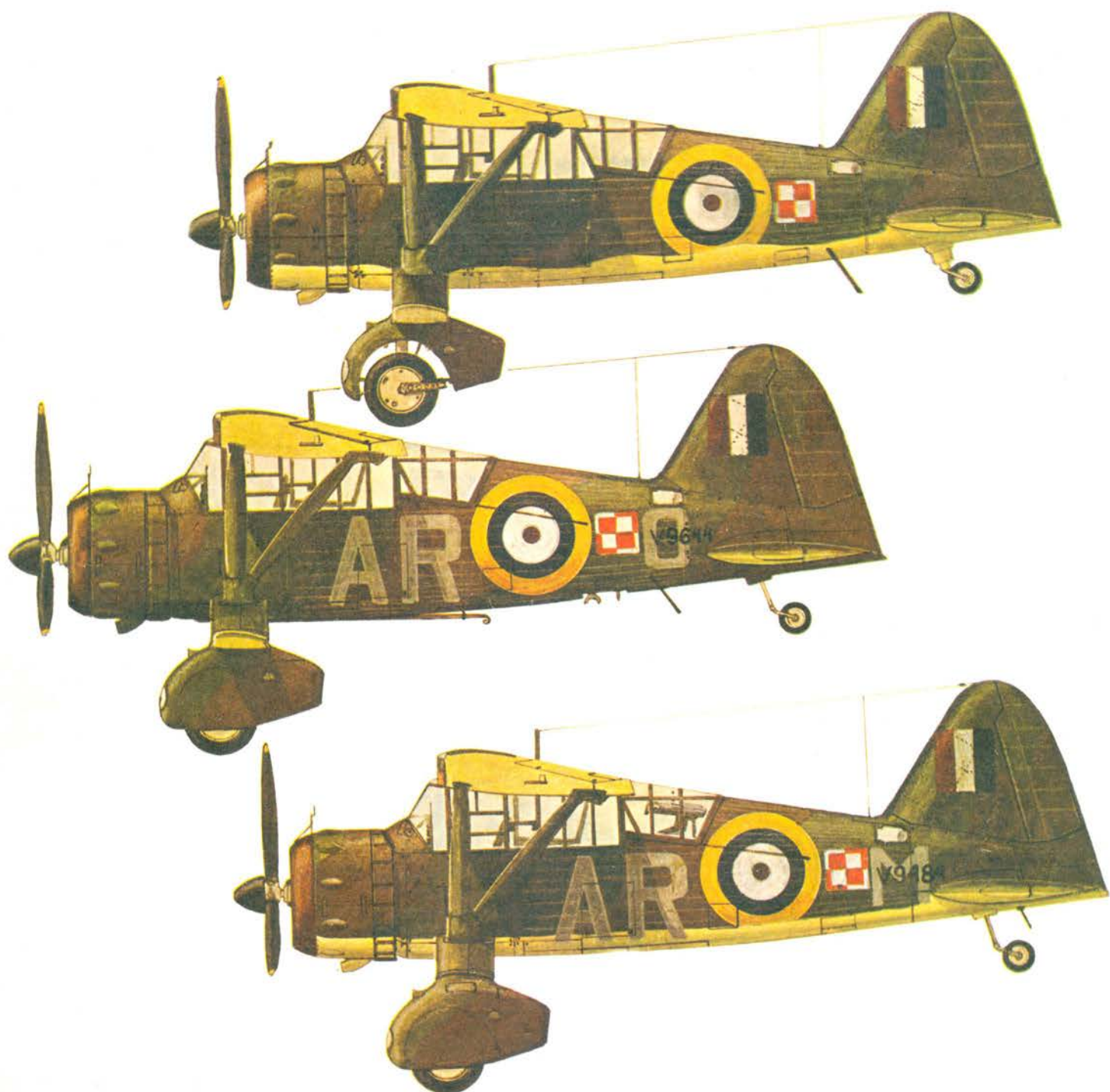


TECHNIKA

1'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 80,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO  SIGMA

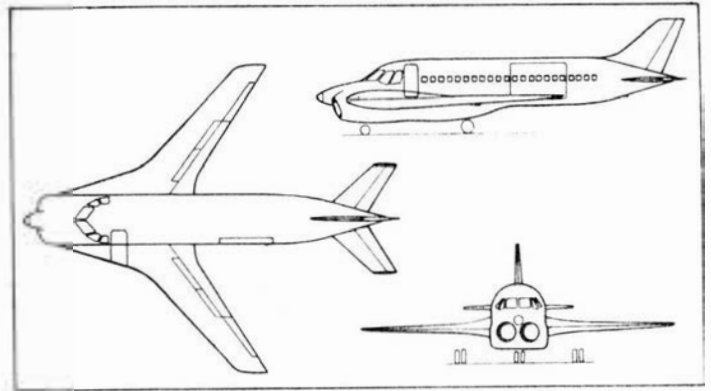
PROJEKTY

DuPont DP-2 • USA •

Odrzutowy samolot pasażerski o 30÷44 miejscach i średnim zasięgu

W końcu 1982 r. firma DuPont Aerospace Co. (nie ma ona nic wspólnego z koncernem chemicznym DuPont) pokazała na konferencji Regional Airlines Association przeznaczony do badań tunelowych model w skali 1:10 małego odrzutowego samolotu pasażerskiego DP-2 o niekonwencjonalnym układzie.

Samolot DP-2, mający przewozić 30÷44 pasażerów, odznacza się nie spotykanymi dotychczas rozwiązaniami: dwa dwuprzepływowe silniki są zabudowane obok siebie w nosowej części kadłuba; proste kanały wylotowe silników mają wspólną umieszczoną pod kadłubem dyszę z przestawialną kierownicą, która umożliwia sterowanie wektorem ciągu (przez odchylenie w dół strumienia gazów), a także jego odwracanie, w czasie startu i lądowania; ze względu na położenie środka ciężkości płat został przesunięty do przodu kadłuba (przy czym zastosowano duży skos przykadłubowej krawędzi natarcia), co z kolei pozwoliło na zmniejszenie powierzchni usterzenia, a tym samym masy i oporu samolotu. Płat jest nadkrytyczny, co ma zapewnić dużą prędkość przelotową i duże wznoszenie. Struktura samolotu jest konwencjonalna, podpisano jednak umowę z firmą Sikorsky na opracowanie elementów z tworzyw zbrojonych. Do napędu mają być zastosowane silniki General Electric CF34 o ciągu startowym ok. 3500 daN.



Firma poszukuje obecnie kapitału na budowę prototypu; do produkcji seryjnej zamierza przystąpić dopiero po otrzymaniu zamówień na 80 samolotów, gdyż pierwszy rok produkcji będzie wymagał ok. 400 mln dol.

Firma nie ujawniła jeszcze szczegółowych danych samolotu, znane są tylko niektóre z nich:

Masa do startu	14 515 kg
Przelotowa liczba Ma	0,95 (1000 km/h)
Wymagana długość pasa startowego	1067 m
Zasięg	4630 km
	W.K.

PROTOTYPY

Trago Mills SAH-1 • W.Brytania •

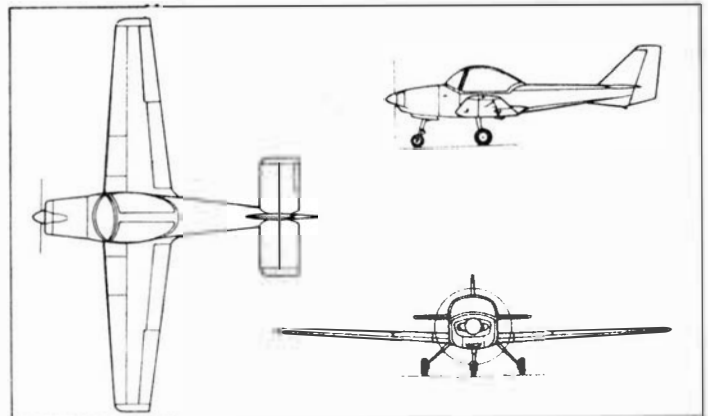
Dwumiejscowy tłokowy samolot turystyczny

W sierpniu 1984 r. rozpoczęto próby w locie turystycznego samolotu tłokowego SAH-1 zbudowanego przez firmę Trago Mills Ltd. w Kornwalii. Jest to konwencjonalny dolnopłat ze stałym trójkołowym (tj. z kołem przednim) podwoziem, o duralowej konstrukcji ze strukturą płata i usterzenia usztywnioną pianką z polichloru winyłu. Płat jest zaopatrzony w jednoszczelinowe kłapy. Lotki są szczelinowe, stery wysokości i kierunku mają wyważenie aerodynamiczne typu „rogowego”. Prawy ster wysokości ma kłapkę stabilizującą. Kabina ma siedzenia umieszczone obok siebie. Do napędu zastosowano czterocylindrowy silnik Avco Lycoming O-325-L2A o mocy startowej 87 kW (118 KM) z dwułopatowym stałym śmigłem o średnicy 1,68 m. Integralne zbiorniki paliwowe, umieszczone w krawędzi natarcia płata, mają pojemność 114 l.

Równocześnie z próbami w locie przygotowuje się wyposażenie do produkcji samolotu prawdopodobnie w kooperacji z inną firmą. Cena samolotów seryjnych ma być niższa od 30 000 funtów (38 000 dol. wg kursu z września 1984 r.).

Dane techniczne

Rozpiętość	9,36 m
Długość	6,58 m
Wysokość	2,38 m
Powierzchnia nośna	11,15 m ²
Rozstaw podwozia	2,29 m
Baza kół	1,46 m
Masa własna z wyposażeniem	459 kg
Maks. masa paliwa	85 kg
Maks. masa do startu	747 kg
Prędkość maks. n.p.m.	224 km/h
Maks. prędkość przelotowa	204 km/h
Ekonomiczna prędkość przelotowa	172 km/h



Maks. wznoszenie	4,25 m/s
Pułap praktyczny	5000 m
Długość startu na 15 m	374 m
Długość lądowania z 15 m	290 m
Maks. zasięg przy prędkości 145 km/h na wysokości 1525 m	1150 km
	W.K.

Uwaga Konstruktorzy Amatorzy!

W celu uzyskania wszelkich informacji dotyczących lotniczego ruchu amatorskiego, jak również w sprawie pośrednictwa i pomocy w zgłaszaniu i rejestrowaniu zbudowanych i konstruowanych bądź opracowywanych konstrukcji amatorskich należy zwracać się pod adresem:

Sekcja Konstruktorów Amatorów, Komisja Krajowa przy APRL Leszno,
Aeroklub Leszczyński, 65-100 Leszno.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL STYCZEŃ 1985

TECHNIKA

1'85

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Rozwój techniki lotniczej w nadchodzących latach

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Początkowo w rozwoju samolotu największą rolę odgrywała aerodynamika i konstrukcja, następnie napęd i technologia. Wpływ wyposażenia na rozwój samolotu rozpoczął się dość późno, gdyż w latach trzydziestych, a poważny udział wyposażenia w wartości samolotu datuje się dopiero od lat sześćdziesiątych.

Dziś czynnikami decydującymi o rozwoju samolotu są: wyposażenie, napęd i technologia. Postępy aerodynamiki i konstrukcji nie są szybkie. Natomiast gwałtowny rozwój wyposażenia stał się czynnikiem przekształcającym konstrukcję samolotu. Zmiany w wyposażeniu doprowadziły do przeorganizowania układu kabiny załogi. Jest to wpływ awioniki i zbiorczego ekranu projekcji wskazań przyrządów. Komputeryzacja zmieniła zapotrzebowanie na skład załogi — pozwalając na ograniczenie jej nawet dla dużych samolotów transportowych do 2÷3 osób. Technicznie wystarczająca jest dwuosobowa załoga. Rola nawigatora, radiooperatora i mechanika pokładowego może być niemal zupełnie zastąpiona przez urządzenia zautomatyzowane. Wprowadzenie sterowania przewodowego (fly-by-wire) i światłowodowego (fly-by-light) spowodowało zmiany w konstrukcji systemu sterowania samolotem. Mechaniczne układy sterowania zostały z najnowszych samolotów już wyeliminowane. Obecnie rozpoczyna się wpływ wyposażenia na aerodynamikę samolotu. Komputeryzacja automatycznych systemów sterowania umożliwiła rezygnację ze stateczności samolotu i zastosowania tzw. sterowania aktywnego. Jest to krok w kierunku naśladowania ptaków, które są niestateczne, lecz mają bardzo czuły system sterowania automatycznego. Samolot ze sterowaniem aktywnym może mieć mniejsze powierzchnie stateczników (usterzenia), czyli jego właściwości aerodynamiczne i konstrukcja zmieniły się z powodu wyposażenia. Aerodynamika rozwija się więc w ślad za rozwojem wyposażenia, stwarzającym nowe możliwości. Oczywiście nie oznacza to, że nie ma ulepszeń w samej aerodynamice, choćby w zakresie badań układu kaczki.

Rozwój wyposażenia pozwala również na zmianę metod eksploatacji samolotów. Rozwój naziemnych urządzeń diagnostycznych zmusza do zmian w instalacjach samolotu, aby było możliwe korzystanie z tych urządzeń. Równocześnie wpłynęło to na zmianę w systemie eksploatacji, czyli odchodzenie od przeglądów okresowych a stosowanie metody „według stanu”. Coraz bardziej rozwija się modułowa konstrukcja wyposażenia i napędów powodująca wymianę modułu zamiast wymiany lub naprawy elementu.

Dążność do zmniejszenia kosztów produkcji zmusza do prostoty technologicznej rozwiązań konstrukcyjnych. Zaś wzrastające wymagania pod względem wytrzymałości, sztywności i lekkości powodują coraz szersze stosowanie materiałów kompozytowych (laminatów szklanych, węglowych, kompozytów z włóknami boru) czy wysokowytrzymałych tworzyw sztucznych (np. aramidowych, jak kevlar). Dochodzą do tego stabe specjalne (typu maraging) i nowe stopy lekkie (np. srebrówo-aluminiowe).

W dziedzinie napędów najważniejszą sprawą jest zmniejszenie zużycia paliwa, a następną — wydłużenie żywotności silników. W poszukiwaniu dróg do zmniejszenia kosztów paliwa — intensywnie badane są śmigła wielołopatowe przystosowane do dużych prędkości lotu.

Jak powyższe tendencje wpłyną na samoloty w najbliższym dziesięcioleciu? W dziedzinie samolotów ultralekkich

rozpowszechnią się konstrukcje bardzo proste technologicznie, sztywne i bezpieczne, produkowane seryjnie w zestawach elementów do montażu. W dziedzinie samolotów szkolno-sportowych z konstrukcją metalową coraz mocniej będzie konkurować konstrukcja laminatowa. Wzrosnąć też liczba samolotów z silnikami dostosowanymi do benzyny samochodowej oraz znajdzie zastosowanie płynny gaz (propan-butan) jako ekonomiczne paliwo samolotów sportowych.

W dziedzinie turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych niewiele się zmieni, gdyż jest to dość młoda kategoria, która się właśnie rozwija. Samoloty te już dziś mają kabiny podobne do kabin samolotów, na których piloci mają odbywać dalsze loty. Dotyczy to także odrzutowych samolotów treningowych i treningowo-szturmowych. Natomiast szkolno-treningowe samoloty tłokowe o nowoczesnej koncepcji są dopiero na początku swej drogi rozwojowej. Dotyczy to wyposażenia samolotów w urządzenia narzucające silnikowi tłokowemu podobne reagowanie na ruchy dźwigni przepustnicy jak dla silnika odrzutowego. Nadaje to samolotowi tłokowemu właściwości pilotażowe zbliżone do samolotu odrzutowego, pozwalając na tanie szkolenie pilotów przy równoczesnym wyrabianiu nawyków niezbędnych w pilotowaniu samolotów odrzutowych.

W dziedzinie samolotów myśliwskich główny postęp odbywa się przez ulepszenie wyposażenia. Bezładnościowe systemy celowniczo-nawigacyjne, urządzenia laserowe, dalszy rozwój radiolokacji i komputeryzacja decydują o wartości samolotu. Ostatnio coraz więcej samolotów myśliwskich wyposaża się w radiolokator wyszukująco-celowniczy do celów naziemnych (tzw. lookdown-shootdown). Ciąg silników zrównał się z masą samolotów myśliwskich (lub ją przekracza) pozwalając na wznoszenie rzędu 200÷300 m/s. Sterowanie kierunkiem ciągu silnika (odchylanie do dołu) pozwoli na skrócenie długości startu. Sterowanie aktywne zmniejszy opór i masę samolotu i zwiększy zwrotność. O jakości samolotów myśliwskich stanowi też skuteczność pocisków raketowych, w które są one uzbrojone.

Do współpracy z samolotami myśliwskimi rozwija się kategoria samolotów wczesnego ostrzegania. Są to samoloty transportowe z odpowiednim wyposażeniem radiolokacyjnym. Ich rola jest coraz większa, dlatego ich liczba szybko rośnie. W dziedzinie samolotów bombowych najważniejsza jest dziś jakość pocisków samonaprowadzających się, w które te samoloty są uzbrojone. Przygotowywane do produkcji naddźwiękowe samoloty bombowe cechuje bardzo duży zasięg.

W dziedzinie samolotów pasażerskich zasadniczym problemem jest obniżenie kosztów eksploatacji, czyli przede wszystkim zużycie paliwa. Dlatego zostało opracowane wiele nowych silników turbośmigłowych, dwuprzepływowych odrzutowych oraz turbowentylatorowych spełniających ten warunek oraz nowe wymagania dotyczące zmniejszenia ich głośności (hałasu). Możliwe że, w przypadku uzyskania zadowalających rezultatów z wielołopatowymi śmigłami do dużych prędkości lotu, na samolotach pasażerskich o prędkości rzędu 800 km/h, silniki odrzutowe zostaną zastąpione silnikami turbośmigłowymi z tymi śmigłami. Rozwój samolotów pasażerskich idzie w dwóch kierunkach. Do obsługi gwałtownie rozwijającego się ruchu lokalnego powstało ostatnio wiele samolotów turbośmigłowych o pojemności 35÷55 pasażerów i będą one w produkcji przez najbliższe

cd. na s. 2



FRANCJA

● 31 lipca br. minister obrony Charles Hernu i dyrektor naczelny Aérospatiale Henri Martre podpisali umowę na lata 1984÷1988, na mocy której głównym zadaniem koncernu jest realizacja zamówień francuskich sił zbrojnych. W umowie wskazano, że rząd chciałby widzieć Aérospatiale nadal jako główne francuskie przedsiębiorstwo lotniczo-kosmiczne. (A et C 1011)

● Do połowy sierpnia br. Airbus Industrie zebrał zamówienia na 246 aerobusów A.300 od 35 przewoźników (dostarczono 233), na 109 A.310 od 18 przewoźników (dostarczono 34) i na 51 A.320 od 5 przewoźników. (A et C 1011)

● W 1983 r. samoloty Concorde użytkowane przez Air France po raz pierwszy przyniosły zysk i to w wysokości 28 mln franków. Również zainteresowanie nimi ze strony pasażerów stale rośnie — współczynnik wykorzystania miejsc wyniósł w tym samym roku 59,9% (w 1982 r. — 50,9%). (A et C 985)



HOLANDIA

● Kosztem 100 mln florenów ma być zmodernizowany, do końca 1986 r., port lotniczy Amsterdamu Schiphol. (A et C 1011)



IRAN

● Jeszcze na początku ub.r. dysponowano prawdopodobnie 12 sprawnymi myśliwcami bombardującymi Grumman F-14 Tomcat (zakupionymi przed przewrotem), na 77 posiadanych początkowo, z których większość była bezużyteczna z powodu braku części zamiennych i obsługi. W związku

z likwidacją na froncie przez Irak tych resztek floty Tomcatów, wzmiankowano o zamówieniu w Chinach ok. 60 myśliwców bombardujących Szenjang F-6, które miałyby służyć do obrony powietrznej Teheranu. Wykonujące dotychczas to zadanie myśliwce Northrop F-5 Tiger mogłyby być skierowane na front. Wzmiankowano też o zamówieniu w USA 25 Tigerów, które mają być dostarczone w kontenerach za pośrednictwem Turcji. (Av.Mag.879)



RFN

● W związku ze zgodą rządu na sprzedaż Arabii Saudyjskiej 40 samolotów taktycznych Panavia Tornado, zostaną jej dostarczone egzemplarze pierwotnie przeznaczone dla brytyjskich Royal Air Force. Jest to pierwsze zamówienie eksportowe na te samoloty. (Av.Mag.879)

● Obroty koncernu Messerschmitt-Bölkow-Blohm były w 1983 r. o ok. 8,5% mniejsze niż w 1982 r. (5875 mln DM), jakkolwiek aż o 53% wzrosły zyski. Spadek obrotów tłumaczy się zmniejszeniem operacji handlowych w dziedzinach lotniczych, które stanowią 2/3 działalności koncernu. Planuje się urozmaicenie tej działalności, m.in. przez rozszerzenie współpracy międzynarodowej — mowa jest o nawiązaniu jej z Indiami i ChRL. (A et C 1011)



SZWAJCARIA

● Decyzją Rady Federalnej zabroniono lotów na konstrukcjach ultralekkich (ULM) nad terytorium kraju. (A et C 1010)

● Aeroklub Szwajcarii zaprezentował nowy samolot akrobacyjny konstrukcji metalowej Ultimate EA 320, zbudowany jednak nie w Szwajcarii, ale w zachodnioniemieckiej wytwórni Extra. (A et C 1011)



SZWECJA

● Jako śmigłowce przeciwzołgowe zdecydowano się zakupić zachodniemieckie MBB Bo-105, uzasadniając wybór „względami taktycznymi, technicznymi i finansowymi” (z Bo-105 konkurował francuski Aérospatiale AS.350 Ecureuil). Dostawa pierwszej partii 20 Bo-105 do Szwecji rozpocznie się w 1986 r. (A et C 1010).



USA

● General Electric zapowiedział na trzeci kwartał przyszłego roku rozpoczęcie prób nowego napędu — „un-duced fan”. Chodzi o dwa przeciwbieżne, współosiowe wirniki 8-łopatowe o średnicy 3,6 m i postępującym skosie łopat (typu „prop-fan”), napędzane dwiema turbinami z jednym generatorem gazowym. Przewidywany ciąg jednostki — ok. 110 kN. Oszczędność w zużyciu paliwa, w porównaniu z silnikiem turbowentylatorowym, oblicza się na 20÷25%. Próby w locie (na Boeingu 727) mają rozpocząć się w 1986 r. (A et C 1010)

● FAA zapowiedział wprowadzenie nowych kryteriów rekrutacji i nowych metod szkolenia kontrolerów ruchu lotniczego, w celu ograniczenia opóźnień w lotach handlowych (w ub. r. stanowiły one 55%). (A et C 1008)

● W końcu czerwca dostarczono ostatni z 34 zamówionych przez US Air Force samolotów wczesnego ostrzegania Boeing E-3A Sentry AWACS. Od Kongresu zarządzano kontynuacji produkcji tych samolotów. (A et C 1009)

● 16 sierpnia br. w West Palm Beach dokonano pierwszego publicznego pokazu w locie śmigłowca Sikorsky ACAP, skonstruowanego w 78% z kompozytów. (A et C 1011)

● US Army, NASA i DARPA podpisały z wytwórnią Boeing-Vertol kontrakt (71 mln dol.), na mocy którego podejmie ona przerwaną 9 lat temu pracę nad śmigłowcem transportowym HLH (Heavy Lift Helicopter) XCM-62. Dwa czterołopatowe wirniki, o średnicy po 28 m, w tandemie, mają być napędzane dwoma silnikami Allison o mocy po 5883 kW (8000 KM). Zapowiadana masa płatna — 35 Mg, przy maksymalnej 67 Mg. (A et C 1011)

● Obroty Boeinga w pierwszym kwartale 1984 r. wyniosły 4,83 mld dol., tj. o 21,3% mniej niż w analogicznym okresie roku poprzedniego. Zyski przedsiębiorstwa były mniejsze o 1,1% (180 mln dol.). Jako przyczynę wskazuje się zmniejszenie dostaw cywilnych samolotów transportowych, przy tym obroty osiągnięte z realizacji zamówień wojskowych wzrosły o 28% (1,95 mld dol.). (A et C 1011)

● Boeing ukończył 14 sierpnia ub.r. produkcję ostatniego, 1832. B.727. Również w sierpniu otrzymano zamówienia na: 1215. B.737 (i zarazem na 124. B.737-300), z których dostarczono 1025; na 635. B.747 (dostarczono 597); na 139. B.757; oraz na 185. B.767. (A et C 1011)

cd. ze s. 1

lata. Samoloty o pojemności 20 osób przeważnie okazują się za małe na te linie. W komunikacji międzynarodowej największe powodzenie będą miały samoloty o pojemności 150÷200 pasażerów. Wynika to z faktu, że przy dużych przewozach łatwiej i taniej jest obsłużyć jeden samolot większy niż dwa mniejsze, a równocześnie pojemność dróg startowych jest ograniczona i uzyskanie zgody na jedno lądowanie dziennie, czy dwa tygodniowo tych, którzy chcą zwiększyć przewozy, zmusza automatycznie do stosowania większych samolotów. Aerobusy o pojemności 350÷550 pasażerów znalazły zastosowanie tylko na liniach o największym nasileniu ruchu. Nie jest przewidywany jakiś większy postęp w konstrukcji samolotów pasażerskich. Zastosowanie płynnego wodoru jako taniego paliwa wymagałoby zbyt kosztownych zmian w systemie zaopatrzenia samolotów w paliwo.

W dziedzinie śmigłowców przewidywany jest dalszy stopniowy rozwój. Spodziewane jest powstanie śmigłowców myśliwskich do zwalczania śmigłowców szturmowych oraz rozwój aerodynamiki i konstrukcji wirnika pozwalający na wzrost prędkości śmigłowców. M.in. celom tym mają służyć próby z wirnikiem zatrzymywanym w locie (i służącym jako skrzydła) oraz z zastąpieniem wirnika ogonowego przez nadmuch strumieniem powietrza (system NOTAR). Prowadzone od lat próby z przemiennopłatami śmigłowymi wciąż nie wychodzą poza fazę eksperymentów — dlatego trudno mówić o perspektywach w tym zakresie.

Należy sądzić, że najbliższe dziesięciolecie będzie okresem stałego rozwoju techniki lotniczej, przy tym główne impulsy do rozwoju samolotu będzie dawał rozwój jego wyposażenia. Natomiast dodatkowymi czynnikami rozwoju będzie postęp w zakresie napędów, technologii i aerodynamiki.



Nazwa	Liczba miejsc	Silniki	Moc		Produkowany od roku	Zbudowano do 30.6.83, szt.	Cena w 1984 r., US dol.
			kW	KM			
I. Tłokowe							
Cessna A188B Ag-Truck	1	Conti IO-520D	220	300	1972	1944	97 800
Eagle 300	1	Lycio IO-540	220	300	1980	96	97 600
Cessna T188C Ag-Hinsky	1	Conti TSIO-520T	228	310	1978	383	109 800
Weatherly 620	1	PW R-985	331	450	1979	...	81 500
Ayres S2R Thrush 600	1	PW R-1340	441	600	1968	1505	...
G-164 Super Ag-Cat B	1	PW R-1340	441	600	1977
II. Turbośmigłowe							
Ayres S2R-T34 Turbo Thrush	1	PT6A-34AG	552	750	1978	221	...

Okresy remontowe silników tłokowych

Typ	Moc		Okres międzyremontowy, h
	kW	KM	
Limbach L2000EBI	58	80	650
Lycoring:			
O-235 N2C	79	108	2000
O-325 L2C	84	115	2000
O-320 D2J	117	160	2000
O-360 A,F,M	132	180	2000
IO-360A	147	200	1800
O-540J,I	172	235	2000
O-540 E4C	191	260	2000
IO-540 C4D	184	250	2000
IO-540 AA1	213	290	1800
IO-540 K1G	220	300	2000
TIO-540 S1A	220	300	1800
TIO-540 F2,J2	239	325	1600
TIO-540 U2A	257	350	1800
TIO-540 V2A	257	350	2000
Do samolotów akrobacyjnych:			
AEIO-360 B2F	132	180	1400
AEIO-360 B4A	132	180	2000
AEIO-360 A1E	147	200	1600
AEIO-360 D4A	191	260	1600
Do samolotów rolniczych:			
IO-540	220	300	1500
Do śmigłowców:			
O-320	91	124	2000
IOV-360 A1A	132	180	900
HIO-360 D1A	139	190	1500
HIO-360 E1A	150	205	1500
Continental:			
TSIO-360FB	147	200	1800
TSIO-360KB	161	220	1800
O-470 U	169	230	1500
O-470 L	191	260	1500
IO-520 BB,CB	209	285	1700
IO-520 L,F	220	300	1700
TSIO-520 AE	184	250	2000
TSIO-520 UB	220	300	1600
TSIO-520 M,N,R	228	310	1600
TSIO-520 BE	228	310	2000
TSIO-520 WB, V1B	239	325	1600
GTSIO-520 L	276	375	1600
IO-550 C	220	300	1700
Do samolotów rolniczych:			
IO-520 D	220	300	1200
Pratt Whitney:			
R-985	331	450	1000
R-1340	441	600	1000

Objaśnienia: I — z wtryskiem, T — turbosprężarkowy, A — akrobacyjny, H — śmigłowy, C — reduktorowy, V — pionowy

Produkcja i ceny jednosilnikowych śmigłowców tłokowych

Nazwa	Liczba miejsc	Silnik	Moc		Produkowany od roku	Zbudowano do 30.6.83, szt.	Cena w 1984 r., US dol.
			kW	KM			
Robinson R22 Alpha	2	Lycio O-320	91	124	1983	370	78 850
Hynes (Brantly) H2	2	Lycio IVO-360A	132	180	1957	450	74 950
Hughes 300C	3	Lycio HIO-360D	140	190	1962	> 2 700	132 250
Enstrom F-28C Falcon	3	Lycio HIO-360E	151	205	1979	50	131 750
Enstrom 280C Sbank	3	Lycio HIO-360E	151	205	1975	202	135 750

Produkcja i ceny samolotów służbowych turbośmigłowych i odrzutowych

Nazwa	Liczba miejsc	Silniki	Moc		Produkowany od roku	Zbudowano do 30.6.83, szt.	Cena w 1984 r., US dol.
			kW	KM			
TURBOŚMIGŁOWE							
Jednosilnikowe							
Interceptor 400A	4	TPE331-6	294	400	1971	2	497 000
Beech Lightning 38P	4/6	PT6A-40	404	550	1984	1	797 000
Cessna 208 Caravan I	14	PT6A-114	441	600	1983	1	595 000
Dwusilnikowe							
Cessna 425 Conquest I	6/8	PT6A-112	2×331	2×450	1980	171	...
Cessna 406 Caravan II	14	PT6A-112	2×368	2×500	1983	1	1 095 000
Piper PA-31T							
Cheyenne IA	7	PT6A-11	2×368	2×500	1983	1	974 140
Beech King Air C90A	8/10	PT6A-21	2×404	2×550	1983	...	1 140 000
Piaggio P. 166-DL3	6/12	LTP101	2×515	2×700	1978	...	1 700 000
Piper PA-31T							
Cheyenne IIXL	8	PT6A-135	2×455	2×620	1981	61	...
Cessna 441							
Conquest II	8/11	TPE331-8	2×466	2×635	1977	310	...
Lear Fan 2100	8/10	PT6B-35F	2×477	2×650	1980	4	1 963 000
Mitsubishi							
MU-2B-400 Solitaire	7/9	TPE331-10	2×488	2×665	1963	57	1 325 000
Mitsubishi							
MU-2B-60 Marquise	9/11	TPE331-10	2×526	2×715	1963	124	1 790 000
Gulfstream Commander 840	7/9	TPE331-5	2×528	2×718	1979	...	1 289 500
Piper PA-42							
Cheyenne IIA	10	PT6A-41	2×530	2×720	1983	...	1 774 500
Gulfstream Commander 900	7/9	TPE331-5	2×551	2×748	1982	...	1 589 500
Beech King Air F90	6/10	PT6A-135	2×552	2×750	1979	193	1 500 000
Gulfstream Commander 1000	7/9	TPE331-10	2×593	2×820	1980	...	1 789 500
Beech Super King Air B200	8/15	PT6A-42	2×625	2×850	1974	1184	1 874 000
Fairchild 300 (Merlin III)	8/10	TPE331-10	2×662	2×900	1969	194	1 970 000
Fairchild Metro							
IVC-41	13/16	PTE331-11	2×736	2×1000	1969	89	2 250 000
Piper PA-42							
Cheyenne IV	7/9	TPE331-14	2×736	2×1000	1984	1	2 100 000
Beech Super King Air 300	8/17	PT6A-60	2×772	2×1050	1983
ODRZUTOWE							
Ciąg, daN							
Cessna 500 Citation I	7/8	JT15D-1B	2×980		1971	674	1 895 000
Cessna 550	8/10	JT15D-4B	2×1100		1978	467	2 595 000
Citation S II							
Mitsubishi MU-300	11	JT15D-4D	2×1100		1981	37	2 690 000
Diamond IA							
Gates Learjet							
Century III 25D	10	CJ610-8A	2×1300		1976	128	...
Dassault Falcon 100 (10)	6/8	TFE731-2	2×1420		1973	185	...
Gates Learjet							
Century III 35A	10	TFE731-2	2×1540		1974	493	...
Cessna 650	8/10	TFE731-3B	2×1610		1982	11	5 734 865
Citation III							
Gates Learjet							
Longhorn 55	10	TFE731-3A	2×1640		1980	81	...
IAI Westwind 1	7/10	TFE731-3	2×1640		1976	141	3 695 000
IAI Westwind 2	7/10	TFE731-3	2×1640		1980	41	4 349 000
BAe HS125-700	8/14	TFE731-3R	2×1640		1977	189	4 700 000
BAe HS125-800	8/14	TFE731-5R	2×1910		1983	2	5 450 000
Dassault Falcon 200	8/10	ATF3-6	2×2310		1980	1	...
Dassault Falcon 50	9/10	TFE731-3	3×1640		1979	135	...
Canadair Challenger 600	11/28	ALF-502L	2×3340		1978	85	1 010 000
Canadair Challenger 601	11/28	CF-34	2×3850		1982	11	11 300 000

Źródło: Flying Buyers Guide 1984

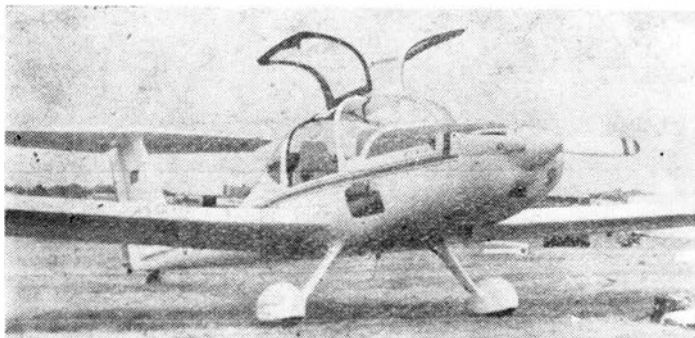
A.G

Farnborough '84

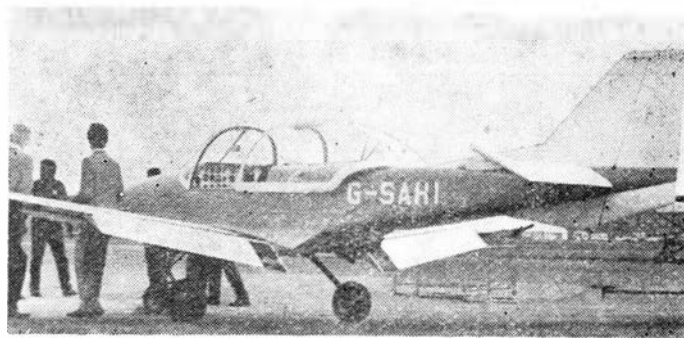
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Kto po raz pierwszy zwiedza wystawę w rodzaju Farnborough International czy Międzynarodowego Lotniczo-Kosmicznego salonu Paryskiego jest oszołomiony liczbą eksponatów. Wciąż nowe, silne przeżycia zwykle zacierają w pamięci poprzednie. Wrażenia z pierwszego dnia zwiedzania przypominają relację dziecka z imprezy noworocznej w Pałacu Młodzieży w Warszawie, gdzie dzieci uczestniczyły w kilkunastu kolejnych rozrywkach: „było dużo i ciekawie, ale nic nie pamiętam”. Dla nowicjusza międzynarodowa wystawa lotnicza to dżungla niezliczonych interesujących eks-

stytutu Technicznego Lotnictwa wysyłano 30-osobową delegację, którą dzielono na grupy: płatowcową, silnikową i osprzętową. Współczesna międzynarodowa wystawa lotnicza jest wielokrotnie bogatsza i bardziej skomplikowana od ówczesnej. Dlatego zwiedzający musi się z góry zabezpieczyć przed „szumem” informacji i przyjąć zasadę ich selekcji. Najlepszą metodą jest ograniczenie pola swych zainteresowań, wręcz zawężenie do kilku najważniejszych tematów i równoczesne uodpornienie swej uwagi na sprawy uboczne, aby się nie rozpraszczać.



