość wytwarzania barw-



Rys. 10. Technika strug czasowych zastosowana w przepływie z kontrakcją [11]

nika powstającego przy jednej z nich. Po pewnym czasie, wskutek znoszenia go przez przepływ, otrzymamy jego profil odwzorowujący rozkład prędkości wzdłuż odpowiedniej elektrody. Możliwość jednoczesnej produkcji barwnika wzdłuż żądanej krzywej i dokładnej kontroli odróżnia te metody od konwencjonalnych technik barwnikowych. Inny jest też proces wytwarzania barwnika.

W metodzie błękitu tymolowego wykorzystuje się zmianę koloru barwnika, który jest indykátorem kwasowości. Pod wpływem wydzielania jonów wodoru na katodzie, wod-



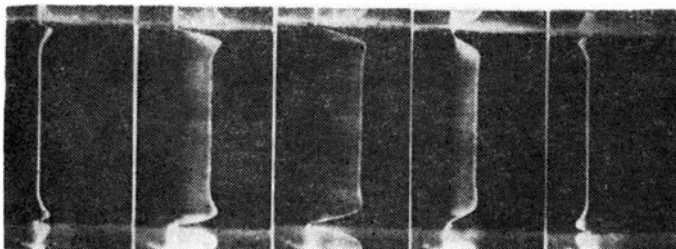
Rys. 11. Profile prędkości na różnych wysokościach w obracającym się płynie po nagłej zmianie obrotów pojemnika, wizualizowane błękitem tymolowym; początkowe położenie linii barwnika zaznaczono linią przerywaną [3]

ny roztwór błękitu tymolowego z minimalnym dodatkiem wodorotlenku sodu (lekkó alkaliczny) w jej pobliżu uzyskuje odczyn lekko kwaśny i zmienia kolor z pomarańczowego na błękitny (rys. 11). Metodę tę stosowano do badania przepływów o małych prędkościach, np. przepływów konwekcyjnych, przepływów w płynach uwarstwionych czy przepływów pulsujących w rurach. Jeżeli zastosujemy prąd pulsujący, to otrzymamy szereg cienkich ciemnobłękitnych cylindrów barwnika. Mierząc odległości między nimi przy znanej częstotliwości pulsowania, oblicza się rozkład prędkości w polu przepływu. Neutralna pływalność barwnika nie ulega przy tym zmianie, co oznacza eliminację jednego ze źródeł błędów. Źródłem ich pozostaje jednak sam drut elektrody. Pomiar obejmuje właściwie rozkład prędkości w śladzie za nim, a nie w niezakłóconym przepływie.

Identyczne błędy powstają w metodzie tellurowej, w której barwnik tworzą łączące się z tlenem z roztworu atomy telluru (kolor czarny), odrywane z rozpuszczającej się elek-

trolitycznie elektrody (drut tellurowy lub stalowy pokryty tellurem). Roztwór (ciecz robocza) jest również lekko alkaliczny, a barwnik stabilizuje się przez dodanie małej ilości nadtlenu wodoru. Metoda znalazła zastosowanie do badania profili prędkości w powolnych przepływach laminarnych, czy też wykrywania punktów przejścia w warstwie przyściennej w rurze [7].

Opisane wyżej błędy metodyczne nie występują podczas barwienia fotochemicznego (fotolizy). Rolę drutu pełni tu niejako promień lasera, który nie wprowadza żadnych zakłóceń. Ciecz robocza jest roztworem fotoaktywnym, w którym pod wpływem światła zachodzi fotoliza. W ten sposób po upływie kilku mikrosekund otrzymujemy linie barwnika, a przez nie rozkład prędkości w płynie. Jako cieczy robocze stosuje się roztwory nitrobenzylpirydyny w alkoholu lub nitrospyrany w nafcie. Metoda ta, jako nie zakłócająca, jest bardzo przydatna do badań lepkiej subwarstwy w turbulentnej warstwie przyściennej [7].



Rys. 12. Profile dymne w przepływie oscylującym z częstotliwością 1 Hz w prostokątnym kanale, kąty fazowe odpowiednio od lewej strony: 0°, 45°, 90°, 135° i 180° [13]

Dymiący drut

Odpowiednikiem elektrochemicznych technik wizualizacyjnych w środowisku cieczy jest dla gazów metoda dymiącego drutu. Znacznikiem jest mgła powstająca przez odparowanie ciekłej parafiny (z ewentualnym dodatkiem nafty), którą pokryty jest drut. Drut ten, będący częścią obwodu elektrycznego, jest impulsowo podgrzewany silnym prądem elektrycznym. Metoda ta jest prosta w użyciu, a wytwarzanie mgły łatwe do kontrolowania. Istotną jej wadą jest konieczność przerywania eksperymentu i pokrywania drutu mieszaniną tworzącą mgłę po jej wypaleniu. Metoda znalazła zastosowanie do badań przepływów o stosunkowo niskich prędkościach (poniżej 20 m/s), np. oscylujących przepływów laminarnych (rys. 12), opływów ciał tępych, ścieżek wirów Karmana czy też tworzenia się wirów pierścieniowych w przepływie przez okrągły otwór [1].

Nitki

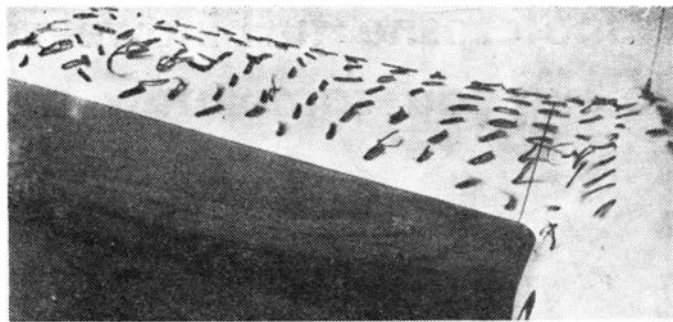
Nitki na powierzchni

Stosunkowo prostym sposobem uzyskania informacji o kierunku strug w pobliżu powierzchni badanego ciała jest przymocowanie do niej jednym końcem krótkich nitki. W przepływie laminarnym pokazują one dość dokładnie kierunki lokalnej prędkości. Nitki mogą wykonywać pewne niestabilne ruchy nawet w przepływie ustalonym. Jest to dowód, że warstwa przyścienna staje się turbulentna. Gwałtowniejsze ruchy lub tendencja do podnoszenia się nitki ponad powierzchnię wskazuje z kolei na powstawanie oderwań przepływu. Wprowadzenie znacznika tego typu zakłóca jednak dość brutalnie warstwę przyścienną, dlatego też stosuje się je raczej do wizualizacji opływu dużych obiektów, np. samolotów i szybowców w locie czy statków (rys. 13).

Nitki muszą być wykonywane z materiału o małej sztywności i masie w celu uniknięcia wpływu grawitacji i sił bezwładności. Najczęściej stosuje się cienki jedwab lub przędzę wełnianą (w powietrzu), jak również przędzę nylonową i cienkie patyczki (w wodzie) [1]. W przepływach powietrza z prędkością powyżej 30 m/s można już używać zwykłej przędzy. Metoda ta zawodzi natomiast przy prędkościach poniżej 1÷2 m/s.

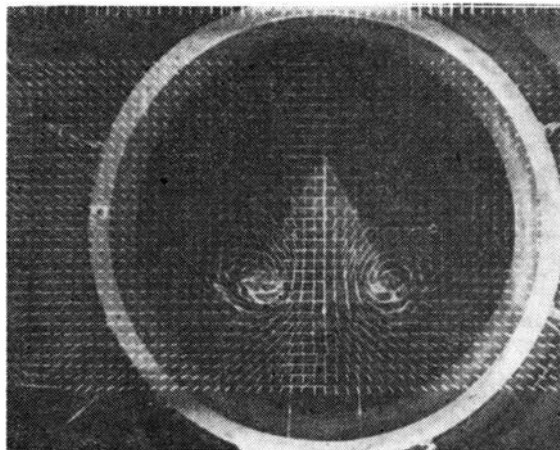
Siatka z nitkami

Metoda siatek z nitkami, podobnie jak nitek na powierzchni, jest szeroko rozpowszechniona w rzeczywistych konstrukcjach i urządzeniach. Wynika to z jej prostoty i możliwości stosowania bez specjalnych środków. Siatka z cienkiego drutu z przymocowanymi nitkami pozwala na



Rys. 13. Opływ obszaru przejścia kadłub-skrzydło szybowca Jantar, $V=65$ km/h (z ITLiMS Polit. Warsz.)

badanie przepływu w pewnej odległości od obiektu, najczęściej poza nim. Stosuje się ją np. do wizualizacji wirów schodzących ze skrzydeł (rys. 14), interakcji dwóch strumieni powietrza itp. W tunelach aerodynamicznych zwykle umieszcza się siatkę prostopadłą do głównego strumienia i obserwuje się (lub fotografuje) rozkład nitki spoza niej. Położenia nitki dość dokładnie odwzorowują odpowiednie składowe prędkości w kierunkach Y i Z (gdy kierunek przepływu niezakłóconego jest zgodny z kierunkiem X). Punkt obserwacji musi być przy tym dość odległy od siatki, aby do minimum zmniejszyć błąd paralaksy.



Rys. 14. Wiry spływowe za płatem typu delta, wizualizowane metodą siatki z nitkami [7]

LITERATURA

1. T. ASANUMA: Flow Visualization Techniques in Japan. Flow Visualization. Proceedings of the International Symposium on Flow Visualization, Oct. 1977, Tokyo, Japan, ed. T. Asanuma, Hemisphere Publishing Corp., s. 3-18.
2. H. BIPPES, H. GÖRTLER: Dreidimensionale Störungen in der Grenzschicht an einer konkaven Wand. *Acta Mechanica*, 22, 1972 r., s. 251-267.
3. G. BUZYŃA, G. VERONIS: Spin-up of a Stratified Fluid: Theory and Experiment. *J. Fluid Mech.* 50, 1971 r., s. 579-608.
4. R. CERESUELA, A. BETREMIEUX, J. CADARS: Mesure de l'échauffement cinétique dans les souffleries hypersoniques au moyen de peintures thermosensibles. *Rech. Aérop.* nr 109, 1971 r., s. 1608-1614.
5. A. CHYLA, W. KAMIŃSKI: Analiza wpływu końcówki łopaty śmigła i łopaty wirnika z punktu widzenia możliwości obniżenia hałasu — etap I. Sprawozdanie GE-081, Inst. Lotn., Warszawa, 1982 r.
6. O. M. GRIFFIN, S. E. RAMBERG: Wind Tunnel Flow Visualization with Liquid Particle Aerosols. Flow Visualization. Proceedings... (op. cit.), s. 67-73.
7. W. MERZKIRCH: Flow Visualization. Academic Press, N. York-San Francisco-London, 1974 r.
8. W. MERZKIRCH: Flow Visualization in Western Europe. Flow Visualization. Proceedings... (op. cit.), s. 29-40.
9. T. J. MUELIER, V. P. GODDARD: Smoke Visualization of Subsonic and Supersonic Flows. Flow Visualization. Proceedings... (op. cit.), s. 87-92.
10. P. R. NACHTSHEIM, H. K. LARSON: Crosshatched Ablation Patterns in Teflon. *AIAA J.*, nr 9, 1971 r., s. 1608-1614.
11. F. A. SCHRAUB, S. J. KLINE, J. HENRY, P. W. RUNSTADLER, A. LITTEL: Use of Hydrogen Bubbles for quantitative determination of time-dependent Velocity Fields in low-speed Water Flows. *J. Basic Eng.*, nr 87, 1965 r., s. 429-444.
12. H. VERLE: Application of Hydrodynamic Visualization to the Study of Low Speed Flow around a Delta Wing Aircraft. Flow Visualization. Proceedings... (op. cit.), s. 111-116.
13. H. YAMADA: Use of Smoke Wire Technique in Measuring of Velocity Profiles of Oscillating Laminar Air Flows. Flow Visualization. Proceedings... (op. cit.), s. 265-270.

Współczesne turbinowe silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (II)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI
Instytut Lotnictwa

Perspektywy dalszego rozwoju silników

Silnik przeznaczony do napędu samolotu myśliwskiego pracuje w bardzo trudnych warunkach związanych z zadaniami wykonywanymi przez te samoloty. A więc powinien on zapewnić szybki start samolotu, osiągnięcie w krótkim czasie dużych prędkości i wysokości, loty z poddźwiękowymi i naddźwiękowymi prędkościami (liczba Ma powyżej 2,0), dużą zwrotność niezbędną w walce powietrznej na wysokościach ok. 3000 m przy prędkościach lotu odpowiadających $Ma=0,9$. Są to trudne wymagania i spełnienie ich wymaga nadal rozwiązania wielu problemów technicznych.

Uwzględniając doświadczenia uzyskane podczas prac nad silnikami TF30 i F100 w perspektywnym programie prac nad napędami turbinowymi ostatniego 10-lecia, zakłada się uzyskanie rozsądnego kompromisu między charakterystykami silnika i jego parametrami eksploatacyjnymi, takimi jak niezawodność, prostota obsługi, łatwość diagnozowania. Takie założenie wynika m.in. z tego, że przy opracowaniu aktualnie eksploatowanych silników dwuprzepływowych TF30 i F100 zbyt dużo uwagi przy ich projektowaniu poświęcono uzyskaniu jak najlepszych charakterystyk w locie, mniej czasu przeznaczając na dopracowanie problemów związanych z trwałością międzynaiprawczą, niezawodnością zespołów i podzespołów oraz z obsługą silników. Niedocenianie tych problemów spowodowało wystąpienie istotnych trudności podczas eksploatacji obydwu silników w seryjnych samolotach. Uwzględniając te czynniki zakłada się, że nowy perspektywny silnik będzie wprowadzany do eksploatacji dopiero po wykonaniu ponad 60% zaplanowanych badań laboratoryjnych, hamowniach i w locie, zamiast 40% stanowiących podstawę obecnie. Aktualnie prawie 60% całego zakresu badań wykonuje się w czasie realizacji długofalowego programu doskonalenia zespołów i podzespołów silników w próbach fabrycznych i podczas eksploatacji.

Nowoczesny silnik turbinowy jest jedną z najbardziej skomplikowanych i najbardziej obciążonych maszyn cieplnych. Cykl opracowania takiego silnika „od pomysłu do przemysłu” trwa 12-14 lat i prawie dwukrotnie przekracza czas niezbędny na opracowanie nowego samolotu. Np. najnowszy amerykański silnik turbinowy F101 służący do napędu bombowca strategicznego B-1 i samolotu myśliwskiego F-18 został wprowadzony do produkcji seryjnej w 1983 r. po 13 latach prac badawczo-rozwojowych. W związku z tym sformułowanie warunków technicznych dla nowoczesnego silnika musi znacznie wyprzedzać prace konstrukcyjne nad płatowcem. Jak wykazują doświadczenia najbardziej przodujących firm silnikowych, największe problemy przy opracowywaniu nowego silnika związane są z pracami badawczo-rozwojowymi nad wytwornicą gazów, która pracuje przy wysokich temperaturach i ciśnieniach czynnika roboczego. Wytwornica gazów jest najważniejszym i najbardziej obciążonym zespołem lotniczego silnika turbinowego, determinującym jego charakterystyki i trwałość.

Za podstawowe kierunki doskonalenia silników turbinowych uważa się:

— intensyfikację procesu roboczego, głównie przez: podwyższenie temperatury gazów przed turbiną, zwiększenie sprężarki oraz zwiększenie sprawności zespołów,

— racjonalne konstruowanie silników, ich zespołów i elementów połączone z doбором lekkich, ale jednocześnie wysokowytrzymałych materiałów,

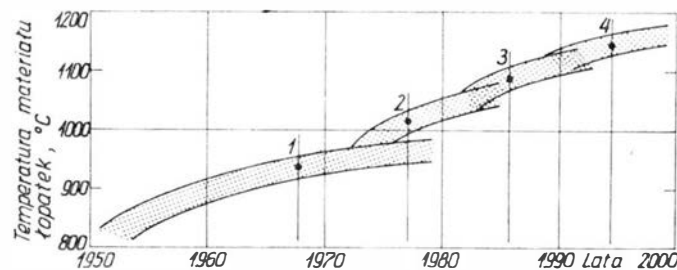
— zastosowanie nowych rodzajów paliwa, zwłaszcza cieczy kriogenicznych, które mogą być jednocześnie wykorzystane jako bardzo skuteczne medium do chłodzenia elementów konstrukcji silnika i samolotu przy dużych naddźwiękowych i hiperdźwiękowych prędkościach lotu,

— wykorzystanie nowych wysokowydajnych procesów technologicznych,

— opracowanie nowych układów silników, zapewniających ich większą sprawność cieplną, rozszerzenie zakresu prędkości i wysokości lotu samolotów, jak również zmniejszenie

szkodziwego oddziaływania na otaczające środowisko.

Jednakże realizacja niektórych kierunków doskonalenia silników staje się coraz trudniejsza i zwiastuje zbliżenie się do trudnej do przekroczenia bariery. Np. maksymalna wartość temperatury gazów którą można uzyskać w silniku jest równa temperaturze, która powstaje przy spalaniu mieszanki stechiometrycznej, tj. przy współczynniku nadmiaru powietrza wynoszącym 1. W obecnie stosowanych paliwach węglowodorowych temperatura ta wynosi ok. 2600 K. Przy tak wysokiej temperaturze gazów trudno jest rozwiązać problem chłodzenia najbardziej gorących części silnika, zwłaszcza komory spalania i turbiny. Problem chłodzenia rozwiązuje się aktualnie w ten sposób, że ze sprężarki odprowadza się na ten cel część powietrza. Jednakże rozwiązanie w ten sposób jednego problemu, tzn. chłodzenia, powoduje powstanie dwóch innych. Wiadomo, że odprowadzenie sprężonego powietrza ze sprężarki zmniejsza pracę użyteczną obiegu termodynamicznego, a doprowadzenie tego powietrza do turbiny obniża jej sprawność. Ponadto, jeśli gazy na wejściu do turbiny mają temperaturę zbliżoną do stechiometrycznej, celowe okazuje się podwyższenie sprężu powietrza w sprężarce, co w następstwie doprowadza do wzrostu temperatury i ciśnienia powietrza za sprężarką (przed komorą spalania). Wskutek tego różnica temperatur między chłodzącym powietrzem a chłodzonym metalem (ścianek komory spalania i łopatek turbiny) zmniejsza się, co powoduje konieczność zwiększenia natężenia przepływu chłodzącego powietrza. Jest to problem sam w sobie i nie wiadomo, czy może on być rozwiązany w sposób zadowalający konstruktorów silników lotniczych. W każdym razie wiadomo, że stechiometryczna temperatura gazów przed łopatkami turbiny eliminuje możliwość zastosowania dopalania w strumieniu gazów za turbiną. W związku z tym prowadzi się prace teoretyczno-doświadczalne nad silnikiem stechiometrycznym, które mają odpowiedzieć na pytanie, czy celowa jest budowa takiego silnika.



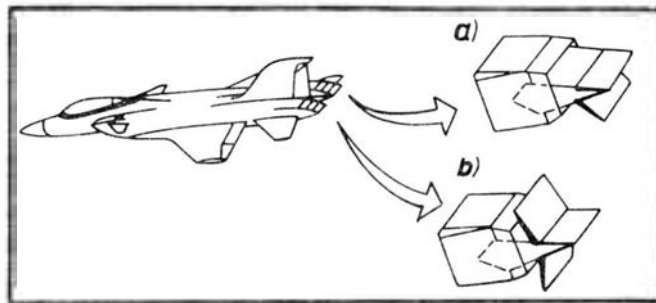
Rys. 10. Wzrost dopuszczalnej temperatury materiału łopatek turbin w zależności od sposobu ich produkcji: 1 — konwencjonalny odlew, 2 — ukierunkowany odlew, 3 — monokryształ, 4 — technologia przyszłości

Optymalna praca komory silnika turbinowego w każdych warunkach lotu będzie możliwa wtedy, gdy zapewniona będzie regulacja ilości paliwa i powietrza. Regulacja ilości paliwa doprowadzanego do komory spalania jest realizowana obecnie przez użycie dwustopniowych wtryskiwaczy. Regulacja ilości powietrza doprowadzanego do komory spalania wymaga zbudowania komory o zmiennej geometrii. Na razie takiej komory ze względu na dużą złożoność konstrukcyjną nie zrealizowano. Badania w tej dziedzinie prowadzi m.in. firma Pratt and Whitney, która przez zmianę geometrii komory zamierza uzyskać łatwe uruchamianie komory na ziemi i na dużych wysokościach, obniżenie poziomu dymienia i emisji składników toksycznych, jak również zwiększenie współczynnika sprawności spalania (współczynnika wydzielania ciepła). Współczesne komory powinny zapewnić dobry rozruch na wysokościach ponad 18 000 m przy prędkościach lotu odpowiadających liczbom Ma od

0,3 do 2,0. Obecna praktyka wykazuje, że uruchomienie komory w warunkach autorotacji sprężarki silnika jest utrudnione ze względu na odbiegające od optymalnych warunki, które istnieją na wlocie komory o stałej geometrii. Analiza charakterystyk silników turbinowych PW F100 i TF33 wykazała, że pewny rozruch może być uzyskany przy $\alpha = 1 \pm \pm 20\%$. Uzyskanie takich wartości α jest możliwe tylko przy płynnej regulacji geometrii wlotu komory. Złożoność problemów konstrukcyjnych uniemożliwia, przynajmniej obecnie, rozwiązanie problemów płynnej regulacji geometrii komory. W związku z tym rozpatruje się układy regulacyjne 2- lub 3-pozycyjne sprowadzające się do regulacji zakresów ciągu maksymalnego, rozruchu wysokościowego oraz biegu jałowego. Po przeprowadzeniu wstępnej selekcji firma PW uznała, że najbardziej obiecujące konstrukcje komór spalania o zmiennej geometrii będą miały zawirowywacze o zmiennych przekrojach, wlotową część komory z dławieniem przepływu oraz komorę wstępną z regulowaną geometrią na wlocie.

Łopatkami turbin współczesnych silników turbinowych wykonuje się z tzw. superstopów, które dopuszczają długotrwałą pracę łożek przy temp. 1223÷1243 K. Materiał ten przy tradycyjnych metodach odlewania ma strukturę polikrystaliczną z przypadkowym rozkładem ziaren. Specjaliści od spraw metalurgii uważają, że temperatura takich łożek może być podwyższona o 40°C przez ukierunkowanie krystalizacji podczas procesu odlewania łożki. Dodatkowo podwyższenie właściwości wytrzymałościowych o dalsze 30°C można uzyskać przez proces monokrystalizacji struktury. W tym celu do formy odlewniczej wprowadza się selektor krystalizacji, który inicjuje rozrost tylko jednego ziarna w założonym kierunku. Ale to jeszcze nie kres możliwości. Dalsze podwyższenie temperatury roboczej materiału łożki o 15°C uzyskuje się przez wysokotemperaturową obróbkę monokrystalów. Dzięki wymienionym wyżej zabiegom można uzyskać sumaryczne podwyższenie temperatury metalu łożek o 125°C. Podnosi to roboczą temperaturę łożek do 1348÷1368 K (1075÷1095°C).

Jednym z nowych kierunków badań w dziedzinie materiałów przeznaczonych na łożki turbin są materiały ceramiczne, które zachowują wysokie właściwości wytrzymałościowe do temp. 1600 K. Jednakże materiały ceramiczne są kruche, mają małą wytrzymałość na rozciąganie i są wrażliwe na uszkodzenia. Rokują one jednak dalsze na-



Rys. 11. Płaska dysza silnika turbinowego: a) sterowanie wektorem ciągu, b) odwracanie ciągu

dzieje na poprawienie ich właściwości. Prowadzi się już próby nad małymi ceramicznymi łożkami turbinowymi zamontowanymi w silniku.

Niezależnie od trudności przedstawionych wyżej nadal istnieją jeszcze znaczne możliwości doskonalenia konstrukcji i gazodynamiki silników turbinowych, jak np. zastosowanie profilów nadkrytycznych w łożkach sprężarek, aktywna regulacja luzu promieniowego łożek sprężarek i turbin, bardziej skuteczne chłodzenie łożek turbin, m. in. przez schładzanie powietrza odbieranego ze sprężarki w wymienniku ciepła oraz doskonalenia materiałowego i technologicznego. Lotnicze silniki turbinowe nie wyczerpały jeszcze możliwości rozwojowych w tej postaci, w jakiej istnieją obecnie.

W ostatnich latach rozpoczęto pracę nad nowym typem dyszy silnika odrzutowego, tzw. dyszą płaską, którą przewiduje się zastosować w nowym amerykańskim samolocie myśliwskim ATF. Zastosowanie płaskiej dyszy umożliwi sterowanie wektorem ciągu przy starcie, co znacznie skróci rozbieg samolotu, oraz odwracanie ciągu po wylądowaniu i skrócenie w związku z tym dobiegu. Ponadto płaska dysza, np. o przekroju prostokątnym (rys. 11), stwarza minimalny kąt widzialności gorących części silnika oraz powoduje zwężenie rdzenia strugi, prowadząc w konsekwencji do zmniejszenia intensywności promieniowania podczerwonego gazów. Samolot staje się wówczas mniej „widzialny” dla stacji i głowic pocisków samonaprowadzających się na podczerwień.

Masztowy śmigłowiecowy system obserwacyjno-celowniczy

W obecnie realizowanym programie modernizacji śmigłowca obserwacyjnego dla Armii Stanów Zjednoczonych (ahip — US Army's scout helicopter improvement programme) powstaje system obserwacyjno-celowniczy, którego nowatorstwo polega na umożliwieniu prowadzenia obserwacji pola walki oraz celowania w zawisie z ukrycia za drzewami lub inną zasłoną terenową. Stało się to możliwe dzięki umieszczeniu urządzeń obserwacyjnych i celowniczych w wieżyczce nad głowicą wirnika nośnego.

Realizacja takiego rozwiązania wymagała innego niż dotychczasowy (bezpośredni, optyczny) sposobu przesyłania obrazu z urządzeń, umieszczonych w tym przypadku nad obracającym się wirnikiem nośnym śmigłowca, do oka znajdującego się w kabinie strzelca pokładowego. Wymagała ona też nowego, lepszego niż dotychczasowe, sposobu tłumienia drgań i stabilizacji położenia przyrządów optycznych w celu uniknięcia rozmazania obrazu. W omawianym systemie masztowym obraz przetworzony na sygnał elektryczny przesyłany jest przewodami elektrycznymi do urządzeń przetwarzających umieszczonych w kadłubie śmigłowca. Tłumienie drgań przenoszonych się z głowicy wirnika zapewnia platforma specjalnie w tym celu skonstruowana przez firmę McDonnell Douglas Astronautics.

Celowość stosowania nowego systemu wynika z potrzeb współczesnego pola walki. Uważa się, że śmigłowce szturmowe, a zwłaszcza śmigłowce obserwacyjne, powinny wykorzystywać każdą możliwą zasłonę znajdującą się na trasie ich lotu. Dotychczas większość śmigłowców ma urządzenia celownicze umieszczone w części nosowej kadłuba. W tym przypadku celowanie łączy się z koniecznością wyłonienia się zza zasłony. Niektóre śmigłowce mają celowniki umieszczone na dachu kadłuba, nad głową strzelca pokładowego. Takie ich umieszczenie powoduje, że przy celowaniu zza zasłony wychyla się wirnik nośny. Pozwala to na rozpoznanie śmigłowca na ekranie radaru nawet z odległości 15 km.

Ponadto umieszczenie urządzeń celowniczych nad głową strzelca powoduje ograniczenie ich masy, wynikające z przepisów bezpieczeństwa uwzględniających awaryjne lądowanie. Jest to istotne ograniczenie, bowiem nowoczesne systemy celownicze są coraz bardziej rozbudowane. Np. omawiany masztowy system obserwacyjno-celowniczy zawiera układ wysokoczułej telewizji, noktowizyjny układ obserwacji w podczerwieni oraz dalmierz laserowy.

W rezultacie omawianego programu powstał śmigłowiec OH-58D będący modyfikacją wytwarzanego przez firmę Bell śmigłowca OH-58 Kiowa. Ma on zwiększoną moc silników w celu poprawy osiągnięć w gorące dni. Został wyposażony w nowy czterołożkowy wirnik nośny z nową elastyczną (bezpługową) głowicą. Wirnik ten w porównaniu z poprzednim dwułożkowym z głowicą typu „huštawkowego” nie tylko daje niższy poziom drgań, ale i eliminuje charakterystyczne dla starego rozwiązania kiwanie się głowicy (teetering). W śmigłowcu OH-58D zastosowano również nowy wirnik ogonowy, dzięki któremu śmigłowiec może zachować stabilny zawis nawet przy prędkości wiatru 65 km/h wiejącego z dowolnego kierunku. Zmodyfikowano też przekładnię główną. Zrobiono to tak, że przez wewnętrzną obracającą się wału wirnika nośnego przechodzi nieruchomy maszt rurowy. Zabezpiecza on przed obrotem podpartą na wirującej głowicy wirnika wieżyczkę z wyposażeniem obserwacyjno-celowniczym. Przez wewnętrzną masztu przeprowadzone są przewody elektryczne przewodzące sygnały między wieżyczką i kabiną. Wyposażenie wieżyczki, tzn. kamera telewizyjna, kamera czuła na promieniowanie podczerwone, dalmierz laserowy, blok giroskopowy, blok elektroniczny, wkład osuszający i autokolimator przymocowane są do amortyzowanej platformy firmy McDonnell Douglas Astronautics i osłonięte kulistą osłoną. Osłona ta ma dwa duże otwory na obiektywy kamer. Ich oś optyczna znajduje się 90 cm powyżej płaszczyzny obrotu wirnika.

Bardzo ważna, że względu na podparcie wieżyczki na

będącej źródłem drgań głowicy wirnika, jest jakoś działania platformy amortyzującej. W rozwiązaniu firmy McDonnell Douglas Astronautics, nazywanym czasem „soft mount”, do wspomnianego wcześniej masztu rurowego przymocowane są obrotowo widełki „azymutowe”. Zapewniają one urządzeniem wieżyczki możliwość zmiany kierunku patrzenia w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny obrotu wirnika (azymut). Widełki te są obracane elektrycznym urządzeniem wykonawczym. W widełkach azymutowych osadzony jest wahliwie pierścień „elewacyjny”. Zapewnia on urządzeniu wieżyczki możliwość zmiany kierunku patrzenia w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny obrotu wirnika (kąt podniesienia). Pierścień ten jest przestawiany elektrycznym urządzeniem wykonawczym. Opisany zespół widełki-ranka stanowi część sztywną zawieszenia przyrządów, dającą im możliwość ruchu o dwóch stopniach swobody. Ww. elektryczne urządzenie wykonawcze zapewniają zgrubną stabilizację potrzebną ze względu na przypadkowe zakłócenia położenia śmigłowca oraz pozwalają na celową zmianę obiektu obserwacji. Zakres ruchu wynosi $\pm 190^\circ$ dla azymutu oraz $\pm 30^\circ$ dla kąta podniesienia. W pierścieniu elewacyjnym, na łożysku kulowym o trzech stopniach swobody podparta jest platforma z wyposażeniem. Łożysko to osadzone jest w pierścieniu elewacyjnym na czterech sprężynach amortyzacyjnych, które zapewniają tłumienie drgań postępowych (przód-tył, góra-dół). Stabilizacja położenia platformy podpartej na łożysku kulowym od-

bywa się dzięki oddziaływaniu związanych z nią elektromagnesów na płytki przymocowane do pierścienia elewacyjnego. Są to dwa elektromagnesy znajdujące się z tyłu platformy, symetrycznie względem osi patrzenia. Swymi nabiegownikami, będącymi magnesami wykonanymi z metali ziem rzadkich, obejmują one z dużym luzem (nie stykając się) płytki pierścienia elewacyjnego, dając parę sił wyznaczającą położenie platformy. Całość urządzenia uzupełnia mikroprocesorowy układ sterujący, który uwzględniając informacje z autokolimatora, potrzeby urządzeń celowniczych oraz życzenia załogi śmigłowca, stabilizuje wybrane położenie platformy. Organami wykonawczymi są w tym przypadku wspomniane wcześniej urządzenia przestawiające widełki azymutowe i pierścień elewacyjny oraz elektromagnesy. Jak wykazały próby tego urządzenia, umieszczonego w nosie śmigłowca AH-1 Cobra, przeprowadzone w marcu 1980 r., amplituda drgań osi optycznej w czasie zawisu nie prowadzącego ognia śmigłowca wynosiła mniej niż 2 mikroradiany. W najmniej korzystnym przypadku prowadzenia ognia z karabinu maszynowego kalibru 7,62 o szybkostrzelności 4000 pocisków/min amplituda ta wynosiła 23,2 mikroradiana, czyli była ok. 50 razy mniejsza niż w innych systemach stabilizacji.

Na podstawie wstępnych prób firma Bell przewiduje, że dzięki bardzo dobrym właściwościom platformy amortyzującej celownik masztowy zapewni skuteczne prowadzenie pocisków kierowanych na odległość 16 km. JMR

cd. ze s. 32

CONTENTS

GLASS A.: Assembly of an amateur — built aeroplane Eagle II. TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 4

The assembly work to be performed by an amateur constructor when building a two-seat aerobatic aeroplane Eagle II from a factory-made set of components, has been shown in illustrations. Labour consumption of individual operations has been specified.

KAMIŃSKI W.: Visualization in fluid mechanics. Methods based on the use of markers (II). TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 9

The method of flow visualization with the use of superficial marking (oil film, oil spots, temperature sensitive paints, liquid crystals, pressure reliefs, electrolytic pickling and colouring) has been presented in this article.

GRZEGORZEWSKI J.: Modern turbo-jet fighter engines (II). TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 12

The progress which took place in construction of jet engines for fighters during recent a dozen or so years, and further development trends within this scope, have been described in this article.

GLASS A.: Development prospects of the rotor-type VTOL aircraft. TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 22

The development of work on VTOL aircraft with tiltable rotor, manufactured by Bell, i.e. the XV-15 having already been realized and the newly designed JVX, and the prospects to introduce the latter to service, have been presented.

ŁAZICKI J.: The methods and equipment used at Polish passenger service aerodromes for winter runway clearing. TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 23

Blade-type aerodrome snow-ploughs, runway clearing machines, rotary snow-ploughs, glazed frost warming devices, braking coefficient measuring equipment, have been described.

CUPRYS S.: Low melting alloys and their applications. TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 26

General characteristics of some selected low melting alloys and their practical applications in pattern-shops, tool-rooms and machining departments, have been presented in this article, mainly based on long-time experience of WSK PZL-Rzeszów.

SKARBIŃSKI A.: History of development of glider production methods at the Glider Experimental Plant in Bielsko-Biala from 1946 till 1979 (II). TLiA, vol. XL, 1985, No 2, p. 28

Introduction of synthetic glues, sandwich and duralumin structures at the Glider Works, has been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Zusammenbau des Amateur-Flugzeuges Eagle II. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 4

Auf Abbildungen werden Montagearbeiten dargestellt, die der Konstrukteur beim Aufbau eines doppelstzigen Flugzeuges für Kunstflug Eagle II aus fabrikmäßig hergestellten Teilen auszuführen hat. Es wird auch der Zeitaufwand für die einzelnen Tätigkeiten angegeben.

KAMIŃSKI W.: Sichtbarmachung in der Flüssigkeitsmechanik. Auf der Einführung von Markierungen gestützte Methoden (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 9

In dem Beitrag wird die Methode der Sichtbarmachung von Durchflüssen mittels der Oberflächenmarkierung (Ölfilm, Ölflecken, Temperaturmessfarben, Flüssigkristalle, Druckreliefs, das Färben und elektrolytisches Ätzen) behandelt.

GRZEGORZEWSKI J.: Gegenwärtige Turbostrahltriebwerke für den Antrieb von Jagdflugzeugen (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 12

In dem Beitrag werden der Fortschritt im letzten Jahrzehnt im Bau der Düsenmotoren für Jagdflugzeuge erörtert und seine weiteren Entwicklungsrichtungen vorgestellt.

GLASS A.: Perspektiven für das Senkrechtstartflugzeug mit Flügelrad. TLiA, XL, Jhrg., 1985, H. 2, S. 22

Es wird die Entwicklung der Arbeiten an Senkrechtstartflugzeugen mit umschwenkbarem Flügelrad bei Bell darunter des realisierten XV-15 und das Projekt des JVX sowie die Perspektiven für seinen Einsatz dargestellt.

ŁAZICKI J.: Angewandte Technologie und Ausrüstung zum Sauerhalten der Oberflächen im Winter auf polnischen Verkehrsflugplätzen. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 23

Der Aufsatz gibt eine Übersicht über Scharpfüge und Putzmaschinen für Flugplätze, Schleuderradschufeln, Einrichtungen zur Warnung vor Glatteis und zur Messung des Bremsweg-Koeffizienten.

CUPRYS S.: Legierungen mit niedrigem Schmelzpunkt und ihre Anwendung. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 26

In dem Beitrag wird eine allgemeine Charakteristik einiger ausgewählter Legierungen mit niedrigem Schmelzpunkt und ihre praktische Anwendung in Modellfertigkeiten, Werkzeugmachereien und Abteilungen für Metallbearbeitung, gestützt hauptsächlich auf langjährigen Erfahrungen in WSK PZL-Rzeszów, vorgestellt.

SKARBIŃSKI A.: Geschichte der Herstellungsverfahren von Segelflugzeugen im Segelflugzeug-Versuchswerk in Bielsko-Biala in den Jahren 1946-1979 (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 2, S. 28

Es wird die Einführung synthetischer Klebstoffe, der Sandwich — und Aluminiumbauweise in den Segelflugzeug-Werken behandelt.

СОДЕРЖАНИЕ

ГЛЯСС А.: Сборка любительского самолета Игль-2. TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 4

С помощью рисунков описаны работы по сборке двухместного пилотажного самолета Игль-2 из состава заводских полуфабрикатов. Указана трудоемкость отдельных работ.

КАМИŃСКИ В.: Визуализация в механике жидкостей. Методы основаны на введении маркированных веществ (II часть). TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 9

Статья посвящается визуализации течений с помощью поверхностных маркировочных веществ (масляная пленка, масляные точки, термочувствительные краски, жидкие кристаллы, поверхностные рельефы, окрашивание и поверхностное электролитическое травление).

ГРЗЕГОРЖЕВСКИ Е.: Современные газотурбинные двигатели для самолетов — истребителей (II часть). TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 12

В статье описан прогресс, который произошел в течении более чем десяти последних лет в строительстве газотурбинных двигателей для истребителей, а также указаны направления дальнейшей их разработки.

ГЛЯСС А.: Перспективы роторного самолета с вертикальным взлетом и посадкой. TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 22

Описаны работы по развитию фирмой Белл самолетов с вертикальным взлетом и посадкой, выполненных по схеме с переставляемыми роторами — проекта JVX, построенного самолета XV-15, а также перспективы выведения этого самолета в эксплуатацию.

ŁАЗИЦКИ Е.: Технология и техника, применяемая при очистке зимой поверхности линейных аэродромов в Польше. TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 23

В статье описаны лемеховые аэродромные плуги, машины для уборки снега, роторные снегоуборочные машины, устройства для предупреждения от гололеда, оборудование для замера коэффициента сцепления.

ЦУПРЫСЬ С.: Сплавы с низкой температурой плавления и их применение. TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 26

Приводится общая характеристика некоторых сплавов с низкой температурой плавления и их практическое применение при изготовлении моделей, в инструментальных цехах и при обработке резанием — на основе многолетнего опыта завода ВСК ПЗЛ-Жешув.

СКАРБИŃСКИ А.: История технологии изготовления планеров на Опытном Заводе Планеростроения в г. Бельско-Бяла (1946-1979) (II часть). TLiA, т. 40, 1985 г., № 2, с. 28

Описано введение синтетических клеев, трехслойных панелей и конструктивных элементов, а также диалерных конструкций на заводе.

Samolot myśliwski wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy jednosilnikowy metalowy dolnopłat w układzie kaczki ze skrzydłem delta.

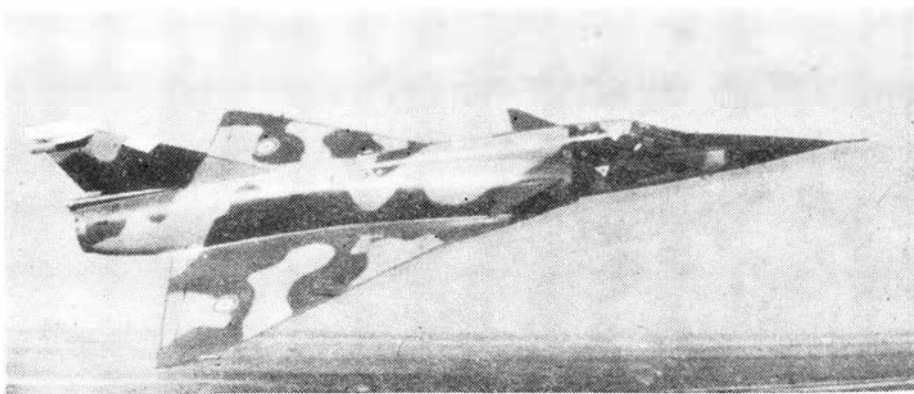
Plat. Obrys trójkątny, załamany na krawędzi natarcia, skos w partiach przykadłubowych 73°, dalej 60°34', wznios -1°, profil laminarny symetryczny z załamanym noskiem. Konstrukcja wielodźwigarowa metalowa fail safe. Wnętrze struktury wykorzystane na integralne zbiorniki paliwowe. Pokrycia integralnie frezowane. Za pierwszym skośnym dźwigarem znajdują się hamulce aerodynamiczne umieszczone na obu powierzchniach skrzydła, za hamulcami — wętki podwozia głównego. Pod każdym skrzydłem umieszczono trzy zaczepy do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego: za wętkami podwozia, za załamaniem krawędzi natarcia (jest to zaczep o największej nośności) i na przedłużeniu zewnętrznych wsporników sterolotek. Sterolotki konstrukcji metalowej, przekładkowe, wielosegmentowe. Skrzydło jest modyfikacją konstrukcji stosowanej w dotychczasowych wersjach samolotu Mirage III/5/50.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja metalowa półskorupowa fail safe. Kształt opracowany wg reguły pół. W części przedniej są umieszczone urządzenia radiolokacyjne i wyposażenie awioniczne. Pod kabiną — wnęka podwozia przedniego. Kabina jest ciśnieniowa, szczelna, klimatyzowana. Fotel pilota wyrzucany Martin-Baker RM-4 (typ zero-zero). Oszklenie kabiny podzielone na wiatrochron z płaską szybą przednią i otwieraną w górę ku tyłowi osłonę. Za kabiną wewnątrz kadłuba znajduje się zbiornik paliwowy, a z boków wloty powietrza do zespołu napędowego. Wloty mają przekrój półkolisty, są zaopatrzone w wytwornice falli uderzeniowej o kształcie półstożków i oddzielacze warstwy przyściennej. Na górnej części wlotów są zamontowane przednie powierzchnie destabilizujące, a w dolnej części obudowy wlotów umieszczono działka. Kanaly wlotowe płynnie przechodzą w tunel o przekroju kołowym, pod którym mieszczą się wętki kół podwozia głównego. Tylna część kadłuba, stanowiąca rurową obudowę zespołu napędowego, może być odejmwana wraz z usterzeniem pionowym, tworzącym z nią jedną całość. Za usterzeniem pionowym umieszczono pojemnik spadochronu hamującego.

Usterzenie. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym, skośne — skos krawędzi natarcia 63°. Statecznik wielodźwigarowy, półskorupowy metalowy. Na szczycie statecznika zespół anten awioniki. Niewielki ster kierunku metalowy, przekładkowy. Usterzenie poziome w postaci dwóch stałych powierzchni destabilizujących montowanych na wlotach powietrza za kabiną. Mają one obrys trapezowy, skos 60°, bez wzniosu. Są wykonane jako konstrukcja metalowa półskorupowa.

Sterowanie. Sterowanie elektryczne z centralnym kalkulatorem aerodynamicznym. Powierzchnie sterowe wychyłane siłownikami elektrohydraulicznymi, instalacja sterowania zdwojona. Układ sterowania projektowany wg koncepcji fly-by-wire (przewodowy elektryczny, a nie mechaniczny).

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie jednogoleniowe, pojedyncze koło zawieszone na wahaczowym widelcu, amortyzator w goleni. Podwozie główne jednogoleniowe, teleskopowe. Na kołach głównych hamulce hydrauliczne tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym. Ogumienie niskociśnieniowe (0,6÷1,0 MPa). Amortyzacja olejowo-powietrzna. Podwozie opracowane przez firmę Messier.



Zespół napędowy. Silnik odrzutowy SNECMA Atar 9K50 o ciągu 7060 daN z dopalaniem. Podobnie jak wcześniejsze wersje Mirage, samolot może być wyposażony w pomocniczy silnik raketowy SEPR 841 o ciągu maks. 1471 daN.

Instalacje. Paliwowa — łączna pojemność integralnych zbiorników skrzydłowych i kadłubowych 3330 l, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych o pojemności 600, 1200 lub 1700 l. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa. Elektryczna — prądnicą prądu stałego 24 V, alternator 9 kVA, prąd zmienny 290 V/400 Hz, akumulator 40 Ah. Klimatyzacyjna — dwa niezależne układy: dla kabiny pilota i przedziału awioniki.

Wyposażenie. Radar, system nawigacyjno-celowniczy Cyrano IV z projektorem mapy, urządzenie celownicze Thomson-CSF-97, VOR/ILS, IFF, systemy łączności VHF i UHF, projektor danych w polu widzenia pilota (head-up display). Awionika i system sterowania płatowcem pochodzą z samolotu Mirage 2000.