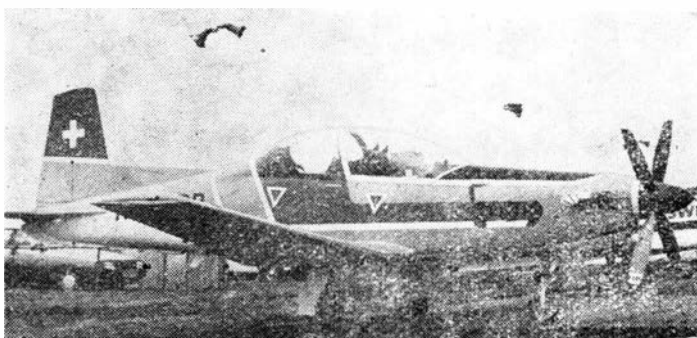
Rys. 1. Motoszybowiec Grob G109B Ranger



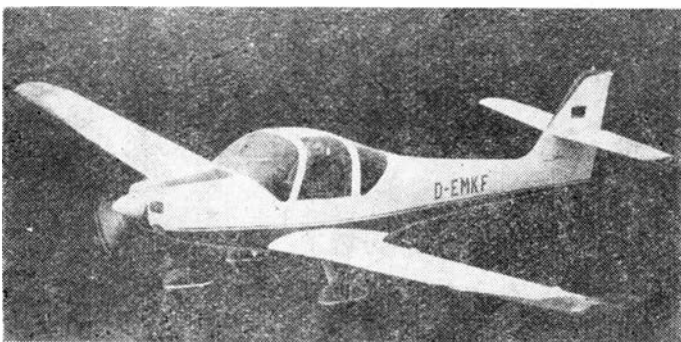
Rys. 4. Szkolny brytyjski Trago Mills SAH-1



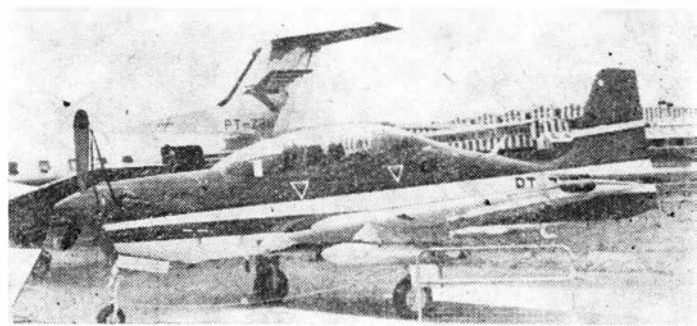
Rys. 2. Szkolny szwajcarski Dätwyler MD-3



Rys. 5. Turbośmigłowy treningowy szwajcarski Pilatus PC-9



Rys. 3. Laminatowy dwumiejscowy Grob G112



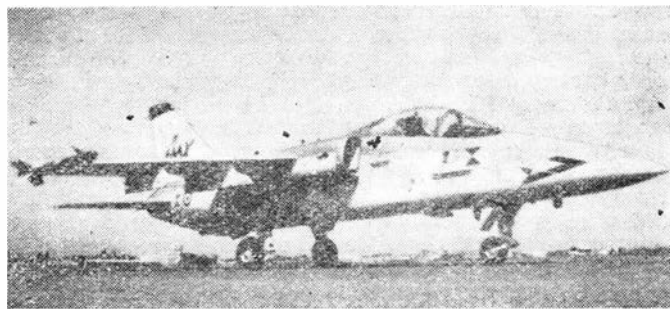
Rys. 6. Brazylijski treningowy Tucano

ponatów lotniczych. Niewątpliwie celem wystawy jest różnorodność tematyki, gdyż dzięki jej wszechstronności jest ona interesująca dla każdego specjalisty pracującego w lotnictwie: ponad sto samolotów, wiele makiet samolotów znajdujących się w projektowaniu i w budowie, kilkadziesiąt silników lotniczych od najmniejszych do największych, wyposażenie samolotów (w tym awionika wraz z radarami), osprzęt i uzbrojenie, przyrządy pomiarowe i urządzenia badawcze, technologie, materiały i części znormalizowane oraz wyposażenie naziemne wraz z wszelkim sprzętem pomocniczym.

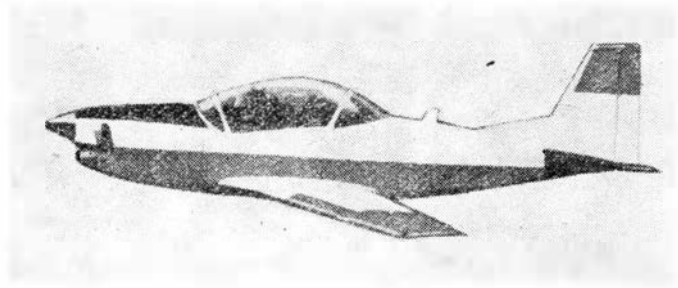
Obejrzenie wszystkich stoisk i wszystkich eksponatów, przy codziennym oglądaniu wystawy w czasie jej trwania, tzn. przez całe 8 dni, jest dla jednego człowieka nierealne. Już 50 lat temu na Lotniczy Salon Paryski z In-

Ponieważ najbardziej interesują mnie samoloty — na nich więc koncentruję swoją uwagę. Jednak na Farnborough '84 samolotów było ok. 120, czyli zbyt wiele, aby wszystkimi się zająć. Tak więc trzeba było przyjąć jakieś kryteria wyboru. Pierwsze kryterium, to kryterium nowości. Należą do nich samoloty znajdujące się w próbach i projektowaniu. Wytwórcie prezentują ich modele i makiety (całości lub kabin) i informują o nich w prospektach. Druga grupa to prototypy, które już wykonały pierwszy lot, lecz na wystawie nie zostały jeszcze pokazane. Informacja o nich jest podobna jak w przypadku konstrukcji jeszcze nie zrealizowanych, lecz częstokroć obszerniejsza, dokładniejsza i uzupełniona fotografiami. Trzecia grupa to prototypy prezentowane po raz pierwszy w ogóle lub na tej wystawie. One wzbudzają największe zainteresowanie spe-

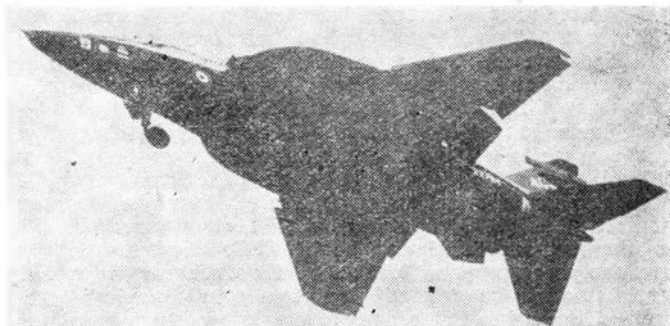
cialistów. Można przyrzeć się ich nowym rozwiązaniom konstrukcyjnym, sprawdzić czy są pomyslowe, czy mają jakieś szczególne zalety. Jeśli dany samolot zdobędzie uznanie licznymi zamówieniami, będzie to dowód, że zastosowane rozwiązania konstrukcyjne były udane. Aby nadążyć za postępem technicznym, trzeba zapoznawać się z tym co inni tworzą. Następna grupa samolotów to nowe wersje typów już produkowanych, lecz zmodyfikowanych pod względem konstrukcyjnym, a najczęściej z nowym wyposażeniem. Te wszystkie grupy stanowią nowości. A ponadto wystawiane jest wiele samolotów znajdujących się w produkcji seryjnej, w celu znalezienia na nie nowych nabywców. Nie brak takich nabywców, którzy wolą kupić konstrukcję wypróbowaną, niezawodną, o nieco skromniejszych parametrach technicznych i ekonomicznych niż najnowsze typy, ale jeszcze mało sprawdzone. Przykładem te-



Rys. 11. Włosko-brazylijski samolot myśliwski AMX



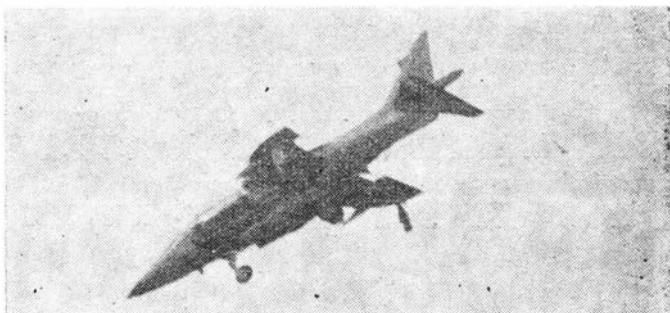
Rys. 7. Model kanadyjskiego samolotu treningowego A29 Warnera



Rys. 12. Odmiana Jaguara z poszerzonym płatem służąca do badania sterowania aktywnego



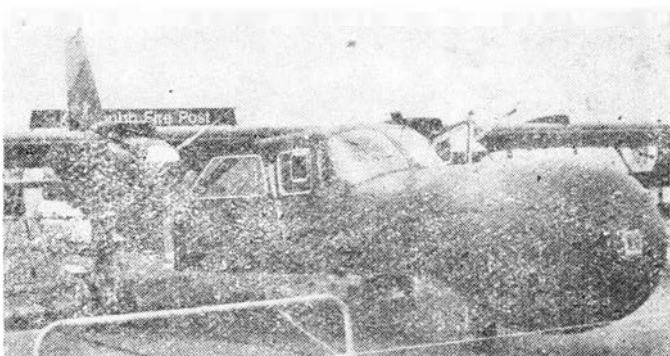
Rys. 8. Brytyjski Turbo Firecracker



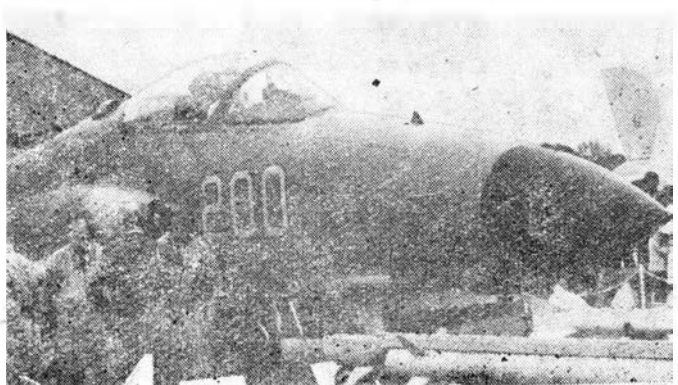
Rys. 13. Pionowzlot Sea Harrier podczas cofania się ze wznoszeniem



Rys. 9. Hinduski turbośmigłowy HHT-32 ze stałym podwoziem



Rys. 14. BN-2T Defender AEW



Rys. 10. Makieta szturmowego jednomiejscowego samolotu Hawk 200

go jest zamówienie już trzeciego brytyjskiego samolotu przez lotnictwo amerykańskie (Harrier, Sherpa, Hawk) i dwóch francuskich (samolotu Falcon i śmigłowca Dauphin).

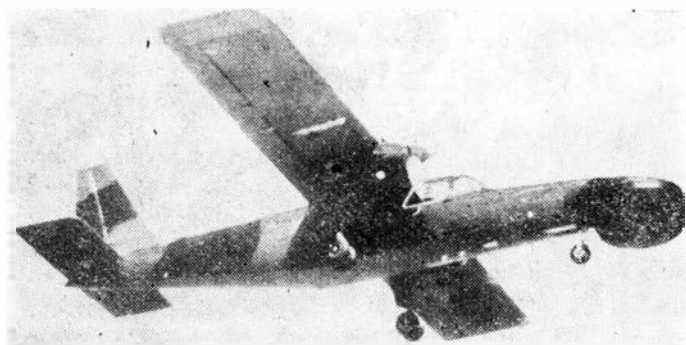
Wyselekcjonowanie nowości na tej wystawie pozwala na zajęcie się tylko kilkudziesięcioma samolotami i śmigłowcami. Ostatni Paryski Salon Lotniczo-Kosmiczny odbył się w czerwcu 1983 r. i samoloty powstałe od tego terminu należy zaliczać do nowości.

Zacznijmy od konstrukcji najlżejszych. O ile na zeszłorocznym Salonie Paryskim samoloty ultralekkie zajmowały odrębną część wystawy i było ich wiele, to teraz znalazło się ich zaledwie kilka. Zwracał uwagę ULM Shadow, przeznaczony do produkcji seryjnej, na którym planowany jest lot reklamowo-rekordowy dookoła świata. Warto dodać, że samolotami ultralekkimi interesuje się obecnie lotnictwo wojskowe USA, Francji i Chin. Szybowców nie wystawiono, a z motoszybowców — znany Grob G109B Ranger (jego nowej odmiany oznaczonej G111 nie pokazano). Wytwórnia

Grob chwaliła się uzyskaniem od brytyjskiego RAF-u zamówień na 100 szybowców dwumiejscowych G103 Twin II.

Pierwszą grupą samolotów, w której wystąpiły nowości były samoloty sportowe. Anglicy wystawili dwumiejscowy samolot Trago Mills SAH-1 (pierwszy lot 23.8.1983 r.), Szwajcarzy — szkolny Dätwyler MD-3 (pierwszy lot 12.8.1983 r.), o bogatym oszkleeniu kabiny. Był on efektywnie prezentowany w locie. Wytwórnia Slingsby prezentowała nienowu już (pierwszy lot 5.12.1982 r.) samolot laminatowy T67M Firefly produkowany seryjnie (pierwszy egz. seryjny oblatano 13.7.1983 r.). Zapowiedziany przez zachodniemiecką wytwórnię Grob laminatowy samolot sportowy Grob G112 (pierwszy lot 4.5.1984 r.) nie był eksponowany na otwarciu wystawy. Niestrudzony konstruktor brytyjski D. Norman (współtwórca Islandera i konstruktor samolotów Firecracker i Fieldmaster) stworzył górnopłat sportowy NAC-1 Freelance, którego pierwszy lot był przewidziany na sierpień 1984 r., lecz odbył się dopiero w końcu września. W sumie niewiele nowego było do obejrzenia, zwłaszcza że za najciekawszą z tych konstrukcji należy uznać samolot Grob G112.

W klasie samolotów szkolno-treningowych dominowały samoloty turbośmigłowe. Spore zainteresowanie wzbudzał chilijski samolot łokowy Enaert T-35 Pillan (zaprojektowany przez amerykańską wytwórnię Piper na podstawie samolotu PA-32R i oblatany w 1981 r.) prezentowany po raz pierwszy w Farnborough. W Chile pierwszy jego egzemplarz zmontowano 30.1.1982 r. i dotychczas wyprodukowano kilkadziesiąt sztuk. Samolotem tym obecnie interesuje się Hiszpania. Prezentacja samolotów turbośmigłowych tej klasy odbywała się pod znakiem konkursu brytyjskiego lotnictwa wojskowego RAF na samolot szkolno-treningowy. Wyróżniały się tu dwa samoloty: nowy szwajcarski Pilatus PC-9 (pierwszy lot 7.5.1984 r.) będący rozwinięciem samolotu PC-7 Turbo Trainer (którego zbudowano już 300 szt.) oraz znajdujący się już w produkcji brytyjski Embraer EMB-312 Tucano (pierwszy lot 15.8.1980 r., zbudowano 70 szt.). Ich konkurentami są: brytyjski Norman NDN-1T Turbo Firecracker (pierwszy lot 1.9.1983 r.) oraz projektowany w Australii A.20 Wamira. Zwycięski samolot ma być produkowany w jednej z wytwórni brytyjskich (w przypadku zwycięstwa którejs z firm zagranicznych, w kooperacji z tą firmą). Przemysł lotniczy Indii zaprezentował szkolno-treningowy samolot turbośmigłowy HAL HTT-34



Rys. 15. BN-2T Castor

TABLICA. Dane techniczne niektórych ciekawych nowych konstrukcji

Nazwa	Silnik, moc kW	Masa własna, kg	Masa całk., kg	Prędkość maks., km/h
Dwumiejscowe samoloty sportowe				
Grob 112	C-2500 66	530	753	222
Trago Mills SAH-1	Lyc 0-325 88	450	748	218
Dätwyler MD-3-160	Lyc 0-320 120	570	900	246
Dwumiejscowe turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe				
Pilatus PC-9	PT6A-62 708	1610	2200-3040	593
EMB-312 Tucano	PT6A-25C 560	1582	2550-3175	435
AAC A-20 Wamira	PT6A-25D 560	1446	2100	447
NDN-1T Turbo Firecracker	PT6A-25A 404	1212	1837	410
Hindustan HHT-34	A11 2501B17 313	885	1220	260
Śmigłowce szturmowe				
Agusta A-129	Gem 2 2x682	2529	3700	270
Mangusta	Gem 41 2x835	...	5900	278
Westland Lynx 3				

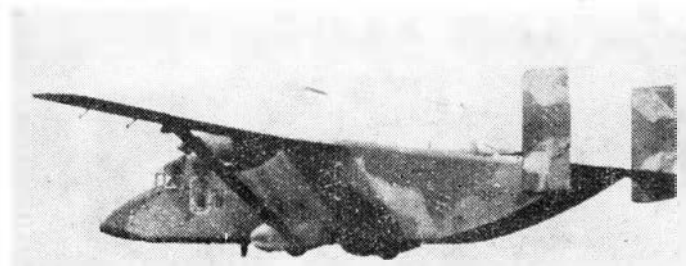
Uwaga: dane samolotu Tucano zamieszczono dla porównania, ze względu na jego udział w konkursie: ... — brak danych

(pierwszy lot w 1984 r.), który jest rozwinięciem samolotu HTP-32. Nie stawał on do konkursu na samolot dla RAF-u.

Wśród odrzutowych samolotów szkolno-treningowych nowością była makieta jednomiejscowej szturmowej wersji samolotu Hawk oznaczona Hawk 200. Budowa tego samolotu będzie uzależniona od zainteresowania nim, czyli od ewentualnych zamówień.



Rys. 16. Odmiana pasażerska CASA C-212-300 ze zmienionym tyłem kadłuba



Rys. 17. Transportowy Short C-23A Sherpa dla USA

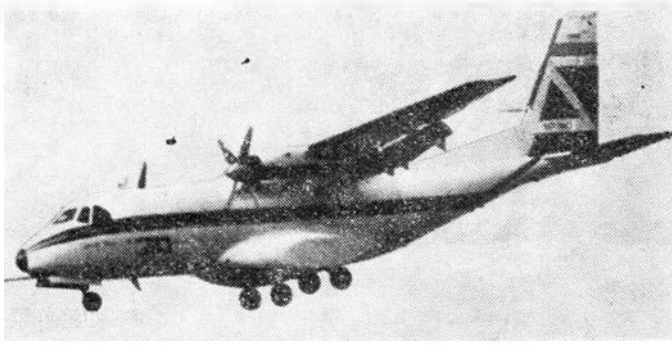


Rys. 18. Prototyp samolotu pasażerskiego EMB-120 Brasilia



Rys. 19. Pasażerski francusko-włoski ATR-42

Pokaz zwrotności i wznoszenia samolotów myśliwskich i myśliwsko-szturmowych był jak zwykle efektywny. Szczególnie dobrze prezentowały się Northrop F-20 Tiger Shark, Mirage III NG i Mirage 2000. Zwraçały też uwagę pokazy samolotów Jaguar, Tornado i F-15 Eagle. Jednakże nie są to nowości. Nowością była doświadczalna odmiana samolotu Jaguar oznaczona Jaguar ACT. Była to odmiana wyposażona w system sterowania elektrycznego (tzw. FBW, czyli fly-by-wire) oraz z poszerzoną przykadłubową przednią częścią płata (zmniejszenie stateczności), służąca do badań aktywnego sterowania. Jedyne nowy samolot tej klasy, włosko-brazylijski Aeromacchi-Embraer AMX oblatany latem 1984 r., nie został wystawiony. Znany już pionier wlot szturmowy Sea Harrier, podczas zawsze fascynują-



Rys. 20. Pasażerski hiszpańsko-indonezyjski CN-235

cego widzów pokazu, zademonstrował nową ewolucję: cofanie się i wznoszenie ogonem w górę. Tak nietypowa pozycja samolotu robi duże wrażenie.

Przeгляд samolotów dyspozycyjnych i roboczych zaczął od jednosilnikowych. Wytwórnia Soloy zaprezentowała modyfikację samolotu Cessna 206 z silnikiem turbośmigłowym Allison 250. Wytwórnia Norman pokazała znany już turbośmigłowy samolot rolniczy NDN-6 Fieldmaster (pierwszy lot 17.12.1981 r.) w wersji pożarnej z zamocowaną pod kadłubem rurą do napełniania zbiornika wodą. Rura jest przymocowana zawiasowo w pobliżu środka ciężkości samolotu. Opuszczenie rury do położenia skośnego umożliwia pobranie (chwytkiem znajdującym się na końcu rury) wody z jeziora lub rzeki.

Wśród samolotów patrolowych, swym oryginalnym wyglądem zwracała uwagę już nienowa EA-7 Optica oraz nowe wersje (czyli z nowym wyposażeniem) znanych już sa-

stał pokazany w nowej wersji pasażerskiej C-212-300 o zmienionym kształcie tyłu kadłuba. Po raz pierwszy w Europie były prezentowane samoloty liczące już kilka lat: brazylijski lokalnej komunikacji EMB-120 Brasília, na który wytwórnia ma liczne zamówienia z wielu krajów oraz kanadyjski krótkiego startu DeHavilland DHC-8 Dash 8. Z nowości w tej klasie pokazano hiszpańsko-indonezyjski CASA-Nurtanio CN-235 (pierwszy lot 11.11.1983 r.), natomiast najnowszy francusko-włoski ATR-42 (pierwszy lot 16.8.1984 r.) nie był wystawiony. Nowością była ostatnia wersja samolotu Boeing 737 oznaczona Boeing 737-300, której pierwszy lot odbył się w lutym 1984 r. W opracowaniu znajduje się nowa 120-miejscowa odmiana brytyjskiego samolotu pasażerskiego BAe 146 oznaczona BAe 146-300.



Rys. 23. Szturmowa Agusta A129 Mangusta



Rys. 21. Projekt 120-miejscowej wersji brytyjskiego samolotu pasażerskiego BAe-146-300

molotów: BN-2T AEW Defender (Islander z wyposażeniem do wczesnego ostrzegania), BN-2 Castor (Islander patrolowy) i Partenavia Observer. Amerykanie pokazali wersję patrolową samolotu odrzutowego Gulfstream III oznaczoną SRA-1. Kanadyjski odrzutowy samolot służbowy CL-601 Challenger był wystawiony w wersji sanitarnej opracowanej w RFN.

W grupie samolotów lokalnego transportu pokazano wersję towarową brytyjskiego samolotu Short SD-330 oznaczoną Short Sherpa (pierwszy lot 8.8.1984 r.). Wersja wojskowa tego samolotu (bez okien w ładowni) została zamówiona przez USA (18 szt.) i będzie nosić oznaczenie C-23A. Hiszpański samolot transportowy CASA C-212 Aviocar zo-

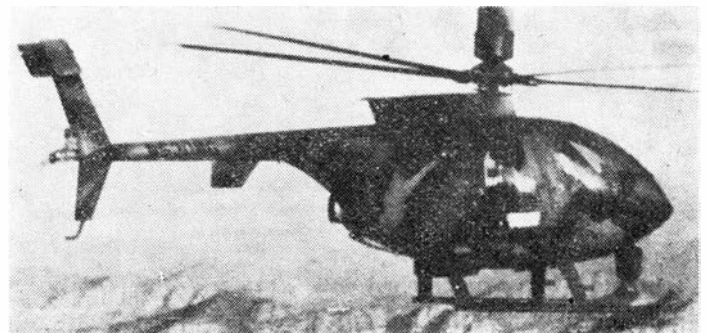
Niezbýt fortunnie zakończyły się pokazy rewelacyjnego, choć nienowego, kanadyjskiego samolotu transportowego DHC-5 Buffalo. Przez pierwsze dwa dni pokazów samolot (oczywiście nie z pełnym obciążeniem) demonstrował start z rozbiegiem wynoszącym cztery długości samolotu oraz strome podejście do lądowania z dobiegiem na odcinku trzech długości samolotu. Trzeciego dnia, przy silnym i porwistym wietrze samolot zbyt silnie znurkował i wyrównał za późno. Zapewne przyczynił się do tego wiatr, gdyż podczas nurkowania wierzch skrzydeł był wystawiony na podmuchy, co mogło niespodziewanie obniżyć siłę nośną skrzydeł. Wyrównanie i przejście (już z poziomą pozycją kadłuba) do przyziemienia odbyło się co najmniej o 1 m za nisko. W wyniku zbyt silnego uderzenia złamała się prawa goleń podwozia. Uderzenie o ziemię środkową częścią kadłuba spowodowało ułamanie się skrzydeł i ogona. Krótki



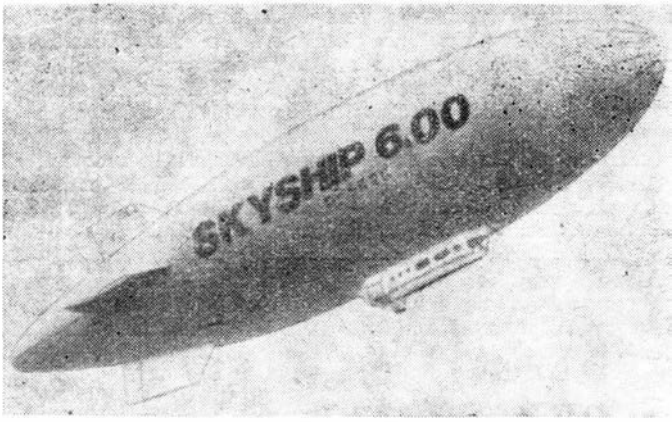
Rys. 24. Wersja szturmowa Agusta A109K



Rys. 22. Śmigłowiec szturmowy Lynx 3



Rys. 25. Uzbrojony śmigłowiec Hughes 530MG



Rys. 26. Sterowiec Skyship 600 ze sterowaniem światłowodowym

pożar w tyle kadłuba został automatycznie ugaszony. Załoga z wypadku wyszła cała.

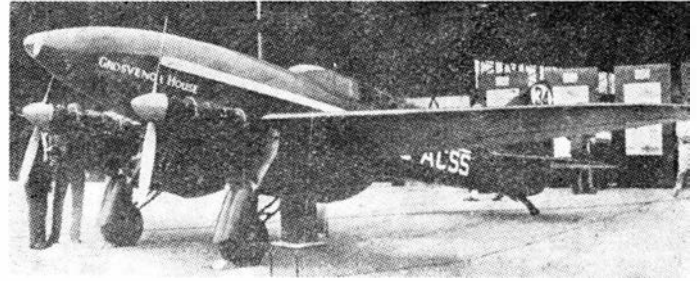
Na wystawie pokazano makietę amerykańskiego śmigłowca Bell 400 Twin Ranger, prototyp włoskiego śmigłowca szturmowego Agusta A129 Mangusta (pierwszy lot 15.3.1983 r.) i prototyp brytyjskiego śmigłowca szturmowego Westland Lynx 3 (pierwszy lot 14.7.1984 r.). Nowymi wersjami znanych śmigłowców były: francuskie SA 365M Dauphin (pierwszy lot w 1984 r.) i AS355M Ecureuil II (pierwszy lot w 1984 r.), włoski Agusta A109K (pierwszy lot w 1984 r.) z silnikami Arriel oraz amerykańskie Hughes 530MG i Bell 406CS Combat Scout (pierwszy lot w 1984 r.), będący odmianą OH-58D. Wystawiono także model francusko-zachodniemieckiego śmigłowca szturmowego PAH-2.

Najnowsze osiągnięcie techniki w dziedzinie sterowania, system FBL (fly-by-light), czyli światłowodowy, został za-

stosowany na sterowcu brytyjskim Skyship 600 (pierwszy lot 6.3.1984 r.), który był demonstrowany w locie wraz ze swym nieco mniejszym poprzednikiem Skyship 500.

W wystawie w Farnborough nie uczestniczyła Polska i Czechosłowacja. Związek Radziecki wystawił samolot An-72 (demonstrowano na nim ewolucję z pionowym wznoszeniem, czego w klasie samolotów transportowych nie spotyka się), Il-86 i śmigłowiec Mi-26. Jugosławia miała pokazać samolot treningowo-szturmowy Orao (po raz pierwszy w Europie Zachodniej), lecz wystawiła tylko Super Galeba. Rumunia wystawiła licencyjny samolot pasażerski ROM-BAC-111.

Akcentem historycznym było wystawienie dwupłatowca Silver Dart sprzed I wojny światowej oraz samolotu rajdowego DH88 Comet z 1934 r., słynnego z przelotu Anglia-Australia. W ostatnich dniach pokazów prezentowano w locie zespół akrobacyjny Red Arrows na samolotach Hawk oraz samoloty z II wojny światowej: Hurricane, Spitfire i Lancaster.



Rys. 27. Rajdowy DH88 Comet z 1934 r.

Fot.: samoloty na ziemi — A. Glass, w powietrzu — firmowe

Konstrukcje III Zlotu Amatorów Konstruktorów

Mgr PIOTR GÓRSKI

W dniach 29 i 30 września 1984 r. odbył się na lotnisku Centrum Szybowcowego w Lesznie Wlkp. III Zlot Amatorów Konstruktorów zorganizowany przez Aeroklub Leszczyński, a dokładniej przez jego Sekcję Amatorów Konstruktorów. Był to zlot pod wieloma względami nieporównywalny z poprzednimi, które odbyły się w 1981 i 1983 r. w Aeroklubie Łódzkim. Nie znaczy to bynajmniej, że Aeroklub Łódzki słabiej wywiązywał się z podjętych obowiązków, czy też mniej rzetelnie. Po prostu impreza ta ma krótką tradycję, a jednocześnie ruch amatorski jest w Polsce wciąż daleki od skonsolidowania, więc pierwsze próby organizowania zlotów są dopiero w stadium wykluwania się i wszelkie doświadczenia, które szybko owocują, są łatwo zauważalne. Jednocześnie jest to ruch spontaniczny, żywiołowy, i oby takim pozostał, co nie może nie mieć wpływu na organizację zlotów, bo jak wiadomo — nie ma nic tak płodnego i owocnego jak szczerzy entuzjazm. Wielkie uznanie należy się całej Sekcji Amatorów Konstruktorów przy Aeroklubie Leszczyńskim, kierowanej przez Edmunda Tomczaka, a także szefowi wykszolenia tego aeroklubu — Bogdanowi Rogalińskiemu.

III Zlot Amatorów Konstruktorów zgromadził ponad 150 uczestników (niektórzy mówią nawet o ok. 200 — dokładna liczba nie jest znana, gdyż statystykę w pewnym momencie zatracono, a organizatorzy byli przygotowani na mniejszą liczbę). Liczba uczestników była więc dwa i pół raza większa niż na ubiegłorocznym II Zlocie na łódzkim Lublinku. Z tą proporcją nie stała jednak w parze liczba przywleczonych i zaprezentowanych konstrukcji. O ile rok temu wystawiono ich w Łodzi 9 (5 samolotów, 3 motolotnie i 1 ULM QuickSilver), to w Lesznie, na zorganizowanej przed aeroklubowym hangarem wystawie, można było obej-

rzyć 5 samolotów, 6 motolotni i 1 QuickSilvera — razem 12 konstrukcji.