Uzbrojenie. Stałe — dwa działka DEFA kal. 20 mm z zapasem amunicji po 125 nabojów na działko; podwieszane — na sześciu zaczepach skrzydłowych i dwóch kadłubowych, obejmuje pociski Matra Magic, Matra R-530 oraz bomby i pociski niekierowane w różnych zestawach.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Historia samolotu sięga 1953 r. — opracowano wówczas wymagania na „lekkie naddźwiękowy samolot przechwytyjący”; w oparciu o nie firma Dassault zaprojektowała dwusilnikowy samolot MD-550 Mirage I (oblot 25.7.1955 r.). Jego udoskonaleniem był Mirage II z silnikami o większym ciągu, pozostał jednak tylko w projekcie. Zrealizowano natomiast kolejne opracowanie nazwane Mirage III — z jednym silnikiem o większym ciągu i o większej masie (oblot 17.11.1956 r.). Samolot ten stał się protoplastą całej rodziny Mirage, produkowanej w licznych wersjach i wariantach użytkowanych przez wiele krajów, które miały okazję wypróbować je bojowo w kilku lokalnych konfliktach. Mirage III produkowano w następujących wersjach:

— Mirage IIIA — samolot seryjny, w stosunku do prototypu przedłużony kadłub i cieńszy profil skrzydła (10 szt.).

— Mirage IIIB — wersja szkolna, oblatana w 1959 r. (150 szt.); Mirage IIIBL BZ, BS — jej warianty dla Libanu, RPA i Szwajcarii,

— Mirage IIIC — ulepszony Mirage IIIA, oblatany 9.10.1960 r. (224 szt.); Mirage IIICJ, CZ — warianty dla Izraela i RPA.

— Mirage IIIE — przedłużony kadłub, bogatsza awionika, przystosowany do przeno-

szenia broni jądrowej, powiększony zasięg, pierwszy seryjny oblatany w styczniu 1964 r. (453 szt.); Mirage IIIEA, EBR, EL, EP, EZ, EV, EE — warianty dla Argentyny, Brazylii, Libanu, Pakistanu, RPA, Wenezueli i Hiszpanii (oznaczenie hiszpańskie C-11),

— Mirage IIIS — wersja licencyjna budowana w Szwajcarii, zmieniony przód kadłuba, awionika częściowo z USA (36 szt.),

— Mirage IIIO — odmiana licencyjna wersji Mirage IIIE budowana w Australii, awionika z USA (100 szt.); Mirage IIIOCV — wariant szkolny, dwumiejscowy,

— Mirage IIIBE — dwumiejscowy wariant wersji Mirage IIIE,

— Mirage IIID — wersja szkolna z nowym wyposażeniem, zbliżona do Mirage IIIB (16 szt.); Mirage IIIDA, DBR, DP, DZ, DE — warianty dla Argentyny, Brazylii, Pakistanu, RPA i Hiszpanii,

— Mirage IIIR — wersja rozpoznawcza z aparaturą fotograficzną zamiast radiolokatora (98 szt.); Mirage IIIRP, RZ, RS — warianty dla Pakistanu, RPA i Szwajcarii; Mirage IIIRD — wersja z radarem dopplerowskim; Mirage IIIRDZ — wariant dla RPA,

— Mirage IIING (nouvelle generation) — opracowany w 1982 r. jako odpowiedź na amerykański F-5G (F-20), zaopatrzone w przednie powierzchnie destabilizujące analogicznie do wcześniejszych Mirage 4000 i IAI Kfir C-2, awionika z Mirage 2000. Oblot 21.12.1982 r.

Łącznie wszystkich samolotów Mirage III zbudowano ponad 1050 szt.

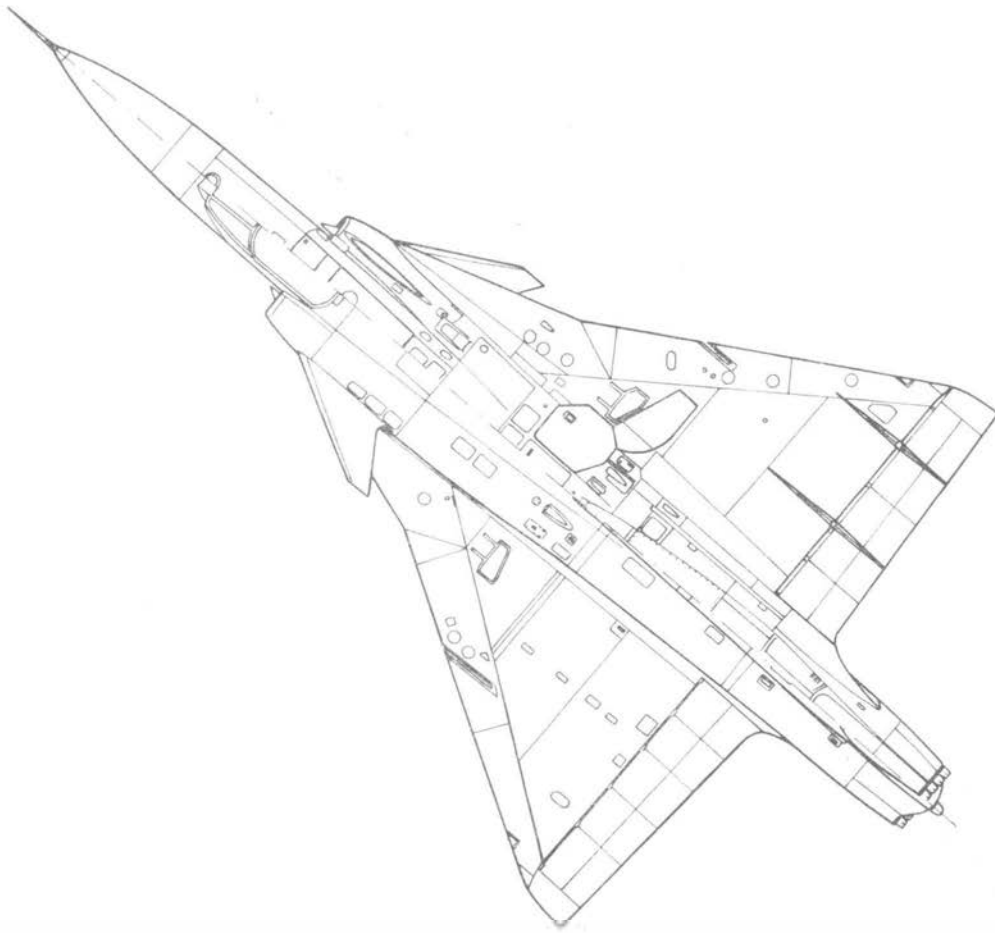
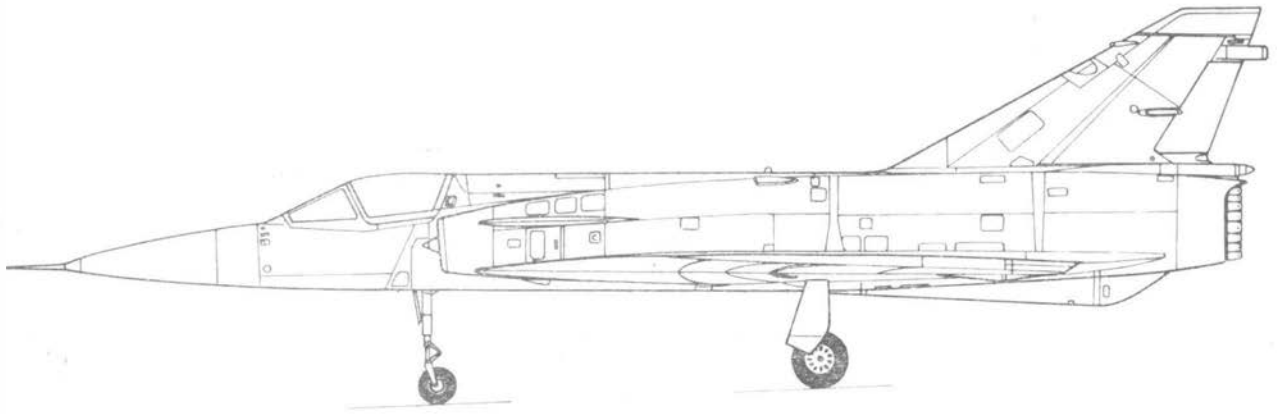
Efektom rozwoju Mirage III był: Mirage 5 z 1967 r. (ponad 350 szt.) i Mirage 50 z 1974 r., eksperymentalne pionowzłoty Balzac V (1962 r.) i Mirage III-V (1965 r.) z pomocniczymi silnikami startowymi w kadłubie, Mirage Milan (1968 r.) z pomocniczymi powierzchniami wysuwanimi z przedniej części kadłuba, Mirage FI (1969 r.) ze skośnym skrzydłem i Mirage G (1967 r.) o zmiennym skosie skrzydeł. Do rodziny Mirage zaliczono też znacznie większy od opisywanych myśliwców dwusilnikowy bombowiec Mirage IV zbudowany wg tej samej koncepcji aerodynamicznej. Najnowsi reprezentanci linii Mirage to: lekki wielozadaniowy samolot jednosilnikowy Mirage 2000 (TLiA nr 10/1978 r.) i cięższy dwusilnikowy Super Mirage 4000 (TLiA nr 2/1984 r.). Z rodziny Mirage wywodzą się też wersje izraelskie powstałe na podstawie wykradzonych planów: Barak, Black Courtaun, Neshar, Kfir i Kfir C-2 (TLiA nr 3/1983 r.). Samoloty Mirage w ciągu ostatniego ćwierćwiecza należały do najpopularniejszych i najliczniej produkowanych ryśłwców wielozadaniowych. Łącznie zbudowano 1411 szt. samolotów Mirage III i 5.

DANE TECHNICZNE

	Mirage IIIC	Mirage IIIE	Mirage 5	Mirage IIING		2.15	2.2	2.2	2.2 Ma
Rozpiętość	8,20	8,22	8,22	8,22 m	Prędkość maks.	1240	1380	1380	1385 km/h
Długość	13,83	15,03	15,55	15,56 m	Prędkość przelotowa	246	300	300	— km/h
Wysokość	4,15	4,25	4,20	4,50 m	Prędkość min.	200	—	—	— m/s
Pow. skrzydła	34,10	34,85	34,85	ok. 35,5 m ²	Wznoszenie	23 000	23 000	23 000	— m
Wydłużenie	1,97	1,94	1,94	1,9	Pułap (z SEPR)	18 000	17 000	17 000	20 000 m
Masa własna	5900	7050	6600	7200 kg	Pułap (bez SEPR)	—	—	4000	2500 km
Masa startowa maks.	11 800	13 500	13 500	14 060 kg	Zasięg	290÷650	1200	650÷1300	— km
Masa uzbrojenia	1200	—	4000	4000 kg	Promień działania	900	700÷1600	700÷1600	— m
Obciążenie pow.	346,0	387,4	387,4	386,0 kg/m ²	Długość startu	830	700	700	— m
Obciążenie ciągu	1,62*	1,74*	1,74*	1,99 kg/daN	Długość lądowania	—	—	—	— m

*) z dopalaniem i SEPR

H.M.

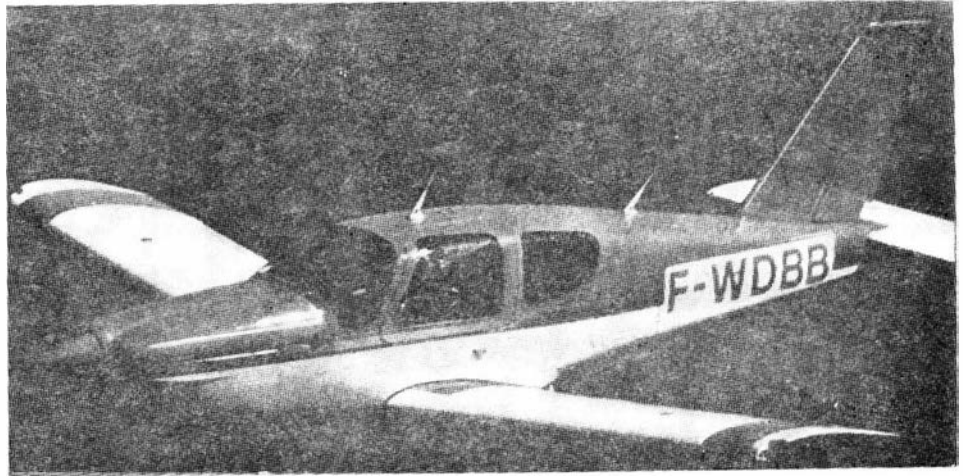


Samolot turystyczny i dyspozycyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, 4÷5-miejscowy całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil RA 16 3CW3 o grubości względnej 16% (opracowany przez laboratoria Aérospatiale) wznios 6,5°. Konstrukcja dwudzielna, całkowicie metalowa, półskorupowa. Dźwigar wykonany z gotowego profilu (dwucownika), frozowany. W kesonie noskowym mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy szczelinowe, konstrukcja kłap metalowa, pokrycia z blachy żłobkowanej; pokrycia górne przy kadłubie wzmocnione. Lotki, wyważone masowo i zaopatrzone w ustawiane na ziemi kłapki wyważające, mają konstrukcję analogiczną do konstrukcji kłap. W przykadłubowych partiach skrzydła za dźwigarem znajdują się wnęki gołeni podwozia głównego oraz węzły zawieszenia gołeni i silowniki. Końcówki skrzydeł wykonane są z tworzywa sztucznego. W nosku lewego skrzydła przy końcówce umieszczone są reflektory do lądowania i kołowania. Górne pokrycie skrzydła przy kadłubie jest lokalnie wzmocnione — możliwe jest stąpanie po skrzydle i kłapie podczas wsiadania do kabiny.

Kadłub. Przekrój zbliżony do kwadratu (owalne bokł i naroża). Konstrukcja półskorupowa metalowa. Geometria bryły kadłuba jest tak opracowana, że jego maksymalny przekrój usytuowano za krawędzią spływu skrzydła — jest to rozwiązanie bardzo korzystne aerodynamicznie, dzięki jego zastosowaniu można było zrezygnować z owiewek skrzydło-kadłub. Struktura przedniej części kadłuba ma postać łyżki noszącej kabinę, ograniczonej z przodu skrzynką podwozia przedniego i ścianą ogniową, z tyłu zaś — tylną ścianą bagażnika. Pod podłogą znajdują się wnęki kół podwozia głównego. Tylną część kadłuba rozwieszono jako półskorupowy stożek zakończony kompozytowa owiewką, noszący usterzenie. Osłony kabiny są wykonane w postaci skorupy z kompozytu epoksydowo-szklanego i jako całość mocowane do profilu burt przedniej części kadłuba. Oszklelenie składa się z wiatrochronu i czterech szyb bocznych. Drzwi usytuowane są z obu stron kadłuba i podnoszone do góry. Z lewej strony kadłuba, w jego przedniej części tuż za skrzydłem, znajduje się luk bagażnika o kształcie trójkątnym. Wnętrze kabiny zaprojektowane komfortowo i bardzo starannie dopracowane pod względem ergonomicznym. Rozwiązanie plastyczne wnętrza nawiązuje do wnętrza samochodowych. Tablice przyrządów w postaci modułowych bloków. Oparcia foteli przednich są nachylane ku przodowi. Kanapa tylna usytuowana w najszerszym miejscu kadłuba, za nią mieści się bagażnik dostępny z zewnątrz z lewej strony kadłuba. Pasy bezpieczeństwa trzypunktowe, typu samochodowego. U dołu kadłuba za skrzydłem umieszczone są dwie długie brzechwy — separatory opływu w strefie zaskrzydłowej. Przed wiatrochronem znajduje się łatwo odcinająca osłona umożliwiająca dostęp do przyrządów pokładowych. Wchodzenie



na skrzydło ułatwiają dwa stopnie umieszczone po obu stronach kadłuba.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, usterzenie pionowe o obrysie trapezowym, skośne, konstrukcji całkowicie metalowej. Usterzenie poziome płytowe z kłapką dociąającą ma obrys prostokątny. Kłapka dociąająca na całej rozpiętości usterzenia poziomego. Konstrukcja płyty usterzenia metalowa dwudźwigarowa. Statecznik pionowy jednodźwigarowy z przednim dźwigarkiem pomocniczym.

Sterowanie. Sterownice w kabinie (wołanty i pedały) zdwojone. Lotki i płyta usterzenia wysokości wychylane za pomocą układów popychaczowych, ster kierunku wychylany za pomocą układu ciężnow-dźwigniowego. Kłapy wychylane elektrycznie.

Podwozie. Chowane elektrohydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie teleskopowe, koło na widelcu, sterowane. Podwozie główne z kołami zawieszonymi wahaczowo i wyposażonymi w hydrauliczne hamulce tarczowe. Hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Płaski, chłodzony powietrzem, czterocylinrowy silnik wtryskowy Lycoming IO-540-C4D5D o mocy 185 kW przy obrotach 43 s⁻¹. Zawieszenie silnika typu Dynafocal, łożę z rur stalowych, rozruch elektryczny. Śmigło metalowe dwułopatowe o stałych obrotach Hartzell HC-C2YK-1BF/F8477-4. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego (formowane metodą podciśnieniową z preimpregnatu).

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o pojemności łącznej 336 l (pojemność zużywalna 326 l), pompa silnikowa, elektropompa awaryjna, główny zawór-selektor, filtry. Olejowa — zbiornik o pojemności 12,6 l. Elektryczna — napięcie 12 V, alternator 14 V/70 A, akumulator 12

V/35 Ah, przełącznik nadnapięciowy. Hamulcowa — typu samochodowego. Hydrauliczna — do wypuszczania i chowania podwozia.

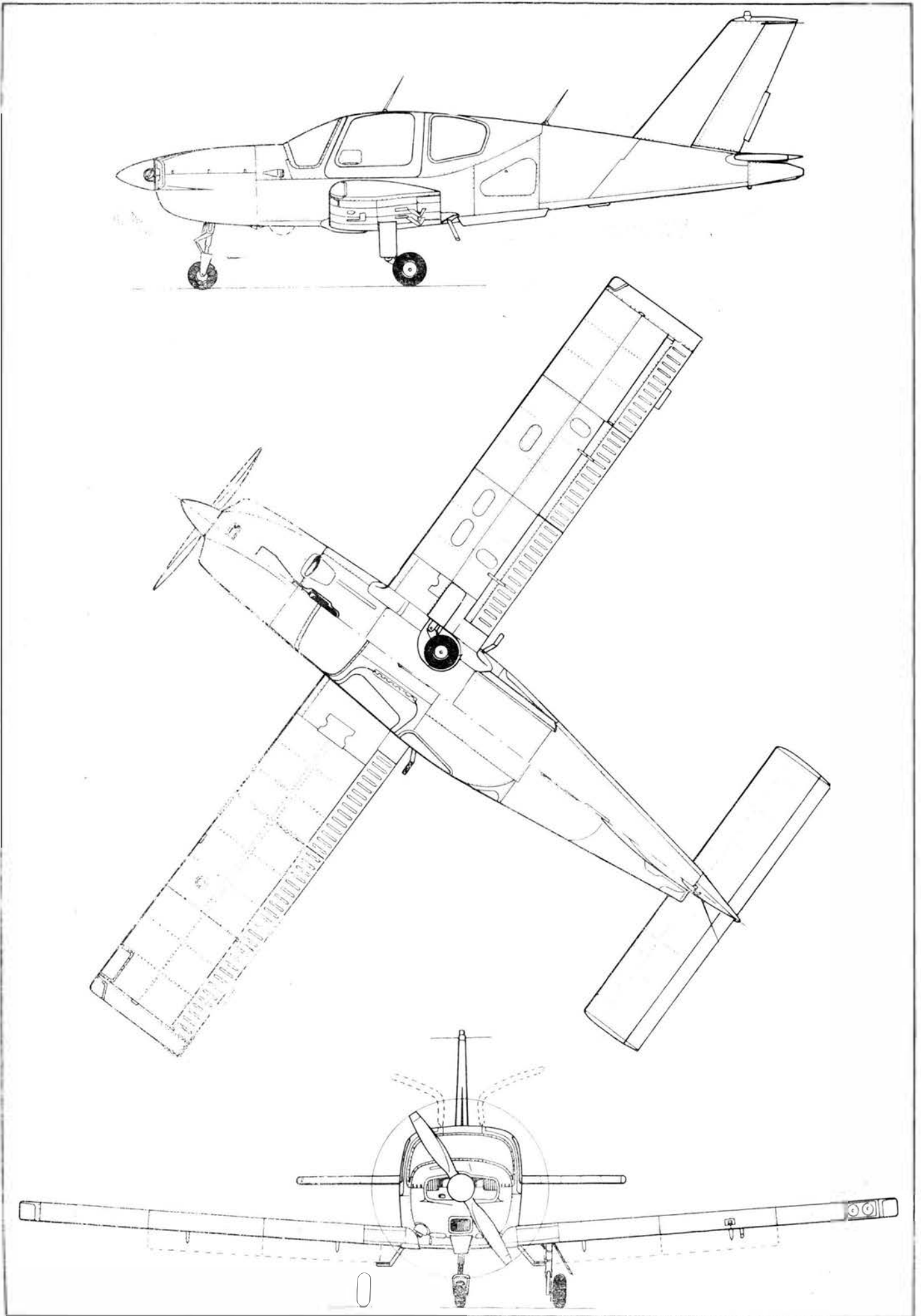
Wyposażenie. Prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, busola, obrotomierz, dwuwskazówkowy manometr ciśnienia lądowania i ciśnienia paliwa, manometr oleju, termometr oleju, paliwomierz, woltomierz, wskaźnik położenia podwozia i zespnół lamppek ostrzegawczych, radiostacja VHF, zestaw VHF/VOR (na życzenie).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W firmie SOCATA (Société de Construction des Avions de Tourisme et d'Affaires) w Tarbes od połowy lat siedemdziesiątych rozpoczęto konstruowanie samolotu, który miał uzupełniać, a następnie zastąpić produkowane tam od 1961 r. w wielu wersjach znane i wysoko cenione samoloty Rallye. Nową generację samolotów oznaczono literami TB — pierwszym samolotem był TB-10 Tobago, oblatany w lutym 1977 r. Ma on silnik Lycoming 0-360A1AD, 134 kW. Równocześnie z nim opracowano prawie identyczny TB-9 Tampico z silnikiem Lycoming 0-320-D2A, 119 kW, o mniejszym udźwigu. Od początku liczone są z możliwością dalszego rozwoju konstrukcji przez zastosowanie chowanego podwozia — kolejny samolot oznaczono początkowo TB-12. Był on opracowywany równocześnie ze znanym już samolotem szkolno-treningowym TB-30 Epsilon. Początkowe oznaczenie TB-12 zmieniono na TB-20 i nadano mu nazwę Trinidad. Prototyp samolotu TB-20 Trinidad oblatano 14 listopada 1980 r. Obecnie w opracowaniu znajduje się jego wersja rozwojowa z silnikiem doładowanym oznaczona TB-21 Trinidad Turbo. Konstrukctorem samolotów Tobago, Tampico i Trinidad jest inż. René Stuckelberger.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,77 m	Obciążenie mocy maks.	7,2 kg/kW
Długość	7,71 m	Prędkość maks.	310 km/h
Wysokość	2,85 m	Prędkość przelotowa (75% mocy)	303 km/h
Rozpiętość usterzenia	3,64 m	Prędkość ekonomiczna (65% mocy)	296 km/h
Baza podwozia	1,91 m	Prędkość min. (bez kłap, podwozie schowane)	118 km/h
Długość wnętrza kabiny	2,53 m	Prędkość min. (kłapy do startu, podwozie wypuszczone)	110 km/h
Szerokość wnętrza kabiny	1,24 m	Prędkość min. (kłapy do lądowania, podwozie wypuszczone)	99 km/h
Wysokość wnętrza kabiny	1,12 m	Wznoszenie maks.	6,4 m/s
Powierzchnia skrzydła	11,90 m ²	Pułap	6200 m
Powierzchnia lotek	0,91 m ²	Zasięg (75% mocy; start, wznoszenie, przelot na pułapie ekonomicznym, 45 min rezerwy)	1640 km
Powierzchnia kłap	3,27 m ²	Zasięg (65% mocy, jw.)	1785 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	3,06 m ²	Zasięg maks.	2145 km
Wydłużenie skrzydła	8,0	Rozbieg	295 m
Wydłużenie usterzenia	4,33	Start na 15 m	479 m
Masa własna (z olejem i paliwem niezlewalnym)	772 kg	Łądowanie z 15 m	530 m
Masa maks. do kołowania	1341 kg	Dobieg	230 m
Masa startowa maks.	1335 kg	Dopuszczalny wiatr boczny przy starcie i lądowaniu	13 m/s
Masa użyteczna	569 kg		
Masa bagażu	50 kg		
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	112,2 kg/m ²		

H.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (IX)

- 1 — (pot.) zrzucić
- 2 — rozbić samolot (przy starcie l. lądowaniu)
- 3 — pilotować, prowadzić samolot
- 4 — dokładnie określić położenie (statku pow.); d. wycelować
- 5 — zmieniać kąt pochylenia, pochylać się (o samolocie); rozstawiać w podziałce (np. fotele w kabinie)
- 6 — powodować opuszczenie nosa, wytwarzać moment pochylający
- 7 — przestawiać (śmigło) na duży skok
- 8 — p. (ś.) na mały skok
- 9 — zadzierać; wytwarzać moment zadzierający
- 10 — obracać (się) lub wahać się wokół osi
- 11 — wypełnić formularz planu lotu, opracować plan l.
- 12 — pokrywać; platerować; metalizować
- 13 — nanosić (na mapę l. wykres); wyznaczać trasę lotu (na mapie); określać położenie (statku pow.)
- 14 — wskazywać (o wskazówce przyrządu)
- 15 — wyciskać; wyrzucać (się), katapultować, wystrzeliwać; wyskakiwać; podskakiwać
- 16 — (szybko) otwierać się (o spadochronie)
- 17 — wyskakiwać, powracać do położenia nienaciśniętego (o przycisku)
- 18 — odszkakiwać przy lądowaniu, wykonywać kangury (o samolocie); galopować, wykonywać wahania wzdłużne (o wodnosamolocie)
- 19 — dawać ujście, otwierać wyłot
- 20 — ustawiać w (żądanym) położeniu
- 21 — ekstrapolować linię położenia
- 22 — ustawić w położeniu do startu
- 23 — cofnąć dźwignię do położenia małego gazu
- 24 — nagle przewrócić się na plecy
- 25 — wypuszczać się (o podwoziu)
- 26 — chować się (o p.)
- 27 — utrzymywać stery w neutrum
- 28 — określać położenie (statku pow.); nanosić p. (statku pow.)
- 29 — zapytywać o położenie (s. p.)
- 30 — napędzać; zasilać (energia); wytwarzać ciąg; wyposażać w silnik
- 31 — zwiększać moc l. ciąg, dodawać gazu
- 32 — zmniejszać moc l. ciąg, ujmować g.
- 33 — gwałtownie zmniejszać moc
- 34 — rozwijać moc l. ciąg
- 35 — zmniejszać moc do biegu jałowego
- 36 — tracić moc l. ciąg
- 37 — zasilać
- 38 — trenować
- 39 — (pot.) wykonywać przegląd przed lotem
- 40 — podgrzewać wstępnie
- 41 — ustawiać w.; programować
- 42 — ściągnąć drążek na siebie
- 43 — obniżać ciśnienie
- 44 — podwyższać c.
- 45 — rozładowywać c.
- 46 — utrzymywać c.
- 47 — zmniejszać siłę na drążku; zwalniać drążek sterowy
- 48 — zmniejszać ściągnięcie drążka
- 49 — podawać pod ciśnieniem, łączyć; wytwarzać nadciśnienie
- 50 — obrabiać (dane), przetwarzać (d.)
- 51 — przekręcać wał silnika za śmigło
- 52 — zawisać na śmigle (o samolocie)
- 53 — obracać śmigło ręcznie (przed rozruchem silnika)
- 54 — wystawać (w przepływie)
- 55 — ciągnąć; ściągać (drążek); wywoływać dodatnie przeciążenie
- 56 — wyprowadzać (z nurkowania); przerywać (podejście do lądowania)
- 57 — zadzierać; ściągać drążek; przechodzić do wznoszenia
- 58 — wychylać gwałtownie stery, wytwarzać impulsy sterownicze
- 59 — (pot.) katapultować się
- 60 — oczyszczać; przedmuchiwać
- 61 — naciskać; pchać; oddawać drążek (od siebie)
- 62 — oddawać d.; pochylać nos samolotu; przechodzić do zniżania
- 63 — ściągać na siebie drążek; zadzierać
- 64 — wprowadzać (samolot) w gwałtowny zakręt l. manewr
- 65 — wchodzić w strefę deszczu
- 66 — podnosić podnośnikiem
- 67 — zmieniać się w zakresie (od...do...); wahać się w granicach...; określać odległość od celu
- 68 — przerwać zniżanie; nagle zmniejszyć prędkość opadania
- 69 — zmniejszyć prędkość kątową zakrętu
- 70 — przerwać zniżanie; zmniejszyć prędkość opadania
- 71 — odczytywać (wskazania); wskazywać (o przyrządzie); rozumieć, słyszeć wyraźnie (przy łączności radiowej)
- 72 — odczytywać (na skali), obserwować wskazania przyrządów; (pot.) oceniać sytuację
- 73 — „przyklejać się” (o przepływie); przywracać przepływ bez oderwań
- 74 — sprowadzić do równowagi
- 75 — odszkakiwać przy lądowaniu, wykonywać kangury
- 76 — prowadzić rozpoznanie, p. zwiad (powietrzny)
- 77 — przechodzić od lotu poziomego do zniżania pionowego (śmigłowca)
- 78 — zapisywać, rejestrować
- 79 — zaczynać wyprowadzenie (z korkociągu)
- 80 — opóźniać w. (z k.)
- 81 — przekreślać, anulować; zakazywać lotów (na samolocie); ustalać ograniczenie prędkości
- 82 — włączyć powtórnie (pilota automatycznego)
- 83 — powtarzać lot (doświadczalny)
- 84 — uzupełniać paliwem, (ponownie) tankować p.
- 85 — odzyskiwać (np. prędkość; wysokość); osiągać (p.; w.); ponownie nabierać (prędkości; wysokości)
- 86 — dopalać (paliwo w dopalaczu)
- 87 — ponownie zabudowywać (na miejsce)
- 88 — p. uruchamiać (silnik)
- 89 — zmieniać pokrycie
- 90 — chować (np. podwozie)
- 91 — zmienić wyważenie; wyważyć
- 92 — sprowadzić do zera siły na sterownicach (klapkami wyważającymi)
- 93 — modyfikować; przerabiać; modernizować
- 94 — odwracać (np. ciąg); rewersować (ciąg)
- 95 — wyłączać ujemny ciąg; w. rewers (ciągu)
- 96 — włączać odwracanie ciągu, włączać r.
- 97 — montować, składać; wyposażać; zabudowywać; składać (spadochron); regulować (przy montażu)
- 98 — machać skrzydłami, przechylać ze skrzydła na skrzydło
- 99 — przechylać, wykonywać obrót wokół osi połużnej; w. beczkę; w. dobieg; toczyć się
- 100 — w. „beczkę opisaną” (z obrotom wokół innego samolotu)

ENGLISH AVIATION VERBS AND PHRASES (IX)

- | | |
|--|------------------------------|
| 1 — pickle | 54 — protrude |
| 2 — pile up | 55 — pull |
| 3 — pilot | 56 — p. out |
| 4 — pinpoint | 57 — p. up |
| 5 — pitch | 58 — put pulses |
| 6 — bring nose down p., p. down (ward), p. nose d. | 59 — punch out |
| 7 — put in coarse p. | 60 — purge |
| 8 — put in fine p. | 61 — push |
| 9 — pitch nose-up, p. up(ward) | 62 — p. down, p. over |
| 10 — pivot | 63 — p. up |
| 11 — file a flight plan | 64 — rack |
| 12 — plate | 65 — run into rain |
| 13 — plot | 66 — ram up |
| 14 — point | 67 — range |
| 15 — pop | 68 — break a rate of descent |
| 16 — pop open | 69 — ease r. of turn |
| 17 — pop out | 70 — stop the sink r. |
| 18 — porpoise | 71 — read |
| 19 — port | 72 — take a reading |
| 20 — position | 73 — reattach |
| 21 — advance a p. | 74 — rebalance |
| 22 — align in takeoff p. | 75 — rebound |
| 23 — bring back to the idle p. | 76 — reconnoiter |
| 24 — flip to inverted p. | 77 — reconvert |
| 25 — go to the down p. | 78 — record |
| 26 — go to the up p. | 79 — initiate recovery |
| 27 — hold in the central p. | 80 — prolong r. |
| 28 — plot a p. | 81 — redline |
| 29 — request a p. | 82 — re-engage |
| 30 — power | 83 — re-fly |
| 31 — add p., apply p., advance p., get on the p., push up p. | 84 — refuel |
| 32 — chop the p., pull p. back, reduce the p. | 85 — regain |
| 33 — cut p. | 86 — reheat |
| 34 — deliver a p. | 87 — reinstall |
| 35 — ease the p. to idle, retard p. to i. | 88 — relight, restart |
| 36 — lose p. | 89 — reskin |
| 37 — supply p. | 90 — retract |
| 38 — practice | 91 — re-trim |
| 39 — preflight | 92 — r.-t. to zero |
| 40 — preheat | 93 — retrofit |
| 41 — preset | 94 — reverse |
| 42 — apply back pressure | 95 — cancel r. |
| 43 — drive p. down | 96 — go into r. |
| 44 — d. p. up | 97 — rig |
| 45 — dump p., relieve p., release p. | 98 — rock |
| 46 — maintain p. | 99 — roll |
| 47 — relax stick p. | 100 — r. about |
| 48 — relieve back p. (on the stick) | 101 — r. at the top |
| 49 — pressurize | 102 — r. in |
| 50 — process | 103 — r. into final |
| 51 — prop | 104 — r. into the turn |
| 52 — hang on the propeller | 105 — r. level |
| 53 — swing a p. | 106 — r. off the overrun |
| | 107 — r. out |
| | 108 — r. over |
| | 109 — fly r. |
| | 110 — reverse the r. |
-
- | | |
|---|---|
| 101 — w. półbeczkę w górnym punkcie (pętli) (np. przy zawrocie) | 105 — wytoczyć się poza koniec drogi startowej |
| 102 — przechylać, wchodzić w przechylenie | 107 — zmniejszać przechył, wyprowadzać z przechyłu; wychodzić na prostą |
| 103 — wychodzić (z IV zakrętu) na prostą do lądowania | 108 — przewracać się |
| 104 — przechylać wprowadzając w zakręt | 109 — wykonywać beczkę |
| 105 — usuwać zwis, wyrównywać przechył (do poziomu) | 110 — zmienić kierunek przechyłu (na przeciwny) |

K.D.

Okresy międzyremontowe silników lotniczych

Okresy międzyremontowe silników lotniczych zazwyczaj bywają ściśle określone przez wytwórcę w porozumieniu z nadzorem lotniczym. Z oczywistych względów każda możliwość przedłużenia tych okresów jest bardzo interesująca dla użytkownika, jednak decyzje w tej sprawie muszą być bardzo wyważone. Poniżej przytaczamy Airworthiness Notice — Zawiadomienie rozsyłane przez Brytyjski Nadzór Lotniczy (Civil Aviation Authority) do licencjonowanych mechaników lotniczych oraz organizacji i przedsiębiorstw zajmujących się eksploatacją i obsługą samolotów, przedstawiające podejście CAA do okresów międzyremontowych. Wyjaśniamy różnicę terminologii — w tekście angielskim występuje wyrażenie „overhaul period”, które tłumaczy się jako „okres międzyprzeglądowy”, ale które dokładnie odpowiada pojęciu okresu międzyremontowego.

Airworthiness Notice nr 35, wyd. 14, 18 czerwca 1984 r.: Okresy międzyprzeglądowe silników tłokowych samolotów lekkich

1. Zazwyczaj dla silnika tłokowego samolotu lekkiego CAA zatwierdza zalecenia wytwórcy nt. okresu międzyprzeglądowego, które zostały opublikowane w systemie zatwierdzonym przez stosowny nadzór lotniczy. Silnikiem samolotu lekkiego nazywany jest:

a) silnik zainstalowany na samolocie, którego maksymalna masa nie przekracza 2730 kg albo też

b) silnik o mocy ok. 295 kW (400 KM) lub mniejszej.

2. Publikacje niektórych wytwórców zezwalają na użytkowanie silnika dłużej niż wynosi zalecany okres międzyprzeglądowy na odpowiedzialność użytkownika (lub właściciela), jeżeli stan silnika daje do tego podstawy. W pewnych przypadkach zalecany okres międzyprzeglądowy jest związany z określonym rodzajem eksploatacji, biuletynami serwisowymi lub biuletynami nt. modyfikacji. Podejście CAA do silników użytkowanych na samolotach lekkich jest omówione w pkt. 3÷6 oraz załącznikach do niniejszego Zawiadomienia.

3. Kontynuacja użytkowania musi odbywać się zgodnie z pkt. 3.1, wg pkt. 3.1.1÷3.1.3 (tego punktu, który ma zastosowanie).

3.1. Silniki mogą być użytkowane do czasu osiągnięcia liczby godzin odpowiadającej zalecanemu przez wytwórcę okresowi międzyprzeglądowemu i opublikowanej w systemie zatwierdzonym przez stosowny nadzór lotniczy, z zastrzeżeniem, że silniki mają tę konfigurację, którą powinny mieć zgodnie z biuletynami (a także wprowadzono w nich odpowiednie modyfikacje, jeżeli takie są) oraz że rodzaj użytkowania jest zgodny z przewidywanym przez wytwórcę. Wszelkie zalecenia wytwórcy nt. okresu międzyprzeglądowego nazywane są poniżej „zalecanymi okresami międzyprzeglądowymi”, włącznie z zaleceniami wytwórcy nt. skrócenia okresów międzyprzeglądowych dla pewnych rodzajów użytkowania albo dla pewnych konfiguracji biuletynowo-modyfikacyjnych.

3.1.1. Silniki, które nie ukończyły zalecanego okresu międzyprzeglądowego związanego z określonym tempem użytkowania (np. Lycoming) w ciągu 10 lat od pierwszej zabudowy albo od ostatniego przeglądu głównego, mogą być dalej użytkowane tylko do końca zalecanego okresu międzyprzeglądowego pod warunkiem, że silnik jest poddany przeglądowi zgodnie z pkt. 4 z chwilą upłynięcia okresu 10 lat, a następnie przeglądany co 100 h lub w okresach rocznych (obowiązuje ten warunek, który upłynie wcześniej) w celu określenia jego stanu.

3.1.2. Silniki, które ukończyły zalecany okres międzyprzeglądowy można użytkować w okresie nie przekraczającym 20% zalecanego okresu międzyprzeglądowego, jeżeli spełnione są warunki a, b i c:

a) zostanie wykazana zgodność ze stosownymi ograniczeniami, podanymi w Załączniku 1 do niniejszego Zawiadomienia,

b) zostanie wykazane wykonanie wszelkich prac wymaganych przez biuletyny (Airworthiness Directive oraz Additional Directive), które muszą być wykonane podczas przeglądu silnika, chyba że inaczej uzgodniono z CAA,

c) silnik został poddany przeglądowi zgodnie z pkt. 4, w celu zbadania jego stanu bezpośrednio przed przedłużeniem (okresu międzyprzeglądowego), a następnie co 100 h lub co rok, przy czym obowiązuje ten warunek, który upłynie wcześniej. Dla silników użytkowanych na samolotach służących do opryskiwań rolniczych przeglądy muszą być powtarzane w odstępach 50-godzinnych.

3.1.3. Silniki zabudowane na samolotach o masie nie większej niż 2730 kg, dla których są wydane Świadectwa Zdatości w kategorii Private (Private Category Certificates of Airworthiness) albo na innych samolotach nie używanych do transportu publicznego (Public Transport) lub prac agrolotniczych (Aerial Work), które wykorzystywały już 20% przedłużenie zgodnie z pkt. 3.1.2, mogą być użytkowane dalej bez ograniczenia czasu pod warunkami podanymi w a, b oraz c:

a) zostanie wykazana zgodność z ograniczeniami podanymi w Załączniku 1 do niniejszego Zawiadomienia,

b) silnik zostanie poddany przeglądowi zgodnie z pkt. 4 w celu zbadania jego stanu przed przekroczeniem 120% zalecanego okresu międzyprzeglądowego, a następnie będzie przeglądany i poddawany ocenie stanu technicznego w odstępach co 100 h lotu lub co rok, przy czym obowiązuje ten warunek, który upływa wcześniej,

c) świadectwo zdatości (Certificate of Airworthiness) samolotu, na którym zainstalowany jest silnik, jeżeli jest wydane w innej kategorii niż Private, zostanie dostarczone do okręgowego biura CAA w celu wpisania zastrzeżenia, że w okresie gdy czas użytkowania silnika od ostatniego przeglądu jest większy od 120% zalecanego okresu międzyprzeglądowego zakazane jest używanie samolotu do transportu publicznego i prac agrolotniczych.

4. Przeglądy, o których mówi się w pkt. 3.1.1, 3.1.2 i 3.1.3, wykonywane dla stwierdzenia stanu silnika, muszą odbywać się zgodnie z Procedurami Przeglądów Samolotów Cywilnych (Civil Aircraft Inspection Procedures), Arkusz EL/3—15 i muszą być wykonywane przez następujące osoby lub organizacje:

a) silniki zainstalowane na samolotach używanych do transportu publicznego i prac agrolotniczych muszą być przeglądane przez odpowiednio licencjonowanego mechanika albo przez organizację do tego upoważnioną,

b) silniki zainstalowane na samolotach użytkowanych w kategorii Private albo też w inny sposób zabezpieczone przed użyciem do transportu publicznego lub prac agrolotniczych, które nie przekroczyły 120% zalecanego okresu międzyprzeglądowego, mogą być poddane przeglądowi przez użytkownika, ale muszą być przeglądane i zaopatrzone w świadectwa przez odpowiednio licencjonowanego mechanika albo organizację do tego upoważnioną przy następnym i każdym kolejnym przedłużaniu świadectwa sprawności technicznej,

c) silniki, które mają być użytkowane poza 120% zalecanym okresem międzyprzeglądowym, muszą być przeglądane przez odpowiednio licencjonowanego mechanika lub organizację do tego upoważnioną.

5. W żadnym przypadku nie mogą być przekraczane żadne ograniczenia podane jako obowiązujące, zaś wykonanie obowiązkowych podanych w biuletynach prac, przeglądów lub modyfikacji musi być zakończone w terminie.

6. W przypadku silników, na których nie wykonano wszystkich biuletynów serwisowych lub modyfikacji umożliwiających ustalenie zalecanych dla nich okresów międzyprzeglądowych w sposób zdefiniowany w pkt. 3.1 albo w odniesieniu do silników, które nie są objęte biuletynami wytwórcy, szczegółowe zalecenia na piśmie powinny być uzyskane od wytwórcy, a jeżeli to nie jest możliwe — należy zwrócić się do CAA.

TABLICA. ZAŁĄCZNIK NR 2

	Transport publiczny i prace agrolotnicze	Kategoria Private
Normalny okres międzyprzeglądowy	zalecane przez wytwórcę okresy międzyprzeglądowe z zastrzeżeniem, że silnik musi mieć wykonane odpowiednie modyfikacje i prace podane w biuletynach oraz że typ użytkowania nie odbiega od przewidywanego. Uwaga: silniki, dla których jest podane tempo użytkowania i które nie ukończyły zalecanego okresu międzyprzeglądowego w ciągu 10 lat, można użytkować tylko po inspekcji opisanej w tym zawiadomieniu (pkt. 4) dokonanej w chwili upływu 10 lat, a następnie w okresach co 100 h lub co rok, przy czym obowiązuje ten warunek, który upływa wcześniej	
Przedłużenia nie przekraczające 20% normalnego okresu międzyprzeglądowego	zgodność z Załącznikiem 1 do niniejszego Zawiadomienia. Zgodność ze wszystkimi biuletynami nadzoru (Airworthiness Directives oraz Additional Directives). Inspekcje, zgodnie z pkt. 4, w chwili ukończenia normalnego okresu międzyprzeglądowego, a następnie co 100 h lub co roku (obowiązuje wcześniejszy warunek; dla silników samolotów rolniczych przeglądy te muszą być wykonywane co 50 h)	
Przedłużenie ponad 20% (odnosi się tylko do samolotów o masie nie większej niż 2730 kg)	żadnych dalszych przedłużeń, chyba że Świadectwo Sprawności zostanie uzupełnione wpisem, zabraniającym transportu publicznego oraz prac agrolotniczych (Aerial Work) po upływie 120% normalnego okresu międzyprzeglądowego	silniki mogą być eksploatowane bez ograniczenia czasu, pod warunkami: a) zgodności z Załącznikiem 1 do niniejszego Zawiadomienia, b) następnej inspekcji, zgodnie z pkt. 4 przy 120% okresu międzyprzeglądowego, a następnie co 100 h lub co rok, przy czym obowiązuje wcześniejszy warunek
Uwaga: tablica ma charakter orientacyjny		

7. Wymagania pkt. 3 i 4 są przedstawione w Załączniku 2 (tabl.).

8. Unieważnienie. Niniejsze Zawiadomienie unieważnia Airworthiness Notice nr 35 z 1 kwietnia 1983 r., które należy zniszczyć.

Załącznik 1 do Airworthiness Notice nr 35, wyd. 5, 1 kwietnia 1983 r.

1. Koncepcja zezwolenia na użytkowanie silników poza zalecanym przez wytwórcę okresem międzyprzeglądowym jest oparta na założeniu, że możliwe jest sprawdzenie stanu silnika podczas dokonywanych w podanych z góry odstępach czasu określonych przeglądów (inspekcji). Nie leży w zamiarach nadzoru zezwolenie na użytkowanie silnika aż do wystąpienia uszkodzenia. Sens tej koncepcji polega

na możliwości zauważenia podczas inspekcji wyraźnych wskazań (ostrzeżeń) co do możliwości wystąpienia w najbliższym czasie uszkodzenia i w wielu zagadnieniach taka możliwość istnieje. Istnieją jednakże pewne rodzaje uszkodzeń (np. pęknięcie wału korbowego, zużycie przeciwwagi), których sprawdzenie mogące doprowadzić do wykrycia zagrożenia nie jest możliwe bez demontażu silnika.

2. CAA uzyskało zalecenia wytwórców większości silników lotniczych współcześnie użytkowanych na samolotach lekkich określające te elementy silników, których, jak wykazało doświadczenie, nie należy eksploatować po upływie pewnego czasu użytkowania. Chodzi tu o elementy, w których nie daje się wykryć wystąpienia w najbliższym czasie uszkodzenia mogącego spowodować zbyt wielkie zniszczenia towarzyszące, albo wręcz niebezpieczeństwo. Elementy te, wraz z ograniczeniami dotyczącymi ich żywotności, są podane w pkt. 5, przy czym dalsze informacje będą uzupełniane w miarę ich uzyskiwania.