Przyczyna nie jest trudna do odgadnięcia. Z wyjątkiem jedyne obecnie zarejestrowanego samolotu amatorskiego, Pchły-Piórko (Plou-Plume) Józefa Gorszczyńskiego z Katowic — również tym razem nikt nie uzyskał zgody na przylot. Transport złożonego samolotu, z bardzo odległych niekiedy rejonów kraju, nie jest sprawą prostą, zwłaszcza teraz, w dobie trudności paliwowych. Inna przyczyna to — w oczach niektórych — brak celowości przywożenia konstrukcji: przecież i tak nie będzie można polatać. Wielu z tych, którzy tak właśnie uzasadniali swą decyzję pozostawienia konstrukcji w domu, zgrzytało na miejscu zębami, gdyż w tym roku na leszczyńskim lotnisku często rozbrzmiewał warkot silników; w powietrzu zaprezentowano wszystkie ukończone samoloty i wszystkie motolotnie. Szczególnie zawiedziony był Józef Leniec, gdyż pozostawił swego J-2 Poloneza w domu. Nie zobaczymy go już — ten sympatyczny i jakże zaangażowany w ruch amatorski konstruktor zginął 1 października (następnego dnia po Zlocie) w katastrofie swego samolotu. Niech mi będzie wolno oddać w tym miejscu hold jego działalności i zaangażowaniu — należącym już do przeszłości.

Jeszcze jedna przyczyna tak małej — w stosunku do liczby uczestników Zlotu — liczby prezentowanych konstrukcji, to ostrożność w ich ujawnianiu w oczekiwaniu na uregulowanie praw budowy i użytkowania konstrukcji amatorskich. Wielu nie zapomniało jeszcze przypadków „urzędowego” zniszczenia kilku zbudowanych w domowych warunkach amatorskich samolocików i motoszybowców, gdy informacja o nich wyszła poza krąg najbliższych osób. Wiele wskazuje na to, że czasy takiego traktowania lotniczych

TABLICA. Dane techniczne

Nazwa	Konstruktor	Początek prac	Pierwszy lot	Układ	Silnik	Moc, kW	Rozp., m	Pow. nośna, m ²	Dług., m	Wys., m	Masa, kg		Prędkość, km/h			Wznoszenie m/s	Zasięg, km	Jedn. zużycie paliwa, l/h
											własna	całk.	maks.	przel.	min.			
J-2 Polonez/ Walter Mikron	Roman Orliński ^{*)}	1981	2 marca 1984	Ś	Walter Mikron III	48	7,80	7,20	5,25	1,90	226	336	210	160	95	8	300	9 ^{*)}
J-2 Polonez/ Trabant	Zbigniew Pędziak ^{*)}		październik 1983	Ś	Trabant	19	7,50	7,50	5,00	1,20	175	270		130	95		ok. 500	6,5
(bez nazwy)	Jerzy Ostrowski	1977	10 lutego 1983	Dw	Trabant	19	5,64	10,86 ²⁾	4,72		127	215	105	90	65			6
Pchła-Piórko (Pou-Plume)	Józef Gorszczyński ^{*)}	1970	wrzesień 1977 ¹⁾	M	Rectimo 4 AR 1200	29	7,80 7,00	16 ²⁾	4,70	1,90	199,6	300	100	147 ³⁾	55	2 ⁴⁾	313 ⁵⁾	6
Marlin ⁶⁾	Tadeusz Dobrociński	1980 ⁴⁾	planow. w 1985	Do	DAF ⁵⁾	19	8,00	8,00	5,00	1,20	130			130			ok. 300	

Ś — średniopłat, M — układ Migneta, Dw — dwupłatowiec, Do — dolnopłatowiec. ¹⁾ Jest to data oficjalnego oblotu z silnikiem, którego dokonał inż. Gawęcki. W lipcu 1975 r. wykonano na samolocie pierwszy lot bez silnika, holowany, (zamiast silnika umieszczono balast); oblotu tego dokonał konstruktor. ²⁾ Powierzchnia obydwu płatów. ³⁾ Konstruktor przedstawił na zlocie wersję samolotu nieukończoną; podane osiągi są obliczeniowe. ⁴⁾ Samolot początkowo skonstruowany był nieco inaczej — m. in. z jednorowym podwoziem. ⁵⁾ We wcześniejszej wersji napęd stanowił silnik Trabant 19 kW. ⁶⁾ Przy 75% mocy. ⁷⁾ Prędkość ekonomiczna; ⁸⁾ Przy prędkości lotu 75 km/h; ⁹⁾ Z rezerwą paliwa na 0,5 h lotu; ^{*)} Wykonawca



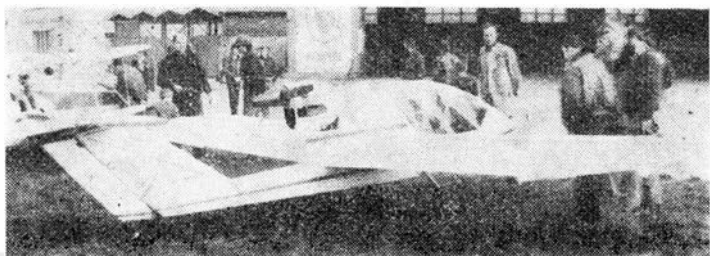
Rys. 1. Pchła-Piórko (Pou-Plume) Józefa Gorszczyńskiego (z silnikiem Rectimo 4AR1200, 29,4 kW)

początki amatorskich minęły, urazy jednak pozostają długie. Tym bardziej, jeżeli podtrzymuje je brak przyjaznej atmosfery i pomocnie wyciągniętej ręki ze strony aeroklubów, przy odpychającym biurokratycznym traktowaniu przez władze i urzędy lotnicze. Wynikająca z takiego podejścia całkiem pokątna działalność może prowadzić tylko do jednego — do tragedii.

Tak więc liczba zainteresowanych, podobnie jak z pewnością liczba zbudowanych amatorsko konstrukcji wciąż rośnie, mimo niezmiennie nie sprzyjającej dotychczas atmosfery, nie znajduje to jednak odbicia w złotych ekspozycjach sprzętu.

Na marginesie warto dodać, że również zainteresowanie Zlotem i wystawą ze strony miejscowej społeczności było dużo mniejsze; o ile ubiegłoroczny II Zlot w Łodzi odwiedziło kilka tysięcy osób, to w Lesznie było ich zaledwie kilkaset i to część z nich pojawiła się przy okazji zorganizowanego jednocześnie Święta Latawca. Pamiętać jednak należy, że Leszno pod względem liczby mieszkańców dalekie jest od Łodzi, a ponadto, jak twierdzą niektórzy, leszczyńskie społeczeństwo jest już znudzone lotnictwem, które dawno już stało się nieodłącznym elementem atmosfery miasta.

Niewątpliwym atutem ekspozycji III Zlotu była nowość prezentowanych konstrukcji. Z wyjątkiem wspomnianej już Pchły-Piórko Józefa Gorszczyńskiego (pokazana na I Zlocie w Łodzi w 1981 r.), pozostałe konstrukcje pojawiły się



Rys. 2. J-2 Polonez Zbigniewa Pędziaka (z silnikiem Trabant, 19 kW)

na tej amatorskiej imprezie po raz pierwszy. Innym godnym uwagi spostrzeżeniem jest to, że o ile w 1983 r. w Łodzi na 5 samolotów tylko jeden był ukończony i oblatany — to tym razem stosunek ten był odwrotny.

Przeгляд złotych konstrukcji pokazał, jak popularnym samolotem stał się J-2 Polonez Jarosława Janowskiego z Łodzi, wywodzący się z Przaśniczki — konstrukcji o tak bogatej i znanej historii, że przytaczać jej tu nie trzeba. Na III Zlocie w Lesznie zaprezentowano dwa egzemplarze tego samolotu, różniące się nieco wymiarami, ale przede wszystkim — napędami. Polonez Zbigniewa Pędziaka z Przedecza napędzany jest silnikiem Trabant 19,1 kW (nawiasem mówiąc silnik ten staje się w naszym lotnictwie amatorskim tym, czym na Zachodzie jest Volkswagen). Z kolei Roman Orliński z Malborka zabudował na swym Polonezie (nieco większym) lotniczy silnik Walter Mikron III, 48 kW. Wg danych uzyskanych od konstruktorów obydwu samolotów, przy różnicy mocy o 60%, masy startowej o 19,6% i powierzchni nośnej o 9% (na korzyść Poloneza z silnikiem Walter), między samolotami rysują się następujące różnice osiągow:

— Polonez z Walterem ma o 30 km/h większą prędkość przelotową (przy identycznej prędkości minimalnej), o 180% krótszy rozbieg i o 66% krótszy dobieg;

— lepsze właściwości startowe i lotne (duży nadmiar mocy) okupione są jednak w tym samolocie stosunkowo dużym zużyciem paliwa (o 27,8% więcej na 1 h lotu), co wpływa na mniejszy o 40% zasięg.

Pchła-Piórko (obecnie SP-FGA) Józefa Gorszczyńskiego z Katowic jest już konstrukcją dość znaną (oparta na konstrukcji braci Crozes; budowę zgłoszono w IKCSF w 1970 r., a konstrukcję płatowca ukończono w 1975 r., zaś samolot z silnikiem Rectimo, 29,36 kW, oblatano w czerwcu 1977 r.).

Zupełną nowością był natomiast dwupłatowy samolot Jerzego Ostrowskiego z Częstochowy — modelarskiego mistrza świata z 1980 r. Rzadki w naszych konstrukcjach amatorskich układ dwupłatowy został połączony z niezwykle starannym opracowaniem aerodynamicznym przy wielkiej staranności wykonania (za to właśnie konstruktor uzyskał na konkursie trzecią nagrodę). Krótko mówiąc — zarówno w opracowaniu, jak i w konstrukcji znać było rękę modelarskiego mistrza.

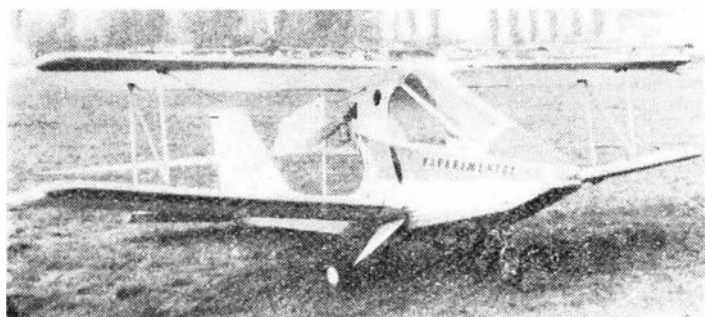
Koncepcja konstruktora potwierdziła się zresztą w praktyce — w krótkim locie samolot ten zaprezentował się nie-



Rys. 3. J-2 Polonez Romana Orlińskiego (z silnikiem Walter Mikron III, 48 kW)

zwykle interesująco, a do pokazania wszystkich jego możliwości było jeszcze z pewnością daleko.

Ciekawy dolnopłat Marlin zaprezentował Tadeusz Dobrociński z Wrocławia. Ciekawy — niestety nie ukończony. Jest to zresztą kolejne wcielenie tej konstrukcji — prace nad nim, jako samolotem z podwoziem jednośladowym, kon-



Rys. 4. Dwupłatowiec Jerzego Ostrowskiego

struktor zaczął w 1980 r.; początkowo samolot był napędzany silnikiem Trabant. W Lesznie Tadeusz Dobrociński pokazał płatowiec z podwoziem przerobionym na dwugoleniowe (z tylnym kółkiem) i przystosowany do zamontowania silnika DAF boxer, 19 kW, lecz jeszcze bez tego silnika. Oblot planuje konstruktor na 1985 r.

Były to wszystkie zaprezentowane na III Zlocie samoloty, jeśli nie liczyć QuickSilvera Jerzego Lipki z Wrocławia. Ten napędzany dwoma sprzężonymi silnikami do piły mechanicznej ULM nie oderwał się jednak od murawy lotniska, trudno więc o nim coś więcej powiedzieć. A że QuickSilver jest konstrukcją bardzo rozpowszechnioną i znaną — opis wydaje się zbędny.

Po ocenie wszystkich konstrukcji przez Komisję Techniczną (Józef Borzęcki, Adam Zientek, inż. pil. January Roman), pierwszą nagrodę uzyskał jednak nie samolot, ale motolotnia Jana Popko z Nowego Sącza. Zwracał uwagę charakterystyczny brak wózka i zamontowanie silnika na tylnej ramie, pod kilem, wspartej dla łatwiejszego startu kółkiem. Poza tym była to zwykła lotnia Canion z uprzężą; rozbieg następował „z nóg”, zresztą bardzo krótki (kilka kroków — oczywiście z równego terenu), podobnie jak lądowanie. Motywem przyznania pierwszej nagrody (dyplomu uznania) było maksymalne uproszczenie i wykazana w tym pomysłowość konstruktora, a także skuteczność konstrukcji. Jej walory można było ocenić w locie.

Drugą nagrodę uzyskał również konstruktor motolotni — Józef Mańka. Była to motolotnia z wózkiem, a nagrodę przyznano konstruktorowi za niezwykle wysoki poziom opracowania konstrukcyjnego (oprócz zapewnienia stosunkowo dużego komfortu, wózek może być rozsuwany, co umożliwia zamontowaniu drugiego siedzenia).

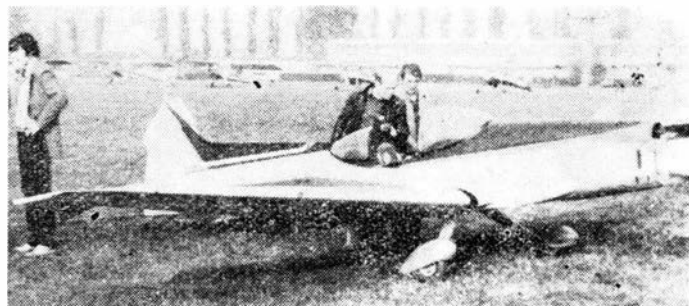
Silnik czterosuwowy do samolotów ultralekkich

Znana z produkcji samochodów sportowych oraz udziału w samochodowych wyścigach formuły 1 brytyjska firma Lotus zapowiedziała rozpoczęcie produkcji silników do samolotów ultralekkich. Zaangażowanie się firmy w ten zakres działalności wynikało z osobistych zainteresowań jej nieżyjącego już szefa, Colina Chapmana. Kiedy jako entuzjasta latania i pilot zapoznał się on z lotnictwem ultralekkim, stwierdził, że stosowane w nim silniki są bardzo zawodne i mało trwałe. Są to bowiem silniki o nielotniczym przeznaczeniu przysposobione jedynie do napędu samolotów. Wynikiem takiej oceny sytuacji w dziedzinie napędu mikrosamolotów było rozpoczęcie w 1982 r. prac projektowych nad nowym silnikiem konstruowanym specjalnie dla lotnictwa ultralekkiego. Z wstępnych studiów wynikało, że do uzyskania dużej niezawodności, małego zużycia paliwa oraz dużej trwałości potrzebny jest silnik czterosuwowy o przeciwnym układzie cylindrów, o możliwie najprostszej konstrukcji i jak najmniejszej liczbie elementów. Realizując te idee, zastosowano kadłub silnika składający się z integralnie odłanych zespołów stanowiących: głowicę, cylinder oraz odpowiedni fragment skrzyni korbowej. W ten sposób kadłub silnika dwucylindrowego

W opinii Komisji Technicznej samolot znalazł się dopiero na trzecim miejscu; jak już wspomniano wyżej — był to dwupłatowiec Jerzego Ostrowskiego z Częstochowy.

Przy aplauzie, z jakim spotkało się przyznanie pierwszej nagrody Janowi Popko za genialnie prostą motolotnię, kontrowersje budziła jednakowa ocena miękkołatów i samolotów. Pomimo wspólnej dla nich płaszczyzny, jaką były kryteria oceny (bezpieczeństwo rozwiązań, prostota, pomysłowość koncepcji, poziom techniczny i ogólny wygląd), na przyszłość warto pomyśleć o podziale ocenianych konstrukcji na dwie kategorie.

Sam fakt oceny konstrukcji przez Komisję Techniczną na III Zlocie był jeszcze jednym plusem tej imprezy. Kryteria oceny i nagradzanie wyróżniających się konstruktorów za określone cechy ich wytworów stanowią pewien przykład i mogą wpłynąć kierunkowo na poczynania poszczególnych amatorów konstruktorów. I to jest może największy



Rys. 5. Marlin Tadeusza Dobrocińskiego. Wszystkie zdjęcia P. Górski

pozytyw tej oceny. Na przyszłych zlotach przewiduje się jeszcze bardziej wnikliwy przegląd konstrukcji (pokrycie na samolotach uniemożliwiało dokładne obejrzenie wszystkich elementów).

Na zakończenie kilka słów optymistycznych. Wiele wskazuje na to, że otwierają się możliwości większej pomocy amatorom konstruktorom na razie ze strony aeroklubów. Nowo wybrana na III Zlocie Komisja Amatorów Konstruktorów Lotniczych przy APRL została 8 października 1984 r. niezwykle życzliwie przyjęta przez prezesa APRL, gen. bryg. dr pil. Władysława Hermaszewskiego, który na miejscu sformułował i wydał zarządzenie dla podległych aeroklubów regionalnych. Określa ono m.in. prostszy tryb przekazywania nieużytych materiałów lotniczych amatorom konstruktorom, jak również udostępnianie urządzeń aeroklubowych i lotnisk do dokonywania prób w locie, przy zastrzeżeniu jednak, że wykorzystanie części rezerwu konstrukcji należycie będzie do aeroklubu — w stopniu odpowiednim do kosztu udzielonej pomocy. Zarządzenie zawiera znacznie więcej punktów, a zapoznać się z nim można u kierowników aeroklubów lub należy zwrócić się o przysłanie kopii do Aeroklubu Leszczyńskiego (adres — patrz informacja s. II okł.).

składa się z trzech głównych części: dwóch wspomnianych powyżej integralnych odlewów cylindra z głowicą i częścią skrzyni korbowej oraz korpusu reduktora. Reduktor stanowi przekładnia zębata o przełożeniu 2:1, która napędza jednocześnie wałek rozrządu (podobnie jak w silnikach Continental Tiara). W układzie zasilania zastosowano pojedynczy, wspólny dla wszystkich cylindrów gaźnik oraz mechaniczną pompę paliwową. Silnik ten pracuje na paliwie samochodowym. W układzie zapłonowym zastosowano jeden iskrownik na silnik oraz po jednej świecy zapłonowej na cylinder. Przewidziano jednak możliwość zdwojenia układu zapłonowego (dwa iskrowniki na silnik i po dwie świece na cylinder).

Firma Lotus oferuje dwa typy tych silników:

- 225 — dwucylindrowy o mocy 18,4 kW (25 KM), pojemności skokowej 480 cm³ i masie 14 kg;
- 450 — czterocylindrowy o mocy 36,8 kW (50 KM), pojemności skokowej 960 cm³ i masie 25 kg.

Mają one jednostkowe zużycie paliwa 272 g/kW/h (200 g/KM/h). Czas między głównymi naprawami ma wynosić 300 h.

JMR

Współczesne turbinowe silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (I)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI
Instytut Lotnictwa

Do napędu współczesnych samolotów myśliwskich stosowane są turbinowe silniki odrzutowe jedno- i dwuprzepływowe. W celu zwiększenia ciągu silnika wyposaża się go w dopalacz. Dopalać włączany jest przy starcie w celu skrócenia rozbiegu samolotu oraz podczas lotu w razie potrzeby zwiększenia prędkości samolotu. Przy poddźwiękowych prędkościach lotu dopalacze są rzadko włączane, gdyż w tym zakresie prędkości zużywają one znaczne ilości paliwa. Natomiast przy dużych prędkościach naddźwiękowych lotu włączenie dopalacza nawet długotrwale jest korzystne, ponieważ wartość ciągu wzrasta kilkakrotnie, natomiast zużycie paliwa przez silnik rośnie w sposób umiarkowany. Właśnie z tego powodu silniki jednoprzepływowe z dopalaniem stosuje się przede wszystkim do napędu samolotów wojskowych o naddźwiękowych prędkościach lotu.

Silniki jednoprzepływowe

Klasyczne silniki jednoprzepływowe bez dopalania i z dopalaniem napędzają wiele eksploatowanych obecnie samolotów wojskowych. Np. silnik Atar 8K50 stanowi napęd samolotu myśliwsko-szturmowego Super Etendard, cztery silniki J57 napędzają bombowiec strategiczny B-52G, wyprodukowany w dużej serii silnik amerykański J79 z dopalaniem jest stosowany m.in. na samolocie F-4 Phantom. Silniki J85 z dopalaczem służą do napędu samolotu szturmowego G91Y i naddźwiękowego samolotu treningowego Talon, a bez dopalacza — podobnie jak silniki Viper — samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych.

Silniki bez dopalacza mają ciąg od 1500 do 8500 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa rzędu $0,8 \div 1$ kg/daNh, natomiast silniki z dopalaczem wytwarzają ciąg od 2200 do 17500 daN, ale jednostkowe zużycie paliwa jest również większe i wynosi ponad 2 kg/daNh. Spręż w silnikach jednoprzepływowych osiąga wartości od 6 do 15, a temperatura gazów przed turbiną rzadko przekracza 1500 K. W silnikach tych stosuje się sprężarki jedno- lub dwuzespołowe, często z regulowanymi kierownicami, pierścieniowe lub pierścieniowo-dzbanowe komory spalania oraz turbiny mające 1÷3 stopnie, przy czym łopatki wirnikowe pierwszego stopnia rzadko są chłodzone. Silniki bez dopalacza wyposażone są w proste nieregulowane dysze o przepływie poddźwiękowym. Wyposażenie silnika w dopalacz wymaga stosowania dyszy o regulowanym przekroju wylotowym. W zależności od potrzeby silnik może być również wyposażony w odwracacz ciągu skracający dobieg samolotu. Stosowanie dopalania znacznie zwiększa ciąg silnika, ale jednocześnie wymaga zastosowania jego chłodzenia i odizolowania od konstrukcji płatowca, ponieważ temperatura gazów w dopalaczu jest bardzo wysoka, np. w silniku J85 osiąga

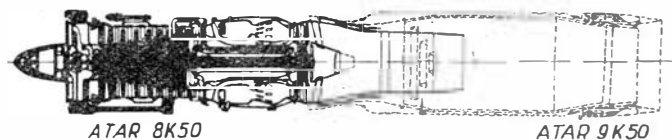
ona wartość 2000 K. Niżej jest podany opis jednego z klasycznych już obecnie jednoprzepływowych silników turbinowych.

Silnik J79, z dopalaczem, firmy General Electric został opracowany pod koniec lat pięćdziesiątych. W czasie produkcji i eksploatacji był poddawany różnym modyfikacjom, co systematycznie polepszało jego charakterystyki techniczno-eksploatacyjne. Niektóre jego wersje znajdują się nadal w produkcji. J79 stosowany jest przede wszystkim do napędu szeroko rozpowszechnionego dwusilnikowego myśliwca wielozadaniowego F-4 Phantom i myśliwców F-104. Pięćciotyśięcny samolot F-4 wyprodukowano w połowie lat siedemdziesiątych.

Perspektywiczne rozwiązania konstrukcyjne zastosowane w tym silniku oraz stała jego modernizacja przyczyniły się do tego, że jest to jeden z najbardziej masowo produkowanych turbinowych silników lotniczych. Wytwórnia GE wyprodukowała już ok. 20 000 tych silników. Firma General Dynamics, producent nowoczesnych myśliwców F-16, rozważa możliwość użycia klasycznego silnika J79-GE-17X o ciągu startowym 8300 daN w eksportowej wersji F-16A zamiast kosztownego i bardziej złożonego silnika dwuprzepływowego F100. Zastosowanie taniego wypróbowanego silnika J79 umożliwi obniżenie ceny samolotu F-16 o ok. 1 mln dolarów z jednoczesnym zachowaniem wszystkich podstawowych charakterystyk samolotu na poziomie wersji podstawowej.

J79 to jednowałowy¹⁾ silnik rozwijający w wersji GE-17 ciąg startowy 5280 daN, który wzrasta do 7970 daN przy włączonym dopalaczu. 17-stopniowa sprężarka zapewnia spręż 13,5. Ma ona regulowane kierownice wlotowe oraz kierownice pierwszych 6 stopni. Komora spalania pierścieniowo-dzbanowa ma 10 rur żarowych. Turbina osiowa jest 3-stopniowa z chłodzonymi kierownicami pierwszego stopnia. Temperatura gazów przed turbiną wynosi 1311 K. Dopalać o klasycznej konstrukcji zakończony jest regulowaną dyszą naddźwiękową typu ejektorowego.

Niektóre silniki jednoprzepływowe po wielu latach eksploatacji i usunięciu wykrytych usterek i niedopracowań wyróżniają się wysokim stopniem niezawodności i trwałości. Np. silników J85 z dopalaczem, stanowiących napęd myśliwskiego samolotu naddźwiękowego F-5, wyprodukowano ponad 13 000 i pracowały one w powietrzu ponad 3 mln godzin. Trwałość międzynaiprawcza wczesnej wersji silnika, GE-4A, wynosi 360 h, natomiast najnowszej, GE-31, już 1200 h.

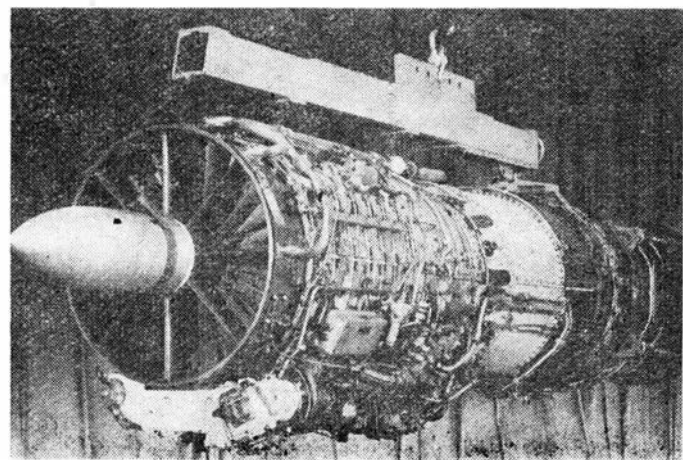


Rys. 2. Po wyposażeniu silnika Atar 8K50 w dopalacz otrzymuje się silnik Atar 9K50. Fot.: SNECMA

Silniki dwuprzepływowe

Stosunkowo nieduża prędkość wypływu gazów z silnika dwuprzepływowego wpływa korzystnie na zużycie paliwa przy poddźwiękowych prędkościach lotu, dzięki mniejszym stratom energii kinetycznej gazów. Ponadto zmniejszenie prędkości wypływu gazów z silnika powoduje obniżenie poziomu hałasu wytwarzanego przez silnik. Niższa temperatura gazów na wyjściu z silnika utrudnia strącenie samolotu pociskiem z głowicą samonaprowadzającą się na promieniowanie podczerwone samolotu z takim silnikiem.

W celu zwiększenia ciągu silnika dwuprzepływowego stosuje się, podobnie jak w silniku jednoprzepływowym, dopalanie paliwa w dopalaczu. Zużycie paliwa w silnikach dwuprzepływowych przy prędkościach poddźwiękowych jest mniejsze niż w silnikach jednoprzepływowych, natomiast



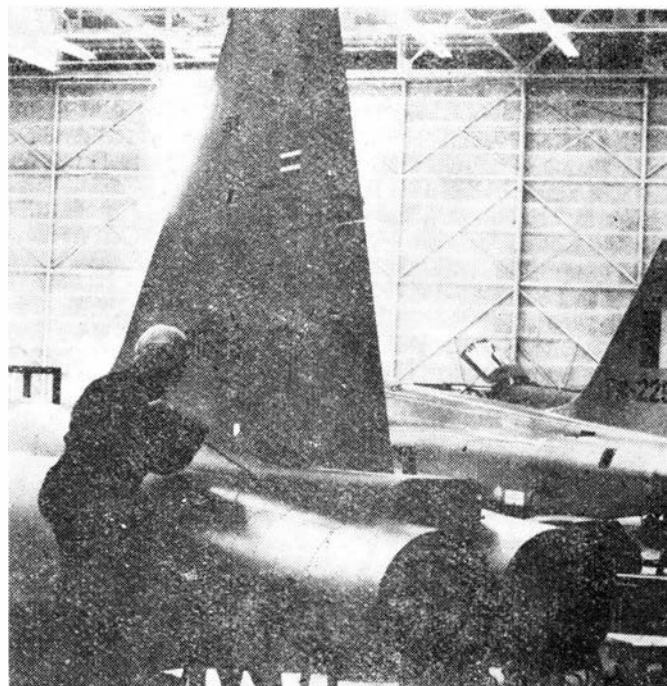
Rys. 1. Silnik turbinowy J79. Fot.: General Electric

¹⁾ Tj. z jednozespołową sprężarką (przyp. redakcji).

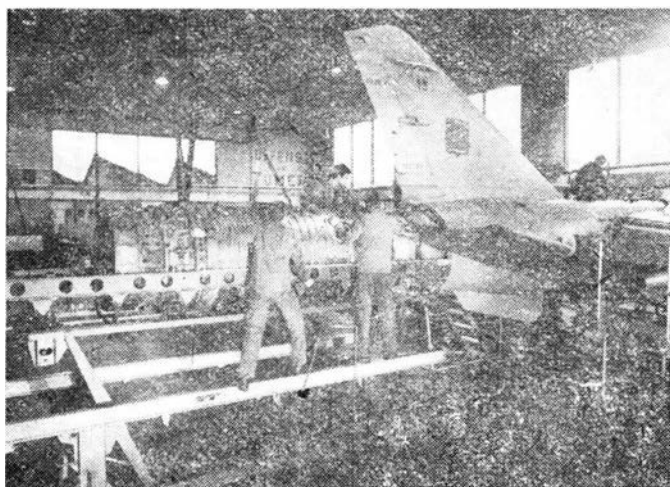
przy prędkościach naddźwiękowych jest ono w obydwu silnikach praktycznie porównywalne. Ta właśnie właściwość silników dwuprzepływowych jest jednym z głównych powodów szerokiego ich zastosowania do napędu samolotów wojskowych i cywilnych, chociaż pod względem konstrukcji są one bardziej skomplikowane.

Najpowszechniej stosowanym obecnie napędem samolotów bojowych jest dwuprzepływowy przeważnie dwuwałowy silnik turbinowy o umiarkowanym stopniu dwuprzepływowości, z dopalaniem. Jako przykład może posłużyć silnik F100 rozwijający ciąg z dopalaniem 11180 daN i stanowiący napęd amerykańskiego myśliwca wielozadaniowego F-15, silnik RB199 o ciągu startowym 6670 daN stosowany w samolocie myśliwskim Tornado albo silnik Adour Mk 804 o ciągu startowym 3560 daN napędzający samolot Jaguar. Każdy z wymienionych samolotów napędzany jest dwoma silnikami.

Silniki dwuprzepływowe stosowane w lotnictwie bojowym mają niskie lub umiarkowane stopnie dwuprzepływowości — od 0,7 do 2,0²⁾. Takie stopnie dwuprzepływowości zapewniają duży ciąg przy naddźwiękowych prędkościach lotu i jednocześnie stosunkowo oszczędne zużycie paliwa przy prędkościach poddźwiękowych. Oczywiście stopień dwuprzepływowości nie jest jedynym parametrem, od którego zależą ciąg i zużycie paliwa. Podstawowy wpływ na charakterystyki silnika ma temperatura gazów przed turbiną, która w najnowocześniejszych silnikach osiąga wartość



Rys. 4. Samolot F-5 napędzany jest dwoma silnikami J85 umieszczonymi w tylnej części kadłuba. Fot.: Northrop



Rys. 3. Montaż silnika SNECMA Atar 9K50 w samolocie myśliwskim Mirage F-1. Fot.: SNECMA

²⁾ Ta ostatnia wartość odnosi się do silników naddźwiękowego bombowca B-1 (przyp. redakcji).

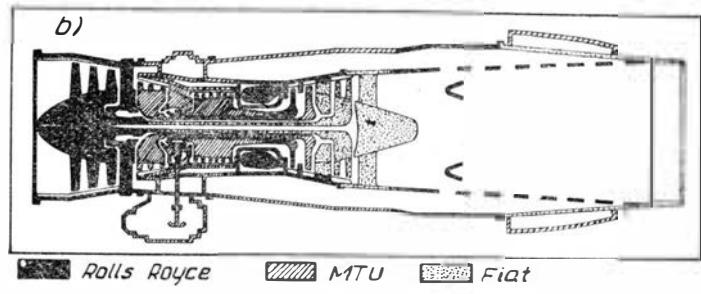
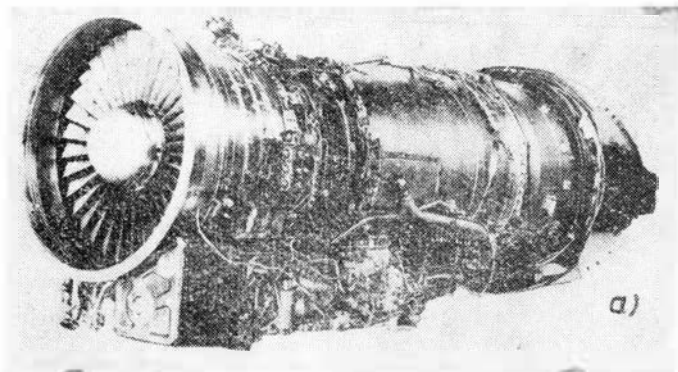
1650 K oraz sumaryczny stopień sprężania przekraczający w niektórych silnikach wartość 30.

Współczesne silniki dwuprzepływowe mają jedno- lub dwuzespołowe sprężarki o dużym sprężu i zmniejszonej liczbie stopni, z regulowanymi kierownicami kilku stopni. Skrócone pierścieniowe komory spalania zapewniają spalanie paliwa z minimalnymi stratami, z bardzo niskim stopniem zadymienia spalin i emisji szkodliwych składników. W wielostopniowych turbinach stosuje się najnowocześniejsze materiały żarowytrzymałe i wysokowydajne metody chłodzenia. Za turbiną znajduje się mieszalnik, w którym następuje wymieszanie gorących gazów z zimnym powietrzem z kanału zewnętrznego i dopiero w wymieszanym strumieniu następuje spalanie dodatkowo wtryskiwanego paliwa w dopalaczu. Temperatura gazów w dopalaczu osiąga bardzo duże wartości, np. w silniku RB199 wynosi ona 1900 K. Regulowana dysza silnika umożliwia wypływ gazów z naddźwiękową prędkością. W zależności od konstrukcji dopalacze umożliwiają uzyskanie przyrostu ciągu od kilku do kilkudziesięciu procent. Np. angielski silnik RB168-25R Spey, stosowany m.in. do napędu samolotów bojo-

TABLICA. Najważniejsze dane niektórych silników odrzutowych służących do napędu samolotów myśliwskich

	GE J79-GE -119	GE J85-21	PW TF30	PW F1000	GE F404	TU RB199	RR Spey	Volvo RM8B	RR-T Adour	Atar 9K-50	SNECMA M53-5	GE F101	SNECMA M88*)
Ciąg startowy bez dopalania, daN	5 250	1 560	5 490	6 670	4 717	3 560	5 580	7 350	2 320	4 920	5 443	7 560	4 785
Ciąg startowy z dopalaniem, daN	8 330	2 200	9 300	11 120	7 120	6 600	9 470	12 750	3 740	7 060	8 826	13 345	7 360
Jednostkowe zużycie paliwa startowe, kg/daNh	0,857	1,02	—	0,693			0,653	0,64	0,755	1,06	0,885		0,78
Jednostkowe zużycie paliwa z dopalaniem, kg/daNh	1,98	2,17	2,50	2,60			2,00	2,52		2,19	2,09		1,89
Liczba stopni wentylatora i sprężarki	17	9	3+13	3+10	3+7	3+9 (3+3+6)	5+12	2+11	2+5	9	3+5	2+9	3+6
Spręż sumaryczny	13,5	8,1	19,8	25	25	23	21	16,5	11	6,15	9,3	25	24
Liczba stopni turbinowych	3	2	1+3	2+2	1+1	1+1+2	2+2	1+3	1+1	2	2	1+2	1+1
Temp. gazów przed turbiną ok.	1 260	1 250	1 533	1 673		1 600	1 400	1 320	1 375	1 270	1 373	1 650	1 673
Chłodzenie łopatek wirnikowych turbiny	—	—	+	+	+	+	+	+	+	—	+	+	+
Masa silnika suchego, kg	1 745	306	1 807	1 370	908	900	1 857	2 350	741	1 582	1 450	1 814	880
Długość silnika, mm	5 301	2 858	5 987	4 855	4 030	3 230	5 204	6 240	2 970	5 944	4 853	4 114	3 800
Średnica silnika, mm	992	533	1 293	1 180	880	870	925	1 397	560	1 020	1 055	1 397	1 005
Stopień dwuprzepływowości	—	—	0,9	0,7	0,34	1	0,7	1	0,8	+	0,1	2	0,5
Natężenie przepływu powietrza, kg/s	77,0	23,8	118		63,5	70	95	145	43	72,0	86	159	

GE — General Electric, PW — Pratt and Whitney, TU — Turbo Union, RR — Rolls-Royce
*) Pierwsze uruchomienie na hamowni 6.1.1984 r.



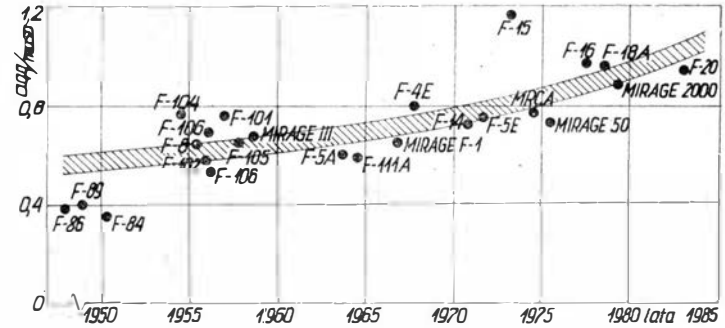
Rys. 5. a) Silnik dwuprzepływowy RB199 wyposażony w dopalacz i odwracacz ciągu. b) udział poszczególnych państw w konstrukcji i produkcji silnika RB199

wych F-4K i F-4M Phantom, A-7D Corsair oraz Buccaneer, wyposażony jest w dopalacz zwiększający ciąg startowy w sposób regulowany od 6 do 70%, a w locie naddźwiękowym o 300%. W silniku RB199 wzrost ciągu jest jeszcze większy. Porównanie pracy silników J79 i Spey, które stanowią napęd różnych wersji samolotów Phantom, przy podwyższonej temperaturze otoczenia wykazało, że istnienie drugiego kanału w silniku Spey zapewnia lepsze charakterystyki startowe samolotu, ponieważ czas pracy silnika dwuprzepływowego w tych warunkach może być o 30% dłuższy niż jednoprzepływowego bez obawy przegrzania go.

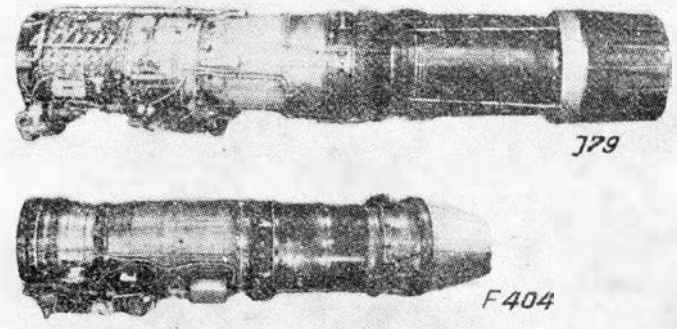
Szwedzka firma Svenska Flugmotor wyposaża amerykański silnik JT8D, stanowiący napęd samolotu Viggen, w dopalacz własnej konstrukcji, który pozwala zwiększać ciąg na starcie o 70%, a w locie o 150%. Ejektorowa dysza naddźwiękowa ma automatycznie regulowany przekrój zależnie od stopnia przyrostu ciągu przy włączeniu dopalacza. Ciekawą osobliwością silnika RM.8 (szwedzkie oznaczenie silnika JT8D) jest to, że wyposażono go w odwracacz ciągu, który włącza się automatycznie w chwili obciążenia podwozia samolotu przy lądowaniu. Przystosowanie cywilnego silnika dwuprzepływowego do napędu naddźwiękowego samolotu bojowego spowodowało odejście od optymalnych parametrów termodynamicznych i pogorszyło charakterystyki silnika w nowym zastosowaniu. Jednakże taki sposób uzyskiwania napędu oszczędza czas i środki na jego opracowanie oraz umożliwia wykorzystanie sprawdzonych konstrukcji znanych firm, co w dużym stopniu rozwiązuje sprawy trwałości i niezawodności silnika. Nieznacznie większa masa silnika oraz większe zużycie paliwa przy włączonym dopalaczu w porównaniu z silnikami specjalnie skonstruowanymi do tego celu nie ma w tym przypadku większego znaczenia.

TF30 był pierwszym amerykańskim dwuprzepływowym silnikiem wyposażonym w dopalacz. W wersji wyjściowej, TF30-P1, rozwijał on ciąg z włączonym dopalaczem 8230 daN. Wieloletnie prace badawczo-rozwojowe umożliwiły podwyższenie jego podstawowych parametrów, dzięki czemu ostatnia modyfikacja silnika, TF30-P-100, rozwija ciąg startowy 11 120 daN. Przyrost ciągu uzyskano zwiększając natę-

żenie przepływu powietrza przez silnik i podwyższając temperaturę gazów przed turbiną do 1533 K. Temperatura gazów w dopalaczu tego silnika wynosi 1950 K. W początkowym okresie eksploatacji zdarzały się różne usterki, związane z niedopracowaniem konstrukcyjnym i technologicznym silnika. W 1976 r. uległy katastrofie dwa naddźwiękowe myśliwce bombardujące F-111. Przyczyną było przepalenie obudowy komory spalania wskutek wadliwego jej zespawania. Tę usterkę usunięto w nowej komorze, którą zamontowano w 2500 użytkowanych silnikach. Na samolocie F-14 najpoważniejsze usterki w tym silniku wystąpiły w wentylatorze. Zdarzały się przypadki urywania łopatek, które przebijały obudowę silnika. Wskutek takiej usterki zdarzyły się cztery katastrofy samolotów F-14.



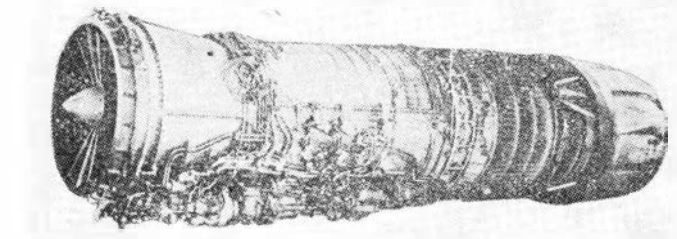
Rys. 8. Kształtowanie się stosunku ciągu zespołu napędowego do masy startowej samolotu w konfiguracji gładkiej w miarę doskonalenia konstrukcji silników i samolotów



Rys. 9. Postęp w dziedzinie silników w ciągu 25 lat. Silnik F404 rozwija ciąg porównywalny z silnikiem J79, ale ma o połowę mniejszą masę, jest o 1/4 krótszy i składa się z mniejszej liczby części

Wymagania dotyczące bezpieczeństwa i wygody eksploatacji oraz trwałości, które postawiono przy konstruowaniu samolotu F-15, spowodowały konieczność uwzględnienia ich również w konstrukcji silnika. Uwzględniono je w silniku F100 w ten sposób, że konstrukcja jego składa się z kilku modułów i w razie usterki wymianie podlega moduł bez potrzeby wymontowywania silnika. W konstrukcji silnika zastosowano szybko działające połączenia mechaniczne i elektryczne, które ułatwiają eksploatację oraz pokładowe wyposażenie diagnostyczne. Wyposażenie to razem z naziemnym zestawem kontrolnym umożliwia eksploatację silnika wg stanu technicznego.

Silniki F100 wykazały dużą usterkowość w eksploatacji. Prowadzone są prace nad dalszym ich udoskonaleniem i zwiększeniem niezawodności. Szczególnie ważnym paramet-



Rys. 6. Amerykański silnik dwuprzepływowy F101DFE. Fot.: General Electric



Rys. 7. Zespół napędowy myśliwca F-18 składa się z dwóch silników F401

rem jest niezawodność. Zwłaszcza jeśli uwzględni się fakt, że silnik ten napędza również samolot F-16, który jest w odróżnieniu od F-15 samolotem jednosilnikowym. Usterki występujące w silniku F100 uwypukliły niebezpieczeństwo związane z zastosowaniem niedopracowanego silnika do napędu kilku typów seryjnie produkowanych samolotów. W określonych warunkach stan taki stawia pod znakiem zapytania gotowość bojową wielu setek samolotów.

Jednym z najnowszych silników dwuprzepływowych przeznaczonych do napędu samolotów myśliwskich jest silnik F404-400 firmy General Electric, skonstruowany głównie z przeznaczeniem do napędu samolotu myśliwskiego F-18 Hornet. Pierwsza próba silnika w locie miała miejsce w maju 1978 r., a pół roku później silnik zamontowano na samolocie F-18.

F404-GE-400 to dwuwałowy silnik dwuprzepływowy o niskim stopniu dwuprzepływowości i ciągu startowym 7120 daN. Wlot powietrza z centralnym stożkiem ma regulowane kierownice wlotowe. Za wlotem znajduje się 3-stopniowy wentylator o natężeniu przepływu powietrza wynoszącym 63,5 kg/s. Sprężarka 7-stopniowa ma spręż całkowity 25 i natężenie przepływu 47,4 kg/s. Komora pierścieniowa jest krótka i ma duże natężenie ciepłe. Turbina wytwornicy jest jednostopniowa z chłodzonymi łopatkami i również jednostopniowa jest turbina wentylatora. Dopalacz zakończony jest dyszą zbieżno-rozbieżną z hydraulicznie regulowanym przekrojem. Układ paliwowo-regulacyjny elektrohydrauliczny. F404 jest pierwszym silnikiem amerykańskim, który przeszedł dodatkowe próby niezawodno-

ściowe przed wprowadzeniem go do eksploatacji. Najpierw poddano go 60-godzinnym próbom przed lotem, podobnie jak inne silniki, oraz 150-godzinnym wojskowym próbom kwalifikacyjnym z pewnymi zmianami w stosunku do dotychczasowej praktyki. Mianowicie 52% czasu silnik pracuje przy maksymalnej temperaturze przed turbiną, co prawie dwukrotnie przekracza dotychczasową normę. Dalej przewiduje się próby na zmęczenie niskocykliczne w czasie 1300 h oraz próby trwałościowe z imitacją różnych warunków lotu, na które przeznaczona jest 2250 h. Najtrudniejsze warunki lotu w czasie takiej próby powtarzane są wielokrotnie. Dodatkowo przeprowadzono przyspieszone próby eksploatacyjne pierwszych silników seryjnych. Przeznaczono na ten cel 2000 h. W celu wykonania tego obszernego programu badań wyprzedzających eksploatację samolotów z tymi silnikami w jednostkach lotniczych wykonano 50 silników F404, spośród których 16 przeznaczono do prób hamownianych, a pozostałe do prób w locie. Celem realizacji tego programu badawczego było także dopracowanie silnika F404 przed wprowadzeniem do normalnej eksploatacji, aby uniknąć przestojów samolotów na lotnisku ze względu na różnego rodzaju usterki oraz wdrożyć do produkcji silnik gwarantujący spełnienie wymagań taktyczno-technicznych. Przewiduje się wyprodukowanie kilku tysięcy tych silników, gdyż samych samolotów F-18 zamówiono 1366. Silniki mają konstrukcję modułową, czyli istnieje możliwość łatwej wymiany poszczególnych zespołów bez konieczności późniejszej pracochłonnej ich regulacji w celu wzajemnego dopasowania.

PROTOTYPY

Dätwyler MD-3 Swiss-Trainer • Szwajcaria •

Dwumiejscowy łokowy samolot szkolny i turystyczny

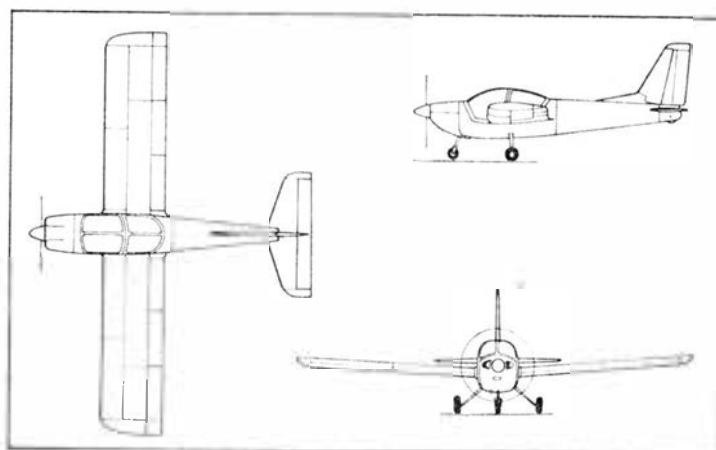
W sierpniu 1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp dwumiejscowego łokowego samolotu szkolno-turystycznego MD-3 szwajcarskiej wytwórni Max Dätwyler. Nowy samolot odznacza się bardzo dużą prostotą konstrukcji, obsługi i napraw oraz wysokim stopniem wymiennalności elementów: duże elementy płata są identyczne dla prawego i lewego skrzydła, statecznik kierunku jest taki sam jak półki statecznika wysokości, podobnie lotki i kłapy, ster kierunku i stery wysokości. Konstrukcja jest metalowa. Kabina z nastawnymi siedzeniami obok siebie jest zaopatrzona w odsuwaną do przodu osłonę; z tyłu kabiny znajduje się 50 kg bagażnik. Stałe podwozie ma owiewki na kołach i hydrauliczne hamulce.

Obecnie latający prototyp jest napędzany silnikiem Lycoming O-320-D2A o mocy startowej 120 kW (160 KM) z drewnianym stałym śmigłem o średnicy 1,82 m. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 140 l. Wersja z tym silnikiem, mająca oznaczenie MD-3-160, jest przystosowana do holowania szybowców i do turystyki. Natomiast do szkolenia będzie używana wersja MD-3-115 z silnikiem o mocy 82 kW (110 KM).

Certyfikacja samolotu jest przeprowadzana według przepisów FAR 23. Przypuszcza się, że prosta konstrukcja samolotu ułatwi sprzedaż licencji krajom słabiej rozwiniętym.

Dane techniczne (wersja MD-3-160)

Rozpiętość	10,00 m
Długość	7,98 m
Wysokość	2,92 m
Powierzchnia nośna	15,00 m ²
Wydłużenie płata	6,67
Masa samolotu pustego	570 kg
Maks. masa do startu i lądowania	900 kg
Masa do akrobacji	750 kg
Maks. prędkość dopuszczalna	313 km/h
Maks. prędkość przelotowa	
na wys. 1525 m	230 km/h
Prędkość ekonomiczna	
na wys. 1525 m	213 km/h



Maks. wznoszenie	7,0 m/s
Maks. wznoszenie z szybowcem na hoku	1,7 m/s
Rozbieg	108 m
Dobieg	130 m
Maks. zasięg bez rezerwy paliwa	1090 km
	w.k.

Samolot turystyczno-służbowy

KONSTRUKCJA. 4÷6-miejscowy jedno-silnikowy całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 63:A415, wznios 6°30', kąt zaklinowania 3° przy kadłubie, skręcenie 2°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, półskorupowa, pokrycia usztywnione przekładkowo. Dźwigar położony w 50% cięciwy. Za dźwigarem, w ok. 30% rozpiętości skrzydła, zaczynają się wnęki podwozia głównego sięgające do nasady lotek. Kłapy szczelino-we zajmują 67% rozpiętości, każda zawieszona na dwóch podporach. Maks. wychylenie klap 30°. Konstrukcja klap metalowa, pokrycia z blachy żłobkowanej. Cięciwa klap nieco przedłużona w stosunku do wynikającej z teoretycznego profilu skrzydła. Lotki typu Friese, wyważone masowo, o konstrukcji analogicznej do konstrukcji klap. Końcówki skrzydeł z tworzywa sztucznego. W nosku lewego skrzydła przy końcówce umieszczone są reflektory do kołowania i lądowania.

Kadłub. Przekrój zbliżony do prostokątnego, owalizowany, kształt starannie opracowany aerodynamicznie (tzw. kadłub nośny). Maks. szerokość kadłuba przypada w ok. 60% cięciwy skrzydła, co pozwoliło na wyeliminowanie owiewek skrzydło-kadłub. Konstrukcja kadłuba półskorupowa metalowa, pokrycia podparte przekładkowo. Wnętrze kabiny z fotelami typu samochodowego, ostatnia para foteli może być łatwo demontowana. Za fotelami znajduje się bagażnik, którego pojemność może być powiększona przez demontaż tylnych foteli. Dostęp do kabiny zapewniają drzwi z obu stron kadłuba nad skrzydłem oraz trzecie drzwiczki za spływem skrzydła z lewej strony. Kabina bogato oszklona. Wsiadanie ułatwiają stopnie z obu stron kadłuba. W przedniej części kadłuba znajduje się wnęka podwozia przedniego. Wnętrze kabiny ogrzewane i przewietrzane.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia pionowego trapezowy ze skosem, poziomego — prostokątne. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, metalowy. Ster kierunku wyważony masowo, jednodźwigarowy metalowy z nastawną klapką wyważającą. Usterzenie poziome płytowe, jednocześnie, metalowe, dwu-



dźwigarowe z wyważoną masowo klapką dociążającą.

Sterowanie. Sterownice w kabine (wolanty i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterami linkowe, napęd klap ręczny lub elektryczny. Klapka dociążająca usterzenia poziomego może być wychylana elektrycznie.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, chowane elektrycznie do wnęki kadłubowej i wnęk skrzydłowych. Podwozie przednie sterowane, chowane ku tyłowi, główne — w kierunku od kadłuba. Golenie podwozia w postaci odkuwek, koła zawieszono wahaczowo na półwidelcach, amortyzatory z krążków gumowych. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe Cleveland. Wymiary ogumienia: przednie — 15×6,00-6, główne — 17,5×6,00-6. Ciśnienie w ogumieniu: przednie — 276 kPa, główne — 220 kPa. Hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Czterocyldrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming IO-360-A1B6 o mocy 147 kW przy obrotach 45 s⁻¹. Śmigło stałych obrotów, dwułopatowe metalowe Hartzell. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o pojemności 227 l, pompa silnikowa, elektropompa awaryjna. Elektryczna — napięcie 12 V, alternator 60 A na silniku, akumulator 12 V/25 Ah. Olejowa — pojemność zbiornika 6 l.

Wyposażenie. Oferowane są różne zestawy wyposażenia w przyrządy pilotażowe i

urządzenia radionawigacyjne. Najbogatszy z oferowanych zestawów obejmuje: wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr, koordynator zakrętu, sztuczny horyzont, ADF, VOR, VOR/ILS, obrotomierz, paliwomierz, przepływomierz, wskaźnik ciśnienia lądowania, zegar, zespół kontroli silnika (termometry, woltamperomierz), radiostację UHF i transponder.

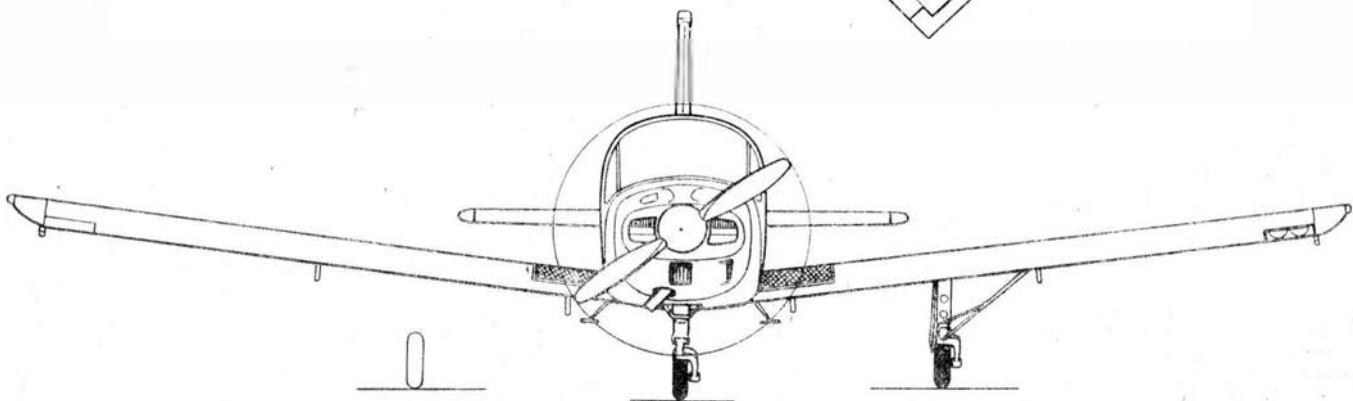
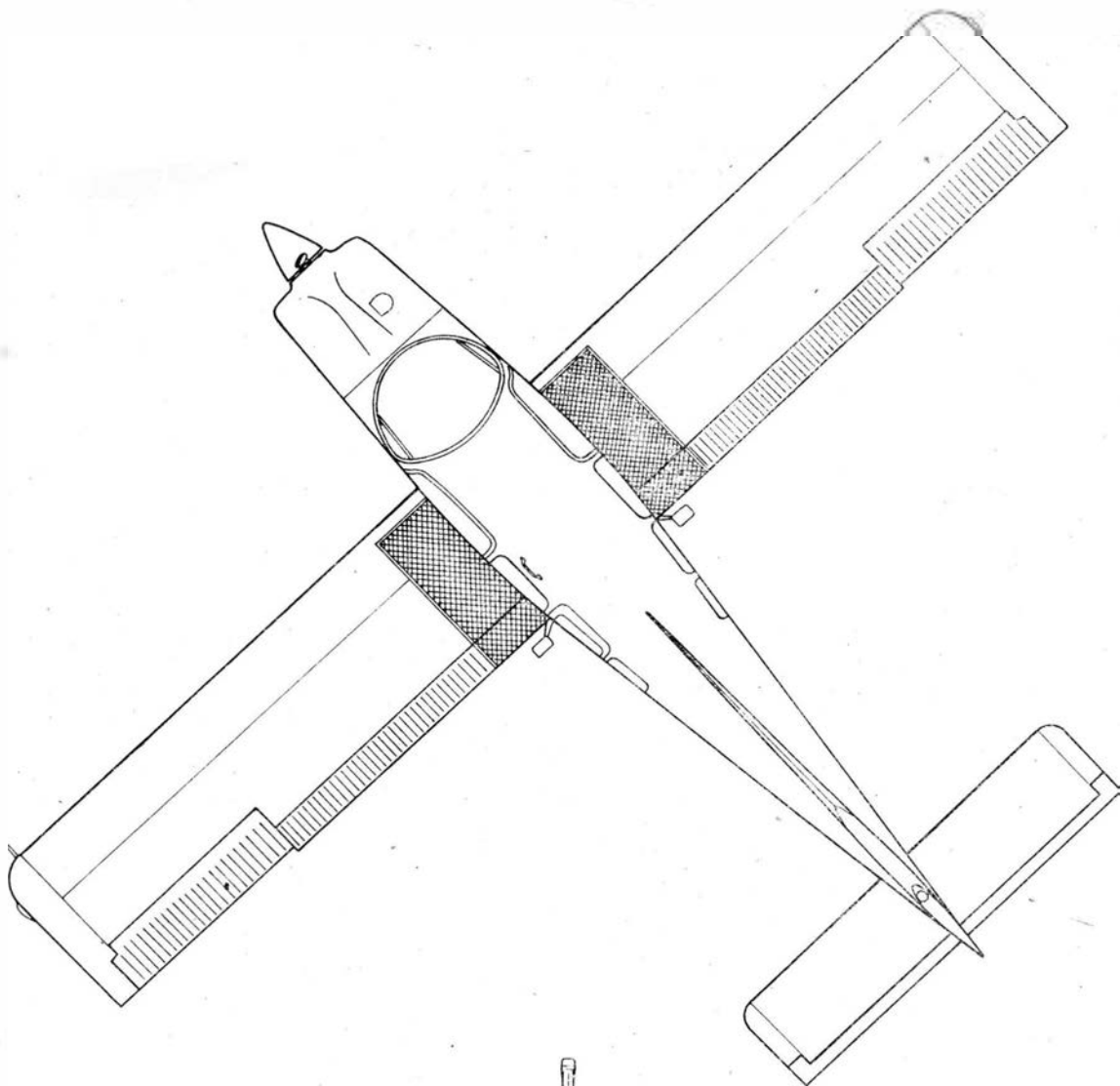
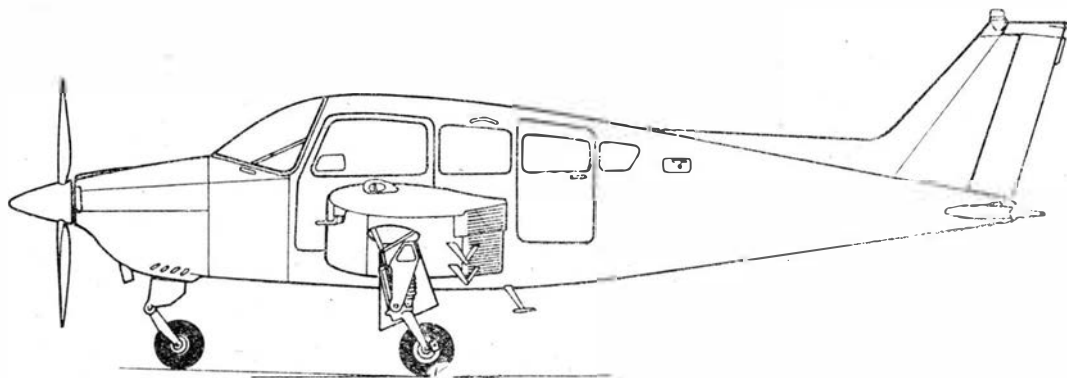
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. 23 października 1961 r. oblatano samolot 2÷4-miejscowy Beechcraft Muskeeter, produkowany przez następne 10 lat w wersjach Custom, Sport, Super (6-miejscowy) i Super R (6-miejscowy z chowanym podwoziem). Na początku lat siedemdziesiątych rozpoczęto opracowanie poważniejszej modyfikacji wszystkich wersji. W 1971 r. ogłoszono rozpoczęcie programu produkcji nowej (a właściwie odnowionej) rodziny samolotów Beechcraft. Dotychczasowy Muskeeter Custom otrzymał nazwę Sundowner, Muskeeter Sport — Sport, a Muskeeter Super R — Sierra. Zmiany i modyfikacje objęły głównie zespół napędowy, wyposażenie oraz wnętrze kabiny; struktura płatowca pozostała praktycznie bez zmian. Samolot Beechcraft A24R Sierra jest oferowany od 1971 r. w trzech wariantach różniących się wyposażeniem: Weekender, Holiday i Professional. Jest on używany nawet do szkolenia początkowego oraz przystosowany do akrobacji. Do połowy 1983 r. wyprodukowano 1140 samolotów Sierra we wszystkich wariantach.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,98 m
Długość	7,84 m
Wysokość	2,51 m
Cięciwa skrzydła	1,34 m
Rozpiętość usterzenia	3,30 m
Baza podwozia	1,83 m
Rozstaw podwozia	3,86 m
Średnica śmigła	1,93 m
Prześwit śmigła	0,34 m
Długość wnętrza kabiny	2,41 m
Powierzchnia skrzydła	13,57 m ²
Powierzchnia lotek	0,93 m ²
Powierzchnia klap	1,74 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,52 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,93 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,43 m ²
Powierzchnia kabiny	2,40 m ²
Objętość wnętrza kabiny	2,92 m ³
Objętość bagażnika	0,55 m ³
Wydłużenie skrzydła	7,5
Masa własna	1350 kg

Masa bagażu maks.	122 kg
Masa startowa maks.	1247 kg
Obciążenie powierzchni	91,9 kg/m ²
Obciążenie mocy	8,5 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	310 km/h
Prędkość maks.	296 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	270 km/h
Prędkość ekonomiczna	240 km/h
Prędkość dopuszczalna brutalnego sterowania	230 km/h
Prędkość lądowania	100 km/h
Wznoszenie	4,5 m/s
Pułap	5000 m
Rozbieg	384 m
Start na 15 m	604 m
Lądowanie z 15 m	500 m
Dobieg	230 m
Zasięg (75% mocy)	1180 km
Zasięg (55% mocy)	1260 km
Zużycie paliwa (przelotowe)	30 l/h
Współczynnik obciążeń konstrukcji	-1,3 ÷ -1,9

H.M.

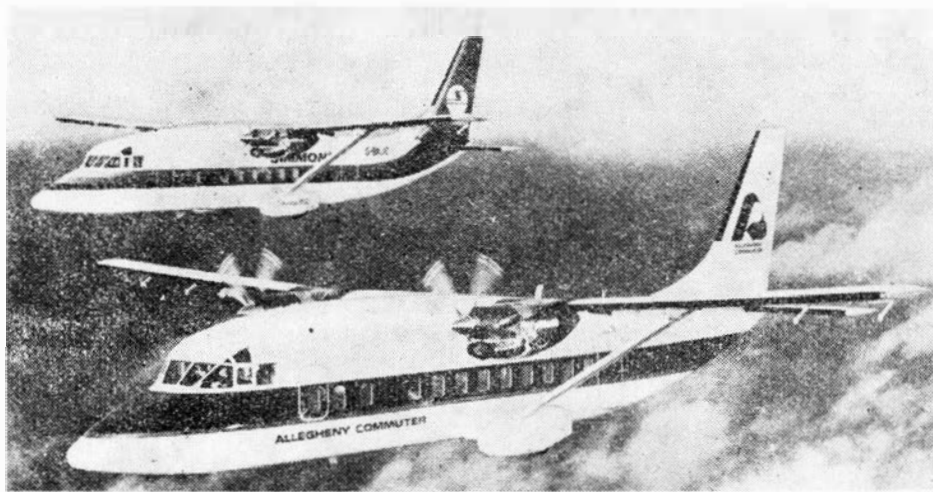


Samolot komunikacji lokalnej i transportowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy turbosmigłowy grzbietopłat z chowanymi podwoziami.

Plat. Obrys prostokątny, przy kadłubie trapezowy. Profil NACA 63A418 (modyfikowany) u nasady, na części prostokątnej NACA 63A411 (modyfikowany). Wznios części zewnętrznych 3° , kąt zaklinowania $2^\circ 30'$. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, dwudźwigarowa, metalowa. Część środkowa o obrysie trapezowym i płynnie zmieniającym się profilu sięga do gondol silnikowych. Części zewnętrzne o obrysie prostokątnym i słabym profilu wsparte są zastrzałami mocowanymi do przedniego dźwigara. Pokrycia części środkowej integralne, frezowane chemicznie. Pokrycia części zewnętrznych usztywnione blachą falistą, usztywnienia klejone do pokryć. Kłapy szczelinowe, czteropolożeniowe (wychylenia 0° , 12° , 20° , 38°). Na każdym skrzydle po trzy segmenty kłap. Lotki szczelinowe metalowe, wyważone masowo i zaopatrzone w kłapki wyważające. Wychylenia lotek: 15° w górę i 30° w dół. Spływowa część skrzydła może być odchylana do góry w celu umożliwienia dostępu do układów sterowania i instalacji. Nosek skrzydła zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Półskorupowej konstrukcji gondole silnikowe umieszczone są pod dolną powierzchnią skrzydła. Zastrzały o przekroju kropłowym są czteropodwojowymi rurami klejonymi z pasów i cecowników. Skrzydło pochodzi z samolotu Shorts SD3-30, jego części zewnętrzne natomiast są adaptacją jeszcze wcześniejszej konstrukcji — zostały przejęte z samolotu Skyvan.