3. W ocenie, czy silnik nadaje się do użytkowania poza zalecanymi przez wytwórcę okresami międzyprzeglądowymi, zajmujący się tym mechanik nie ma prawa przekraczać ograniczeń oraz warunków podanych w niniejszym Załączniku.

4. CAA, pozwalając na zastosowanie niniejszego systemu do silników tłokowych samolotów lekkich kategorii Private, działa bez uzgodnienia ze wszystkimi zainteresowanymi wytwórcami. Nie oznacza to, że CAA uważa się za lepiej poinformowane od wytwórców. CAA podjęło decyzję, biorąc pod uwagę wyłącznie wpływ na zdolność do lotu (airworthiness), podczas gdy wytwórcy prawdopodobnie wzięli pod uwagę ekonomikę i względy obsługowe. CAA uważa, że każdy użytkownik musi podejmować własne decyzje.

5. Ograniczenia.

5.1. Silniki Rolls-Royce Gipsy Major.

Przed użytkowaniem poza 120% zalecanym przez wytwórcę okresem międzyprzeglądowym silników innych modeli niż Major 10 oraz wcześniejszych modeli z zastosowaną modyfikacją 2385 (mocowanie śmigła na wielowypuszcie), silniki muszą mieć zbieżną część wału korbowego poddaną modyfikacji 2690. Zgodnie z Rolls-Royce Technical News, Arkusz G15, silniki nie mogą przekraczać okresu międzyprzeglądowego 1000 h, jeżeli modyfikacja 2495 nie została wprowadzona.

5.2. Silniki Avco Lycoming. Nie ma ograniczeń.

5.3. Silniki Rolls-Royce 0-240.

Po 1 czerwca 1982 r. silniki, których wały korbowe podlegają 10-godzinnym przeglądom opisanym w Biuletynie Obsługowym T416/1 pozycja 8, nie są dopuszczone do użytkowania poza zalecanymi przez wytwórcę okresami międzyprzeglądowymi.

5.4. Silniki Teleyne Continental. Nie ma ograniczeń.

Tłum. A.K.

KSIĄŻKI LOTNICZE

BORODZIK F.: Wstęp do technologii prac agrolotniczych. PWRiL, Warszawa, 1983, s. 316, cena zł 140,—

Książka na temat lotnictwa rolniczego, do tego fachowa, jest u nas rzadkością. Poprzednia pozycja na ten temat „Lotnictwo gospodarce” — F. Borodzika, H. Kamińskiego i J. Krężalka ukazała się w 1969 r. Przy szybkim rozwoju lotnictwa rolniczego w ostatnim dziesięcioleciu w naszym kraju taki podręcznik agrolotnictwa był niezbędny.

We wprowadzeniu autor przedstawił rozwój lotnictwa rolniczego na świecie i w Polsce. Następnie zostały pokazane składniki zabiegu agrolotniczego: czynności przygotowawcze, cykl operacyjny i czynności zakończeniowe. Dość obszernie została omówiona technologia wykonywania zabiegów agrolotniczych. W związku z tym omówiono rodzaje i jakość środków ochrony roślin i nasion, regulację aparatury rozpylającej i opryskującej, technikę wykonywania lotów roboczych z uwzględnieniem naprowadzania, dokładności i równomierności rozsiewu, wpływu wiatru oraz bezpieczeństwa wykonywania lotów.

Przedstawiono technologie nawożenia, siewu i opryskiwania. Osobno omówiono organizację prac agrolotniczych wraz z przygotowaniem lądowiska i przygotowaniem gospodarstwa rolnego do zabiegów agrolotniczych oraz ekonomikę i planowanie prac agrolotniczych.

Wiele miejsca poświęcono opisowi aparatury agrolotniczej An-2, Kruka, M-15 i Dromadera oraz śmigłowca Mi-2 i sprzętu do przygotowania i załadunku środków chemicznych. Zostały również przedstawione wybrane zagadnienia z aerodynamiki i meteorologii, szczególnie ważne przy pracach agrolotniczych. Przedstawiono ogólne zasady i zalecenia bezpieczeństwa i higieny pracy dla pilota rolniczego, obsługi na lądowisku oraz na terenie wykonywanych zabiegów. Osobno omówiono problemy ochrony środowiska (m.in. pszczoł i ryb) w związku z wykonywaniem zabiegów agrolotniczych.

Bibliografia książki zawiera 77 pozycji, w tym większość artykułów publikowanych w kraju. Korzystanie z książki ułatwia skorytrowidz tematyczny.

A.G.

DĄBROWSKI K., MAKOWSKI T., MATUSIAK M.: Podstawowe nazewnictwo z dziedziny sprzętu lotniczego. Wydawnictwo Przemysłu Lotniczego, Warszawa, 1984 r., s. 100.

Słownik lotniczy, zawierający ok. 1200 terminów, przeznaczony do użytku przemysłu lotniczego, ukazał się w nakładzie tysiąca egzemplarzy. Celem słownika jest ułatwienie tłumaczeń na języki obce. Słownik zawiera hasła w języku polskim, a przy nich terminy po angielsku, francusku, niemiecku i rosyjsku. Jest to więc słownik tylko z języka polskiego na języki obce. Gdyby w następnym wydaniu słownika hasła ponumerować i zrobić indeksy alfabetyczne w językach obcych — słownik mógłby służyć jako wielojęzyczny „w obie strony”. Mówiąc o słownikach wydawanych na własny użytek można wspomnieć, że Polskie Linie Lotnicze LOT wykonały kserokopie cyklu „Słownik lotniczy” z TLIA i dodając okładkę utworzyły w ten sposób słownik.

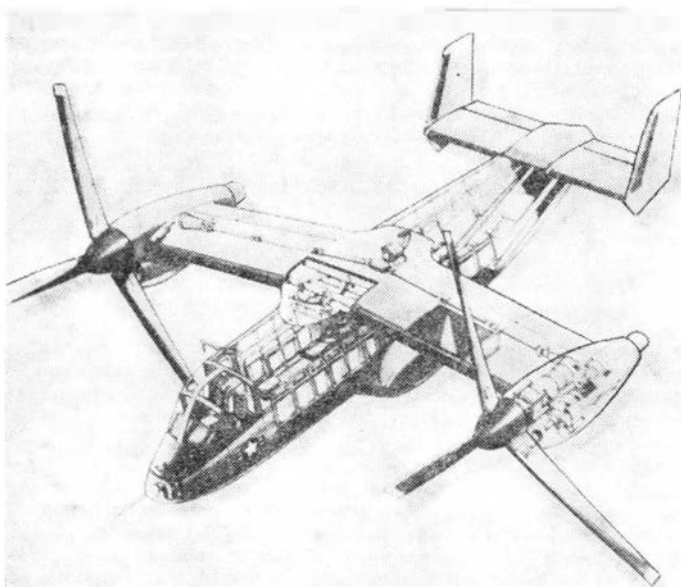
A.G.

Perspektywy pionowzlotu wirnikowego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Wytwornie Bell i Boeing Vertol przystępują wspólnie do budowy pionowzlotu JVX, który ma być pierwszym pionowzlotem wirnikowym produkowanym seryjnie. Koncepcja samolotu JVX wywodzi się od pionowzlotu Bell XV-15. W 1973 r. armia amerykańska i NASA zamówiły doświadczalny pionowzlot Bell 301 oznaczony następnie XV-15. Jest to samolot pionowego startu z przekręcanymi wirnikami wraz z silnikami turbośmigłowymi. W 1977 r. prototyp wykonał pierwszy lot, a w 1979 r. dokonano pierwszego przejścia z lotu pionowego do poziomego. W trakcie prób wykonano również lądowania i starty z lotniskowca. W 1983 r. przeprowadzone zostały próby przydatności samolotu tego rodzaju do morskich akcji ratowniczych. W 1983 r. marynarka wojenna i piechota morska USA (US Navy i US Marine Corps) zamówiły we współpracujących ze sobą wytwórniach Bell i Boeing Vertol zaprojektowanie samolotu JVX (Joint Service Advanced Vertical Lift Aircraft). Kontrakt przewiduje wykonanie projektu wstępnego w ciągu 24 miesięcy, czyli do kwietnia 1985 r. Natomiast prototyp ma wykonać pierwszy lot w połowie 1987 r. Próby i uruchomienie produkcji mają trwać cztery lata. Pierwsze dostawy samolotów seryjnych przewidziane są na 1991 r.

Powyższy kalendarz rozwoju samolotu obejmuje 18 lat. Opracowanie nowego rodzaju pionowzlotu jest bardzo czasochłonne. Wykazały to również dzieje brytyjskiego Harriera. Od pierwszego projektu z 1957 r. do pierwszych dostaw w 1969 r. minęło 12 lat. Natomiast dziś, po 15 latach od wprowadzenia samolotu do użytku, nadal jest on rozwijany i ulepszany. Dlatego harmonogram prac przy JVX nie jest niczym zaskakującym.



Rys. 1. Projekt pionowzlotu wojskowego JVX

JVX będzie łączył w sobie zalety samolotu transportowego i śmigłowca. Przy prędkości przelotowej 560 km/h ma zabierać 8 ton ładunku na odległość 1850 km i 44 pasażerów w wersji cywilnej. W wersji wojskowej przewidziane są 24 fotele składane i miejsce na sprzęt. Zasięg z 12 uzbrojonymi żołnierzami ma wynosić 2800 km, zaś bez ładunku, w celu przebazowania, 4700 km. Realizacja zamówienia wojskowego na 900 JVX ma kosztować 25 mld dol., czyli cena jednego samolotu będzie wynosić 18 mln dol. Wysokie osią-



Rys. 2. Makieta samolotu Bell BAT z przekręcanymi wirnikami proponowanego zamiast lekkiego śmigłowca wojskowego. Projekt ten jest oparty na doświadczeniach uzyskanych z XV-15

gi samolotu mają być uzyskane dzięki zastosowaniu konstrukcji z kompozytów, co pozwoli zmniejszyć masę konstrukcji o 25% w stosunku do konstrukcji duralowej. Na JVX poziom drgań ma być znacznie niższy niż na dzisiejszych śmigłowcach. Synchronizacja pracy wirników ma być uzyskana dzięki elektronicznie, choć silniki będą z sobą połączone wałem transmisyjnym.

Zastosowania wojskowe JVX mogą być zbliżone do zastosowań śmigłowców, czyli transport na linię działań wojennych oraz ewakuacja i ratownictwo morskie. Jeśli JVX będzie szybszy niż śmigłowce, to nawet jego wyższa cena nie będzie czynnikiem hamującym wprowadzenie go do użycia.

Natomiast dużo ciekawsze są perspektywy jego wersji cywilnej. Przewidywana 44-miejscowa wersja cywilna ma mieć koszt pasażerokilometra rzędu 0,23 dol., czyli o połowę niższy niż dla śmigłowca Boeing Vertol Chinook. Jeśli cena zakupu JVX nie będzie za wysoka, a koszt pasażerokilometra będzie niższy niż śmigłowców, a niewiele wyższy niż samolotów — to JVX może rozwiązać problem komunikacji lokalnej między śródmieściami dużych miast. Śmigłowce nie rozwiązały tego problemu, ze względu na koszt, drgania i małą prędkość. Samoloty krótkiego startu nie mają odpowiednich lotnisk na terenie dużych miast. Natomiast dla JVX wystarczy mały port śmigłowcowy dla którego miejsce można znaleźć w każdym mieście. Duża prędkość lotu w połączeniu z likwidacją czasu dojazdu do lotniska (niezbędnego dla normalnych samolotów) pozwoli na rzeczywistą oszczędność czasu.

Prace nad zbudowaniem pionowzlotu wirnikowego trwają już 24 lata. Wytwórnia Bell swój pierwszy pionowzlot z przekręcanymi wirnikami XV-3 zaczęła projektować w 1951 r., a w 1955 r. wykonał on pierwszy lot. Przeprowadzono na nim 100 lotów z przejściem z lotu pionowego do poziomego i z powrotem. Po roku prób prototyp został rozbity. Do koncepcji pionowzlotu z przekręcanymi wirnikami Bell powróciła w 1973 r. projektując XV-15. W latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych powstało kilka prototypów z przekręcanymi skrzydłami wraz z silnikami i wirnikami. Jednakże próby żadnego z nich nie zakończyły się pomyślnie i zaprzestano prac w tym kierunku. Świadczy to o ogromnej złożoności problemu. To, że obecnie wydaje się, iż próby XV-15 dały pozytywny rezultat nie oznacza, że nie mogą pojawić się nieprzewidziane dotychczas problemy techniczne, które wpłyną na zmianę opinii o tym układzie pionowzlotu. W każdym razie obecny stan badań i środków technicznych pozwala na podjęcie budowy prototypu pierwszego samolotu tej klasy przeznaczonego do szerszego zastosowania.

Przyp. red. Dokładniejsza analiza rozwoju pionowzlotów była przedstawiona w *TLiA* nr 10 i 11/1983 w artykule P. Bolińskiego: „Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania”.

Stosowana technologia i sprzęt używany do oczyszczania nawierzchni zimą na polskich pasażerskich lotniskach komunikacyjnych

Mgr inż. JAN ŁAZICKI

Jednym z ważniejszych zagadnień związanych z zapewnieniem bezpieczeństwa ruchu lotniczego jest utrzymanie we właściwym stanie eksploatacyjnym nawierzchni lotniskowych. Problem ten nasila się w okresach jesienno-zimowych, kiedy to istnieje obowiązek usunięcia z nawierzchni lotniskowych wszelkich osadów lub opadów atmosferycznych, aby uzyskać odpowiedni współczynnik hamowania zapewniający pełne bezpieczeństwo naziemnego ruchu lotniczego. Nierozłącznym elementem decydującym o bezpieczeństwie operacji lotniczych na lotnisku, a więc startów, lądowań i kołowań, jest przede wszystkim droga startowa, a w następnej kolejności drogi kołowania i płyty przeddworcowe.

Współczesne pasażerskie statki powietrzne o napędzie odrzutowym, eksploatowane przez PLL LOT, charakteryzują się dużymi masami (do 160 000 kg) oraz znacznymi prędkościami przy starcie (do 350 km/h przy maks. masie startowej). Leżący na nawierzchni drogi startowej śnieg znacznie wydłuża długość rozbiegu. Dowiedziono, że zaleganie warstwy topniejącego śniegu wynoszącej 1 cm powoduje wzrost długości rozbiegu potrzebnego do osiągnięcia prędkości oderwania o ok. 20%, a 2 cm warstwa powoduje wzrost o ok. 50÷60%. Tak więc wymagana długość drogi startowej przy dwucentymetrowej warstwie śniegu na nawierzchni przy starcie samolotu typu Il-62 musiałaby być zwiększona o przeszło 1000 m.

Natomiast przy lądowaniu statki powietrzne wymagają wysokiego współczynnika hamowania. Efektywność lądowania w znacznym stopniu zależy od stanu fizycznego nawierzchni drogi startowej, tj. od tego, czy jest ona sucha czy mokra, pokryta lodem czy też śniegiem. Np. na nawierzchniach betonowych współczynnik hamowania wynosi:

- nawierzchnia sucha 0,60÷0,80,
- nawierzchnia wilgotna 0,40÷0,60,
- pokryta śniegiem 0,20÷0,40,
- pokryta lodem 0,08÷0,15.

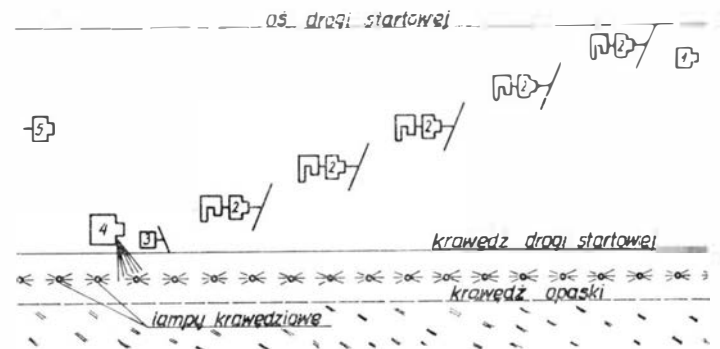
Droga hamowania współczesnych samolotów pasażerskich zmienia się przeciętnie o 30÷45 m na każde 0,01 zmiany współczynnika hamowania. W tej sytuacji pogorszenie współczynnika hamowania zaledwie o wartość 0,1 powoduje wydłużenie drogi hamowania o 300÷450 m. Dlatego też w zapewnieniu bezpieczeństwa naziemnego ruchu lotniczego dokładność i skuteczność oczyszczania nawierzchni lotniskowych odgrywa tak ogromną rolę.

Nawierzchnie lotniskowe konstrukcyjnie są zbliżone do nawierzchni drogowych, jednak zarówno technologia odśnieżania, jak i sprzęt do usuwania skutków osadów i opadów atmosferycznych znacznie różnią się od stosowanej technologii i eksploatowanego sprzętu w drogownictwie. Powierzchnia najdłuższej drogi startowej (3700 m) odpowiada powierzchni samochodowej drogi kołowej o długości 30÷40 km.

Bardzo krótkie okresy, podczas których służby lotniskowe mają obowiązek oczyścić nawierzchnie lotniskowe ze śniegu i lodu, wymagana duża dokładność oczyszczania oraz konieczność podawania na pokłady samolotów lądujących i startujących pełnej informacji o warunkach hamowania zmusiły służby lotniskowe do szukania nowych rozwiązań w technologii odśnieżania i, co się z tym wiąże, wprowadzenia do stosowania nowoczesnego, często pochodzącego z importu, sprzętu specjalistycznego. Koszt takiego sprzętu jest znaczny i dlatego przede wszystkim w sprzęt ten wyposażane jest lotnisko w Warszawie.

Technologia odśnieżania jest opracowywana indywidualnie dla każdego lotniska, z uwzględnieniem sił i środków oraz potrzeb operacyjnych. Np. na lotnisku w Warszawie odśnieżanie jest prowadzone wg następujących zasad. Przygotowane przez zaplecze techniczne wydzielone siły i środki oczekują w pełnej gotowości przed drogą startową (dro-

gą kołowania, płytą peronową) przewidzianą do odśnieżania na zgodę „wieży” na wejście w dany rejon lotniska. Po uzyskaniu zezwolenia, cały wcześniej przygotowany sprzęt natychmiast przystępuje do akcji. Kolejność pracy sprzętu przedstawia rys. 1. W wyniku pracy zestawu pokazanego na rys. 1 uzyskuje się nawierzchnię oczyszczoną do „czarna”.



Rys. 1. Kolejność odśnieżania: 1 — wóz operacyjny kierownika akcji mający łączność radiową z „wieżą” oraz z każdym z wozów biorących udział w akcji, 2 — zestaw składający się z pługa lemieszowego o dużej szerokości roboczej, nośnika samochodowego oraz czyszczarki lotniskowej, 3 — pług drogowy, 4 — wirnikowy zgarniacz śniegu, 5 — samochód pomiarowy do określania współczynnika hamowania

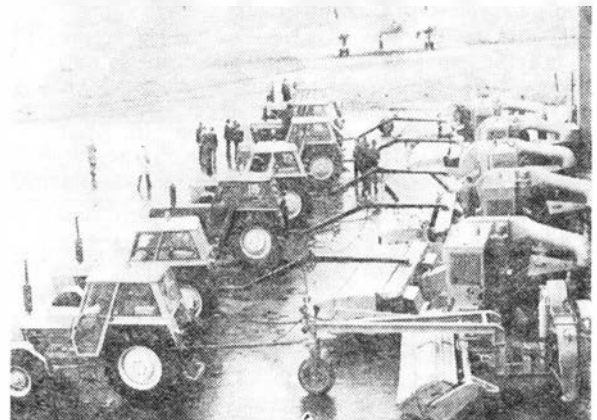
Omówienie sprzętu specjalistycznego eksploatowanego na lotniskach

● Lemieszowe pługi lotniskowe o dużych szerokościach

Przez wiele lat służby lotniskowe borykały się z problemem braku pługów o dużych wydajnościach. Obecnie mamy kilka importowanych pługów o szerokości roboczej powyżej 5 m ze sterowaną z kabiny kierowcy przystawką hydrauliczną umożliwiającą zmianę kąta ustawienia lemieszów oraz docisku. Aktualnie jeden z krajowych zakładów pracuje nad uruchomieniem produkcji pługów o szerokościach 4 i 6 m. Uruchomienie tej produkcji na skalę przemysłową rozwiąże problem pługów na potrzeby lotniskowe.

● Nośniki

Najlepsze wyniki uzyskuje się, stosując jako nośniki samochody Tatra i one w większości przypadków są wykorzystywane na lotniskach.



Rys. 2. Oczyszczarki lotniskowe podczas przeglądu przed sezonem zimowym. Fot. K. Czyż

● Oczyszczarki lotniskowe (rys. 2 i 3)

Używane szybkoobrotowe oczyszczarki lotniskowe produkcji polskiej OL-4500 i produkcji kanadyjskiej SICADR spełniają wymogi stawiane przez służby lotniskowe tego typu sprzętowi. Sądzymy, że stwierdzone podczas dotychczasowej eksploatacji usterki w oczyszczarkach OL-4500 będą wyeliminowane w nowej serii przygotowywanej przez przemysł.

● Wirnikowe zgarniacze śniegu (rys. 4)

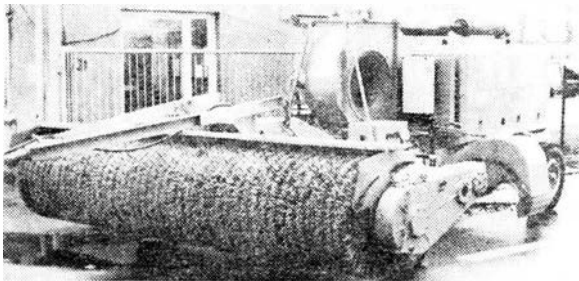
Wirnikowe zgarniacze śniegu produkcji radzieckiej D-470 i D-902, w które są wyposażone porty lotnicze, mają zbyt małą szybkość roboczą (ok. 3÷4 km/h, podczas gdy zachodzi potrzeba osiągnięcia szybkości rzędu 15÷30 km/h). Wg naszego rozeznania, strona radziecka aktualnie produkuje wirnikowe zgarniacze śniegu o zwiększonej szybkości roboczej, które spełniają wymogi stawiane przez służby lotniskowe.

Jak wynika z przedstawionych krótkich charakterystyk sprzętu do odśnieżania lotnisk, podstawowy sprzęt bądź już jest w portach lotniczych, bądź istnieje nadzieja, że w najbliższych latach będzie produkowany i dostępny dla służb lotniskowych.

gorzej przedstawia się sprawa sprzętu pomocniczego, bardzo ważnego dla zapewnienia pełnego bezpieczeństwa ruchu lotniskowego. Są to:

— urządzenia do programowania terminu rozpoczęcia akcji zapobiegającej powstawaniu oblodzeń nawierzchni (rys. 5),

— urządzenia do pomiaru hamowania na nawierzchniach lotniskowych (rys. 6 i 7).



Rys. 3. Szczotka oczyszczarki lotniskowej. Fot. K. Czyż

Urządzenia takie są produkowane wyłącznie w krajach kapitalistycznych, są bardzo drogie i w obecnej sytuacji gospodarczej kraju nie ma możliwości ich zakupienia. W tej sytuacji warto byłoby, aby któryś z instytutów badawczych podjął się rozwiązania tych tematów. Obecnie mamy po jednym urządzeniu tego typu, istnieje natomiast potrzeba wyposażenia w nie wszystkich lotnisk.

Ogólne zasady pracy oraz wymagania w stosunku do tych urządzeń są następujące:

● Urządzenia do ostrzegania przed gołoledzią

Urządzenie takie, konstruowane w Szwajcarii, służy do ostrzegania przed możliwością powstawania gołoledzi na nawierzchniach lotniskowych. Umożliwia to podejmowanie właściwych decyzji, w oparciu o miarodajne wskazania przyrządu, dotyczących stosowania odpowiednich środków zaradczych zapobiegających oblodzeniu. Dodatkową zaletą jest pomiar temperatury oraz wilgotności nawierzchni i powietrza bezpośrednio na i przy drodze startowej, a nie w ogródku meteorologicznym znajdującym się często w znacznej odległości od drogi startowej.

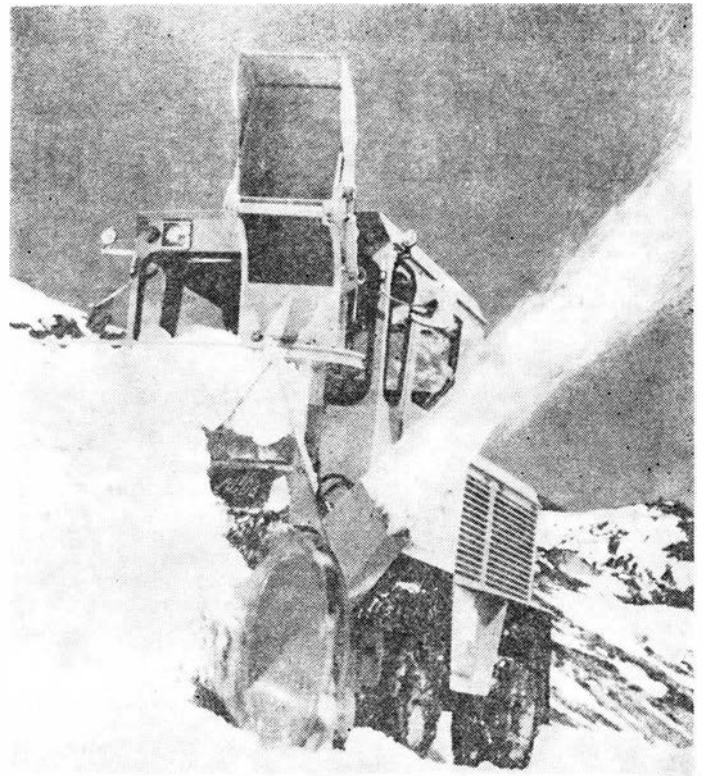
Urządzenie składa się z układu wskazującego ze wskaźnikami optycznymi i akustycznymi połączonego kablami sterowniczymi lub falami radiowymi z precyzyjnymi sondami ziemnymi i powietrznymi umieszczonymi w kilku najbardziej reprezentatywnych miejscach na DS. Stanowi ważną pomoc przy organizacji odśnieżania. Nie wydaje jednak „poleceń”, gdyż każdorazowo oprócz wskazań urządzenia trzeba uwzględnić również inne czynniki, takie jak:

- porę roku (jesień, zima, wiosna),
- porę dnia,
- pogodę,
- ostatnio podejmowane środki zaradcze (kiedy, jakie i ile).

Urządzenie pokazuje następujące parametry:

- temperaturę powietrza (od -30°C do $+20^{\circ}\text{C}$),
- wilgotność względną powietrza (od 10% do 100%),
- temperaturę nawierzchni,
- wilgotność nawierzchni.

Rozróżniamy trzy różne sygnały: ostrzeżenie, alarm i lód.



Rys. 4. Zgarniacz śniegu produkcji szwajcarskiej

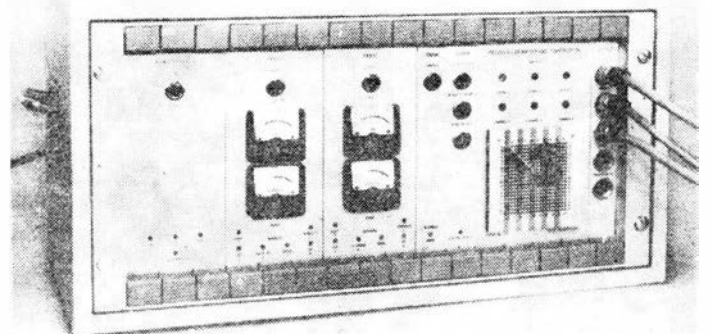
TABLICA

Mierzony współczynnik	Ocena hamowania	Kod
0,40 i powyżej	dobre	5
0,36÷0,39	średnio dobre	4
0,30÷0,35	średnie	3
0,26÷0,29	średnio złe	2
0,25 i poniżej	złe	1

Sygnal „ostrzeżenie” zostaje wywołany, gdy temperatura powietrza zbliża się do nastawionej wartości progowej, a jezdnia jest mokra lub wilgotna. Sygnal „alarm” zostaje wywołany, jeżeli temperatura nawierzchni obniży się poniżej wartości progowej, a jezdnia jest wilgotna lub mokra. Sygnal „lód” zostaje wywołany, jeśli przy sondach ziemnych wytworzy się lód. Każdy sygnał jest wynikiem powiązania dwóch lub trzech parametrów. Natomiast nie uwzględnia się wilgotności powietrza, ponieważ nie w każdym przypadku duża wilgotność powietrza powoduje zawilgocenie nawierzchni, a to mogłoby doprowadzić do fałszywych alarmów.

● Urządzenie do pomiaru współczynnika hamowania

Do celów operacyjnych lądujących, startujących i kołujących samolotów niezbędne jest dysponowanie pewnymi danymi dotyczącymi warunków hamowania na nawierzchniach lotniskowych, zwłaszcza na drogach startowych pokrytych lodem, śniegiem lub pozostałościami po tych zanieczyszczeniach po przejściu zestawu maszyn oczyszczających. Warun-



Rys. 5. Urządzenie do prognozowania terminu rozpoczęcia akcji przeciwoblozeniowej



Rys. 6. Angielskie urządzenie do pomiaru współczynnika hamowania eksploatowane na lotnisku w Gdańsku

ki hamowania mierzone przez właściwe urządzenia powinny być skorelowane z warunkami panującymi podczas lądowań czy startów poszczególnych typów samolotów. Dane z tych urządzeń, przekazywane na pokłady samolotów, są podawane w postaci warunków hamowania, które określa się wg skali podanej w tabl.

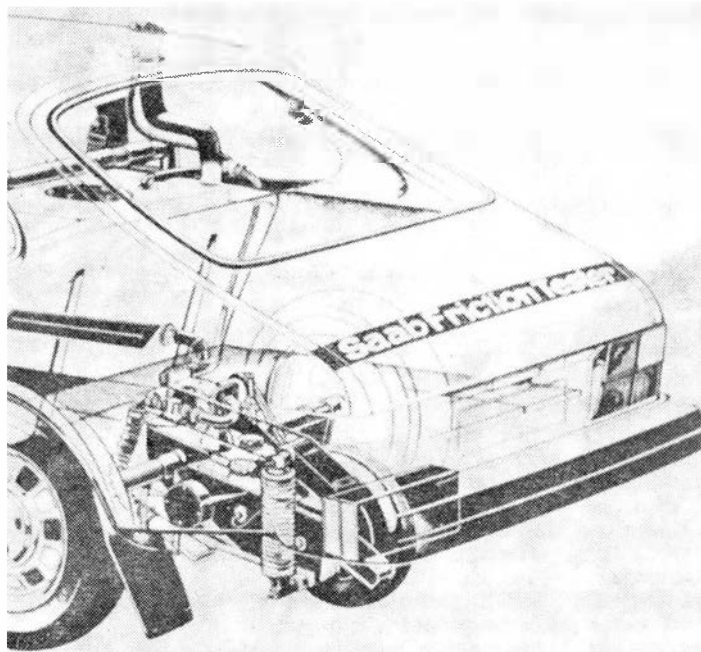
Są różne sposoby mierzenia współczynnika hamowania. Najnowocześniejsza i zalecana przez ICAO jest metoda opracowana w Szwecji. Polega ona na zamontowaniu w specjalnym samochodzie dodatkowego koła pomiarowego toczącego się z opóźnieniem w stosunku do pozostałych kół pojazdu. Urządzenie pomiarowe składa się z części mechanicznej i elektronicznej wypełniających odpowiednio funkcje pomiarowe i przeliczeniowe. Samochód, na którym jest zainstalowane to urządzenie, ma napęd na przednią oś, natomiast oś tylna jest połączona przekładnią z dodatkowym kołem pomiarowym. Przełożenie przekładni i średnice kół są tak dobrane, aby koło pomiarowe obracało się ze stałym (15%) poślizgiem w stosunku do kół jezdnych. Koło pomiarowe skonstruowano na wzór koła samolotowego, tzn. użyto takich samych materiałów jak w oponach samolotowych, zastosowano ten sam typ bieżnika oraz duże ciśnienie powietrza w oponie (7 atm). Pozwala to na uzyskanie podobieństwa do warunków toczenia się kół samolotu. System elektroniczny składa się m.in. z zasilacza, wzmacniacza sygnałów z czujników, komputera oraz drukarki. Sygnały pochodzą od czujnika tensometrycznego rejestrującego zmiany siły naprężenia łańcucha przekładni

z indukcyjnego nadajnika impulsów zainstalowanego na osi tylnej pojazdu. Wyniki pomiarów są pokazywane na wskaźniku zamontowanym na desce rozdzielczej wewnątrz samochodu oraz zapisywane na taśmie przez drukarkę. Prędkość pomiarowa wynosi 90 km/h.

Urządzenie ma pamięć komputerową, jest wyposażone w zegar oraz umożliwia dokonywanie testu samosprawdzającego. Służba operacyjna otrzymuje odpowiedni zapis.

Innym rozwiązaniem może być przyczepka holowana za samochodem osobowym z rozchylonymi pod odpowiednim kątem (15°) kołami pomiarowymi w stosunku do osi jazdy. Siła powodująca rozchylenie się kół, zależna od rzeczywistych warunków hamowania, jest przetwarzana w komputerze i podawana w postaci współczynnika hamowania.

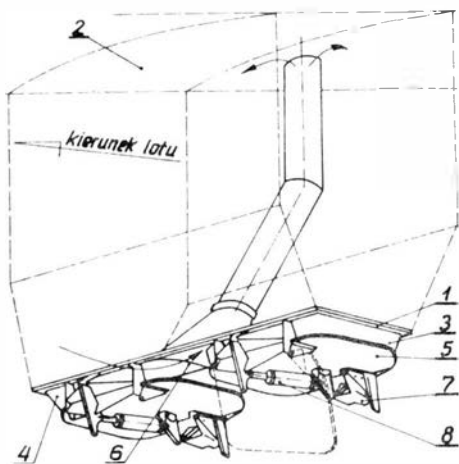
Najprostszym rozwiązaniem jest określenie wartości hamowania przez mierzenie wartości opóźnienia pojazdu hamującego przy użyciu opóźniomierza lub pomiaru czasu i drogi hamowania samochodu rozpędzonego do określonej prędkości, a następnie hamowanego bez zablokowania kół.



Rys. 7. Szwedzkie urządzenie do pomiaru współczynnika hamowania eksploatowane na lotnisku Warszawa-Okęcie

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania urządzenie do gaszenia pożarów naziemnych ze statku po-



wietrznego, zwłaszcza rolniczego (wynalazcy: A. Pobudkiewicz i A. Zagórowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie umożliwienia uzyskania różnych wydatków cie-

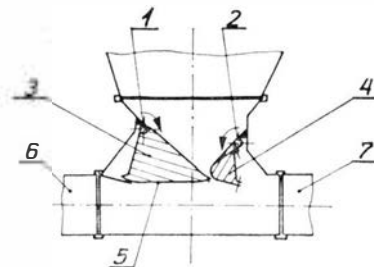
czy gaśniczej, a tym samym umożliwienia bezpośredniego gaszenia pożaru lub wytworzenia długiego pasa zaporowego wokół niego.

Urządzenie mocowane wymiennie do zbiornika 2 samolotu rolniczego w miejsce aparatury agrolotniczej, wg wynalazku ma w korpusie 1 wykonane dwie gardziele 3 i 4 i chwyt powietrza 6 usytuowany między gardzielami 3 i 4 i przechodzący w rurę 7 zakończoną w najwyższym punkcie zbiornika 2. Ponadto klapy 5, zamocowane do korpusu 1, są sterowane przez siłowniki 8, które w pozycji otwartej uchylają klapy 5 w kierunku lotu samolotu o kąt mniejszy od 90°.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 12/1982 r., w klasie A 62 C, pod nr P.228074.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania jednoszczelinowy dozownik materiałów sypkich (wynalazcy: M. Kopacz i E. Margański). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania dozownika do agrolotniczej pneumatycznej aparatury rozsiewającej o wysokiej skuteczności równomiernego do-

zowania i rozsiewu, przy zmniejszonych stratach i ilości energii sprężonego powietrza.



Dozownik, zabudowany szczelnie pod zbiornikiem mającym rurę wyrównawczą ciśnieniom, charakteryzuje się tym, że ma dwie niesymetryczne klapy 3 i 4, zabudowane obrotowo przeciwbieżnie w osiach 1 i 2, przy czym dolna płaszczyzna 5 klapy 3 tworzy konfuzor, a dolna płaszczyzna klapy 4 dyfuzor w stosunku do otworu wlotowego 6 i wylotowego 7.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 5/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr P.230317T. W.Z.

Stopy niskotopliwe i ich zastosowanie

Inż. STANISŁAW CUPRYŚ

Zakład Metalurgiczny
WSK PZL-Rzeszów

Stopami niskotopliwymi nazywamy stopy niejednorodne, często eutektyczne, których temperatura topnienia jest zawarta w granicach 20—300°C, przy czym jej wysokość jest zależna od składników chemicznych wchodzących w skład stopu i od jego przeznaczenia. Głównymi składnikami stopów niskotopliwych są: ołów, antymon, kadm, cyna, ind, gal i niekiedy miedź.

Ołów wpływa na polepszenie właściwości odlewniczych i obniża temperaturę topnienia stopu.

Antymon zwiększa twardość, zmniejsza kurczliwość podczas krzepnięcia i obniża temperaturę topnienia.

Cyna zwiększa twardość, wpływa na obniżenie temperatury topnienia i na poprawę płynności stopów.

Bizmut również obniża temperaturę topnienia, a poza tym wpływa na dokładność odlewu, polepsza właściwości odlewnicze oraz przyrost objętości.

Kadm obniża temperaturę topnienia i w pewnym stopniu wpływa na polepszenie właściwości odlewniczych.

Ind ma właściwości zwilżania szkła, miki, ceramiki, a wspólnie z cyną tworzy doskonale połączenie między tymi materiałami i jakimkolwiek innym materiałem.

Miedź powoduje wzrost twardości, podnosi temperaturę topnienia i odporność na deformację.

Cynk nie w każdym stopie jest odpowiednim składnikiem, ponieważ pogarsza właściwości odlewnicze i powoduje wzrost wielkości ziaren.

Stopy niskotopliwe są w Polsce znormalizowane (PN-71/H-87203 — stopy, PN-76/II-6914 — luty). Ponadto na wykonanie odpowiedniego stopu istnieje wiele recept, wg których podawane są składy procentowe i nazwy, np. stop Wooda (70°C), Lipowitza (80°C), Martix (108°C), Cerro (20—300°C), Newtona (96°C), Rossego (146°C), Miret (305°C), Landota (95°C) i wiele innych.

Niska temperatura topnienia i prawie regulowana rozszerzalność (rys. 1) lub skurczliwość sprawia, że stopy te są łatwe w obróbce. Ich obróbka nie wymaga wielkiego wyposażenia, ale aby uzyskać dobre wyniki, trzeba znać wszystkie ważniejsze problemy. Stopy niskotopliwe mają głównie zastosowanie praktyczne w wydziałach narzędziowych. Odpowiedni gatunek stopu można przygotować we własnym zakresie, posługując się odpowiednimi recepturami. W Zakładzie Metalurgicznym WSK PZL-Rzeszów stosowane są wybrane stopy o określonych właściwościach, co ogólnie przedstawia tabl.

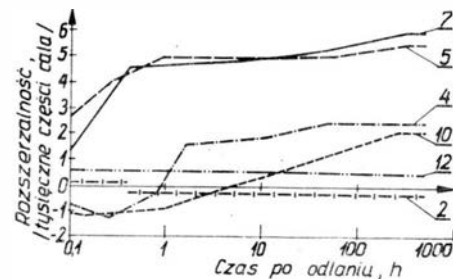
W oparciu o tabl. podaje się charakterystyki stopów niskotopliwych najczęściej stosowanych w modelar-

stwie odlewniczym i narzędziowniach przemysłu lotniczego [4].

Stop 2 — eutektyczny, topiący się w temperaturze 47°C, z powodu zawartości indu jest stopem stosunkowo drogim, a jest stosowany wówczas, gdy konieczne jest uzyskanie niskiej temperatury topnienia. Jest stopem, który rozszerza się nieco przy krzepnięciu, a następnie kurczy się w niewielkim stopniu przy chłodzeniu i starzeniu. Jest chętnie stosowany do wykonywania rdzeni topliwych i form negatywowych do modeli elastycznych (rys. 2).

Stop 3 — eutektyczny, o temperaturze topliwości 57°C, ma podobne właściwości i zastosowanie jak stop 2.

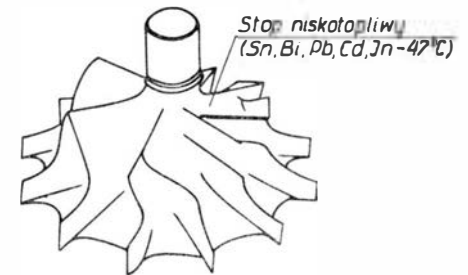
Stop 4 — nieeutektyczny, który w stanie stałym ma temperaturę poniżej 70°C, a w stanie całkowicie ciekłym — 88°C. Kurczy się przy krzepnięciu, a następnie rozszerza się i uzyskuje wymiary zimnej formy po godzinie, w którym to czasie można uzyskać dokładne wymiary wnętrza. Niska temperatura odlewania stwarza mniej możliwości cieplnego odkształcenia wnętrza.



Rys. 1. Zmiany wymiarowe stopów niskotopliwych podczas starzenia (wybrane z tabl. stopy nr 2, 4, 5, 7, 10 i 12) [4, 8]

Stosowany do natryskiwania na drewniane modele powlekane klejem utworzy skorupę metalową, która jest odporniejsza na zużycie ściernie przez piasek i drewno.

Stop 5 — eutektyczny, o temperaturze topliwości 70°C. Rozszerza się po krzepnięciu, a następnie rozrasta szybko przez ok. 1 h, osiągając maksymalne rozszerzenie po ok. 1000 h. Jeżeli stopiony stop oziębi się szybko, to ma on strukturę drobnoziarnistą, krystaliczną, a zatem plastyczną, ze współczynnikiem wydłużenia sięgającym 200%. Duża plastyczność przy zespłaniu decyduje o tym, że jest to idealny materiał na wypełnienie rur przy ich zginaniu. Stop daje się łatwo wylewać i jest zalecany również do wykonywania form z modeli drewnianych, gipsowych, nawet wilgotnych.



Rys. 2. Rdzeń topliwy do wykonania formy dla modeli elastycznych

Topliwo jest nadzwyczaj płynne i wnika w najmniejsze szczeliny. W wyniku dużej rozszerzalności (0,50/o), uzyskane odlewy nie są jednak wymiarowo zbyt dokładne.

Stop 7 — nieeutektyczny, tempera-

TABLICA. Stopy niskotopliwe o określonych właściwościach — rozszerzalności i stabilności wymiarowej [1, 4, 7, 8]

Nr stopu	Skład chemiczny, %								Temp. topnienia, °C
	antymon	bizmut	cyna	cynk	gal	ind	kadm	ołów	
1	—	—	8,0	—	92,0	—	—	—	20
2	—	14,7	3,3	—	—	—	5,3	—	47
3	—	49,0	12,0	—	—	—	—	18,0	57
4	—	45,3	21,3	—	—	—	12,3	17,9	70 ÷ 88
5	—	50,0	—	13,3	—	—	10,0	26,7	70
6	—	52,0	—	—	—	—	8,0	40,0	92
7	9,0	48,0	11,5	—	—	—	—	28,5	103 ÷ 227
8	—	50,0	—	10,0	—	—	—	40,0	95 ÷ 120
9	—	—	48,0	—	—	52,0	—	—	117
10	—	55,5	—	—	—	—	—	44,5	124
11	—	56,0	10,0	4,0	—	—	—	—	130
12	—	57,0	13,0	—	—	—	—	—	138
13	—	60,0	10,0	—	—	—	—	—	138 ÷ 170
14	—	—	10,0	—	—	—	2,0	88,0	145 ÷ 275
15	—	—	67,76	—	—	—	32,5	—	177
16	—	—	37,0	—	—	—	—	63,0	183
17	—	—	6,0	91,0	—	—	—	—	199 ÷ 411
18	—	—	96,5	—	—	—	—	3,5	221
19	—	—	70,0	30,0	—	—	—	—	199 ÷ 320
20	—	—	—	—	—	20,0	—	80,0	248

tura topnienia $103 \div 227^{\circ}\text{C}$, najtrwalszy, o największej odporności na odkształcenia pod wpływem nacisku. Rozszerzalność podobna jak w stopie 5. Rzeźczywisty punkt mięknięcia leży w pobliżu dolnej temperatury topnienia. Jest on szeroko stosowany do tulei ustalających w budowie maszyn, przyrządach wiertarskich, nabiegunkach, uchwytach magnetycznych oraz do trzymania nieregularnie ukształtowanych przedmiotów podczas obróbki skrawaniem itd.

Stop 10 — temperatura topnienia 124°C , eutektyczny. Kurczy się nieco już przy krzepnięciu oraz w czasie do 30 min, a następnie rozszerza się stopniowo i przyjmuje wymiary zimnej wnęki, do której był odlany. Później następuje rozrost do maks. 0,005 mm. Dzięki pierwotnemu skurczowi odlewy łatwo można wyjąć z wnęk, które następnie rozszerzają się w ciągu 8 h po zakrzepnięciu, uzyskując dokładnie wymiary wyjściowe. Stop ma zastosowanie do wypełnienia giętych rur i formowania o dużym stopniu dokładności.