Kadłub. Przekrój prostokątny o zaokrąglonych narożach. Część przednia, mieszcząca bagażnik przedni, luk podwozia przedniego, zespoły instalacji pokładowych i kabinę pilotów, jest konstrukcją półskorupowa. Część środkowa, mieszcząca kabinę pasażerską (ładunkowa) jest konstrukcją skorupowa — pokrycia są usztywnione blachą falistą; analogicznie jak w przypadku skrzydła zastosowano tu klejenie. Do środkowej części kadłuba jest mocowana środkowa część skrzydła oraz poprzeczna belka nosząca podwozie główne. Na grzbiecie środkowej części kadłuba znajdują się zespoły instalacji klimatyzacyjnej (za kabiną załogi) oraz przedni i tylny zbiornik paliwowy. Tylna część kadłuba ma konstrukcję częściowo półskorupowa a częściowo skorupowa (klejone do pokryć usztywnienia z blachy falistej). Kabina pilotów z miejscami obok siebie, obszerna i bogato oszklona. Kabina pasażerska (ładunkowa) dostępna jest przez duże drzwi przednie z lewej strony oraz przez duże drzwi tylnych, rozmieszczone symetrycznie na końcu środkowej części kadłuba. Ponadto na kadłubie znajdują się wejścia awaryjne: w drzwiach przednich oraz naprzeciwko nich po prawej stronie kadłuba, a także w dachu kabiny pilotów. 36 foteli w kabinie pasażerskiej rozmieszczone w 12 szeregach (2+1) o podziałce 0,76 m. Podłoga kabiny jest przystosowana do przewożenia ładunków wytrzymałością naciski do 600 daN/m², znajduje się na niej zastrzały do mocowania ładunku. Przewidywane są także mieszane, pasażersko-transportowe wersje wyposażenia wnętrza. Ładownia przystosowana jest do kontenerów lotniczych



typu D. Tylna część kadłuba mieści toaletę i bagażnik tylny. Wnętrze kabiny jest klimatyzowane i przewietrzane. Większość elementów kadłuba (prócz części tylnej) pochodzi z samolotu Shorts SD3-30.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Usterzenie pionowe skośne o obrysie trapezowym. Na sterze kierunku kłapka wyważająca. Usterzenie poziome o obrysie prostokątnym, na obu segmentach steru wysokości kłapki wyważające. Stery wyważone masowo. Konstrukcja usterzeń metalowa, półskorupowa. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa.

Sterowanie. Lotki i stery wychylane przez układy popychaczowo-dźwigniowe. Kłapy wychylane hydraulicznie za pomocą przekładni. Elementy układów sterowania adaptowane z samolotu Shorts SD3-30.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie chowane ku tyłowi do luku w przedniej części kadłuba, główne — ku tyłowi do gondol umieszczonych na końcach belki noszącej podwozie główne. Podwozie przednie sterowane, z belką pojedynczym zawieszonym wahaczowo na widelcu. Podwozie główne wahaczowe, koła pojedyncze pochodzące z samolotu Fokker Friendship wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Wymiary ogumienia: przednie — 9,00X6, główne — 24X10,75. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Ładownie adaptowane z samolotu SD3-30. Na końcach belki poprzecznej podwozia głównego znajdują się mocowania zastrzałów skrzydeł.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt-Whitney of Canada PT6A-65R o mocy 965 kW każdy. Śmigła pięciopłatkowe, metalowe, o zmiennym skoku. Hartzell. Silniki mocowane na łożach spawanych z rur stalowych. Osłony zespołów napędowych metalowe, odchylane ku dołowi na zawiasach mocowanych do gondol podskrzydłowych.

Instalacje. Paliwowa — dwa zbiorniki na grzbiecie kadłuba, usytuowane przed i za skrzydłem, łączna pojemność 2182 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, służy do napędu kłap, podwozia i hamulców kół. Elektryczna — prąd stały 28 V, zmienny 26 V i trójfazowy 115 V/400 Hz, dwa prądorozruszniki 28 V, dwa akumulatory niklowo-kadmowe 23 Ah. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie parametry powietrza w kabinie. Przeciwbłodzeniowa — typu cieczonego. Wszystkie instalacje zunifikowane z samolotem SD3-30.

Wyposażenie. Zdwojony zestaw przyrządów pilotażowych, dwie radiostacje UHF, dwa zestawy ILS, dwa wskaźniki RMI, ADF, DME, transponder, rejestrator parametrów lotu, magnetofon. Możliwość zainstalowania radaru i radiostacji krótkofalowej.

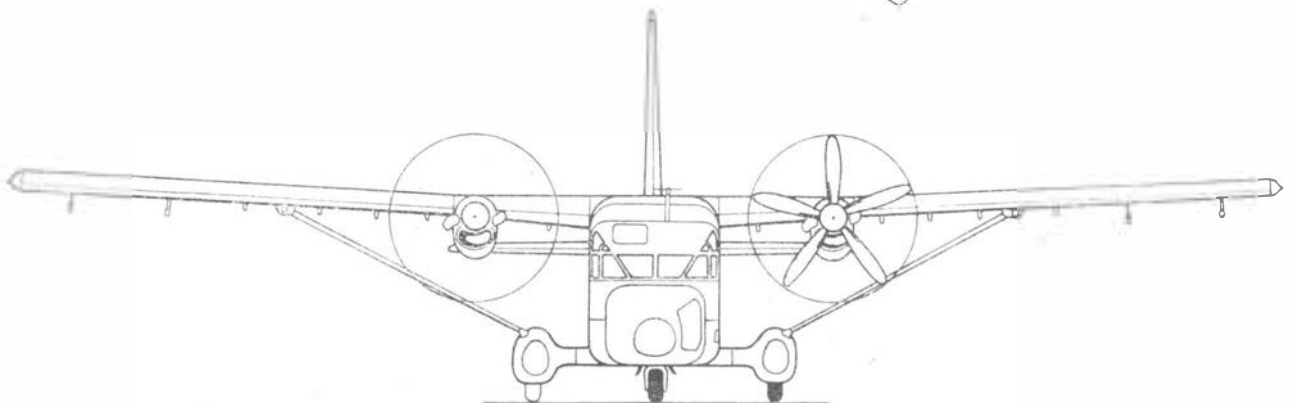
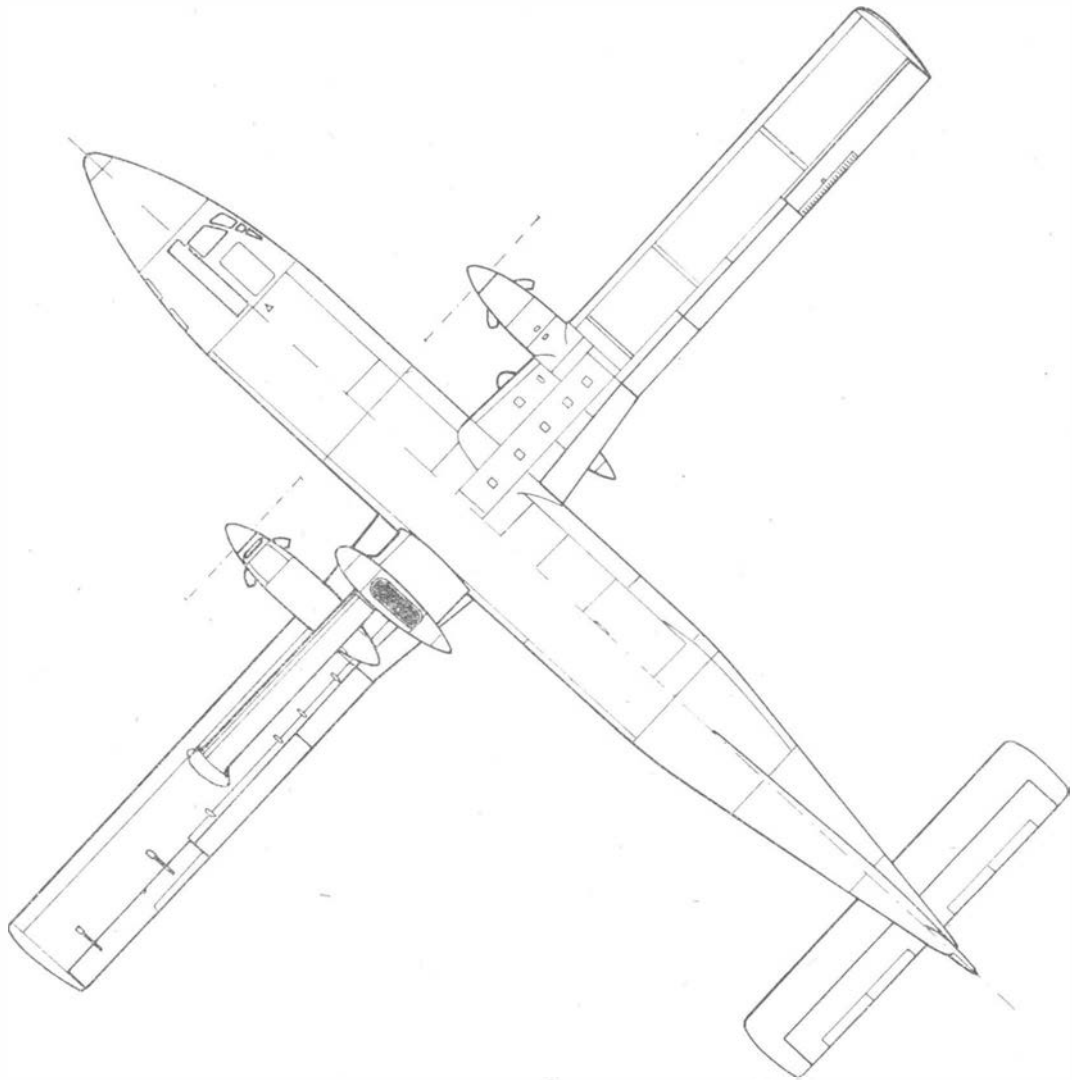
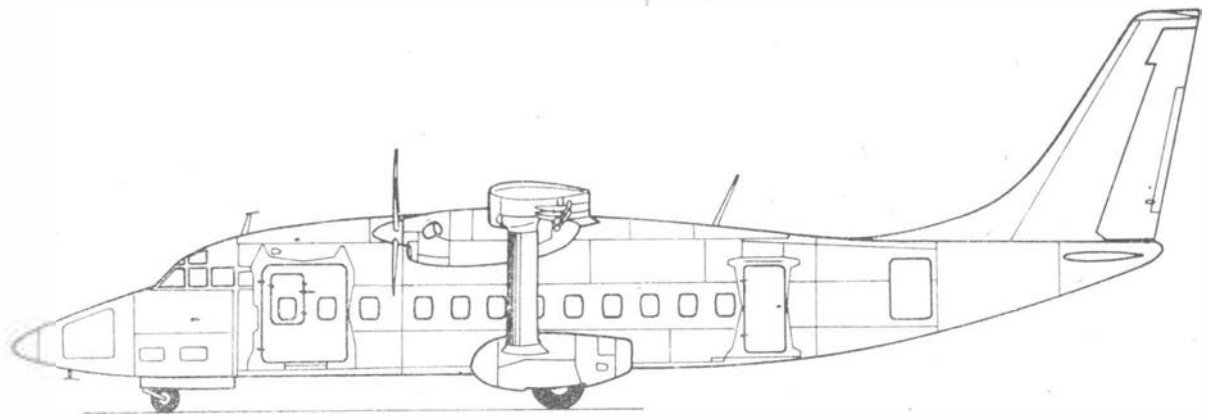
ROZWOJ KONSTRUKCJI. Samolot Shorts 360 wywodzi się z opracowanego w pierwszej połowie lat sześćdziesiątych samolotu Skyvan i jego pochodnych (Skyliner i in.). Shorts 360 jest rozwinięciem samolotu SD3-30 opracowanego 10 lat po Skyvanie z wykorzystaniem wszelkich doświadczeń. Od SD3-30 różni się usterzeniem i kształtem tylnej części kadłuba, a także powiększeniem pojemności wnętrza kadłuba dzięki jego przedłużeniu. Modyfikacje te miały na celu poprawienie ekonomiki samolotu, w ich wyniku uzyskano zwiększenie liczby miejsc pasażerskich o sześć przy równoczesnym zmniejszeniu oporów aerodynamicznych o ok. 10%. Zmieniono także silniki na mocniejsze. Zrezygnowano z tylnej rampy ładunkowej w wersjach transportowych, gdyż doświadczenia z eksploatacji samolotu SD3-30 wykazały, że wystarczające są drzwi boczne. Samolot Shorts 360 oblatano 1 lipca 1981 r. W 1981 r. samolot proponowano za cenę ok. 3,5 mln dol. Pierwsze zamówienia na Shorts 360 złożyły amerykańskie linie lotnicze Suburban Airlines.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	22,76 m
Długość	21,19 m
Wysokość	6,88 m
Cieciwa skrzydła (w rejonie obrysu prostokątnego)	1,85 m
Baza podwozia	7,06 m
Rozstaw podwozia	4,24 m
Rozpiętość usterzenia	7,12 m
Średnica śmigieł	2,82 m
Długość ładowni	11,02 m
Szerokość ładowni	1,93 m
Wysokość ładowni	1,93 m
Powierzchnia skrzydła	42,1 m ²
Powierzchnia kłap	7,74 m ²
Powierzchnia lotek	2,55 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	7,52 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	9,66 m ²

Wydłużenie skrzydła	12,3
Wydłużenie usterzenia	5,2
Masa własna	7480 kg
Masa startowa maks.	11 657 kg
Masa do lądowania maks.	11 521 kg
Masa płatna	3184 kg
Masa bagażu	635 kg
Masa paliwa	1741 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	276,9 kg/m ²
Obciążenie mocy	5,0 kg/kW
Prędkość przelotowa	391 km/h
Zasięg maks.	1055 km
Zasięg z maks. ładunkiem i rezerwą paliwa na 45 min lotu	325 km
Wzrost	1300 m
Dobieg	1300 m

H.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI
I ZWROTY LOTNICZE (VIII)

- 1 — podłączać do...
- 2 — blokować (podwozie) w położeniu schowanym
- 3 — blokować się na zamkach (o podwoziu), „stawać na zamki”
- 4 — dokonywać wpisu w dzienniku pokładowym; wypełniać formularz lub książkę samolotu
- 5 — „nalatywać” (godziny lotu, kilometry)
- 6 — patrolować
- 7 — wykonywać pętlę
- 8 — pozostawać w obwodzie sterującym
- 9 — (pot.) tankować ciekłym tlenem
- 10 — osłagać liczbę Macha 2
- 11 — lecieć z liczbą Macha = 2
- 12 — obrabiać mechanicznie; o. skrawaniem
- 13 — utrzymywać, podtrzymywać (stan lotu); zachowywać; obsługiwać, wykonywać obsługę techniczną
- 14 — wykonywać zakręt o 180°
- 15 — manewrować, wykonywać manewr
- 16 — przerwać manewr
- 17 — wychodzić z manewru; wyprowadzać z m.
- 18 — (pot.) wprowadzać w manewr
- 19 — uzgadniać (się); pasować
- 20 — dopasowywać; uzgadniać; łączyć; sprzęgać
- 21 — wykonywać pomiary
- 22 — zapamiętywać; przechowywać (informację) w zespole pamięci
- 23 — dozować, dokładnie regulować przepływ
- 24 — (pot.) włączyć mikrofon
- 25 — zaginać bez wieści (o samolocie); przepuścić, przegapić; przelecieć mimo; ominąć, uniknąć zderzenia
- 26 — przerywać lot; p. wykonanie zadania
- 27 — wyważyć nieprawidłowo
- 28 — przechodzić modyfikację, podlegać modyfikacji
- 29 — kontrolować; naprowadzać samolot wg radaru
- 30 — kotwiczyć (samolot); cumować (wodnosamolot)
- 31 — napędzać
- 32 — zamocowywać; zabudowywać (np. na samolot); montować (z części)
- 33 — lecieć ze ślizgiem
- 34 — prowadzić nawigację; pilotować
- 35 — pilotować wizualnie, p. w warunkach widzialności
- 36 — ustawić (sterownice) w położeniu neutralnym
- 37 — opuszczać nos (samolotu)
- 38 — kapotować
- 39 — podnosić nos samolotu, zadzierać
- 40 — ustawić samolot wzdłuż osi drogi startowej
- 41 — znajdować się w położeniu z podniesionym nosem samolotu
- 42 — z. się w p. z opuszczonym nosem s.
- 43 — opuszczać nos s. (poniżej poziomu)
- 44 — zadzierać, podnosić nos s.
- 45 — podnosić n. s. przy rozbiegu
- 46 — wyciągać samolot na nurkowanie („ciążyć na głowę”)
- 47 — w. s. na zadzieranie („ciążyć na ogon”)
- 48 — przechodzić w strome nurkowanie
- 49 — utrzymywać przednie koło uniesione nad drogą startową
- 50 — zauważyć
- 51 — nie zauważyć
- 52 — wyładowywać; odłączać; zlewać (paliwo); opróżniać (zbiorniki)

- 53 — smarować
- 54 — obciążać; załadowywać
- 55 — otwierać (się); rozłączać, wyłączać
- 56 — zwiększać moc (lub ciąg), dawać gaz
- 57 — poruszać się po orbicie; wykonywać lot po kręgu; krążyć; wprowadzać na orbitę; patrolować; lecieć po trasie oczekiwania (na kolejność lądowania)
- 58 — (dodatkowo) wyposażać
- 59 — wyciekać
- 60 — mieć przewagę na wznoszeniu
- 61 — m. p. w walce powietrznej
- 62 — m. p. pod względem własności lotnych
- 63 — m. p. pod względem zwrotności
- 64 — przewyższać, mieć przewagę
- 65 — m. przewagę na zakrętach
- 66 — nadmiernie przechylać
- 67 — przebijać chmury, wychodzić pod c.
- 68 — wchodzić w c. (z dołu)
- 69 — wychodzić z c. w dół
- 70 — nadmiernie wychylać ster
- 71 — wyrównywać (przy lądowaniu) za wysoko
- 72 — przelewać się, wylewać się (przy przepełnieniu)
- 73 — przelatywać ponad...
- 74 — pokrywać (lakierem, farbą)
- 75 — przeciągać
- 76 — pokonać ręcznie, przesterować (pilota automatycznego)
- 77 — przelać (silnik) pompką zastrzykową
- 78 — nadmiernie zadzierać przy rozbiegu
- 79 — wykołować poza koniec drogi startowej
- 80 — przejść na II krąg; lądować z „przelotem” (za daleko); przekroczyć położenie równowagi
- 81 — pracować z przekroczeniem dopuszczalnych obrotów
- 82 — podlegać nadmiernym naprężeniom (o konstrukcji)
- 83 — (pot.) przekroczyć dopuszczalną temperaturę
- 84 — p. maksymalny moment obrotowy silnika; nadmiernie dokręcić
- 85 — przewracać (się); kapotować
- 86 — przeciągać; przekroczyć dopuszczalny ciężar
- 87 — sterować zdalnie; naprowadzać bezpilota statek powietrzny
- 88 — układać ładunek na palecie
- 89 — lądować z przepadaniem
- 90 — skakać ze spadochronem; zrzucić ładunek ze s.; przepadać
- 91 — opuszczać samolot ze s.
- 92 — opadać na spadochronie
- 93 — otworzyć spadochron
- 94 — zwalniać s., odciążyć s.
- 95 — parkować; zakolowywać na miejsce postoju
- 96 — przelatywać na dużej wysokości
- 97 — p. na małej w.
- 98 — włączać się w krąg nadlotniskowy
- 99 — wchodzić w krąg oczekiwania (przed lądowaniem)
- 100 — wykonywać krąg czterozakretowy
- 101 — zniżyć się w kierunku do punktu radionawigacyjnego
- 102 — z. się w k. od p. r.
- 103 — synchronizować w fazie
- 104 — przejmować (sprzęt) na uzbrojenie
- 105 — znajdować się w fazie; być zsynchronizowanym (o drganiach)
- 106 — ratować, brać na pokład; odbierać kamerą TV; przyjmować sygnały radiowe lub radarowe; wykrywać (cel)

K.D.

ENGLISH AVIATION VERBS
AND PHRASES (VIII)

- 1 — lock to...
- 2 — l. up
- 3 — go into lock
- 4 — log
- 5 — l. (up)
- 6 — loiter
- 7 — (loop the) loop
- 8 — stay in the l.
- 9 — lox
- 10 — hit Mach 2
- 11 — make Mach 2
- 12 — machine
- 13 — maintain
- 14 — make a 180
- 15 — (fly the) maneuver
- 16 — break off the m.
- 17 — leave the m.
- 18 — kick into m.
- 19 — match
- 20 — mate
- 21 — take the measurements
- 22 — memorize
- 23 — meter
- 24 — key the mike
- 25 — miss
- 26 — abort the mission
- 27 — mistrim
- 28 — undergo the modification
- 29 — monitor
- 30 — moor
- 31 — motor
- 32 — mount
- 33 — move crab-wise
- 34 — navigate
- 35 — n. VFR
- 36 — neutralize
- 37 — nose down
- 38 — n. over
- 39 — n. up
- 40 — align the nose of aircraft with the runway
- 41 — be n. high
- 42 — be n. low
- 43 — depress the n.
- 44 — pull the n. up; raise the n.
- 45 — rotate the n.
- 46 — trim the n. downward
- 47 — t. the n. upward
- 48 — n. dip
- 49 — hold the nose wheel off
- 50 — notice
- 51 — fail to n.
- 52 — off-load
- 53 — oil
- 54 — onload
- 55 — open
- 56 — o. up
- 57 — orbit
- 58 — outfit
- 59 — outflow
- 60 — outclimb
- 61 — outflight
- 62 — outfly
- 63 — outmaneuver
- 64 — outrange
- 65 — outturn
- 66 — overbank
- 67 — break out of the overcast
- 68 — enter o.
- 69 — pass below the o.
- 70 — overcontrol
- 71 — overflare
- 72 — overflow
- 73 — overfly, overhead
- 74 — overlay
- 75 — overload
- 76 — overpower, override
- 77 — overprime
- 78 — overrotate
- 79 — overrun
- 80 — overshoot
- 81 — overspeed
- 82 — overstress
- 83 — overtemp
- 84 — overtorque
- 85 — overturn
- 86 — overweight
- 87 — pace
- 88 — palletize
- 89 — pancake
- 90 — parachute
- 91 — abandon by p.
- 92 — descend by p., lower by p.
- 93 — develop a p.
- 94 — release the p.
- 95 — park
- 96 — pass high
- 97 — p. low
- 98 — enter the pattern
- 99 — e. the holding p.
- 100 — make a rectangular p.
- 101 — penetrate inbound
- 102 — p. outbound
- 103 — phase
- 104 — p. into the inventory
- 105 — be in p.
- 106 — pick up

Oznaczenia materiałów, metody pomiarów twardości, relacje między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami określonymi różnymi metodami wg PN oraz Aircraft Inspection and Repair 1972 Department of Transportation FAA (II)

5. Ładanie twardości materiałów

Próbka w zależności od zastosowanej metody pomiaru może wykazywać różne wartości twardości.

Badanie twardości pozwala określić rozsądny przedział wartości zawierający wytrzymałość stali na rozciąganie, Wnioskowanie o wytrzymałości na rozciąganie na podstawie poziomu twardości podlega indywidualnym ograniczeniom w przypadku szczególnie miękkich i szczególnie twardych materiałów; im wyższa wytrzymałość na rozciąganie, tym większa twardość.

W celu wyeliminowania zniekształceń w badaniach twardości, należy sprawdzić grubość próbki i odległość miejsca pomiaru od krawędzi. Niejednorodność powierzchni (korozja, wżery, odwęglenia) powinna być usunięta do wystarczającej głębokości. Podczas oczyszczania powierzchni metalu należy zapobiec zgniotowi powodującemu utwardzenie. Określając twardość, należy dokonać kilku pomiarów i obliczyć wynik średni. Twardościomierz stosowany do prób powinien być zalegalizowany zgodnie z obowiązującymi przepisami. Co pewien czas należy sprawdzać dokładność wskazań za pomocą zalegalizowanych wzorców twardości.

5.1. Pomiar twardości metodą Brinella (wg PN)

Pomiar twardości sposobem Brinella przy użyciu kulki stalowej stosowany jest do twardości 450 HB. Przy użyciu kulki z węglików spiekanych można badać metale o twardości 600 HB. Stosowane są kulki o średnicy D : 10, 5, 2, 1 mm. Zaleca się stosowanie kulki o średnicy 10 mm, a jeśli grubość badanej próbki na to nie pozwala, należy sto-

TABLICA 8. Zalecane wartości współczynnika K w zależności od badanego materiału i jego twardości

Zalecana twardość K	Twardość w jednostkach Brinella	Materiał badany
30	96 ± 600	stal niezależnie od twardości oraz żeliwo o twardości powyżej 110 HB, a także stopy miedzi i niklu i innych metali o twardości powyżej 190 HB
10	32 ± 200	żeliwo o twardości powyżej 140 HB, miedź, nikiel oraz ich stopy o twardości 32 ± 200 HB, a także stopy aluminium o twardości 80 HB
5	16 ± 100	miedź i jej stopy o twardości poniżej 40 HB, aluminium i jego stopy o twardości 35 ± 80 HB, stopy żelazkowe o twardości 20 HB, magnez, cynk i ich stopy
2,5	8 ± 50	aluminium i jego stopy o twardości poniżej 35 HB, stopy żelazkowe o twardości poniżej 20 HB
1	4 ± 25	cyna, ołów, stopy żelazkowe oraz inne metale i ich stopy o twardości poniżej 20 HB

TABLICA 9. Wielkość obciążeń wg Rockwella dla skal A, B, C, F

Rodzaj obciążenia	Wielkość obciążeń wg Rockwella, skala		
	C	A, F	B
Obciążenie wstępne F_0	98	98	98
Obciążenie główne F_1 (N)	1373	490	821
Obciążenie całkowite F	1471	588	919

TABLICA 10. Pierwsze dwie cyfry oznaczeń stali węglowych i stopowych wg Aircraft Inspection and Repair 1972. Department of Transportation FAA

Rodzaj stali	Oznaczenie cyfrowe
Stale węglowe	1xxx
Zwykłe stale węglowe	10xx
Stale automatowe	11xx
Stale manganowe (zawartość manganu 1,8 ÷ 1,9%)	13xx
Stale niklowe	2xxx
— 3,5% niklu	23xx
— 5,0% niklu	25xx
Stale chromowo-niklowe	3xxx
— 9,7% niklu, 0,07% chromu	30xx
— 1,25% niklu, 0,60% chromu	31xx
— 1,75% niklu, 1,00% chromu	32xx
— 3,50% niklu, 1,5% chromu	33xx
Stale odporne na temperaturę i korozję	30xxx
Stale molibdenowe	40xx
Stale chromowo-molibdenowe	41xx
Stale chromowo-niklowo-molibdenowe	43xx
Stale niklowo-molibdenowe	
— 1,75% niklu, 0,25% molibdenu	46xx
— 3,50% niklu, 1,50% chromu	48xx
Stale chromowe	5xxx
Stale niskochromowe	51xx
Stale średniochromowe	52xxx
Stale odporne na temperaturę i korozję	51xxx
Stale chromowo-wanadowe	6xxx
— 1,00% chromu	61xx
Stale oszczędnościowe (National Emergency Steels)	8xxx
Stale manganowo-krzemowe	9xxx
— 2,00% krzemu	92xx

sować kulkę o średnicy największej dopuszczalnej. Grubość próbki powinna być co najmniej 10 razy większa niż głębokość odcisku.

Wielkość siły obciążającej można wyznaczyć ze wzoru:

$$F = 9,803 \cdot K \cdot D^2$$

gdzie: F mierzy się w N, a D w mm.

W tabl. 8 podane są zalecane wartości współczynnika K w zależności od badanego materiału i jego twardości.

Kulka powinna być obciążana równomiernie do żądanej siły w ciągu ok. 10 s. Czas działania całkowitej siły obciążającej powinien wynosić: dla stali i żelaza 10 ÷ 15 s, dla innych materiałów o twardości równej lub większej 32 HB — 30 s, a o twardości poniżej 32 HB — 60 s.

5.2. Pomiar twardości metodą Vickersa (wg PN)

Określanie twardości metodą Brinella powyżej 400 HB powoduje spłaszczenie kulki pomiarowej.

Konstrukcja twardościomierza powinna zapewniać uzyskanie wartości sił obciążających z następującego szeregu: 9,8; 19,6; 24,5; 29,4; 49; 96; 294; 490; 980 N.

Piramida powinna być obciążana równomiernie do żądanej całkowitej siły obciążającej w ciągu ok. 15 s.

Czas działania całkowitej siły obciążającej powinien wynosić 10 ÷ 15 s. Dopuszcza się dłuższy czas działania siły całkowitej określony w normach przedmiotowych.

Grubość próbki powinna wynosić 1,5 d (d — długość przekątnej odcisku). Dla wyrobów stalowych dopuszcza się grubość próbki 1,2 d . Odległość między środkami odcisku a krawędzią próbki lub krawędzią sąsiedniego odcisku nie powinna być mniejsza od 2,5 d . Symbol jednostki twardości Vickersa (HV) uzupełnia się liczbami oznaczającymi: wielkość obciążenia (kG) i czas działania obciążenia (s) w przypadkach, gdy obciążenie jest inne niż 30 kG i czas działania całkowitego obciążenia jest inny niż 10 ÷ 15 s.

TABLICA II. Zależności między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami wg Aircraft Inspection and Repair 1972. Department of Transportation FAA

Twardość Rockwella ²⁾	Twardość Vickersa	Twardość Brinella 10/3000			Twardość Rockwella ³⁾			Powierzchniowa twardość Rockwella: stożek diamentowy			Twardość mierzona skleroskopem Shore'a	Wytrzymałość na rozciąganie ³⁾ (wartości przybliżone), MPa
		kulka standardowa	kulka Hultgren	kulka z węglika wolframu	skala A, obciążenie 60 kG stożek diamentowy	skala B, obciążenie 100 kG kulka φ 1/16"	skala D, obciążenie 100 kG stożek diamentowy	obciążenie 15 kG; skala 15N	obciążenie 30 kG; skala 30N	obciążenie 45 kG; skala 45N		
68x	940x				85,6x		76,9x	93,2x	31,1x	75,1x	97	
67x	900x				85,0x		76,1x	92,9x	30,6x	74,2x	95	
66x	865x				84,5x		75,4x	92,5x	30,2x	73,3x	92	
65x	832x				83,9x	73,9x	74,5x	92,2x	30,1x	72,0x	91	
64x	800x				83,4x	72,2x	73,8x	91,8x	30,1x	71,0x	88	
63x	772x				82,5x	70,5x	73,0x	91,4x	30,1x	69,9x	87	
62x	746x				82,3x	68,8x	72,2x	91,1x	30,3x	68,8x	85	
61x	720x				81,8x	67,0x	71,5x	90,7x	30,1x	67,7x	83	
60x	697x		613x		81,2x	65,4x	70,7x	90,2x	30,2x	66,6x	81	
59x	674x		599x		80,7x	63,4x	69,9x	89,8x	30,1x	65,5x	80	2217,7
58x	653x		587x		80,1x	61,5x	69,2x	89,3x	30,2x	64,3x	78	2171,8
57x	633x		573x		79,6x	59,5x	68,5x	88,9x	30,2x	63,2x	76	2102,9
56x	613x		561x		79,0x	57,7x	67,7x	88,3x	30,2x	62,0x	75	2033,9
55x	595x		546x		78,5x	56,0x	66,9x	87,9x	30,2x	60,9x	74	1978,8
54x	577x		534x		78,0x	54,3x	66,1x	87,4x	30,2x	59,8x	73	1916,7
53x	560x		519x		77,4x	52,5x	65,4x	86,9x	30,2x	58,6x	71	1854,7
52x	544x	500x	508x		76,8x	51,2x	64,6x	86,4x	30,2x	57,4x	69	1806,4
51x	528x	487x	494x		76,3x	49,6x	63,8x	85,9x	30,2x	56,1x	68	1744,4
50x	513x	475x	481x		75,9x	48,1x	63,1x	85,5x	30,2x	55,0x	67	1689,2
49x	498x	461x	469x		75,2x	46,9x	62,4x	85,0x	30,2x	53,8x	66	1638,8
48x	484x	451x	455x		74,7x	45,5x	61,8x	84,5x	30,2x	52,5x	64	1599,6
47x	471x	442x	443x		74,1x	44,3x	61,1x	84,0x	30,2x	51,1x	63	1551,3
46x	458x	432x	432x		73,6x	43,2x	60,6x	83,5x	30,2x	50,3x	62	1509,9
45x	446x	421x	421x		73,1x	42,1x	59,2x	83,0x	30,2x	49,0x	60	1461,7
44x	434x	409x	409x		72,5x	40,9x	58,5x	82,6x	30,2x	47,8x	58	1420,3
43x	423x	400x	400x		72,0x	40,0x	57,7x	82,0x	30,2x	46,7x	57	1385,8
42x	412x	390x	390x		71,5x	39,0x	56,9x	81,5x	30,2x	45,5x	56	1351,4
41x	402x	381x	381x		70,0x	38,1x	56,2x	80,9x	30,2x	44,3x	55	1316,9
40x	392x	371x	371x		70,2x	37,1x	55,4x	80,1x	30,2x	43,1x	54	1282,4
39x	382x	362x	362x		69,9x	36,2x	54,6x	79,9x	30,2x	41,9x	52	1247,9
38x	372x	353x	353x		69,4x	35,3x	53,8x	79,4x	30,2x	40,8x	51	1213,5
37x	363x	344x	344x		68,9x	34,4x	53,1x	78,8x	30,2x	39,6x	50	1185,9
36x	354x	336x	336x		68,4x	33,6x	52,3x	78,3x	30,2x	38,4x	49	1158,3
35x	345x	327x	327x		67,9x	32,7x	51,5x	77,7x	30,2x	37,2x	48	1123,8
34x	336x	319x	319x		67,4x	31,9x	50,8x	77,2x	30,2x	36,1x	47	1096,3
33x	327x	311x	311x		66,8x	31,1x	50,0x	76,6x	30,2x	34,9x	46	1061,8
32x	318x	301x	301x		66,3x	30,1x	49,2x	76,1x	30,2x	33,7x	44	1031,2
31x	310x	294x	294x		65,8x	29,4x	48,4x	75,6x	30,2x	32,5x	43	1006,6
30x	302x	286x	286x		65,3x	28,6x	47,7x	75,0x	30,2x	31,3x	42	979,1
29x	294x	279x	279x		64,7x	27,9x	47,0x	74,5x	30,2x	30,1x	41	951,5
28x	286x	271x	271x		64,3x	27,1x	46,1x	73,9x	30,2x	28,9x	41	923,9
27x	279x	261x	261x		63,8x	26,4x	45,2x	73,3x	30,2x	27,8x	40	903,2
26x	272x	258x	258x		63,3x	25,8x	44,6x	72,8x	30,2x	26,7x	38	875,6
25x	266x	253x	253x		62,8x	25,3x	43,8x	72,2x	30,2x	25,5x	38	851,9
24x	260x	247x	247x		62,4x	24,7x	43,1x	71,6x	30,2x	24,3x	37	834,2
23x	254x	243x	243x		62,0x	24,3x	42,1x	71,0x	30,2x	23,1x	36	813,6
22x	248x	237x	237x		61,5x	23,7x	41,6x	70,5x	30,2x	22,0x	35	792,9
21x	243x	231x	231x		61,0x	23,1x	40,9x	69,9x	30,2x	20,7x	35	779,1
20x	238x	226x	226x		60,5x	22,6x	40,1x	69,4x	30,2x	19,6x	34	758,4
(18)	230	219	219			21,9	96,7				33	730,8
(16)	222	212	212			21,2	95,5				32	703,3
(14)	213	203	203			20,3	93,9				31	675,7
(12)	204	194	194			19,4	92,3				29	648,1
(10)	196	187	187			18,7	90,7				28	620,5
(8)	188	179	179			17,9	89,5				27	599,8
(6)	180	171	171			17,1	87,1				26	579,2
(4)	173	165	165			16,5	85,5				25	551,6
(2)	166	158	158			15,8	83,5				24	530,9
(0)	160	152	152			15,2	81,7				24	517,1

1) Wartości oznaczone literą x odpowiadają wartościom zgodnym z SAE-ASM-ASTM (Committee on Hardness Conversion) wydrukowanymi w ASTM E 48 tabl. 2.