Stop 12 — temperatura topnienia 138°C , eutektyczny, prawie bez zmian wymiarowych (rozszerza się 0,017 mm) po skrzepnięciu, a następnie kurczy się o 0,01 mm po 5 h. Szybko krzepnie, a przez nagłe oziębienie dodatkowo poprawiają się jego właściwości. Jest stosowany w montażu lotniczych przyrządów w przypadku, gdy miejsca do wypełnienia stopem są ograniczone i gdy stop musi płynąć przez znaczne odległości przed zestalaniem się. Jest również szeroko stosowany na rdzenie topliwe i formy dla odlewnictwa precyzyjnego, części lotniczych i utrzymywanie skomplikowanych kształtów takich jak łopatkę silników turbinowych w obróbce skrawaniem. Dzięki temu, że jest eutektyczny i nieco rozszerza się przy zestalaniu, jest doskonałym środkiem do wykonywania głęboko lanych form na modelach metalowych. Niewielkie rozszerzenie wystarcza, aby zapewnić łatwe usuwanie formy z modelu przy zachowaniu jednak dużej dokładności wymiarowej. Temperatura topnienia jest dostatecznie wysoka, aby stworzyć wystarczające warunki do utwardzania żywicy epoksydowych, stosowanych do części elektrycznych i form negatywowych przekładni hydrokinematycznych.

Stop 13 — temperatura topliwości $135 \div 170^{\circ}\text{C}$, nieeutektyczny. Jest ciekły w temp. powyżej 138°C . Podczas krzepnięcia, ochładzania i starzenia nie wykazuje żadnej zmiany wymiarowej. Wykonane z niego odlewy mają wymiary generalnie mniejsze. Ta wyjątkowa stabilność wymiarowa stwarza możliwość dużej dokładności. Stop jest stosowany do odlewania trzpieni do form kształtowania galwanicznego. Znikoma zmienność wymiarowa umożliwia natryskiwanie wieloczęściowe wnęk na odpowiednich modelach matkach.

Praktyczne zastosowanie stopów niskotopliwych

Ustawienie części współpracujących

Jeżeli dwie części muszą być dopasowane do siebie w dokładnej zależności, to stosuje się metodę zalewania stopem niskotopliwym i wówczas unika się kosztów przyrządów, kontroli i

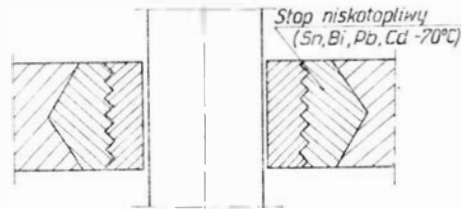
pracy ręcznej. Przykładem jest ustalenie części współpracujących ruchomych w nadwymiarowym otworze oraz wypełnienie szczelin stopem niskotopliwym (rys. 3).

Przyrządy obróbkowe

Tę samą zasadę stosuje się w czasie montażu przyrządów ustalających. Przyrządy ustala się — osiuję względem bazy, a następnie blokuje się je w żądanej pozycji stopem niskotopliwym wylanym między ustalające części. Tym sposobem można również poziomować konstrukcje spawane (rys. 4).

Mocowanie części obrabianych

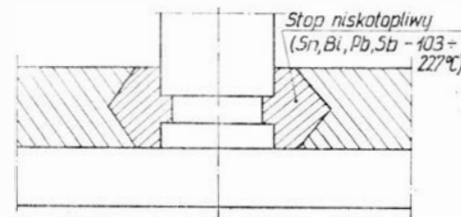
Często trudno jest ustalić część, która z powodu nieregularnego kształtu ma być obrobiona i można tu wykorzystać „rośnięcie” odlewu ze stopu niskotopliwego wokół części obrabianej. Blok tego stopu sztywno trzyma obrabianą część, a po zakończeniu obróbki łatwo się wytapia. Metoda ta dla wielu operacji jest stosowana przy produkcji uchwytów dzielonych ze stopu niskotopliwego (rys. 5).



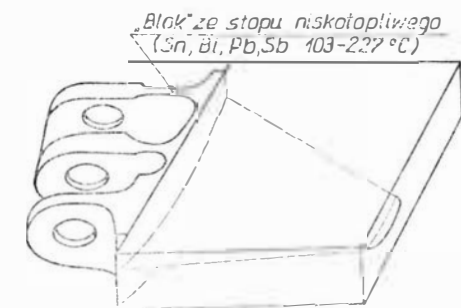
Rys. 3. Ustawienie części współpracującej

Podpieranie przedmiotów obrabianych sprężynujących

Części cienkie, drażone, wirniki i słabe przekroje mogą być trudne do obróbki powierzchniowej skrawaniem, ponieważ nie są zbyt mocne i sztywne, aby utrzymać obciążenie wywierane w trakcie obróbki mechanicznej. Te trudności można pokonać przez wypełnienie części stopem niskotopliwym — wykonanie pełnego bloku. Stop daje doskonałe podparcie, a odzyskanie stopu jest łatwe i szybkie.



Rys. 4. Ustawienie części w żądanej pozycji



Rys. 5. Mocowanie części o nieregularnym kształcie

Gięcie rur

Właściwości stopów niskotopliwych można wykorzystać w czasie gięcia rur (przestrzeni otwartych). Rury można zginać bez pofałdowań i spękań stosując wypełnienie stopem (rys. 6).

Łączenie części

Stopy niskotopliwe zawierające cynę i ind zwilżają inne metale. Można je stosować jako lutowia konwencjonalne z topnikiem.

Rdzenie kontrolne

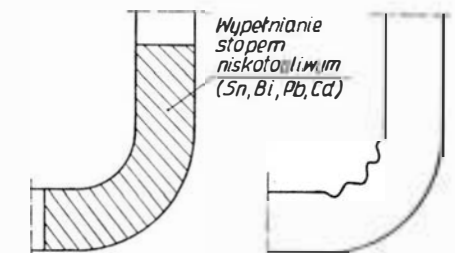
Trudności kontroli kształtowej wnętrza formy, kokili, rdzennicy czy matrycy można łatwo pokonać przez odlanie rdzenia ze stopu niskotopliwego. Ta metoda kontroli jest przyjęta w narzędziowniach i modelarniach.

Rdzenie topliwe

Stabilność wymiarowa i niski punkt topnienia są podstawowymi wymaganiami dla rdzeni niskotopliwych stosowanych w produkcji form metodą elektrolityczną i z tworzyw sztucznych dla modeli elastycznych, przewodnic falowych i innych pomocy o wysokiej precyzji.

Magnesyt i części ceramiczne

Stopy niskotopliwe są wysoce diamagnetyczne. Właściwości te oraz niska temperatura topnienia stopu wykorzystywane są przy ustalaniu części biegunów w uchwytach magnetycznych, klinowaniu wirników względem wałków, mocowaniu łamliwych części



Rys. 6. Gięcie rur

na płaskich powierzchniach. Proces przebiega bardzo szybko, gdyż kończy się w momencie krzepnięcia stopu, tj. po kilku sekundach.

Kopowanie modeli i reprodukcja

Stopy niskotopliwe nadają się również do wykonania reprodukcji. Model wyjściowy do kopowania może być wykonany z metalu, drewna, tworzywa sztucznego, gipsu, piasku. Zalewanie odpowiednim stopem dobraną metodą daje dobre wyniki w kopowaniu modeli i reprodukcji.

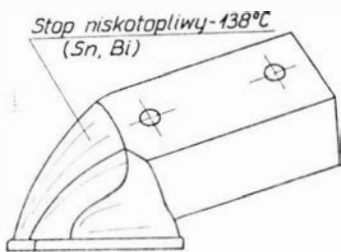
Formy do rdzeni z wosku, matryce i modele

Stopy niskotopliwe o ściśle określonym składzie chemicznym, gdzie prawie nie występuje problem skurczu odlewniczego (rys. 1) są bardzo dobrym materiałem do produkcji form, matryc i modeli. Do produkcji form stosuje się stopy o zawartości $40 \div 68\%$ bizmutu. Jest to duża rozpiętość i w jej obrębie można uzyskać różne po-

trzebne właściwości, np. duży przyrost wymiarów, chociaż powstaje problem odprężenia ciepła, zwiększa się koszt formy. Toteż do wykonania form należy dobrać stop niskotopliwy o optymalnych właściwościach. Wykonując formę można pracować wg tej samej metody i bez względu na to, czy stop stosuje się w modelu do wykonania formy, czy też zostaje wlany do formy w celu uzyskania modelu. W każdym przypadku konieczna jest bryła wydrążona, do której wlewa się stop. W celu uproszczenia następującego opisu, oznacza się pustą bryłę jako „formę”, a wylany stopem blok — „odlewem”.

Naprawa połamanych płyt

Złamane płyty tnące można zregenerować za pomocą stalowej obejmy i stopu niskotopliwego. Płytę i ramę zaopatruje się w podcięcia. W powstałą szczelinę wlewa się stop niskotopliwy, a rozszerzalność w czasie krzepnięcia mocuje części w sposób trwały.



Rys. 7. Element formy do modeli woskowych

Metalizacja natryskowa

Nieeutektyczny drobno rozpylony stop niskotopliwy jest natryskiwany

na model pierwotny, który może być wykonany z drewna, metalu, wosku, tworzywa czy plasteliny. Odtwarzalność jest doskonała. Metodę tę stosuje się do wykonywania:

- form dla żywic z gipsu i pianek,
- form wtłuskowych dla modeli woskowych,
- reprodukcji części metalowych,
- form do nadmuchiwania,
- maskowania w czasie malowania.

Inne różne zastosowanie stopów niskotopliwych

Stopy niskotopliwe mogą być również zastosowane do odlewania niskociśnieniowego z doprasowywaniem form do modeli karbamidowych i woskowych, mocowania i podpierania soczewek w czasie szlifowania, odlewania przez zanurzenie, w technice dentystrycznej, uszczelniania pieców, jako topniki termiczne (bezpieczniki i in.).

W zależności od operacji technologicznej, gatunek stopu musi być odpowiednio dobrany, np. odporny na naciski, temperaturę, odpowiednią rozszerzalność czy skurczliwość, dokładność odlewu i inne czynniki, które warunkują ekonomiczne jego zastosowanie.

W artykule nie podano technologii wykonywania dla przedstawionych przykładów zastosowania. Należy tu wspomnieć, że istnieje wiele możliwości, takich jak np. zróżnicowanie temperatur topnienia stopów. Do wykonywania formy dwuczęściowej używa się stopu bizmutu i cyny o mniejszym udziale bizmutu i tym samym wyższym zakresie temperatury topnienia (150°C), dla drugiej połówki stop o większej zawartości bizmutu, a więc o niższym zakresie topnienia (138°C). Stosując odpowiednie warstwy izolujące (np. od-

dzielnice teflonowe) na brzegu podziału formy dwuczęściowej możemy je wykonywać z jednego gatunku stopu niskotopliwego. Przy natryskiwaniu metalem stosuje się zawsze stopy nieeutektyczne, ponieważ mają mniejszą skłonność do wzajemnego oddzielania się poszczególnych warstw. Stop niskotopliwy o składzie procentowym Sn — 43,5%, Bi — 57% ma ciekawą właściwość polegającą na rozszerzaniu się po krzepnięciu.

W przetwórstwie stopów niskotopliwych istnieje wiele zagadnień specjalistycznych, jak np. proces nagłego oziębienia, wstępnego podgrzewania formy — części, budowa formy, wytapianie i odlewania, skurcz i rozszerzalność, odlewanie dwuczęściowe, odlewanie grawitacyjne i ciśnieniowe, odlewanie kąpielowe, metalizacja natryskowa, wytapianie rdzeni i inne. Są to wiadomości niezbędne dla pracowników specjalizujących się w zagadnieniu stopów niskotopliwych i powinno się stosować je jako materiały pomocnicze.

LITERATURA

1. T. RADOMSKI, A. CISZEWSKI: Lutownice. WNT, Warszawa, 1977 r.
2. T. PIWONSKI: Poradnik modelarza, formierza i rdzeniarka. WNT, 1977 r.
3. K. DEREGOWSKI: Zastosowanie żywicy Araldit na negatywowe formy do wykonywania modeli elastycznych. *Przegląd Odlewniczy*, nr 9, 1975 r.
4. H. ALLENDORF: Odlewanie precyzyjne za pomocą modeli wytapianych. PWT, 1960 r.
5. S. J. GOŁOWIN: Specjalne metody odlewania. WNT, 1963 r.
6. P. KORDASZ, Zb. WOLANEK: Materiałoznawstwo protetyczno-stomatologiczne. PWL, Warszawa, 1983 r.
7. Encyklopedia techniki — Materiałoznawstwo. WNT, Warszawa, 1975 r.
8. Prospekty firmy Mining Chemical Products Ltd. W. Brytania i firmy HANSE — RFN (własność autora).

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946 – 1979) (II)

Inż. ADAM SKARBIŃSKI

Lata 1957÷1959

W 1957 r. Sekcja Technologiczno-Fabrykacyjna (ST-F) została przemianowana na Dział Technologiczno-Fabrykacyjny (DT-F). Głównym powodem tej decyzji była konieczność pełnego zabezpieczenia produkcji seryjnej rozwijającej się w zakładach należących do Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego (w Jeżowie Sudeckim — nr 2, Poznaniu — nr 3, nowo powstałym we Wrocławiu — nr 4 i Krośnie — nr 5) oraz wprowadzenia zagadnień postępu technologicznego.

Seryjna dokumentacja konstrukcyjna miała opierać się na ścisłym podziale fabrykacyjnym (zespoły miały być rysowane na poszczególne części) tak, aby można było posługiwać się nią w różnych wydziałach produkcyjnych lub zakładach (kooperacja). Była do niej dołączona osobna tabelka zawierająca informacje technologiczne dotyczące gładkości powierzchni, obróbki cieplnej, galwanicznej, drutów do spawania i pokryć ochronnych.

Ustalono pojęcia typu, wersji i serii dla szybowców, a w ślad za tym sposób posługiwania się jednym kompletem rysunków wykonanych na szkiełce dla różnych serii konstrukcyjnych (nie mylić z seriami produkcyjnymi). W późniejszym okresie przyjęto pojęcia typ, odmiana, wersja.

Zaistniała konieczność opracowania nowego systemu numeracji rysunków będącej równocześnie numeracją wykonanych części i zespołów. Przy ustalaniu systemu numeracji bardzo przydatny był artykuł mgr. inż. St. Lasoty pt. „Numeracja rysunków samolotów” (*Technika Lotnicza* nr 3 i 4/1954 r.). Przyjęto numerację sześciocyfrową. Pierwszą dokumentacją opartą na nowej numeracji był komplet rysunków szybowca SZD-22 Mucha Standard w 1958 r.

Ustalenia wymagało również zagadnienie wprowadzenia zmian i odchyłek konstrukcyjnych (wykonanie inne niż przewidziane w dokumentacji). Było ono długo rozpatrywane w Kolektywie Norm Wewnętrznych (KNW).

Wymagania stawiane opracowaniu konstrukcji wzrastały, ustalono więc dokument „Wytyczne dotyczące opracowania

dokumentacji konstrukcyjnej". Znacznie również poszerzono zbiór norm państwowych PN, resortowych RN i zakładowych ZN. Wprowadzono kontrolę normalizacyjną (1957 r.) przez stworzenie osobnego stanowiska. Podstawowym źródłem kontroli były właśnie ustalone na początku konstruowania „Wytyczne”.

Ponieważ w latach 1957÷1959 ustalił się zakres obu dokumentacji (konstrukcyjnej i technologicznej), można było z większą dokładnością opracowywać kilkakrotnie nowelizowany typowy harmonogram przebiegu powstawania szybowca, poczynając od ustalenia założeń aż do uzyskania świadectwa typu i uruchomienia produkcji seryjnej. Wiązało się to ściśle z tworzeniem planów wieloletnich.

Przy poszczególnych zakładach ZSLS produkujących seryjnie sprzęt, z inicjatywy dyrekcji ZSLS w Warszawie zaczęto tworzyć własne stanowiska technologów w komórkach przygotowania produkcji. Przyjęto zasadę, że technolodzy tych zakładów odbywali paromiesięczne przeszkolenie w Bielsku, w czasie którego zapoznawali się szczegółowo z powstającą dokumentacją seryjną, wnosili cenne uwagi dotyczące technologiczności rozwiązań wg możliwości swoich zakładów, uzyskiwali uprawnienia technologów prowadzących i uruchamiali u siebie produkcję na podstawie poznanej wcześniej dokumentacji. Było to bardzo dobre posunięcie organizacyjne. Prowadzącymi technologami byli: w zakładach w Jeżowie (nr 2) — mgr inż. Kowalczewski, a następnie inż. R. Wojtuszek, w Poznaniu (nr 3) — inż. Z. Koniczny, we Wrocławiu (nr 4) — mgr inż. St. Skopiński, a następnie mgr inż. E. Sobczak, w Krośnie (nr 5) — inż. St. Sznajder.

Pierwszy plan postępu technologicznego opracowano w 1955 r. Wiązał się on z przedstawieniem tematyki, którą miał opracowywać dla ZSLS Instytut Lotnictwa.

W dyrekcji ZSLS zaczęto myśleć o klejeniu konstrukcji drewnianej klejami syntetycznymi. Powodem były trudności z nabywaniem oraz mała wodoodporność stosowanego kleju kazeinowego, wciąganie pokryć sklejkowych do wnętrza konstrukcji na krawędziach żeber i wręg, wreszcie zaprzestanie w kraju produkcji wysokojakościowego kleju kazeinowego „Certus” (producent Korolewicz w Warszawie).

Drugim problemem było zabezpieczenie części metalowych szybowców przed działaniem korozyjnym. Stosowano wówczas tylko czernienie lub pokrywanie części stalowych wyrobami nitrocelulozowymi, a części ze stopów lekkich nie były w ogóle chronione. Problemem było również wprowadzenie do konstrukcji drewnianych pokryć laminatowych. Miały one zastąpić pokrycia sklejkowe na nierozwijalnych geometrycznie powierzchniach takich jak przód kadłuba, przejście kadłub-statecznik kierunku oraz przejście

kadłub-skrzydło, dotychczas wykonywane na foremnikach drewnianych metodą sklepania zukosowanych pasków sklejkowych.

W 1957 r. wykonywano w Bielsku próby technologiczne krajowego kleju wodoodpornego do drewna, dwuskładnikowego fenolowo-formaldehidowego AG, opracowano projekt wstępny własnej galwanizerni (projektował inż. R. Machnowski) do pokrywania części stalowych warstwą cynku oraz do barwienia anodowania części ze stopów lekkich. Wspólnie (inż. R. Machnowski) z Instytutem Lotnictwa (mgr inż. L. Bucki) przeprowadzono próby technologiczne otrzymywania pokrycia laminatowego z krajowej tkaniny szklanej przesycają kompozycją z żywicy poliestrowej krajowej Polimal. Równocześnie przeprowadzono próby technologiczne przyklejania pokryć laminatowych do szkieletu konstrukcji drewnianej krajowym dwuskładnikowym klejem epoksydowym utwardzanym na zimno, opartym na żywicy Epidian. Jako docisk stosowano znaną dotychczas metodą gwoździkowania ręcznego. W 1958 r. klej AG wprowadzono w Bielsku w produkcji seryjnej szybowców SZD-8bis Jaskółka oraz prototypów SZD-16 Gil, SZD-19x Zefir 1 i SZD-20x Wampir. Podobnie pokrycia laminatowe poliestrowe wykonywane kooperacyjnie w Bielsku metodą ręcznego przesycań na foremnikach laminatowych negatywowych (aby otrzymać gładź na powierzchni zewnętrznej) zostały wprowadzone w produkcji seryjnej szybowców SZD-22A Mucha Standard, SZD-12 Mucha 100, SZD-9bis Bocian i SZD-10bis Czapla. W 1959 r. klej AG wprowadzono w produkcji seryjnej szybowców SZD-22A Mucha Standard.

Jak widać, tematy te nie wiązały się ze zmianą samej struktury konstrukcyjnej, która nadal była oparta na budowie szkieletów drewnianych lub rurkowych stalowych (szybowiec SZD-16 Gil) i przyklejanych do nich pokryć zewnętrznych sklejkowych, z tkaniny (szybowiec SZD-16 Gil) i laminatowych.

Koniczność zapewnienia dokładnej geometrii zewnętrznej szybowca, przede wszystkim skrzydła (wykonanie bryły, na której niewidoczny byłby wewnętrzny szkielet konstrukcji, a więc dźwigary i żebra, oraz aby był ściśle zachowany profil aerodynamiczny) spowodowała włączenie do tematyki postępu technicznego prac nad uzyskiwaniem (nadal w wersji drewnianej) mocnych, sztywnych i gładkich pokryć. Konstrukcje takie były już znane w projektowaniu samolotów, lecz w wersjach metalowych.

W ramach prac nad postępowaniem technologicznym w 1959 r. badano różne pokrycia wielowarstwowe ze sklejk, sklejk podpartej podłużnicami sosnowymi, wypełniaczami uszczelniającymi cienkie warstwy pokryć sklejkowych oraz pokrycia przekładkowe (sandwiczowe) będące połączeniami

TABLICA. 2 Pracochloność prototypów szybowców budowanych w SZD w latach 1945÷1962

Lp.	Prototyp szybowca	Rok oblotu	Warsztat			Biuro Konstrukcyjne	
			liczba szt.	pracochloność, rbg	koszty, tys. zł	pracochloność, rbg	koszty, tys. zł
1	IS-A Salamandra					4 000	...
2	IS-B Komar					3 500	...
3	IS-1 Sęp	1947	1	7 700	...
4	IS-2 Mucha	1948	2	7 500	...
5	IS-3 ABC	1948	1	8 000	...
6	IS-4 Jastrząb	1950	2	9 400	...
7	IS-5 Kaczka	1949	1	11 600	...
8	SZD-6 Nietoperz	1951	1	8 300	...	12 700	...
9	SZD-7 Osa	1950	para płatów	4 800	...	4 200	...
10	SZD-8 Jaskółka	1951	2	33 200	...	19 000	...
11	SZD-9 Bocian	1951	2	25 400	292,4	19 500	...
12	SZD-10 Czapla	1953	2	20 500	531,8	24 800	...
13	SZD-11 Albatros	1954	para płatów	7 000	183,0	11 200	...
14	SZD-12 Mucha 100	1953	—	—	—	—	...
15	SZD-13 Nietoperz 11 (Wampir 1)	—	—	—	—	9 200	...
16	SZD-14 Motylek (Jaskółka M)	1954	usterzenie do Jaskółki	1 800	49,3	3 000	...
17	SZD-15 Sroka	1956	2	15 800	593,9	10 500	...
18	SZD-16 Gil	1958	1	7 100	303,0	10 100	201,8
19	SZD-17 Jaskółka L	1956	4 egz., ujęte w zestawieniu serii	—	—	14 700	...
20	SZD-18 Czajka	1958	1	3 600	128,1	7 400	...
21	SZD-19 Zefir	1958	1	22 100	1 296,8	19 900	512,3
22	SZD-19-2 Zefir 2	1960	2	37 200	2 019,4	20 200	523,6
23	SZD-20 Wampir 11	1959	1	8 400	386,6	12 100	302,7
24	SZD-21 Kobuz	1961	1 + kadłub + para płatów	66 100	2 944,7	41 900	1 128,4
25	SZD-22 Mucha-Standard	1958	1 + 1 pr. zlec.	5 800	224,7	1 400 + pr. zlec.	30,0 + pr. zlec.
26	SZD-23 Bocian 11					2 100	72,0
27	SZD-24 Foka	1960	2	32 400	1 323,5	22 000	604,7
28	SZD-24B Foka B	1961	3	29 800	1 401,8	1 000	24,4
29	SZD-24-2 Foka 2	1961	1	10 800	556,8	2 600	68,8
30	SZD-24-4 Foka 4	1962	2	15 300	1 110,6	5 600	168,8
31	SZD-25 Lis	1960	1	15 600	807,9	1 000	29,0
32	SZD-26 Wilk					700	19,7
33	SZD-27 Kormoran		2 + studium skrzydła	79 100	3 796,9	61 600	1 614,1
34	SZD-28 latające laboratorium					500	20,7
35	SZD-29 Zefir 3		2	2 100	123,0	19 200	597,7

... — brak danych

Źródło: Biuletyn omawiający działalność ZSLS w latach 1945÷1962. Warszawa 1963 r.

obu wymienionych tworzyw. Próbowano klejenia warstwowego sklejek brzożowych o grubościach wówczas stosowanych, wypróbowywano wypełniacze: piankę PCW (spieniony polichlorek winylu), balseg, mikrobalon (sproszkowana pianka), styropor; okładziny w pokryciach przekładkowych: sklejkę brzożową o grubości 0,4÷0,6 mm i sklejkę mahoniową, płyty bakelitowo-tekstylne, papierowe i szklane.