2) Wartości w nawiasach są poza normalnym zakresem i są podane tylko dla informacji.

3) W odniesieniu do stali o nietypowym składzie, uzyskanych w wyniku niestandardowych procesów technologicznych, relacje twardość—wytrzymałość na rozciąganie mogą odbiegać od wartości zawartych w tablicy. Powyższe twardości 48 HRC, odejłyki wzrastają ze wzrostem twardości i dlatego tablicza nie powinna być stosowana powyżej 48 HRC z wyjątkiem przypadku, gdy dokładniejsze dane są niedostępne.

Ponieważ niewielki odcisk piramidy mniej uszkadza przedmiot niż kulka, można metodą Vickersa, za pomocą małych obciążeń, badać bardzo cienkie warstwy i folie. Metoda Brinella nadaje się bardziej do badania struktur niejednorodnych, np. żeliwa szarego, ponieważ można określać średnią twardość, a nie twardość przypadkowo zmierzzonego składnika fazowego.

5.3. Pomiar twardości metodą Rockwella (wg PN)

Dążenie do wyeliminowania wpływu stanu powierzchni na jakość pomiaru doprowadziło do powstania metody Rockwella pomiaru twardości. Metodą Rockwella stosuje się:

— przy użyciu stożka diamentowego (skala A i C) do stali węglowych i stopowych w stanie zahartowanym i ulepszonej cieplnie oraz innych stopów o twardości 20÷67 HRC i 60÷90 HRA,

— przy użyciu kulki stalowej (skala B i F) do stali węglowych i stopowych w stanie zmiękczonej lub normalizowanej oraz stopów metali nieżelaznych o twardości 35÷100 HRB i 60÷100 HRF.

Pomiar polega na dwustopniowym wciskaniu wglębniaka w badaną próbkę. Po zrealizowaniu obciążenia wstępnego F_0 , przykłada się w ciągu 2÷8 s obciążenie główne F_1 aż

do osiągnięcia wartości obciążenia całkowitego F . Po upływie 2 s licząc od momentu wyraźnego ustalenia się wskazania zdejmuje się obciążenie F_1 pozostawiając obciążenie F_0 .

Dla metali skłonnych do odkształceń plastycznych w zależności od czasu, czas wytrzymania wglębniaka pod obciążeniem całkowitym F , licząc od ustalenia się wskazania, powinien wynosić 10÷30 lub 60 s. Grubość badanej próbki nie powinna być mniejsza niż 10-krotna wartość trwałego przyrostu głębokości odcisku mierzona przy obciążeniu wstępnym, po usunięciu obciążenia głównego. Odległość środków dwóch sąsiednich odcisków lub odległość od środka odcisku do krawędzi próbki powinna wynosić co najmniej 3 mm. Wielkości obciążeń wg Rockwella dla skal A, B, C, F podane są w tabl. 9.

Zaletą metody Rockwella w stosunku do metody Brinella i Vickersa jest szybkość pomiaru wynikająca z bezpośredniego odczytu twardości na czujniku.

Podstawą do określenia twardości w skali A, B, C i F jest przyjęcie dla poszczególnych skal wartości granicznej zagłębienia (np. dla HRC $e = 0,2$ dla HRB $e = 0,26$), która jest potem dzielona na odcinki wynoszące 0,002 mm (np. odpowiednio otrzymujemy zakresy: 0÷100 HRC, 0÷130 HRB).

6. Oznaczenia materiałów oraz poziomy twardości wg Aircraft Inspection and Repair 1972. Department of Transportation FAA

Oznaczenia stali, stopów aluminium, twardości, zamiennosc rur stalowych oraz relacje między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami określonymi różnymi metodami zawarte w [11], są niezbędne w praktyce konstrukcyjnej i warsztatowej w przypadku zetknięcia się z wymienionymi oznaczeniami.

6.1. Oznaczanie stali

The Society of Automotive Engineers (SAE) i American Iron and Steel Institute (A.I.S.I.) mają numeryczny system oznaczania składu stali.

Liczby podane jako oznaczenia standardowych stali reprezentują typ stali i umożliwiają czytelne oznaczenie głównych składników materiału. Pierwsza cyfra z czterech symboli określa rodzaj, do którego stal należy, np. 1 —

TABLICA 12. Podział i podstawowe oznaczenia twardości stopów aluminium wg Aircraft Inspection and Repair 1972. Department of Transportation FAA

Stopy nie obrabiane cieplnie		Stopy obrabiane cieplnie	
oznaczenie twardości	określenie stopu	oznaczenie twardości	określenie stopu
-O	wyżarzanie rekrytalizujące (tylko wyroby przerabiane plastycznie) stosowane do miękkich wyrobów przerabianych plastycznie	-O	wyżarzanie rekrytalizujące (tylko wyroby przerabiane plastycznie) stosowane do miękkich wyrobów przerabianych plastycznie
-H12	utwardzanie przez zgniot do 1/4 twardości	-T2	wyżarzanie (tylko odlewy)
-H14	utwardzanie przez zgniot do 1/2 twardości	-T3	przesycanie i przerabianie plastyczne przez prostowanie
-H16	utwardzanie przez zgniot do 3/4 twardości	-T36	przesycanie i zgniot 6% w obróbce plastycznej
-H18	utwardzanie przez zgniot do pełnej twardości	-T4	przesycanie
-H22	utwardzanie przez zgniot i częściowe wyżarzanie do 1/4 twardości	-T42	przesycanie
-H24	utwardzanie przez zgniot i częściowe wyżarzanie do 1/2 twardości	-T5	sztuczne starzenie (tylko odlewy)
-H26	utwardzanie przez zgniot i częściowe wyżarzanie do 3/4 twardości	-T6	przesycanie i sztuczne starzenie
-H28	utwardzanie przez zgniot i częściowe wyżarzanie do pełnej twardości	-T62	przesycanie i starzenie bez względu na poprzednią twardość (stosowane tylko do materiału 2014 i stopów)
-H32	utwardzanie przez zgniot i stabilizowanie do 1/4 twardości	-T351	przesycanie i odprężanie przez rozciąganie wyrobów odkształconych plastycznie 1÷3%
		-T451	
		-T3510	
		-T3511	
		-T4510	
		-T4511	
-H34	utwardzanie przez zgniot i stabilizowanie do 1/2 twardości	-T651	przesycanie i odprężanie przez rozciąganie wyrobów odkształconych plastycznie 1÷3% i sztucznie starzonych
		-T851	
		-T6510	
		-T8510	
		-T6511	
		-T8511	
-H36	utwardzanie przez zgniot i stabilizowanie do 3/4 twardości	-T652	przesycanie produktów odkształconych plastycznie przez ściskanie i sztuczne starzonych
-H38	utwardzenie przez zgniot i stabilizowanie do pełnej twardości	-T81	przesycanie, przeróbka plastyczna na zimno przez przeciąganie i sztuczne starzenie
-H112	w stanie dostawy; warunki określające właściwości mechaniczne dla stopów do przeróbki plastycznej; w stanie dostawy	-T86	przesycanie, odkształcenie plastyczne na zimno 6%, sztuczne starzenie dla stopów do przeróbki plastycznej; w stanie dostawy
-F	brak warunków określających właściwości mechaniczne dla stopów odlewniczych — jak dla odlewu	-F	brak warunków określających właściwości mechaniczne dla stopów odlewniczych — jak dla odlewu

oznacza stal węglową, 2 — stal niklową, 3 — stal chromowo-niklową itd. W przypadku zwykłej stali stopowej, druga cyfra wskazuje przybliżony skład procentowy głównych składników stopowych. Ostatnie dwie cyfry zwykle wskazują średnią zawartość węgla. Odpowiednio, symbol 1020 oznacza stal węglową pozbawioną głównych składników stopowych i zawierającą średnio 0,18÷0,23% węgla. Symbol 2330 oznacza stal niklową zawierającą ok. 3% (3,25÷÷3,75) niklu i średnio 0,30% (0,28÷0,33) węgla. Symbol 4130 oznacza stal chromowo-molibdenową o przybliżonym skła-

TABLICA 13. Typowe poziomy twardości dla stopów aluminium wg Aircraft Inspection and Repair 1972. Department of Transportation FAA

Oznaczenie handlowe materiału	Oznaczenie twardości	Twardość Brinell: 10/500
1100	O H12	23 41
3003	O H16	28 47
2014	O T6	45 135
2017	O T6	45 105
2024	O T4	47 120
2025	T6	110
6151	T6	100
5052	O H36	47 73
6061	O T4 T6	30 65 95
7075	T6	135
7079	T6	135
195	T6	75
220	T4	75
C355	T6	80
A356	T6	70

dzie 1% (0,8÷1,1) chromu, 0,2% (0,15÷0,25) molibdenu i 0,30% (0,28÷0,33) węgla. Pierwsze dwie cyfry oznaczeń stali węglowych i stopowych mogą być znalezione zgodnie z tabl. 10. Zależności między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami podane są w tabl. 11.

6.2. Zamiennosc rur stalowych

Rury ze szwem z materiału 1025 (oznaczenie MIL-T-5066) są zamienne z rurami bez szwu z materiału 1025 (oznaczenie MIL-T-5066A). Rury ze szwem z materiału 4130 (oznaczenie MIL-T-6731) są zamienne z rurami bez szwu z materiału 4130 (oznaczenie MIL-T-6736). Rury ze szwem NE-8630 (oznaczenie MIL-T-6734) są zamienne z rurami bez szwu NE-8630 (oznaczenie MIL-T-6732).

6.3. Oznaczenie stopów aluminium

Przewiduje się optyczne sposoby oznaczania stopów aluminium. Metale te są zwykle oznaczane symbolami zgodnie z Government Specification Number (G.S.N.) stopniem twardości lub stanem dostawy, lub znakiem handlowym. Płyty i arkusze blach są z reguły oznaczane zgodnie z G.S.N. symbolami w rzędzie, oddalonymi od siebie co 5 cali (0,127 m). Rury i kształtowniki wyciskane są oznaczane zgodnie z G.S.N. symbolami oddalonymi od siebie o 3÷5 stop (0,9144÷1,524 m) wzdłuż długości każdej sztuki.

W skład znaku handlowego wchodzi liczba określająca szeregowy skład stopu.

Podział i podstawowe oznaczenia twardości stopów aluminium podane są w tabl. 12. Typowe poziomy twardości dla stopów aluminium podane są w tabl. 13.

Opracował Hubert Dłutowski

LITERATURA

1. Cechowanie stalowych półwyrobów i wyrobów hutniczych PN-73/H-01102.
2. Stal. Oznaczenia postaci i stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej PN-56/H-01101.
3. Aluminium i stopy aluminium. Cechy barwne. PN-80/H-01707.
4. Aluminium i stopy aluminium. Blachy dla lotnictwa. PN-74/H-92745.
5. Aluminium i stopy aluminium. Kształtowniki. PN-73/H-93669.
6. Metale nieżelazne. Postacie i stany obróbki cieplnej i umocnienia. Nazwy i oznaczenia. PN-71/H-01706.
7. Pomiar twardości metali sposobem Brinella. PN-78/H-04350.
8. Pomiar twardości metali sposobem Vickersa. PN-78/H-04360.
9. Pomiar twardości metali sposobem Rockwella, Skala A, B, C i F. PN-78/H-04355.
10. W. DOMKE: Vademecum materiałoznawstwa — stal, metale nieżelazne, tworzywa sztuczne, badania metali. WNT, Warszawa, 1982 r.
11. Acceptable methods, techniques and practices. Aircraft Inspection and Repair. 1972. Department of Transportation Federal Aviation Administration.

Wizualizacja w mechanice płynów.

Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (I)

Mgr inż. WITOLD KAMIŃSKI
Instytut Lotnictwa

Historia zna wiele przykładów wyjaśniania zjawisk fizycznych na podstawie obserwacji wizualnych. W przypadku procesów ruchu płynów często trzeba wynajdywać pewne środki umożliwiające obserwacje. Środki te nazywamy ogólnie technikami wizualizacji. Można więc z punktu widzenia mechaniki płynów sformułować definicję, wg której wizualizacja to zespół metod i środków pozwalających na obserwację dużych obszarów pola przepływu i ułatwiających dzięki temu zrozumienie fizyki zjawisk związanych z przepływem. Metody te nie mogą ingerować w przepływ w stopniu zakłócającym go. Zatem zasadniczy cel wizualizacji to umożliwienie obserwacji i pomiarów:

- torów ruchu cząstek płynu i/lub linii prądu, które pokazują kierunek przepływu,
- prędkości przepływu, jej gradientów i/lub przyspieszeń oraz odpowiednich rozkładów,
- generacji i rozpraszania wirów, przejścia od przepływu laminarnego do turbulentnego lub odwrotnie oraz oderwania lub przywarcia przepływu,
- rozkładów gęstości i temperatury płynu.

Jednym z najbardziej znanych wczesnych eksperymentów z użyciem wizualizacji jest doświadczenie O. Reynoldsa (1879 r.), w którym podczas obserwacji zachowania się strugi barwnika wprowadzonego do wody zostało wykryte przejście od przepływu laminarnego do turbulentnego w poziołej, okrągłej rurze. Jednakże dopiero E. Mach odegrał decydującą rolę w szerokim wprowadzeniu technik wizualizacyjnych do badań przepływów, stosując metody typu schlieren, interferometryczne i wiele innych.

W początkowym okresie rozwoju wizualizacja dawała wyniki wyłącznie jakościowe. Z upływem czasu powstawały nowe metody, udoskonalano też już istniejące. Badania rozwojowe nad wizualizacją zmierają, jak się wydaje, w trzech zasadniczych kierunkach:

- zwiększenia możliwości istniejących w kierunku metod uzyskiwania danych ilościowych,
- zwiększenia czułości tych metod,
- zastosowania tych technik w praktycznych i coraz bardziej skomplikowanych sytuacjach (również stosowania technik kombinowanych, będących połączeniem kilku innych, dobrze znanych).

W tabl. przedstawiono stosowane obecnie metody wizualizacji. Można je podzielić na trzy zasadnicze grupy. Pierwsza obejmuje wszystkie techniki wykorzystujące wprowadzenie obcego materiału do poruszającego się płynu. Materiał ten musi być widoczny, a jeśli jego cząsteczki są wystarczająco małe, to można przyjąć, że ich ruch pokrywa się z ruchem elementów płynu tak co do kierunku, jak i wielkości prędkości. Ponieważ obiektem obserwacji nie jest sam płyn, lecz cząsteczki znacznika i ich ruch, metody te są metodami pośrednimi. Dają one bardzo dobre rezultaty w przepływach ustalonych, a dużo gorsze w nieustalonych ze względu na skończone rozmiary cząsteczek znacznika. Metody te mogą nastęrczać duże trudności w interpretacji wyników wizualizacji pola przepływu ze zmianami stanu termodynamicznego płynu, co ma miejsce w przepływach ściśliwych. Wynika to z różnych właściwości termodynamicznych płynu i znacznika, a objawia się relaksacją obserwowanego zjawiska. W takich przypadkach trzeba stosować metody optyczne (druga grupa), reagujące na zmiany gęstości charakterystyczne dla przepływów ściśliwych. Takie pole przepływu jest w „języku optyki” obiektem fazowym, tzn. że przechodzący przez nie promień świetlny podlega zmianie fazy optycznej przy nie zmienionym natężeniu lub amplitudzie. Odpowiednie urządzenia optyczne pozwalają na fotograficzną rejestrację tych zmian. Stąd też metody optyczne nie wprowadzają żadnych zakłóceń do przepływu.

Opisane grupy metod pokrywają się w przybliżeniu zakresem swego zastosowania z klasami przepływów nieściśliwych i ściśliwych. Trzecia grupa, będąca niejako kombinacją dwóch poprzednich, ma zastosowanie do przepływów

gazów rozrzedzonych, gdzie zmiany gęstości są małe i dlatego nie można ich wykryć metodami optycznymi. W takich przypadkach wprowadza się znacznik w postaci energii, tzn. ciepła lub wyładowań elektrycznych. W zależności od ilości doprowadzonej energii, elementy płynu o zwiększonych poziomach energii są wykrywane metodami optycznymi lub same zaczynają świecić i są obserwowane wprost. Nie są to metody bezzakłóceńowe, ponieważ energia przepływu zmienia się w mniejszym lub większym stopniu.

Ostatnią grupę tworzą metody specjalne, nie mieszczące się w opisanych wyżej.

Przedmiotem rozważań będą metody oparte na wprowadzaniu znaczników w postaci obcych materiałów.

Znacznikowanie powierzchniowe

Metody te umożliwiają obserwacje zjawisk w płynie w pobliżu powierzchni zanurzonego w nim ciała stałego. W tym celu pokrywa się tę powierzchnię pewnymi materiałami, które w żądany sposób określają temperaturę ścianki, ciśnienie na niej lub rozkład linii prądu w warstwie przyściennej. W tym obszarze parametry przepływu płynu lepkiego zmieniają się gwałtownie w funkcji odległości od ścianki. Stąd też obecność obcego materiału wprowadza zakłócenia, które należy uwzględnić. Niektóre z opisanych niżej metod mogą zatem dawać wyniki jedynie jakościowe.

Film olejowy

Metoda ta pozwala na szybkie i łatwe otrzymanie obrazu na powierzchni sztywnego modelu umieszczonego w tunelu. Powierzchnię tę pokrywa się specjalną mieszaniną odpowiedniego oleju (np. nafta, olej napędowy, olej silikonowy) i barwnika nadającego kolor mieszaninie (np. tlenek tytanu, kaolin, sadza). Często dodaje się kwasu oleinowego (jako czynnika dyspersyjnego) utrzymującego żadaną wielkość kłaczków skoagulowanego barwnika. Strumień przepływu powoduje spływanie mieszaniny wzdłuż powierzchni. Jeżeli jej konsystencja jest odpowiednio dobrana,

TABLICA. Metody wizualizacyjne stosowane w mechanice płynów

Grupa	Rodzaj	Metoda	Płyn	
			gaz	ciecz
Znacznikowanie obcymi materiałami	znacznikowanie powierzchniowe	— film olejowy	x	x
		— plamki olejowe	x	x
		— farby termoezule	x	
		— ciekłe kryształy	x	
		— reliefy ciśnieniowe	x	
		— trawienie elektrolityczne i chemiczne		x
	znacznikowanie płynu	— smugi	x	x
		— warstwa świetlna	x	x
		— zawiesina cząstek	x	x
		— pęcherzyki wodoru	x	x
		— barwienie elektrolit. i fotochemiczne		x
		— dyniący drut	x	
	nitki	— nitki na powierzchni	x	x
		— siatka z nitkami	x	x
Optyczne		— cieniowa	x	x
		— schlieren	x	x
		— interferometria Macha-Zehndera	x	x
		— holografia laserowa	x	x
		— interferometria holograficzna	x	x
Znacznikowanie dostarczaniem energii		— wyładowania i gorące plamy	x	
		— odzworowanie iskrowe	x	
		— wiązka elektronów	x	
Specjalne		— dwójłomność naprężeniowa		x
		— analogia hydrauliczna		x

to na powierzchni osadzają się skupienia barwnika umożliwiające obserwację przebiegu strug, linii oderwania i przywarcia (jeśli istnieją obszary oderwania). Przepływ oleju może być obserwowany w sposób ciągły przez szyby tunelu, co wymaga oświetlenia lub stosowania oleju fluoryzującego (rys. 1). Można też fotografować pozostały po zastopowaniu tunelu rozkład barwnika.

Wykazano [7], że przy pewnych niezbyt mocnych założeniach dotyczących właściwości i zachowania się warstwy oleju, położenie linii oderwania można określić z dokładnością rzędu 2%, zarówno w przepływie turbulentnym, jak i laminarnym, tak w zakresie prędkości pod-, jak i nadzwiękowych. Jednocześnie stwierdzono, że linie prądu oleju dokładnie odpowiadają liniom prądu strumienia powietrza. To wiarygodne odwzorowanie można uzyskać wyłącznie w przepływie ustalonym. Metoda ta ma charakter jakościowy, ale istnieją możliwości uzyskania wyników ilościowych. Udowodniono np. zależność

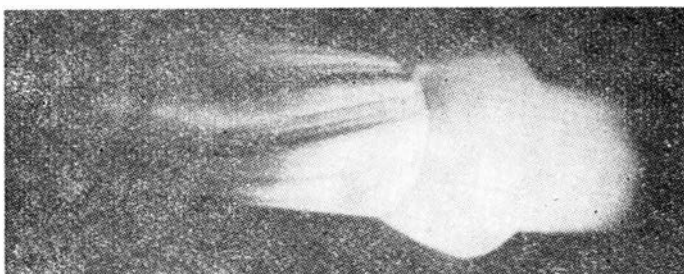
$$A(x,t) = \frac{\mu}{\tau} \int_0^x \frac{dx}{\tau}$$

gdzie:

t — czas od startu przepływu,

μ — lepkość oleju [8].

Można stąd określić tarcie powierzchniowe (naprężenia styczne na powierzchni τ), mierząc grubość warstwy oleju A za pomocą interferometru (rys. 2).



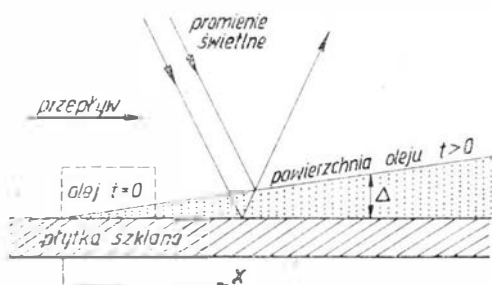
Rys. 1. Rozkład fluoryzującego oleju na powierzchni cylindrycznego modelu w przepływie w tunelu helowym [7]

Plamki olejowe

Metoda ta jest pewną modyfikacją metody filmu olejowego, nadaje się również do stosowania zarówno w środowisku cieczy, jak i gazu. Kolorowaną mieszaninę olejową rozlewa się z rurki lub przez otwór. Możliwe jest stosowanie plamek w różnych kolorach. Metoda ta daje lepsze obrazy o liniach prądu przepływu niż film olejowy, a poza tym nie jest zależna od odpowiedniej postaci koagulantów barwnika. Metody olejowe są bardzo przydatne zwłaszcza przy badaniu przepływu w narożach, gdzie istnieją bardzo ograniczone możliwości stosowania innych technik wizualizacji. Interpretacja wyników jest złożona, każde laboratorium wypracowuje własne zasady, a informacje te są dostępne w wielu publikacjach i materiałach nie publikowanych (np. [5] — rys. 3).

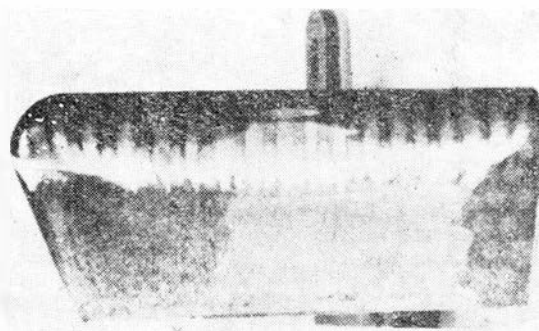
Farby termoczułe

W przepływach szybkich mamy do czynienia ze znaczną wymianą ciepła między strumieniem a modelem. Pomiar temperatury na powierzchni lub lokalnej prędkości wymiany ciepła jest możliwy za pomocą termopar, ale tylko w dyskretnych punktach. Można też pokryć model farbą termoczułą, która zmienia kolor w funkcji temperatury lokalnej i czasu ekspozycji termicznej. Farby te najczęściej zmieniają kolor trzy- lub czterokrotnie. Model wykonany



Rys. 2. Interferencyjny pomiar grubości filmu olejowego na płaskiej płytce; określenie tarcia powierzchniowego [8]

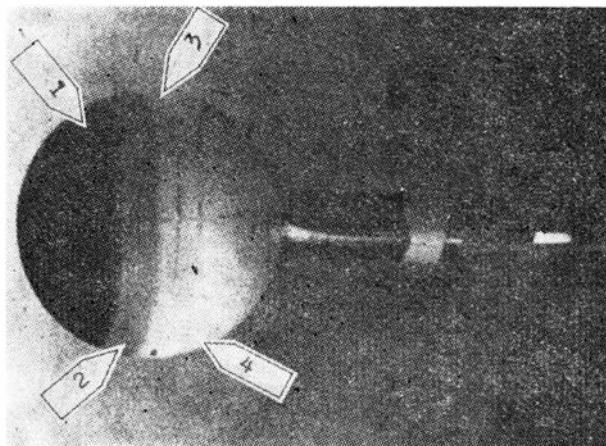
z materiału o bardzo małym współczynniku przewodności cieplnej pokrywa się taką farbą i niezwłocznie poddaje działaniu przepływu. Zmiany barw na powierzchni modelu filmuje się przez szyby tunelu w trakcie jego działania. Zwykle obserwuje się, że linie dzielące kolory przesuwają się stopniowo od przodu do tyłu modelu aż do osiągnięcia przez jednolitą barwę zależną od temperatury przepływu. Podczas obserwacji przestrzennego rozkładu temperatury pomocna jest siatka współrzędnych naniesiona na powierzchni modelu. Istotnym problemem przy oszacowaniach ilościowych jest kalibracja zmian barwy. Dokonuje się jej



Rys. 3. Obraz opływu górnej powierzchni modelu końcówki łopaty wirnika śmigłowca uzyskany metodą plamek olejowych, liczba Macha $M = 0.8$ [5]

za pomocą modelu sferycznego, w którym prędkości wymiany ciepła są znane dokładnie jako funkcja położenia na powierzchni (rys. 4). Znając współczynnik przewodzenia ciepła materiału kuli, można uzyskać krzywe kalibracyjne określające współczynnik wymiany ciepła w funkcji czasu ekspozycji termicznej. Dane te pozwalają na badanie modeli dowolnego kształtu.

Podobne wskaźniki temperatury powierzchni otrzymuje się z materiałów topniejących w ściśle określonej temperaturze. Obserwujemy wtedy pojedynczą linię zmiany fazy



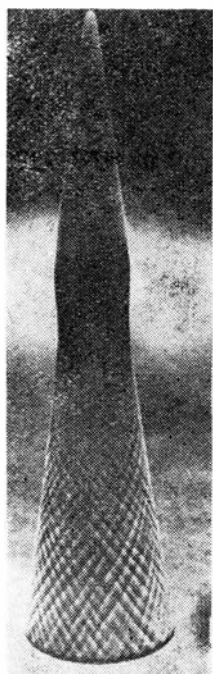
Rys. 4. Rozkład farby termoczułej na modelu sferycznym po 3-sekundowej ekspozycji w przepływie hipersonicznym, liczba Macha $M = 10$, temp. spiętrzenia 1000 K [4]; 1 — czarny, 2 — beżowy, 3 — niebieski, 4 — zielony

znacznika. Taki rozkład zmian fazy rejestrowano np. jednocześnie ze schlierenowskimi obrazami przepływu wokół modelu [7].

Ciekle kryształy

Wskaźnikiem temperatury powierzchni, analogicznym do opisanych powyżej farb termoczułych, są ciekle kryształy, którymi pokrywa się powierzchnię modelu. Oświetlone białym światłem pod pewnym kątem, ciekle kryształy odbijają w danym kierunku światło tylko o pojedynczym wąskim zakresie długości fal. Małe zmiany temperatury warstwy znacznika powodują zmiany struktury kryształów i długości fal światła odbijanego w danym kierunku. Przy odpowiedniej kalibracji określa się dla danego kierunku obserwacji widzialną długość fali jako funkcję temperatury kryształów. Można wtedy mierzyć temperaturę lub jej zmiany na powierzchni modelu w strumieniu powietrza w tunelu aerodynamicznym. Sekwencja kolorów jest odwracalna jeśli zmiany temperatury przebiegają w przeciwnym kierunku. Czulość tej metody jest znacznie większa niż metody farb termoczułych, możliwe jest wykrywanie zmian

temperatury rzędu kilku stopni. Warstwa ciekłych kryształów nie może być grubsza niż 0,5 mm, w przeciwnym przypadku otrzymamy rozkład strug na modelu podobnie jak w metodzie olejowej, a czas odpowiedzi na zmiany temperatury powierzchni może stać się zbyt długi.



Rys. 5. Krzyżowa struktura rowków ablacyjnych na powierzchni modelu teflonowego [10]

Pewnym problemem jest fakt, że odpowiedź ciekłych kryształów jest inna w przepływie w tunelu niż w warunkach statycznej kalibracji. Wynika to z zależności odpowiedzi termicznej substancji również od naprężeń mechanicznych. Obecnie uniemożliwia to pomiary ilościowe, tym nie-

mniej po odpowiednim dopracowaniu metoda może być atrakcyjna dla badań warstwy przyściennej.

Reliefy ciśnieniowe

Niejednorodny rozkład ciśnienia przy opływie może dawać pewne reliefy powierzchniowe, jeśli powierzchnia ciała opływającego jest nieco podatna i reaguje na takie zmiany ciśnienia. Jeśli odkształcenia są nieodwracalne, to reliefy te można obserwować po zatrzymaniu przepływu. Znaną są doświadczenia Macha, który za pomocą tej metody (płytką pokrytą sadzą) odkrył nieregularne odbicia nieustalonych fal uderzeniowych, tzw. „odbicie Macha”. Technika ta jest przydatna przy badaniach zjawisk o bardzo krótkim czasie trwania, np. wybuchów.

Podobne rozkłady w postaci rowków można uzyskać na powierzchniach pewnych ciał ulegających ablacji w przepływach o wysokiej entalpii i dużej liczbie Reynoldsa. Warunki takie występują np. przy przejściu przez atmosferę statków kosmicznych powracających na Ziemię (rys. 5). W metodzie ablacyjnej występuje na razie zbyt wiele niejasności co do mechanizmów wizualizacji, dlatego też jej szersze zastosowanie jest sprawą przyszłości.

Barwienie i trawienie elektrolityczne

W metodzie tej, możliwej do stosowania tylko w środowisku wodnym, wykorzystuje się zjawisko elektrolizy. Podczas barwienia przepływ niosący jony osadza je na powierzchni modelu, odwzorowując rozkład strug w warstwie przyściennej. W trakcie trawienia natomiast przepływ powoduje rozpuszczanie uprzednio naniesionej galwanicznie warstwy znacznika (jednej lub kilku). Intensywność procesów elektrolitycznych może być kontrolowana elektrycznie. Z drugiej strony zależy ona wprost od parametrów przepływu. Uzyskane odwzorowanie można obserwować zarówno w trakcie przepływu, jak też po jego ustaniu, ze względu na nieodwracalność zjawiska.

Obydwie metody, ze względu na stosunkowo małą szybkość procesów elektrolitycznych, znajdują zastosowanie jedynie w badaniach przepływów o bardzo małych prędkościach (poniżej 0,1 m/s).

MAGAZYN TECHNOLOGIA 
PRZEMYSŁU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO

Dyfuzja gazów do stopu tytanu WT3-I podczas obróbki cieplnej

Dr inż. STEFANIA ŁUNARSKA

Mgr inż. HENRYK ŚLIWA

Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Oddział w Rzeszowie

Przy nagrzewaniu stopów tytanu w powietrzu, na ich powierzchni powstaje zgorzelina. Jednakże tlen nie tylko tworzy zgorzelinę, lecz również dyfunduje do metalu na pewną głębokość obniżając jego plastyczność. Zjawisko to szczególnie niekorzystnie odbija się na właściwościach mechanicznych i technologicznych półfabrykatów i przedmiotów.

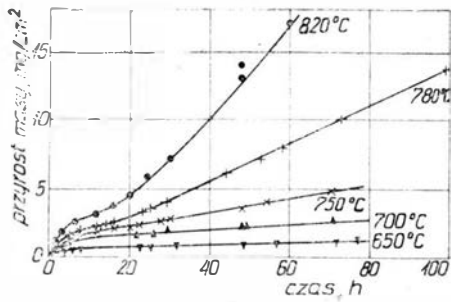
Wzrost temperatury nagrzewania prowadzi do zwiększenia szybkości procesów wytwarzania zgorzeliny i dyfuzji. Powstawanie zgorzeliny wiąże się z bezpowrotnymi stratami metalu, zaś następstwa dyfuzji tlenu do stopu są znacznie poważniejsze. Ogólnie można stwierdzić, że obecność na powierzchni stopów tytanu utlenionej i nasyconej gazami warstwy powoduje następujące niekorzystne zjawiska:

- obniżenie trwałości stempli i narzędzi skrawających,
- zmniejszenie plastyczności w strefie przypowierzchniowej,
- zwiększenie skłonności do powstawania pęknięć przy kształtowaniu i spawaniu,
- tworzenie niejednorodności strukturalnych i chemicznych,

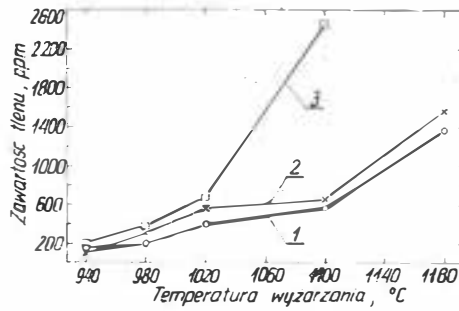
- zwiększenie skłonności do koncentracji naprężeń, szczególnie w niskiej temperaturze,
- obniżenie żywotności silnie obciążonych przedmiotów,
- zmniejszenie stopnia odwodorowania podczas wyważania w próżni,
- pogorszenie przyczepności pokryć do osnowy.

Stan zagadnienia

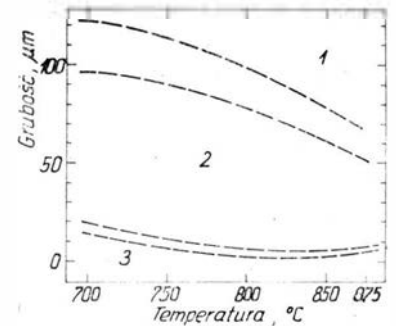
W temperaturze otoczenia tytan jest odporny na utlenianie. Na podstawie badań ustalono, że w powietrzu pokrywa się warstwą tlenku, która po 2 h ma grubość 1,7 nm, a po 4 latach — 25 nm [1]. Początkowo na powierzchni Ti, w wyniku chemisorpcji, powstaje jednoatomowa warstewka O₂. W miarę upływu czasu powstaje tlenek tytanu. Wychodząc z przesłanek termodynamicznych, w strefie przejściowej, między metalem i TiO₂, można oczekiwać następującej kolejności utleniania: Ti+O→Ti(O)→Ti₂O→Ti₃O→Ti₂O→Ti₃O₂→TiO→Ti₂O₃→Ti₃O₅ [2]. Zawartość poszczególnych faz zależy od szybkości ich powstawania, która jest uwarunkowana stopniem zdefektowania sieci oraz szybkością dyfuzji jonów przez defekty.



Rys. 1. Kinetyka utleniania czystego tytanu przy różnych temperaturach [4]



Rys. 2. Zależność zmiany masy próbek od czasu utleniania dla: 1 - Ti, 2 - TiAl6V4, 3 - TiNi1,5, 4 - TiCu2,5 [4]



Rys. 3. Wpływ temperatury na grubość warstwy utlenionej i jej właściwości: 1 - jasnobrązowa, zwarta, krucha nie połączona z osnową, 2 - jasnobrązowa, krucha, słabo połączona z osnową, 3 - szara, trwale połączona z osnową [5]

TABLICA 1. Prawa kinetyczne utleniania tytanu w tlenie przy różnych temperaturach i czasach wyżarzania [3]

Utle- nianie	Temperatura badań, °C				
	do 350	350 ÷ 650	650 : 850	850 ÷ 1000	> 1000
Krótko- trwale	logaryt- miczne	sześcienne	paraboliczne	liniowe z niedu- żym początko- wym odcinkiem paraboli	paraboliczne
Długo- trwale	sześcienne	paraboliczne	liniowe (utle- niona warstwa okresowo pękła)	liniowe (niespoj- na zgorzelina) kinetyka utleniania zależy w dużym stopniu od obecności domieszek	paraboliczne

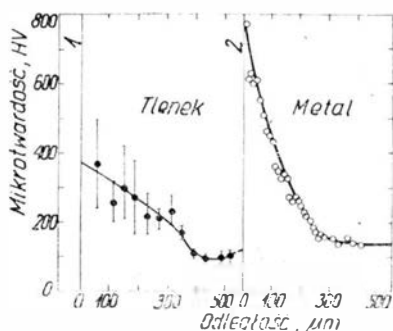
Do tej pory brak jest ustalonej i ogólnie przyjętej teorii utleniania tytanu i powstawania zgorzeli. Wyniki przeprowadzonych prac są różne, co jest spowodowane głównie stopniem czystości stosowanego materiału, odmienną metodą przygotowania powierzchni, a także, w pewnym stopniu, składem ośrodka utleniającego.

Złożoność mechanizmu utleniania wynika z dużej ilości tlenków występujących w układzie równowagi fazowej Ti-O. W oparciu o badania własne oraz innych autorów. Kofstad i Hauffe [3] uporządkowali prawa kinetyczne występujące przy utlenianiu tytanu w tlenie, dla różnych temperatur, w sposób podany w tabl. 1.

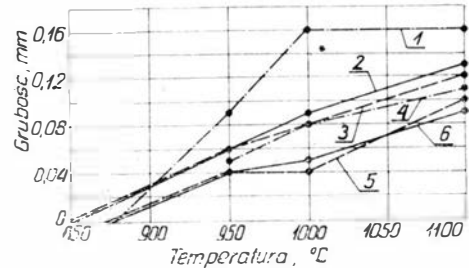
W [4] badano kinetykę utleniania tytanu i stopów TiCu2,5; TiNi1,5; TiAl6V4 w tlenie przy ciśnieniu 101,3 Pa w temp. 700 ÷ 850°C. Czas utleniania dochodził do 100 h. Sposób przygotowania powierzchni próbek był następujący:

- wyżarzanie w próżni ($1,33 \cdot 10^{-4}$ Pa, 800°C, 2h),
- polerowanie mechaniczne,
- elektropolowanie (roztwór: 40 ml H_2SO_4 + 100 ml kwasu mlekowego + 70 ml HF; gęstość prądu 0,2 A/cm²; czas 10 min).

Kinetyczne krzywe procesu utleniania czystego Ti, wyznaczone w oparciu o metodę grawimetryczną, przedstawia rys. 1. Podobne zależności otrzymał Beranger [4] dla stopów tytanu (rys. 2). Badania metalograficzne wykazały, że zgorzelina ww. stopów składa się z kilku warstw. Fazą podstawową we wszystkich warstwach jest TiO_2 , a w przypadku stopu TiAl6V4 obok niej występuje $\alpha-Al_2O_3$. Na granicy rozdziálu tlenek-metal ujawniono cienką czarną warstwę krystalicznie połączoną z osnową, która składała się głównie z niestechiometrycznego tlenku TiO_{2-x} oraz tlenków Ti_3O_5 , Ti_2O_3 i TiO. W wyniku przeprowadzonych badań Beranger [4] przypuszcza, że występuje następujący



Rys. 4. Rozkład mikrotwardości w utlenionej próbce [5]: 1 - powierzchnia rozdziálu tlenek-gaz, 2 - powierzchnia rozdziálu tlenek-metal



Rys. 5. Zależność grubości zgorzeli od temperatury i czasu wyżarzania: 1 - stop WT1 - 90 min, 2 - stop WT3-1 - 90 min, 3 - stop WT5 - 90 min, 4 - stop WT1 - 30 min, 5 - stop WT5 - 30 min, 6 - stop WT3-1 - 30 min [7]

mechanizm utleniania. Początkowo na metalu zachodzi wzrost silnie połączonej z osnową warstewki, która rośnie do osiągnięcia pewnej wielkości krytycznej, po czym odpada od osnowy, na której powstaje i zaczyna rosnąć nowa warstewka. W wyniku tego otrzymuje się warstwową strukturę zgorzeli jako następstwo okresowego odpadania tlenku.

W [5] badano kinetykę utleniania tytanu w temperaturze 500 ÷ 875°C. Na podstawie doświadczeń ustalono, że w temperaturze 500 ÷ 650°C utlenianie zachodzi wg zależności logarytmicznej. Wzrost temperatury badań zmienia kinetykę na paraboliczną, a następnie liniową. Ponadto poczyniono obserwacje co do przyczepności utlenionej warstwy do metalu, kohezji i koloru (rys. 3). Rozkład mikrotwardości w utlenionej próbce pokazano na rys. 4. Sposób interpretacji mechanizmu utleniania jest podobny do opisanego w [3, 4].

Oprócz badań dotyczących utleniania tytanu i jego stopów w tlenie, prowadzono również eksperymenty w powietrzu [3]. Podczas wygrzewania w powietrzu, główną rolę w powstawaniu zgorzeli odgrywa tlen, a nie azot mimo znacznej przewagi w składzie powietrza. Związane to jest z szybkością dyfuzji oraz trwałością azotku tytanu - tlen szybciej dyfunduje do tytanu i tworzy trwalsze związki.

Przy utlenianiu tytanu w powietrzu w temperaturach 250 ÷ 700°C występuje zależność paraboliczna, a powyżej 800 ÷ 1150°C - liniowa [6].

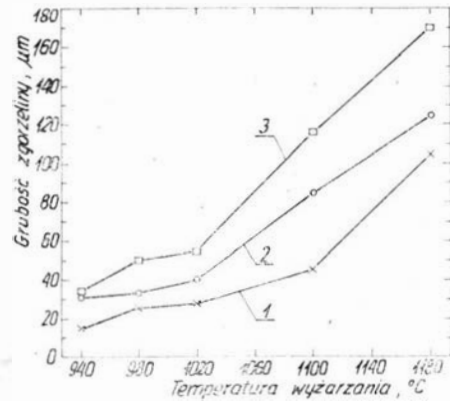
W [7] opisano prowadzone badania nad utlenianiem tytanu i jego stopów podczas obróbki cieplnej w powietrzu. Ustalono, że techniczny tytan (WT1) utlenia się intensywniej niż stopy (rys. 5). Największa grubość zgorzeli (0,16 mm) występowała w elementach z WT1 po wygrzaniu ich w ciągu 90 min w temperaturze 1000°C. Wygrzewanie w temperaturze 1100°C przez 90 min nie powodowało dalszego wzrostu grubości zgorzeli. Tłumaczone to obniżeniem szybkości dyfuzji tlenu przez zewnętrzną warstwę o określonej grubości. Praktycznie przy stosowanych warunkach wygrzewania do kucia lub wyciskania drabnych i średnich półfabrykatów, grubość utlenionej warstwy nie przewyższa 0,1 mm, a dla dużych półfabrykatów - 0,15 mm.

Utlenianie tytanu i jego stopów, w jednym z wymienionych ośrodków, prowadzi do powstawania zgorzeli oraz nasycenia tlenem faz podstawowych α i β . Skład zgorzeli będzie zależał głównie od materiału, przy czym podstawowym tlenkiem będzie rutyl, a w stopach zawierających powyżej 2% Al - tlenek aluminium [3].

Zgodnie z danymi w [1], główną składową zgorzeli jest zawsze rutyl, a niekiedy w warstwach wewnętrznych występują niższe tlenki TiO i Ti_2O_3 , lub tlenki o zmiennym składzie chemicznym TiO_{n-1} ($n > 2$).

Analizując wyniki badań różnych autorów zauważa się dość duże różnice między nimi. Dotyczą one zarówno kine-

tyki utleniania, jak i składu fazowego zgorzeli. Z praktycznego punktu widzenia istotną rolę odgrywa skład fazowy zgorzeli. Szczególnie ważna jest w nim obecność Al_2O_3 , który zwiększa odporność stopów tytanu na utlenianie. Ze względu na diametralnie różne dane na ten temat (np. [1, 3]) przeprowadzono badania w zakresie utleniania stopu tytanu WT3-1.



Rys. 6. Wpływ temperatury wyżarzania na grubość zgorzeli, przy następujących czasach wygrzewania: 1 — 25 min, 2 — 60 min, 3 — 120 min.

Zakres badań i metodyka

Do badań zastosowano stop tytanu WT3-1 o następującym składzie chemicznym: Al — 6,91%; Mo — 1,87%; Cr — 1,23%; Si — 0,27%; Fe — 0,16%; H_2 — 0,0003895%; O_2 — 0,00435%; N_2 — 0,00035%. Przytoczony skład nieznacznie odbiega od normy GOST-19807/74 pod względem zawartości molibdenu i żelaza — minimalna ilość tych pierwiastków powinna wynosić odpowiednio 2,0 i 0,2%.

Próbki do badań wykonywano z pręta o średnicy 14 mm i w zależności od przeznaczenia miały one następujące wymiary:

- do badań metalograficznych, rentgenowskich i pomiarów mikrotwardości — $\Phi 10 \times 10$ mm,
- do oznaczenia zawartości wodoru — $\Phi 7,7 \times 5$ mm,
- do oznaczenia zawartości tlenu i azotu — $\Phi 5,6 \times 5$ mm.

Bez względu na późniejsze przeznaczenie, wszystkie próbki polerowano mechanicznie, a następnie obrabiano cieplnie wg wariantów podanych w tabl. 2. Po określonym zabiegu cieplnym badano grubość warstwy, jej budowę i mikrotwardość oraz oznaczano zawartość O_2 , H_2 , N_2 .



Rys. 7. Mikrostruktura próbki obrabianej cieplnie wg wariantu 3 (tabl. 2), pow. 125x

Badania metalograficzne prowadzono na mikroskopie optycznym Neophot, głównie przy powiększeniu 250x. Do obserwacji mikrostruktury stosowano zglady trawione w odczynniku o składzie: 5 ml HF + 15 ml HNO_3 + 25 ml H_2O .

Pomiary mikrotwardości wykonano na aparacie Hanemanna przy obciążeniu 0,196 N.

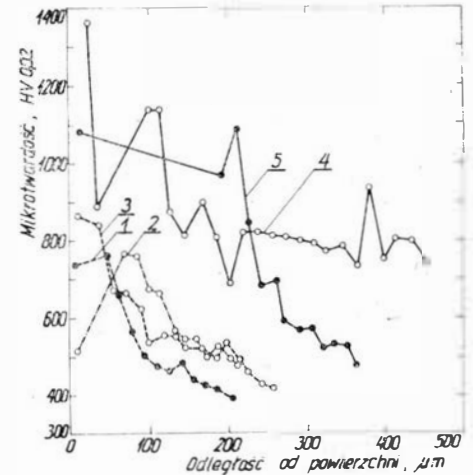
Skład fazowy zgorzeli badano na dyfraktometrze Philipsa typ 1025/50. Stosowano promieniowanie pochodzące z anody katody miedzianej. Aby wyeliminować z promieniowania składową $K\beta$, wykorzystano monochromator grafitowy. Parametry pracy urządzenia były następujące: napięcie 35 kV, natężenie 40 mA, szczelina wyjściowa 1°, szczelina odbiorcza 0,1°, prędkość ruchu licznika promieniowania 1°/min, prędkość przesuwu taśmy 10 mm/min.

Zawartość gazów w poszczególnych próbkach oznaczano na aparatach firmy LECO. Każdy gaz określano na innym

typie urządzenia. Azot analizowano na aparacie elektronicznym typu TN-14. Spalanie próbek wykonywano w piecu oporowym w atmosferze helu. Temperatura spalania dochodziła do 2500°C. Zawartość tlenu określano na urządzeniu elektronicznym typu RO-17. Próbki spalano w piecu oporowym w atmosferze argonu przy temp. 2500°C. Wodór wyznaczano na aparacie typu RH-2. Spalanie próbek pro-

TABLICA 2. Parametry obróbki cieplnej próbek

Nr wariantu	Temperatura wygrzewania, °C	Czas wygrzewania, min.
1	1180	25
2	1180	60
3	1180	120
4	1100	25
5	1100	60
6	1100	120
7	1020	25
8	1020	60
9	1020	120
10	980	25
11	980	60
12	980	120
13	940	25
14	940	60
15	940	120



Rys. 10. Rozkład mikrotwardości w próbkach obrabianych cieplnie wg następujących wariantów (tabl. 2): 1 — 15, 2 — 12, 3 — 9, 4 — 6, 5 — 3

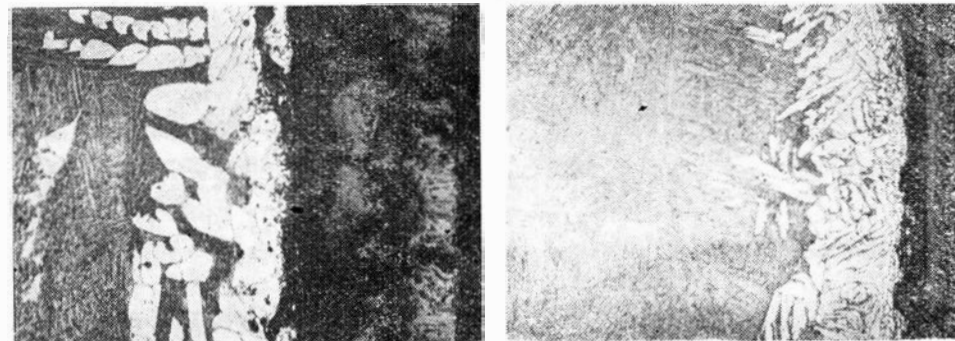
wadzono w piecu indukcyjnym w atmosferze czystego azotu w temp. ok. 2000°C.

Wyniki badań i ich analiza

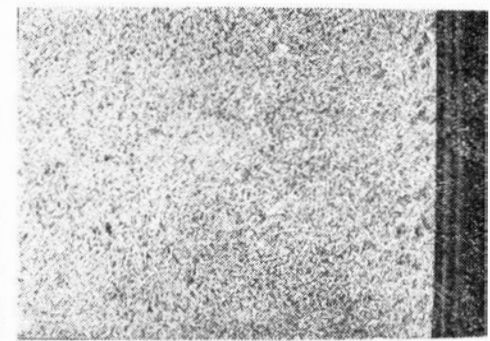
Badania metalograficzne pozwoliły określić grubość zgorzeli wytworzonej podczas obróbki cieplnej oraz zorientować się w jej budowie i strukturze stopu tytanu WT3-1 występującej pod nią. Zależność grubości zgorzeli od warunków obróbki cieplnej przedstawia rys. 6, natomiast przykłady mikrobudowy podano na rys. 7-9.

Zgorzelina ma budowę warstwową mniej (rys. 7) lub bardziej wyraźną (rys. 9) po wytrawieniu. Pod nią występuje strefa bogata w fazę α o bardzo różnicowanej grubości na obwodzie próbki. Z tego względu została ona pominięta podczas pomiarów. Pod tą strefą znajduje się właściwa struktura stopu tytanu WT3-1, składająca się z faz $\alpha + \beta$.

Dla danych doświadczalnych przedstawiających związek między temperaturą wyżarzania a grubością zgorzeli (rys. 6) starano się dobrać równanie, które w sposób mo-



Rys. 8. Mikrostruktura próbki obrabianej cieplnie wg wariantu 8 (tabl. 2), pow. 125x



Rys. 9. Mikrostruktura próbki obrabianej cieplnie wg wariantu 13 (tabl. 2), pow. 125x

żliwie dokładny opisałoby otrzymane wartości. W wyniku obliczeń ustalono, że najlepiej ujmuje je funkcja wykładnicza:

$$g = b \cdot e^{mT} \quad (1)$$

gdzie:

- g — grubość zgorzeli w μm ,
- b, m — współczynniki równania,
- T — temperatura wyżarzania w °C.

W związku z tym otrzymano trzy równania o następującej postaci i współczynnikach korelacji:

— dla $t = 25$ min

$$g = 0,0171e^{0,0072T}; \quad r = 0,9811 \quad (2)$$

— dla $t = 60$ min

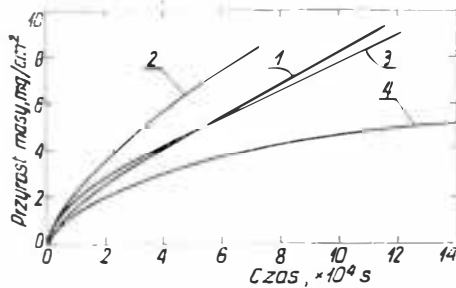
$$g = 0,0705e^{0,0063T}; \quad r = 0,9859 \quad (3)$$

— dla $t = 120$ min

$$g = 0,0603e^{0,0067T}; \quad r = 0,9906 \quad (4)$$

TABLICA 3. Wyniki rentgenowskiej analizy strukturalnej

Wariant obróbki cieplnej	Miejsce analizy	Rodzaje faz
1	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ TiO ₅ α, TiO ₂ , TiN
2	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ TiO ₅ α, TiO ₂ , TiN, β, Al ₂ TiO ₅
3	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ TiO ₅ , α, TiN, TiO, Al ₂ O ₃ TiO ₂ , TiN, Al ₂ TiO ₅ , α
4	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ , Al ₂ TiO ₅ , TiO α, TiO ₂ , β, TiN
5	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ , Al ₂ TiO ₅ α, TiO ₂ , TiN, β
6	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ , Al ₂ TiO ₅ , TiO α, TiO ₂ , TiN, β
8	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ α, TiO ₂ , β, TiN
9	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ , TiO α, TiN, TiO ₂ , β
12	pow. zgorzeliny pow. rozdziału	TiO ₂ , Al ₂ O ₃ , TiO α, TiO ₂ , β, TiN



Rys. 11. Wpływ temperatury wyżarzania na zawartość tlenu w próbkach wygrzewanych przy następujących czasach: 1 — 25 min, 2 — 60 min, 3 — 120 min

Przedstawione wyniki badań metalograficznych nie pokrywają się z danymi zawartymi w [7]. Dotyczy to przede wszystkim charakteru otrzymanej zależności $g = f(T)$.

Przykłady rozkładu mikrotwardości przedstawiono na rys. 10. Pomimo różnic (spowodowanych głównie warunkami obróbki cieplnej) w przebiegu tej zależności należy stwierdzić, że najwyższa mikrotwardość występuje zarówno w warstwie zgorzeliny, jak i na granicy rozdziału zgorzelina-stop WT3-1. Wyniki te nie są zupełnie zgodne z danymi zawartymi w [5], wg których maksymalna twardość występuje na granicy rozdziału tlenek-metal. Aby wyjaśnić przyczynę tak znacznej rozpiętości w mikrotwardości zgorzeliny (515–1360 HV 0,02) przeprowadzono badania rentgenowskie. Analizę wykonano na powierzchni zewnętrznej zgorzeliny oraz na granicy rozdziału. Otrzymane w ten sposób dane zestawiono (w kolejności malejącej) w tabl. 3. Podczas badań próbek obrobionych cieplnie, zarówno w warstwie zgorzeliny, jak i pod nią, ujawniono wiele faz nie występujących w podstawowej strukturze stopu WT3-1. Główną składową zgorzeliny był rutyl (TiO₂) i to bez względu na warunki obróbki cieplnej. Obok niego w zgorzelinie stwierdzono obecność Al₂O₃, Al₂TiO₅, TiO, TiN, a niekiedy i α-Ti. Dane te nie pokrywają się z badaniami zawartymi w [3], wg których w stopie tytanu WT3-1 zgorzelina powinna składać się przede wszystkim z Al₂O₃, a tym samym stop byłby odporny na utlenianie. Pod zgorzeliną praktycznie występowały te same fazy oraz β-Ti, tylko ich udział objętościowy był odmienny. Składnikiem podstawowym była faza α-Ti (z wyjątkiem wariantu 3), obok której obserwowano większe lub mniejsze ilości pozostałych faz. Taka różnorodność w budowie strukturalnej zgorzeli-

TABLICA 4. Wpływ parametrów obróbki cieplnej na zawartość wodoru w stopie tytanu WT3-1

Temperatura wygrzewania, °C	Zawartość wodoru w ppm dla różnych czasów wygrzewania		
	t = 25 min	t = 60 min	t = 120 min
910	35,41	30,16	33,89
930	35,73	36,69	32,06
1020	25,17	25,17	33,33
1100	33,62	36,84	31,76
1180	32,5	37,82	35,75

ny oraz strefy nasyconej gazami nie pozostała bez wpływu na wyniki mikrotwardości.

Wpływ temperatury wyżarzania na zawartość tlenu przedstawiono na rys. 11. Otrzymaone zależności dla różnych czasów wyżarzania najdokładniej opisuje funkcja wykładnicza ($P_{O_2} = b \cdot e^{mT}$; P_{O_2} — zawartość tlenu w ppm). W wyniku obliczeń wyznaczono następujące współczynniki równania i korelacji dla poszczególnych krzywych:

$$t = 25 \text{ min} \quad P_{O_2} = 0,0434e^{0,0087T}; \quad r = 0,9873 \quad (5)$$

$$t = 60 \text{ min} \quad P_{O_2} = 0,0197e^{0,0086T}; \quad r = 0,9304 \quad (6)$$

$$t = 120 \text{ min} \quad P_{O_2} = 0,0001e^{0,0153T}; \quad r = 0,9994 \quad (7)$$

Podobne obliczenia wykonano dla zmian zawartości azotu (rys. 12):

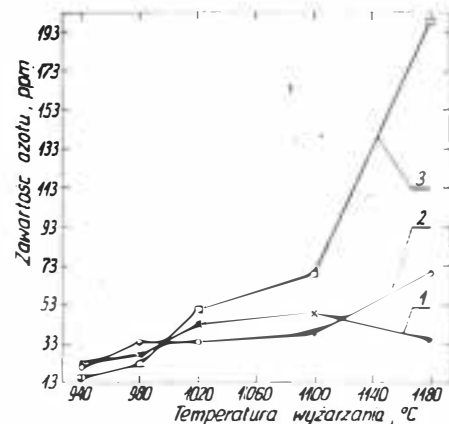
$$\text{— dla } t = 25 \text{ min} \quad P_{N_2} = 16,297e^{0,00063T}; \quad r = 0,1819 \quad (8)$$

$$\text{— dla } t = 60 \text{ min} \quad P_{N_2} = 0,32659e^{0,00448T}; \quad r = 0,9300 \quad (9)$$

$$\text{— dla } t = 120 \text{ min} \quad P_{N_2} = 0,00091e^{0,01037T}; \quad r = 0,9846 \quad (10)$$

Zastosowana funkcja niedokładnie ujmuje wyniki otrzymane dla wyżarzania w czasie 25 min. Przyczyną tego może być sam materiał wyjściowy, w którym rozmieszczenie azotu było niejednorodne. Fakt ten nie pozostał bez wpływu na ostateczne wyniki.

Wpływ parametrów obróbki cieplnej na zawartość wodoru w stopie tytanu WT3-1 przedstawia tabl. 4. Z przytoczonych danych wynika, że nie otrzymano ściślej zależności funkcjonalnej między parametrami obróbki cieplnej a zawartością wodoru. Podobne obserwacje poczyniono w [3]. Analizując te dane można jedynie stwierdzić, że podczas wyżarzania zachodziła dyfuzja wodoru do stopu tytanu WT3-1 prowadząca do zwiększenia jego zawartości o ok. 6,5–9,7 raza. Należy przy tym dodać, że na ostateczne wyniki duży wpływ wywierała wilgotność powietrza, gdyż para wodna była podstawowym źródłem wodoru w stosowanych zabiegach cieplnych.



Rys. 12. Wpływ temperatury wyżarzania na zawartość azotu w próbkach wygrzewanych przy następujących czasach: 1 — 25 min, 2 — 60 min, 3 — 120 min

Rozpatrując dane otrzymane z analizy gazów należy stwierdzić, że w badanych warunkach temperaturowo-czasowych najintensywniej do stopu tytanu WT3-1 dyfundował tlen. Duże ilości azotu stwierdzono w próbkach wyżarzanych w temp. 1180°C po wygrzaniu w ciągu 2 h. Wzrost zawartości wodoru był w wielu wariantach obróbki cieplnej bardzo podobny.

Wnioski

● Podczas wyżarzania stopu tytanu WT3-1 w powietrzu, na jego powierzchni powstaje zgorzelina o budowie warstwowej.

● Zależność grubości zgorzeliny od temperatury wyżarzania (przy stałym czasie wygrzewania) najdokładniej opisuje funkcja wykładnicza $g = b \cdot e^{mT}$.

● Mikrotwardość w obrębie zarówno zgorzeliny, jak i w strefie nasyconej gazami zmienia się w szerokim zakresie od 515 do 1360 HV 0,02 lub odpowiednio od 500 do 1100 HV 0,02.

cd. na III s. okł.

Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946 ÷ 1979) (I)

Inż. ADAM SKARBIŃSKI

Lata 1946 ÷ 1952

W pierwszym okresie powojennym budowa szybowców opierała się na sporządzonej przez konstruktora dokumentacji rysunkowej, jego odręcznych szkicach i poleceniach wydawanych bezpośrednio na warsztacie. Wysoko kwalifikowani pracownicy sami budowali sobie niezbędne pomoce warsztatowe, za pomocą których mogli wykonać zarówno zespoły drewniane, jak i metalowe. Również montaż dużych zespołów (jak kadłub, skrzydło, łożka, usterzenia) odbywał się na przyrządach, przeważnie drewnianych, zbudowanych przez warsztatowców na podstawie zestawionych rysunków konstrukcyjnych szybowca. Praca była prowadzona w systemie akordowym, przy czym kalkulator wyznaczał pracownikowi czas na wykonanie części, wliczając również czas na wykonanie niezbędnych pomocy. Podobnie oszacowana była ilość materiałów, które pracownik pobierał w magazynie. W pierwszych warsztatach w Białej takim kalkulatorem był technik Stefan Bidelski, zatrudniony od 1945 r. Pomagał on również przy rozwiązywaniu problemów budowy pomocy warsztatowych.

Pierwsze rozwiązania konstrukcyjne oprzyrządowania warsztatowego specjalnego w oparciu o doświadczenie w przemyśle maszynowym wprowadził do produkcji inż. A. Kokot podczas kierowania zakładem produkcyjnym w Jeżowie Sudeckim k. Jeleniej Góry. Głównym powodem było zapewnienie poprawnego kompletowania zestawów szybowców IS-2 Mucha-ter, produkowanych w liczbie 100 szt., z rozkooperowanych głównych zespołów. Wówczas Okręgowe warsztaty Szybowcowe w Jeżowie wykonały oprzyrządowanie, które zostało rozdzielone do poszczególnych warsztatów. W Bielsku były wykonywane okucia główne i skrzydła, w Łodzi, Warszawie i Krośnie — usterzenia, zaś w Poznaniu i Gdańsku — kadłuby, montaż, wykończenie i obloty.

Po przejściu do pracy w Bielsku inż. A. Kokot konstruował niezbędne pomoce do nowych typów szybowców. Kierownik Oddziału Technicznego inż. J. Niespał przydzielił mu do pomocy technika K. Żaka (1950 ÷ 1951 r.). Później (1952 r.) grupa powiększyła się o inż. St. Wielgusa i technika E. Czerbaka. Pierwsze rejestrowane w statystyce roboczogodziny dotyczące zagadnień fabrycznych przypadają na 1951 r.

Prace biurowe nad problemami warsztatowymi znalazły swoje odbicie w schemacie organizacyjnym (rys. 1) Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego (SZD) *) z lutego 1952 r., a więc z okresu przeniesienia trzech wydziałów Zakładu: administracyjnego, technicznego i warsztatów z Białej do nowo oddanych pomieszczeń na lotnisku w Aleksandrowicach k. Bielska. W schemacie, obok innych sekcji, znalazła się również Sekcja Fabrykacyjna.

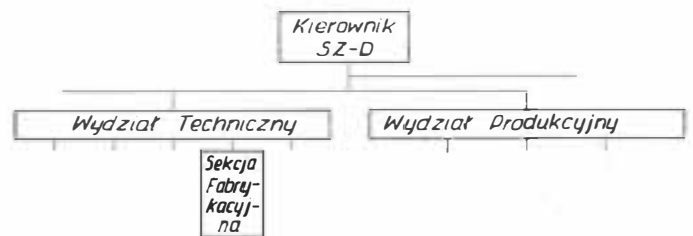
W latach 1951 i 1952 opracowywane były konstrukcje oprzyrządowania związane z szybowcami seryjnymi IS-4 Jastrząb, SZD-8bis Jaskółka, SZD-9bis Bocian, SZD-12 Mucha-100 oraz Żuraw.

Lata 1953 ÷ 1956

W marcu 1953 r. kierownik Zakładu mgr inż. Wł. Nowakowski polecił inż. A. Skarbińskiemu zorganizować Sekcję Technologiczno-Fabrykacyjną na Wydziale Technicznym prowadzonym przez inż. Niespała. Głównymi przyczynami powołania wydzielonej jednostki organizacyjnej były: zagadnienia materiałowe, wychodzące poza zakres zainteresowań Biura Konstrukcyjnego, połączenie konstru-

*) SZD — kryptonim, pod którym należy rozumieć bielski ośrodek konstrukcyjny; jego nazwy ulegały zmianom.

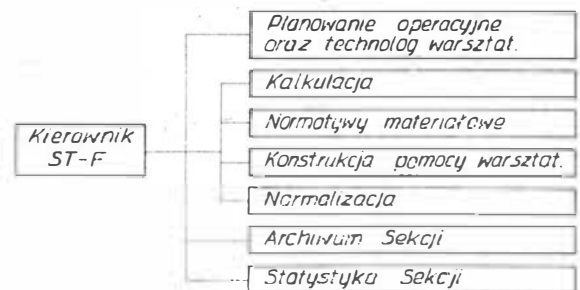
owanego oprzyrządowania z pracami warsztatowymi przez kalkulację (normowanie) oraz podniesienie na wyższy poziom techniczny produkcji szybowców. Inż. A. Skarbiński przez kilka lat zajmował się (zarobkowo) ślusarstwem i obróbką mechaniczną drewna, odbył praktykę studencką w 1948 r. w Instytucie Szybownictwa (IS) w Bielsku, ukończył wydział lotniczy ówczesnej Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda w Warszawie. Pracę w SZD podjął w 1950 r. na stanowisku konstruktora. Organizacja Sekcji Technologiczno-Fabrykacyjnej przypadła mu po współ-



Rys. 1. Schemat organizacyjny Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego — luty 1952 r.

udziale (z mgr. inż. J. Sandauerem) w konstruowaniu wersji bis szybowca SZD-8 Jaskółka. Pracy przy tym szybowcu nie przerwał, prowadząc po skończeniu konstrukcji pełny nadzór warsztatowy nad budowaną serią aż do marca 1953 r. Pełnienie tej funkcji wyrobiło w nim krytyczne spojrzenie na dokumentację konstrukcyjną i potrzeby produkcji.

Sekcja Technologiczno-Fabrykacyjna (ST-F) zaczęła pracę opierając się na schemacie organizacyjnym z 10.4.1953 r. (rys. 2) wzorowanym na lokalnym przemyśle maszynowym i objęła zagadnienia: planowania operacyjnego (procesów technologicznych), kalkulacji czasowej i materiałowej, konstrukcji pomocy warsztatowych oraz normalizacji. W skład Sekcji wchodził technicy: St. Bidelski, E. Czerbak, K. Żak, Er. Górniewicz, J. Rompolt oraz kierownik inż. A. Skarbiński.