Z nowymi projektami konstrukcyjnymi wiązały się problemy uzyskiwania klejonych pokryć na poziomych foremnikach oraz klejenie wnętrza konstrukcji, jak również uzyskiwanie bardzo dokładnych kształtów żeber podpierających. Trzeba było opracować konstrukcje oprzyrządowania specjalnego opartego na zupełnie nowych zasadach z powierzchniami będącymi odbiciem zadanej geometrii. W tym celu badano formy gipsowe, magnezytowe i betonowe. Trzeba było również wprowadzić sposoby formowania i klejenia dużych płaszczyzn. Po próbach wywierania docisku workiem gumowym nadeściennym (skrzydło szybowca SZD-21 Kobuz), w 1959 r. wprowadzono ekonomiczniejszy docisk — podścienniony (mgr inż. Wł. Nowakowski i inż. R. Machnowski).

Niezależnie od badań nowych struktur konstrukcyjnych, przebadano klej Aerodux (1956 r.) i Aerolite (1958 r.) do klejenia drewna z drewnem oraz klej pośredni BF2 (1958 r.) do klejenia drewna z metalem. Z nowych wyrobów lakierniczych wprowadzono czarną ozdobną emalię krystaliczną, rdzochronny podkład na metal, uporządkowano również technologie lakierów i emalii nitro. Prowadzono również próby formowania szkła organicznego na osłony kabiny pilota oraz ustalono technologię przygotowywania projektora ochraniającego szkło pleksi przed porysowaniami w czasie montażu.

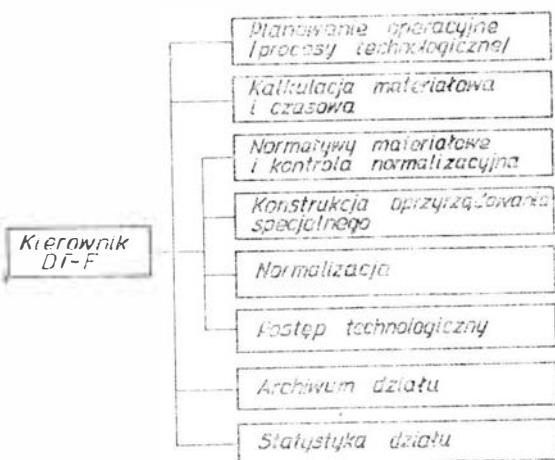
W latach 1957÷1959 w Dziale Technologiczno-Fabrykacyjnym opracowano dokumentację technologiczną (oparte na Katalogu Norm Czasowych — K) prototypów: SZD-16 Gil (K), SZD-19x Zefir 1 (K), SZD-20x Wampir (K), SZD-21 Kobuz 1 (K) i zaczęto opracowywać dokumentację SZD-24 Foka (K) oraz dokumentację seryjne szybowców: SZD-8ter Jaskółka Z (K), SZD-22A Mucha Standard (K) i dokumentację SZD-25A Lis (K).

Konstrukcje szybowców Zefir, Kobuz i Foka oraz ich technologie zawierały wiele rozwiązań nowatorskich opartych na wynikach prac prowadzonych zgodnie z planem postępu technologicznego.

Schemat organizacyjny Działu Technologiczno-Fabrykacyjnego (rys. 5) z 29.9.1959 r., wg którego pracował DT-F w Biurze Konstrukcyjnym SZD, opierał się na pierwotnym schemacie Sekcji Technologiczno-Fabrykacyjnej, później dodatkowo zatrudniono specjalistów: inżyniera mechanika oraz chemika. Obok planowania operacyjnego (procesów technologicznych), kalkulacji czasowej i materiałowej wraz z kontrolą normalizacyjną, konstrukcji oprzyrządowania specjalnego, normalizacja pozostała nadal.

Lata 1960÷1964

Dział Technologiczno-Fabrykacyjny był częścią Biura Konstrukcyjnego SZD do 1963 r. W tym roku nastąpiła reorganizacja przemysłu szybowcowego, polegająca na usamodzielnieniu i bezpośrednim podporządkowaniu Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej (z oddziałami w Jeżowie i Wrocławiu) Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego (ZPL) Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego (MPC).

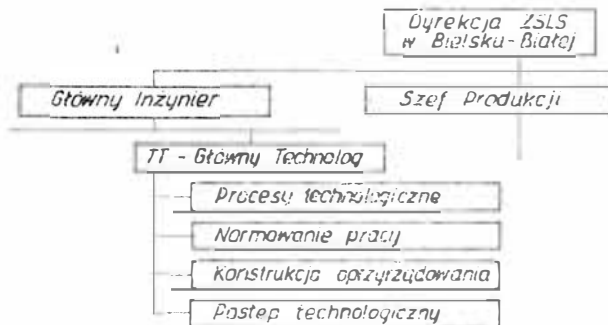


Rys. 5. Schemat organizacyjny Działu Technologiczno-Fabrykacyjnego (DT-F) z 29.9.1959 r.

Zakłady w Poznaniu i Krośnie usamodzielnily się i przestały produkować szybowce. Dyrekcję przeniesiono z Warszawy do Bielska.

Powstał Dział Głównego Technologa (TT) jako równorzędny Działowi Głównego Konstruktora (TK), obydwa działy podlegały Głównemu Inżynierowi Przedsiębiorstwa. Schemat organizacyjny TT z 1963 r. (rys. 6) pozostał taki sam jak schemat z 1959 r. (rys. 5) z tą różnicą, że normalizacja i kontrola normalizacyjna jako Sekcja Normalizacji ZSLS, zgodnie z przepisami, została podporządkowana bezpośrednio Głównemu Inżynierowi Przedsiębiorstwa. Kierownictwo Sekcji Normalizacji objął mgr inż. J. Dyrek.

Lata 1957÷1959 były początkiem nowatorskich konstrukcji szybowców Zefir, Kobuz i Foka, szczególnie pod względem dotrzymania wierności kształtu skrzydeł, kadłuba i usterzeń. Konstruktorzy szybowców Zefir i Kobuz po wykonaniu prototypów zrezygnowali z konstrukcji metalowych; konstrukcje pozostały drewniane.



Rys. 6. Schemat organizacyjny Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej z 1963 r.

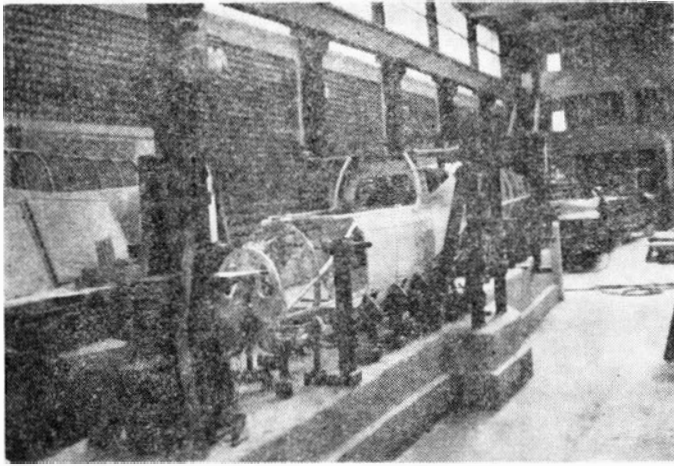
W tych latach ciągle dyskutowano nt. przejścia na konstrukcje metalowe. Szybowiec Gil, a potem Lis były kompromisem — wprowadzono bowiem kadłub składający się z kabiny wykonanej jako kratownica rurkowa i tyłu wykonanego z rury z blachy duralowej. Były to pierwsze próby technologicznych możliwości rozwiązań metalowych. Kratownice stalowe były wykonywane na drewnianych stołach montażowych i spawane palnikiem acetylenowo-tlenowym. Tylna rura była nitowana, a arkusze blach zwijane na specjalnej zwijarece poza Zakładem. Pierwszy raz spotkano się z problemem wykonywania wręg blaszanych oraz nitowania pokryć.

Tendencje do konstruowania szybowców metalowych (w 1959 r. nastąpił oblot całkowicie metalowego szybowca M-3 Piłszka, skonstruowanego i wykonanego w WSK-Mielec) doprowadziły do podjęcia decyzji budowy w SZD szybowca SZD-27 Kormoran. Gdy rozpoczynano jego projekt, nikt nie zdawał sobie sprawy z ogromu prac, jakie się z nim wiązały. Cała konstrukcja opierała się na rozwiązaniach blaszanych ze stopów lekkich, nitowanych, co pociągało za sobą konieczność przygotowania organizacyjno-technicznego, jakie miało miejsce w wytwórniach płatowców metalowych.

Dla sprawdzenia możliwości konstrukcyjno-technicznych budowano najpierw samo skrzydło (jako studium) o konstrukcji wielopodłużnicowej. Technologia była opracowywana w latach 1960 i 1961. Równolegle przygotowywano dokumentację technologiczną całego szybowca, którą ukończono w 1964 r. W latach 1959 i 1960 pracownicy Działu Technologiczno-Fabrykacyjnego odbywali kolejno praktyki zawodowe w celu zapoznania się z produkcją konstrukcji blaszanych. Zatrudniony w DT-F technik J. Cieśla¹⁾ (absolwent wydziału lotniczego Technikum Mechaniczno-Elektrycznego w Bielsku, kilkuletni pracownik WSK-Mielec) i inż. A. Ficoń (wieloletni pracownik WSK-Swidnik) tworzyli zespół prowadzącego technologa i konstruktora oprzyrządowania specjalnego.

Konstrukcja metalowa wymagała nowej bazy materiałowej, opracowania i znajomości technologii obróbki cieplnej stopów lekkich oraz ich pokryć ochronnych, prac próbnych nad kształtowaniem, nitowaniem i zgrzewaniem, a nawet klejeniem metali lekkich, rozpoznania technologii wytwarzania i obróbki wypełniaczy komórkowych metalowych i ich stosowania w konstrukcji. W tym okresie konstruktorzy interesowali się odlewami ze stopów lekkich, które znalazły zastosowanie w studiach szybowców Zefir i Kobuz. W Zakładzie zorganizowano plazownię metalową, ustalono w formie opracowania technologicznego tematykę

¹⁾ Inż. Jerzy Cieśla od listopada 1980 r. jest dyrektorem PDPs PZL-Bielsko.



Rys. 7. Montaż kadłuba szybowca SZD-30A Pirat

wzorców i wzorników oraz gospodarkę wzornikami, a do opracowań technologicznych wprowadzono poprawne słownictwo polskie. Zakład wyposażono w niezbędne maszyny i obrabiarki do kształtowania blach, owiercania i nitowania, przy czym założono, że arkusze blach będą formowane w kooperacji w WSK-Mielec. We własnym zakresie budowano specjalne oprzyrządowanie wykorzystując znormalizowane rury, odlewy i złącza stalowe. Zastosowano masę kompensacyjną do łączenia części stołów montażowych. Należało wprowadzić metody i urządzenia do odbioru prac przez kontrolę techniczną. Zorganizowano pierwszą rozdzielnicę robót prowadzoną przez szefa produkcji inż. Fr. Waliczka.

Dużą inwencją techniczną w konsultacje technologiczne przy założeniach konstrukcyjnych oraz w merytoryczne uprządkowanie spraw związanych z opracowaniem dokumentacji technologicznej włożył ówczesny Główny Technolog ZSLS w Warszawie mgr inż. T. Wiślicki. Szczególnie cenne pod względem organizacyjnym i porządkowym było wprowadzenie dokumentu pt. „Założenia technologiczne przygotowania produkcji”, pojęcia kompensacji technologicznej w konstrukcji szybowca i w oprzyrządowaniu specjalnym oraz metod odtwarzania geometrii i klasyfikacji rodzajów przyrządów warsztatowych.

Założono również statystykę pracochłonności wykonania oprzyrządowania specjalnego (1961 r.) z podziałem na rodzaje wykonywanych pomocy warsztatowych. Była ona dalej prowadzona dla następnych opracowań technologicznych szybowców w celu urealnienia planowania koniecznych mocy produkcyjnych prac powstałego później Działu Gospodarki Narzędziowej (jako wydziału wyodrębnionego z produkcji).

Podając przegląd opracowanych do 1961 r. włącznie dokumentacji technologicznych, należy wymienić oprócz prac nad szybowcem Kormoran, dokończenie dokumentacji prototypu szybowca SZD-24 Foka (K) i serii szybowca SZD-25 Lis (K); przygotowanie technologiczne wersji rozwojowych rodzin szybowca Kobuz: SZD-21-2 Kobuz 2 (K), SZD-21-2A Kobuz 2, SZD-21-2B Kobuz 3, przeznaczonej do produkcji seryjnej (we Wrocławiu), ze skrzydłem drewnianym wielopodłużnicowym; rodziny szybowca Zefir: SZD-19-2A Zefir 2 przeznaczonego do produkcji seryjnej w Jeżowie Sudeckim, egzemplarzy zawodniczych SZD-29 Zefir 3 oraz rodziny szybowca Foka: studium skrzydła SZD-24-3 Foka 3, SZD-24C Foka przeznaczonego do produkcji seryjnej we Wrocławiu, SZD-24-4 i 4A Foka 4 ze skrzydłem drewnianym wielopodłużnicowym, przeznaczonego również do produkcji seryjnej we Wrocławiu.

Wspomniałem, że w pierwszych latach działalność prze-



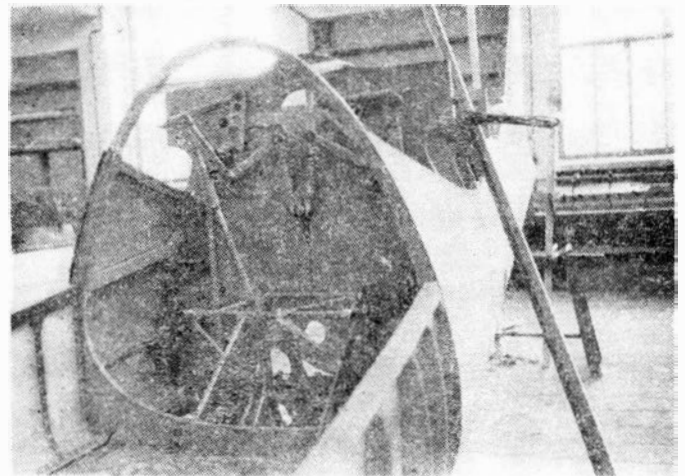
Rys. 8. Środkowa część kadłuba Zefira 2

mianowanej na Dział T-F (1957-1963) Sekcji T-F schemat organizacyjny (rys. 5) z 29.9.1959 r. zachował podstawowe człony z lat poprzednich. Równocześnie nabierali większego znaczenia technolodzy oraz działy przygotowania produkcji w poszczególnych zakładach. Zaczęto stosować, wzorem zakładów mieleckich (skąd przybył w 1963 r. na stanowisko Szefa Produkcji Zakładów inż. Fr. Waliczek), tzw. technologię dyrektywną i szczegółową.

Dział Głównego Technologa (TT) skupił się na opracowywaniu technologii dyrektywnej, natomiast poszczególne działy przygotowania produkcji (DPP) w Jeżowie, Wrocławiu i w Bielsku opracowywały technologię szczegółową. Przyjęty podział opracowywania dokumentacji technologicznej uwzględniono w schemacie organizacyjnym Działu Głównego Technologia (w miejsce normowania pracy weszło normowanie materiałów).

W latach 1960-1964 prowadzono dalsze prace nad postępowaniem technologicznym. Przy produkcji seryjnej szybowca Zefir 2A wprowadzono do klejenia zespołów drewnianych prasę pneumatyczną (konstrukcji J. Jurczeka), uruchomiono prototyp prasy tunelowej do kształtowania i cięcia matryca gumową (konstrukcji inż. A. Wojcińskiego, pracownika spoza SZD) blach duralowych²⁾. Zorganizowano od podstaw technologię obróbki cieplnej metali, spawania i piaskowania, grzewania i lutowania stali oraz pokryć ochronnych i ozdobnych galwanicznych i lakierniczych.

W technice kreślarskiej wprowadzono wykonywanie planów warstwicznych i wzorników na folii przezroczystej bezskurczowej Astralon. Uzyskiwano w ten sposób klisze do przenoszenia tras na blachę metodą fotograficzną. Pierwszą dokumentacją konstrukcyjną narysowaną tą metodą w Biurze Konstrukcyjnym była dokumentacja szybowca Foka w 1961 r. (wykreślanie tras na blachach metalowych, wykonywane dotychczas w traserni, przejęli kreślarze). Trasy wzorników przenoszono na blachy ze stopów lekkich (dogodniejsze w piłowaniu ręcznym) na urządzeniach ist-



Rys. 9. Mechanizmy podwozia i sterowania Zefira 2

niejących w WSK-Mielec i Okęcie — pilotował inż. R. Machnowski.

W dalszym ciągu badano nowe wersje pokryć przekładkowych skrzydła szybowca Foka 3. Zastosowano wypełniacze komórkowe papierowe i cienkie pokrycia laminatowe (co wiązało się z opanowaniem cięcia i kształtowania wypełniaczy i ich klejenia oraz ze sprawdzeniem jakości połączenia), badano kleje do różnych tworzyw oraz wyroby lakiernicze, skonstruowano i wykonano nowy piec elektryczny do grzania zawieszonych płyt ze szkła organicznego przed formowaniem (konstruktor E. Czerbak) oraz wprowadzono formowanie próżniowe szkła organicznego do wyrobu osłon kabin pilotów (inż. A. Ficoń, 1964 r.). Przy produkcji części metalowych posługiwano się Uniwersalnymi Przyrządami Składanymi (UPS) wypożyczanymi z centralnej składnicy w Bielsku. Wprowadzono też ręczne maszyny do prac lakierniczych i do laminowania. Przeprowadzono próby barwienia laminatów w masie, stosowania nowej warstwy rozdzielczej na foremnikach (R. Niedzielski) oraz mechanicznego laminowania dużych powierzchni specjalną aparaturą pistoletową typu MASS (inż. R. Machnowski).

Jak więc widać, prace nad postępowaniem technologicznym prowadzono w całym procesie produkcji szybowców drewnianych i metalowych, przy czym wyraźnie zwiększył się zakres zagadnień metalurgiczno-chemicznych.

²⁾ Patrz artykuły inż. A. Wojcińskiego „Kształtowanie blach przepołą gumową na prasach tunelowych”, *Magazyn Racjonalizatora Lotnictwa*, nr 12/1958 r. oraz 1/1959 r. i 3/1959 r.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: O wypadkach lotniczych	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja i ceny samolotów lokalnego transportu; Brytyjski przemysł lotniczy	2
A. Glass: Montaż samolotu amatorskiego Eagle II	4
W. Kamiński: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (II)	9
J. Grzegorzewski: Współczesne turbينية silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (II)	12
Masztywo śmigłowcowy system obserwacyjno-celowniczy	13
KARTOTEKA TLiA: Avions Marcel Dassault Mirage IIING	15
SOCATA (Aérospatiale) TB-20 Trinidad	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (IX)	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Okresy międzyremontowe silników lotniczych	20
KSIĄŻKI LOTNICZE	21
A. Glass: Perspektywy pionowzlotu wirnikowego	22
J. Łazicki: Stosowana technologia i sprzęt używany do oczyszczania nawierzchni zimą na polskich pasażerskich lotniskach komunikacyjnych	23
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	25
MAGAZYN TECHNOLOGA: S. Cupryś: Stopy niskotopliwe i ich zastosowanie	26
A. Skarbiński: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (II) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.
PROJEKTY: AAC A.20 Wamira	II okł.
PROTOTYPY: Lake Renegade	II okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	II okł.

Na okładce: Samoloty Bf 108 i Bü 181 — rys. K. Cieślak

GLASS A.: Montaż samolotu amatorskiego Eagle II. TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 4

W ilustracjach przedstawiono prace montażowe, jakie wykonuje konstruktor amator przy budowie dwumiejscowego samolotu akrobacyjnego Eagle II z zestawu elementów wykonanych fabrycznie. Podano pracochłonność poszczególnych czynności.

KAMIŃSKI W.: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 9

W artykule przedstawiono metodę wizualizacji przepływów za pomocą znacznikowania powierzchniowego (film olejowy, plamki olejowe, farby termoczułe, ciekłe kryształy, reliefy ciśnieniowe, barwienie i trawienie elektrolityczne).

GRZEGORZEWSKI J.: Współczesne turbينية silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 12

W artykule przedstawiono postęp, jaki dokonał się w ciągu ostatnich kilkunastu lat w budowie silników odrzutowych do samolotów myśliwskich i omówiono kierunki dalszego ich rozwoju.

GLASS A.: Perspektywy pionowzlotu wirnikowego. TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 22

Przedstawiono rozwój prac nad pionowzlotami z przekrecanymi wirnikami wytwórni Bell: zrealizowanego XV-15 i projektowanego JVX oraz perspektywy wprowadzenia tego ostatniego do użytku.

ŁAZICKI J.: Stosowana technologia i sprzęt używany do oczyszczania nawierzchni zimą na polskich pasażerskich lotniskach komunikacyjnych. TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 23

W artykule opisano lemieszowe pługi lotniskowe, oczyszczarki lotniskowe, wirnikowe zgarniacze śniegu, urządzenia do ostrzegania przed gołoledzią, urządzenie do pomiaru współczynnika hamowania.

CUPRYŚ S.: Stopy niskotopliwe i ich zastosowanie. TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 26

W artykule przedstawiono ogólną charakterystykę niektórych wybranych stopów niskotopliwych i ich praktyczne zastosowanie w modelarniach, narzędziowniach i w działach obróbki mechanicznej — głównie w oparciu o długoletnie doświadczenie WSK PZL-Rzeszów.

SKARBIŃSKI A.: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 2, s. 28

Przedstawiono wprowadzenie klejów syntetycznych, konstrukcji przekładkowych i konstrukcji duralowych w zakładach szybowcowych.

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

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. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutdz, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1, W-wa. Zam. 1226-1300/84. Nakład 7000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. N-26.

Cena pojedynczego egz. zł 80.—

Prenumerata roczna zł 960.—

INDEKS 37909

cd. na s. 14

Samoloty Bf 108 i Bü 181