Rys. 2. Schemat organizacyjny Sekcji Technologiczno-Fabrykacyjnej (ST-F) z 10.4.1953 r.

W pierwszym okresie główne działanie ST-F polegało na uporządkowaniu zagadnień dokumentacji Biura Konstrukcyjnego i ruchowej dokumentacji dla produkcji.

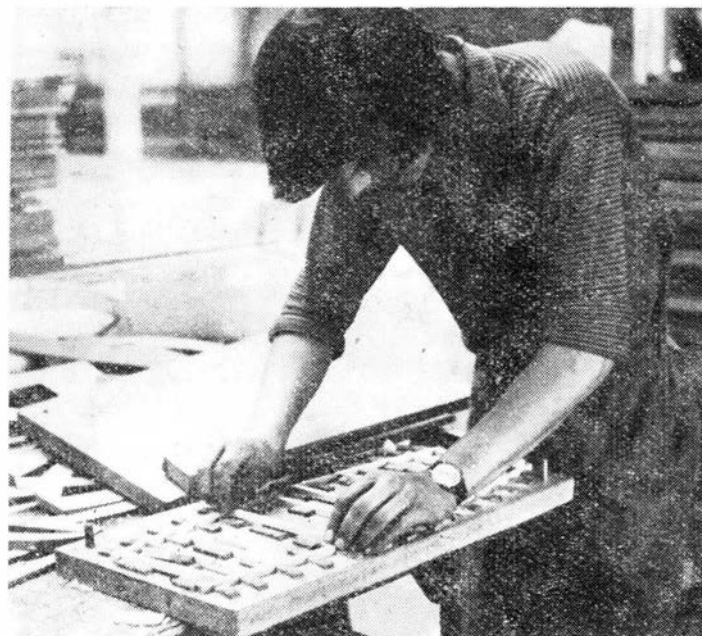
Niezwykle pilną sprawą materiałową stosowanych w konstrukcjach. Pierwsze bowiem rozwiązania konstrukcyjne opierały się na pozostawionych przez okupanta materiałach i częściach normalnych; należało zacząć stosować materiały produkowane w kraju. Potrzebna była znajomość normalizacji. Inż. A. Skarbiński odbył specjalny kurs dla normalizatorów, zorganizowany przez Departament Techniki Ministerstwa Transportu Drogowego i Lotniczego

(MTDiL) w Warszawie, do którego należał SZD. Trzeba wspomnieć, że był to okres, w którym intensywnie pracowano w Polskim Komitecie Normalizacyjnym (PKN). Tak więc należało dojść do pełnego wykazu materiałów potrzebnych do wykonania szybowca, z określeniem ich gatunków, wymiarów, rodzajów itd. Wiązało się to z zastosowaniem poprawnej tabliczki rysunkowej i ustaleniu jej wypełnienia.

Istniały dwa systemy wykonywania specyfikacji materiałowej. Jeden polegał na umieszczeniu tabliczki ze specyfikacją w prawym dolnym rogu rysunku, drugi na umieszczeniu tabliczki na osobnym arkuszu formatu A4. Praktyczniejszy okazał się pierwszy system. Wprowadzono drukowane arkusze formatu A1 (1956 r.), na których znajdowała się tabliczka z nagłówkiem specyfikacji. Ustalono również, że format A1 będzie jedynym formatem do przechowywania rysunków w archiwum i do kopiowania światłoczułego. Rysunki A2, A3 i A4 z własnymi specyfikacjami tworzyły format A1 bez rozcinania. Zastosowanie wymiarów technologicznych tzw. surowych (konstruktor podawał wymiary netto) stało się możliwe po zmodyfikowaniu wzoru arkuszy kalkulacyjnych, na które je wpisywano. Z tych arkuszy były spisywane materiały do zestawienia zbiorczego. Zestawienie takie było podstawą do zaopatrzenia oraz prowadzenia gospodarki magazynowej.

Sekcja T-F stała się również komórką weryfikującą dokumentację konstrukcyjną, gdyż technolog posługując się rysunkiem przy swoim opracowaniu automatycznie natrafiał na błędy wynikające z czytelności rysunku, specyfikowania części, pełnego określenia materiału, wymiarowania, np. rozróżniania części lewej od prawej, itd.

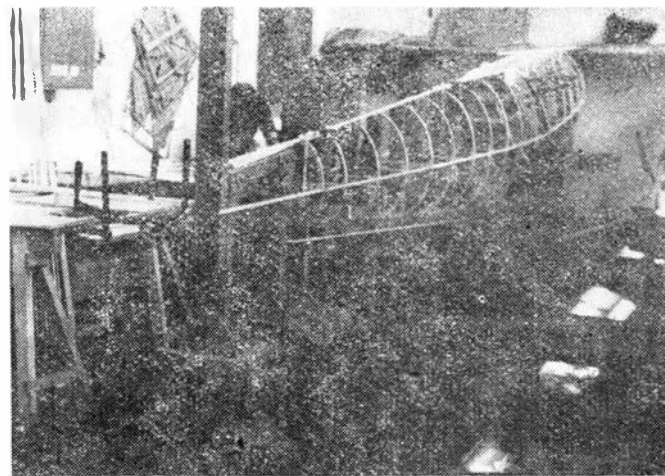
Ujęcie wszystkich materiałów potrzebnych do budowy szybowców ujawniło bardzo rozbudowany ich asortyment. Stąd zrodziła się myśl stosowania zmniejszonego asortymentu materiałów. Opracowanie katalogu wybranych asortymentów było możliwe po przeprowadzeniu wnikliwej statystyki gatunków i stosowanych wymiarów. Pierwszy „Zacieżniony Asortyment Materiałów” do budowy szybowców powstał w 1954 r.



Rys. 3. Wykonywanie żebrek skrzydła z listewek. Fot.: L. Zielański

Przeprowadzono również statystykę stosowanych w konstrukcji „walków” i „otworów” (pojęcia symboliczne w układzie pasowań), co umożliwiło ustalenie typowych narzędzi obróbkowych i kontrolnych. Trzeba dodać, że w tym okresie wprowadzony był po raz pierwszy do dokumentacji konstrukcyjnej znormalizowany przez PKN układ pasowań i tolerancji oraz symbole gładkości obróbki, zastępujące takie określenia na rysunku jak np. „pasować obrotowo ciasno”. Wg statystyki zacieżnione zostały również wymiary części łączących, takich jak śruby, nakrętki, podkładki, nitki i wkręty. Ciągłe powiększany był zbiór pomocy dla konstruktorów w postaci własnych opracowań, wyciągów, zamienników, katalogów, cenników, norm, warunków technicznych itd. Zorganizowana była również przez ST-F biblioteka techniczna wg układu dziesiętnego CIDNT.

Rozbudowany zakres stosowanych materiałów i części normalnych miał miejsce także przy konstrukcji oprzyrządowania specjalnego.



Rys. 4. Szkielet kadłuba Bociana w przyrządzie montażowym

Wzrastała rola oprzyrządowania specjalnego. Utworzony został komplet rysunków prostych pomocy niezbędnych do wykonywania części i zestawów drewnianych (tzw. grupa „00”), przy czym rysunki były potraktowane jako typowe rozwiązania, na które powoływano się w procesach technologicznych bez każdorazowego podawania wymiarów szczegółowych. Oprócz pomocy niezbędnych do wykonania części metalowych, zaczęto wprowadzać metody ekonomiczniejsze, np. wykrojniki zastępujące obrabianie blach w pakietach itp. Pierwsze wykrojniki były stosowane przy produkcji zaczepów szybowcowych w 1954 r. Pierwsze wzorniki (wykonane ze sklejki z wypilowanym profilem aerodynamicznym) do sprawdzania wierności geometrii gotowego skrzydła zostały użyte w 1956 r. na szybowcu SZD-8bis Jaskółka. Wprowadzone zostały również karty weryfikacyjne tworzące kartotekę w Dziale Kontroli Technicznej, w celu określenia przydatności i żywotności poszczególnych przyrządów. Aby zmniejszyć pracochłonność wprowadzono zasadę, by oprzyrządowanie specjalne było obrabiane tylko na tych płaszczyznach, które są płaszczyznami pracującymi. W większym zakresie zaczęto wprowadzać do konstrukcji oprzyrządowania gotowe wyroby hutnicze o skatalogowanych profilach i części znormalizowane pozostawione przez okupanta i krajowe (tzw. NiL). Skonstruowany był również żarówkowy piec elektryczny do grzania arkuszy szkła organicznego, pleksi, przy formowaniu osłon pilota (konstrował inż. A. Kokot).

W pracach warsztatowych coraz częściej stosowano wykrojniki przelotowe ze stemplem swobodnym (monter T. Supryn) oraz tłoczenie blach na prasie balansowej, np. tłoczenie kołpaka zamiast ręcznego klepania na skórzanym worku z piaskiem (T. Supryn). Drugim bardzo ważnym zagadnieniem było ustalenie normatywów do norm czasowych na wykonywanie prac warsztatowych. Praca nad opracowaniem własnego Katalogu Norm Czasowych dla czynności występujących w budowie szybowców była prowadzona od 1954 r. początkowo wspólnie z pracownikami Zarządu Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego (ZSLS) w Warszawie. Była to praca bardzo żmudna i odpowiedzialna. Pierwsze opracowania technologiczne seryjne oparte na Katalogu dotyczyły szybowca szkolnego IS-3 ABC (K = kalkulacja), wyczynowego SZD-8 ter Jaskółka Z (K) oraz treningowego SZD-15 Sroka (K) w latach 1955-1957. Rejestrowanie czasu faktycznie zużytego pozwalało prowadzić analizę trafności ustalonej normy wg Katalogu. Analizę prowadzono graficznie na wykresach. Pozwalała ona również na ustalenie najbardziej pracochłonnej czynności technologicznych, a wprowadzenie usprawnień pozwalało na obniżenie kosztów własnych.

W ST-F zaczęto prowadzić statystykę pracochłonności biurowej prac technologicznych z podziałem na rodzaje poszczególnych prac (1955 r.).

Niektóre z powstających nowych konstrukcji miały charakter doświadczalny i wymagały jedynie szybkiego zbudowania prototypu, inne natomiast były projektowane z przeznaczeniem do uruchomienia serii. Należało więc wypracować system organizacyjny tworzenia niezbędnej dokumentacji ruchowej (warsztatowej) do budowy prototypu doświadczalnego i serii.

W latach 1953-1956 w ST-F opracowane były dokumentacje do prototypów: SZD-10 Czapla, SZD-11 Albatros, SZD-14 Jaskółka M, SZD-15 Sroka, SZD-17x Jaskółka L

i SZD-18 Czajka (K) oraz dokumentacje seryjne do szybowców: IS-2 ABC (K), SZD-8bis Jaskółka, SZD-10bis Czapla, SZD-12 Mucha-100A, SZD-15 Sroka (K) oraz zaczep szybowcowy SZD-III-A 56.

Warto zaznaczyć, że dokumentacja konstrukcyjna szybowca Czapla zawierała po raz pierwszy podział fabrykacyjny na zespoły.

Z biegiem czasu zaczął się tworzyć zbiór analitycznie opracowanych norm zużycia materiałów opartych na obowiązującym wykazie zacieśnionego asortymentu materiałów części normalnych. Pozwoliło to na ustalenie zapotrzebowania materiałowego jeszcze przed rozpoczęciem konstrukcji nowego typu, przez adaptowanie z małą nowelizacją normy zużycia poprzedniego szybowca.

Zaistniała również konieczność (szczególnie ze względu na rozpoczynający się eksport) opracowania nowego dokumentu, mianowicie Warunków Technicznych Wykonania (WTW) — późniejsza nazwa zgodna z Polską Normą: Wymagania Techniczne Produktu (WTP) szybowców. Opracowanie to, ujęte w formę normy zakładowej, dopełniało wszystkich wymagań konstrukcyjnych, które nie znajdowały się w dokumentacji rysunkowej. WTP ustalone przez konstruktora stały się podstawą odbioru szybowców przez zakładową kontrolę techniczną.

Opracowywana dokumentacja technologiczna zaczęła się poszerzać o instrukcje warsztatowe (IW) omawiające poszczególne technologie przy budowie szybowców.

Równolegle do Sekcji Techniczno-Fabrykacyjnej coraz większego znaczenia nabierał Dział Opracowań Seryjnych (DOS) prowadzony przez mgr. inż. R. Zatwarnickiego, bo-

TABLICA. Zestawienie opracowań seryjnych wykonanych przez BK SZD w latach 1945-1962

Nazwa i oznaczenie szybowca	Biuro Konstrukcyjne	
	pracochłonność	koszty w tys. zł
IS-A Salamandra	5 200	...
IS-B Komar	3 200	...
IS-C Żuraw	7 200	...
IS-1 Sęp	2 500	...
IS-2 Mucha	7 700	...
IS-3 ABC	12 900	...
IS-4 Jastrząb	8 700	...
SZD-8 Jaskółka	45 300	...
SZD-9 Bocian	17 900	...
SZD-10 Czapla	23 000	...
SZD-12 Mucha-100	30 400	...
SZD-15 Sroka	12 300	...
SZD-17 Jaskółka I.	14 700	...
SZD-19 Żefir	24 100	631,6
SZD-21 Kobuz	12 500	339,2
SZD-22 Mucha-Standard	23 200	630,7
SZD-24 C. Foka C.	20 400	729,3*
SZD-24-F Foka F.	800	29,2
SZD-25 Lis	17 000	491,5
SZD-27 Kormoran**)

... — brak danych, *) w tym koszt próby stat. przeprowadzonej przez Instytut Lotnictwa, **) całość opracowania ujęta w prototypie

Źródło: Biuletyn omawiający działalność ZSLiS w latach 1945-1962, Warszawa 1963 r.

wiem uproszczona dokumentacja konstrukcyjna prototypowa nie mogła już zadowolić stale wzrastających wymagań produkcji.

CONTENTS

GLASS A.: Farnborough '84. TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 4

The most recent models of sport, training, passenger and fighter aircraft, helicopters and new projects presented at the Farnborough '84 exhibition have been described.

GORSKI P.: Designs presented at the 3-rd Meeting of Amateur Designers. TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 8

Two versions of the J-2 Polonez aeroplane (with "Trabant" and "Mikron" engines), a biplane built by J. Ostrowski, "Marlin" designed by Dobrociniski but yet not finished, the "Pou-Plume" which was known before and double-engine QuickSilver, all being aeroplanes demonstrated at the Meeting taking place at Leszno, have been presented. A table with technical data has been added.

GRZEGORZEWSKI J.: Modern turbo-jet fighter engines (I). TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 11

Propulsion systems of modern fighters and fighter bombers have been characterized and some of over-pass and by-pass turbojet engines used in such aircraft have been described.

KAMIŃSKI W.: Visualization in fluid mechanics. Methods based on the use of markers (I). TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 23

The notion of visualization has been defined and classification of visualization methods has been given. General characteristics of individual groups of such methods have been presented and superficial marking techniques (such as oil film, oil spots, temperature-sensitive points, liquid crystals, pressure reliefs, colouring and electrolytic etching) have been discussed in details.

LUNARSKA S.: Gas diffusion into the WT3-1 titanium alloy during heat treatment. TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 25

Negative effects of gas diffusion into metal during heating have been discussed. A review of technical literature dealing with this problem has been made and then author's own investigations have been described, including the scope, methods and results of these investigation as well as discussion and conclusions.

SKARBIŃSKI A.: History of development of glider production process at the Glider Experimental Plant in Bielsko-Biala from 1946 till 1979 (I). TLiA, vol. XL, 1985, No 1, p. 29

The history of development of glider production process at the Glider Experimental Plant SZD, embracing the creative stages from design to manufacturing, covers the years from 1946 till 1979 inclusive, i.e. a 34-year's period. The period until 1956 has been presented in part I of this article.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Farnborough '84. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 4

Die Beschreibung umfasst die auf der Ausstellung gezeigten neuesten Sport-, Schul- und Trainings-, Verkehrs- und Jagdflugzeuge sowie Hubschrauber, wie auch die präsentierten Projekte.

GORSKI P.: Konstruktionen auf dem III Treffen der Konstrukteur-Amateure. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 8

Es werden Flugzeuge vorgestellt, die auf dem Treffen in Leszno präsentiert wurden: zwei Abarten des Flugzeuges J-2 Polonez mit Trabant- und Mikron-Motor, der Doppeldecker von J. Ostrowski, das nicht vollendete Marlin von Dobrociniski, das bereits bekannte Plou-Plume sowie das zweimotorige Quick Silver. Die beigefügte Zusammenstellung enthält technische Daten der Flugzeuge.

GRZEGORZEWSKI J.: Gegenwärtige Turbostrahltriebwerke für den Antrieb von Jagdflugzeugen (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 11

In dem Beitrag wird der Antrieb der gegenwärtigen Jagd- sowie Bombenjagdflugzeuge charakterisiert sowie einige von den eingesetzten Ein- und Zweistrom-Triebwerken beschrieben.

KAMIŃSKI W.: Sichtbarmachung in der Flüssigkeitsmechanik. Auf der Einführung von Markierungen gestützte Methoden (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 23

In dem Beitrag wird der Begriff der Sichtbarmachung definiert sowie die Klassifizierung der Sichtbarmachungsmethoden angeführt. Weiter werden die allgemeinen Charakteristiken der Methodengruppen wie auch die Technik der Oberflächenmarkierung, der Ölfilm, die Ölflecken, die Temperaturmessfarbe, die Flüssigkristalle, die Druckreliefs, das Färben und elektrolytisches Ätzen erörtert.

LUNARSKA S.: Diffusion der Gase in die Titanlegierung KT3-1 während der Wärmebehandlung. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 25

Der Beitrag enthält eine Stellungnahme zu den negativen Folgen der Diffusion von Gasen in das Metall während der Erwärmung. Es werden eine Übersicht über das Problem in der technischen Literatur angegeben sowie eigene Untersuchungen ihr Bereich und Methoden sowie die Versuchsergebnisse mit einer Analyse und Folgerungen angeführt.

SKARBIŃSKI A.: Geschichte der Herstellverfahren von Segelflugzeugen im Segelflugzeug-Versuchswerk in Bielsko-Biala in den Jahren 1946-1979 (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 1, S. 29

Die zusammengestellte Geschichte der Herstellverfahren von Segelflugzeugen im Segelflugzeug-Versuchswerk SZD umfasst den Zeitraum von 1946 bis einschliesslich 1979, also insgesamt 34 Jahre. Der I. Teil bezieht sich auf den Zeitraum bis 1956.

СОДЕРЖАНИЕ

ГЛЯСС А.: Фарнборо'84. TLiA, т. 40, 1985 г., № 1, с. 4

Описаны самые современные, спортивные, учебно-тренировочные, пассажирские и военные самолеты, истребители, а также вертолеты, экспонировавшиеся на выставке. Описаны также проекты новых самолетов, показанные на этой выставке.

ГОРСКИ П.: Конструкции III Слета Конструкторов-Любителей. TLiA, т. 40, 1985 г., № 1, с. 8

Статья знакомит с самолетами, показанными на Слете в г. Лешно (ПНР): два варианта самолета Я-2 Полонез с двигателем Трабант и с двигателем Микрон, биллан Е. Островского, еще не достроенный Марлин конструкции Доброцинского, известный Пу-Плюме и двухмоторный Квиксилвер. Дается сводка технических характеристик (таблица).

ГРЗЕГОЖЕВСКИ Е.: Современные газотурбинные двигатели для истребителей (I часть). TLiA, т. 40, 1985 г., № 1, с. 11

В статье дается характеристика двигателей современных истребителей и истребителей-бомбардировщиков, описаны некоторые, из применяемых на этих самолетах одно- и двухконтурных двигателей.

КАМИНЬСКИ В.: Визуализация в механике жидкостей. Методы открыты на введении маркировочных веществ. TLiA, т. 40, 1985 г., № 1, с. 23

В статье дается определение понятия визуализации и классификации методов визуализации. Описаны общие характеристики групп методов, более подробно описаны техники поверхности маркировочной-слоя масла, масляные пятна, термочувствительные краски, жидкие кристаллы, рельефы, давления, окрашивание и электрическое травление.

ЛУНАРСКА С.: Диффузия газов в сплав титана ВТ3-1 во время термической обработки. TLiA, т. 40, № 1, с. 25

Статья посвящена обсуждению отрицательного влияния диффузии газов в металл во время его нагрева. Дается обзор технической литературы по этой теме, а затем описаны собственные исследования автора, указан диапазон и методика этих исследований, приводятся результаты с анализом и заключениями.

СКАРБИНЬСКИ А.: История технологии изготовления планеров на Опытном Планеростроительном Заводе в г. Бельско-Бяла, 1946-1979 (I часть). TLiA, т. 40, 1985 г., № 1, с. 29

Описана история технологии изготовления планеров — являющейся областью творческой технической деятельности, соединившей конструкцию и производство планеров на Опытном Планеростроительном Заводе за период 1946-1979, т.е. за 34 года. Первая часть статьи посвящается периоду по 1956 г.

lotnicza

ASTRONAUTYCZNA

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: Rozwoj techniki lotniczej w nadchodzących latach ZE SWIATA .	1
STATYSTYKA LOTNICZA. Produkcja i ceny samolotów rolniczych; Okresy remontowe silników tłokowych; Produkcja i ceny jednoślakowych śmigłowców tłokowych; Produkcja i ceny samolotów służbowych turbo-śmigłowców i odrzutowych	3
A. Glass: Farborough '84 .	4
P. Górski: Konstrukcje III Zlotu Amatorów Konstruktorów Silnik czterosurowy do samolotów ultralekkich	8
J. Grzegorzewski: Współczesne turbiny silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (I)	10
PROTOTYPY: Dätwyler MD-3 Swiss-Trainer	11
KARTOTEKA TLiA: Beechcraft A 24R Sierra 200 Shorts 360 .	14
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (VIII)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Oznaczenia materiałów, metody pomiarów twardości, relacje między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami określonymi różnymi metodami wg PN oraz Aircraft Inspection and Repair 1972 Department of Transportation FAA (II)	17
W. Kamiński: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (I)	20
MAGAZYN TECHNOLOGA: S. Łunarska, H. Śliwa: Dyfuzja gazów do stopu tytanu WT3-1 podczas obróbki cieplnej	21
A. Skarbiński: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946-1979) (I) (Z DZIAŁOJOW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	25
PROJEKTY DuPont DP-2	29
PROTOTYPY Trago Mills SAH-1	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK	III okł.
Na okładce: Samoloty Westland Łysander Mk III i Mk IIIA z 309 Dywizjonu — rys. K. Cieślak	

GLASS A.: Farborough '84. TLiA, t. XL, 1985, III 1, s. 4

Opisano najnowsze samoloty sportowe, szkolno-treningowe, pasażerskie i myśliwskie oraz śmigłowce pokazane na wystawie, a także zaprezentowane projekty.

GÓRSKI P.: Konstrukcje III Zlotu Amatorów Konstruktorów. TLiA, t. XL, 1985, nr 1, s. 8

Przedstawiono samoloty zaprezentowane na Zlocie w Lesznie: dwie odmiany samolotu J-2 Polonez (z silnikiem Trabant i silnikiem Mikron), dwupłat J. Ostrowskiego, nie dokończony Marlin Dobrocińskiego, znany już Pou-Plume oraz dwusilnikowy Quick Silver. Zamieszczono tabelę danych technicznych.

GRZEGORZEWSKI J.: Współczesne turbiny silniki odrzutowe do napędu samolotów myśliwskich (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 1, s. 11

W artykule scharakteryzowano napęd współczesnych samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych, opisano niektóre spośród stosowanych w tych samolotach silników jedno- i dwuprzepływowych.

KAMIŃSKI W.: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzeniu znaczników (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 1, s. 23

W artykule zdefiniowano pojęcie wizualizacji oraz podano klasyfikację metod wizualizacyjnych. Przedstawiono też ogólne charakterystyki grup metod, jak również omówiono bliżej techniki: znacznikowania powierzchniowego (film olejowy, pianki olejowe, farby termoczułe, ciekłe kryształy, reliefy ciśnieniowe, barwienie i trawienie elektrolityczne).

ŁUNARSKA S.: Dyfuzja gazów do stopu tytanu WT3-1 podczas obróbki cieplnej. TLiA, t. XL, 1985, nr 1, s. 25

Artykuł ustosunkowuje się do negatywnych skutków dyfuzji gazów do metalu w czasie jego nagrzewania. Dokonano w nim przeglądu zagadnienia w literaturze technicznej, a następnie omówiono badania własne, podając zakres badań i ich metodykę oraz wyniki badań wraz z analizą i wnioskami.

SKARBIŃSKI A.: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej 1946-1979 (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 1, s. 29

Opracowana historia technologii wytwarzania dziedziny twórczej pomiędzy konstrukcją a wykonawstwem szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym SZD obejmuje lata od 1946 do 1979 r. włącznie czyli okres 34-letni. W pierwszej części przedstawiono okres do 1956 r.

cd. na s. 31

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. Blaszczyk, mgr inż. Z. Gturułski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Miśtorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wolński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO
CASOPISM I KSIĄZEK
TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr I. W-wa. Zam. 1136-1300/84. Nakład 7000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. N-26.

Cena pojedynczego egz. zł 80.--

Prenumerata roczna zł 960.--

INDEKS 37909

Dalsze wybory władz SIMP

Na II Plenarnym Zebraniu Zarządu Głównego SIMP na wiceprzewodniczących ZG wybrano następujących kolegów: Witolda Kaweckiego (z Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Poznaniu), Andrzeja Lipińskiego (OW SIMP w Gdańsku), Jerzego Modrzewskiego (OW SIMP w Warszawie) i Kazimierza Rajzera (OW SIMP w Bielsku-Białej). Zastępcą Sekretarza Generalnego SIMP został kol. Jerzy Drankowski.

Zebranie plenarne Zarządu SL SIMP

6 września 1984 r. odbyło się zebranie plenarne Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Poprowadził je przewodniczący Zarządu kol. A. Misiorek.

Kol. A. Misiorek poinformował członków Zarządu o poszerzeniu składu wiceprzewodniczących oraz przypomniał o dziesięciu zespołach roboczych Zarządu Sekcji.

Zebrani przedyskutowali poszczególne pozycje, zawarte w (poprzednio rozesłanej do członków Zarządu) propozycji Prezydium w sprawie działalności Zarządu w okresie: wrzesień—grudzień 1984 r. Ustalono następujący terminarz:

- wrzesień — seminarium nt. metrologii w lotnictwie, w Rydzynie,
- październik — zebranie Prezydium Zarządu Sekcji, w Mielcu,
- listopad — spotkanie prezydiów sekcji lotniczych SIMP i SITK,
- grudzień — zebranie plenarne Zarządu Sekcji.

Koleżeńskie spotkania „okrągłego stołu” zaplanowano na październik (nt. usług lotniczych) i listopad (poświęcone zagadnieniom silników tłokowych).

Ożywioną dyskusję wywołał problem efektywnych korzyści ze spotkań „okrągłego stołu”. Padły propozycje ponawiania tematyki spotkań, opracowania materiałów czy zgłaszania dezyderatów związanych z tematem zebrania.

Zaplanowano opracowanie do końca 1984 r. raportów w sprawie awioniki, silników tłokowych i usług w lotnictwie.

Kol. A. Abłamowicz zwrócił uwagę na potrzebę opracowania projektu szablonu akrobacyjnego z wykorzystaniem konstrukcji i elementów szybowców budowanych w PZL-Bielsko. Propozycję tę poparł kol. Z. Śmielkiewicz. Szybowiec akrobacyjny byłby wielkim atutem przemysłowym i eksportowym PRL. Sprawę tę — w trybie pilnym — zainicjuje Prezydium Zarządu

Sekcji. Prototyp modyfikacji powinien wziąć udział w Mistrzostwach Świata w 1987 r.

Wyniki działalności oddziałów i kół Sekcji Lotniczej SIMP, ujęte w sprawozdaniach, będą rozpatrzone w konkursie na przodujące ogniwo SL 1984 r.

W dyskusji omówiono potrzebę szerszej i aktualnej informacji o osiągnięciach, stanie nauki i przemysłu lotniczego w kraju.

Szczegółowe informacje dotyczące członków Prezydium i Zarządu Sekcji oraz przewodniczących ogniw organizacyjnych i zespołów roboczych zestawiono w wykazach, które doręczono zainteresowanym.

Wręczenie dyplomów specjalizacji z dziedziny lotnictwa

24 maja 1984 r. minister Hutnictwa i Przemysłu Maszynowego Edward Łukosz oraz przewodniczący Zarządu Głównego SIMP kol. Jan Kaczmarek wręczyli grupie inżynierów dyplomy specjalizacji zawodowej. Z dziedzin lotniczych dyplomy otrzymali: dr inż. Wiesław Stafiej z Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa w Bielsku-Białej i mgr inż. Zenon Zawadzki z Instytutu Lotnictwa w Warszawie.

Echa sekcijnej działalności

Informowaliśmy już o uroczystym zebraniu poświęconym podwójnemu jubileuszowi: 65-lecia polskiego lotnictwa i 40-lecia ludowego lotnictwa PRL, które odbyło się w Warszawie, w Instytucie Lotnictwa w dniu 6 kwietnia 1984 r. O imprezie poświęconej działalności Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Lotnictwa pisał m.in. *Informator Zarządu Głównego SIMP* (nr 4, kwiecień 1984 r.), zaś *Przegląd Mechaniczny* (nr 13, lipiec 1984 r.) zamieścił artykuł ze zdjęciami uczestników spotkania.

O degradacji funkcji inżyniera

Informator Zarządu Głównego SIMP nr 5 z ub.r. przyniósł obszerne wyjątki z projektu Uchwały XXV Walnego Zjazdu Delegatów. Przytaczamy zamieszczone gorzkie — lecz jakże prawdziwe — opinie.

„W dobie ciągłych niedostatków rynku, zakłady nie widzą powodu do unowocześnienia produkcji. Stąd prace twórczo-rozwojowe i organizacyjno-produkcyjne są na drugim planie. Ta sytuacja powoduje rze-

komy brak zapotrzebowania na kadre inżynierską i dewaluację wartości tego zawodu. Kraj nasz jest jedynym, w którym oficjalnie szczycono się wyrównaniem zarobków twórców-inżynierów i wykonawców-robotników. Na taki błąd polityczno-ekonomiczny nie pozwolił sobie i nie pozwoli — aby nie cofnąć się w rozwoju — żaden kraj socjalistyczny ani kapitalistyczny. Przez lata całe deformowano relacje płacowe i starano się poróżnić twórców techniki i nadzór produkcji z wykonawcami, którzy wspólnie i zgodnie odbudowywali kraj. Niestety w wielu przypadkach to się udało”.

„Kraj rozwijający się na dzisiejszym, światowym poziomie techniki, wymaga wspólnej pracy, mózgow i rąk. Jest to wynik współczesnego stanu techniki na świecie i nieświadomie sobie takiego faktu w imię koniunkturalnych, politycznych czy pseudopolitycznych celów, doprowadzić może do katastrofy gospodarczej, co za tym idzie i społecznej.

Zawód inżyniera to tworzenie nowej techniki, organizacja produkcji. Zawód ten to jednocześnie powołanie, przyczyniające się do rozwoju cywilizacji.

Przed nami poważne zadania:

- rozszerzenia oferty eksportowej w postaci nowoczesnych i wysokojakościowych wyrobów, jedynej drogi do ożywienia wymiany handlowej, spłaty długów i podwyższenia poziomu życia w kraju,
- zwiększenia produkcji dóbr konsumpcyjnych i podniesienia ich jakości dla zaspokojenia rynku krajowego.

Zadań tych bez wielkiego wysiłku inżynierskiego — nie wykona się! Ale, aby te cele zrealizować, muszą zostać stworzone warunki, które będą pomagały w tej pracy, a nie będą ją niweczyły”.

Składki członkowskie SIMP

XXV Walny Zjazd Delegatów ustanowił podwyższone składki indywidualnych członków SIMP. Składka roczna normalna wynosi 360 zł, ulgowa — 120 zł.

Honorarium recenzenta specjalizacji

Do Uchwały nr 14 Zarządu Głównego NOT z dnia 25.11.1983 r. wprowadzono zmianę dotyczącą kosztów przewodu w zakresie specjalizacji i ich pokrywania. Jednolite we wszystkich stowarzyszeniach naukowo-technicznych honoraria dla recenzentów osiągnęli twórczy inżynierów, ubiegających się o specjalizację, wynoszą 2 tys. zł.

Mgr inż. W. Zaremba

cd. ze s. 28

● Struktura zgorzeliny składa się przede wszystkim z TiO_2 , obok którego występują takie fazy jak: Al_2O_3 , Al_2TiO_5 , TiN , TiO i $\alpha-Ti$.

● W strefie nasyconej gazami głównym składnikiem strukturalnym jest faza $\alpha-Ti$, oprócz niej stwierdzono obecność tych samych faz co w zgorzelinie.

● Przy wyżarzaniu stopu tytanu WT3-1 w powietrzu zachodzi dyfuzja tlenu, azotu i wodoru, przy czym najintensywniej dyfunduje tlen.

● Związek między temperaturą wyżarzania a zawartością tlenu lub azotu w miarę dokładnie opisuje funkcja wykładnicza: $P_{O_2} = b \cdot e^{mT}$ lub $P_{N_2} = b \cdot e^{mT}$.

● Między zawartością wodoru a parametrami obróbki cieplnej nie uzyskano zależności funkcjonalnej.

LITERATURA

1. U. ZWIKER: Titan und Titanlegierungen. Springer-Verlag Berlin, 1974 r.
2. T. HURLÉN: Oxidation of Titanium. J. Inst. Metals, 89, 1960, s. 128-136.
3. N. D. TOMASZOW, R. M. ALTOWSKIJ: Korozja i zaszczita titana. GN-TIML, Moskwa, 1963 r.
4. G. BERANGER: Comparative study between the oxidation of pure titanium and its alloys. "6th International Congress on Metallic Corrosion". Sydney, 3rd-9th Dec., 1975. Extend. Abstrs., S.I., S. a. Varpeg, nr 6, 3.
5. H. DECHAMPS, P. LEHR: Sur l'oxydation du titane α en atmosphère d'oxygène: rôle de la couche oxydée et mécanisme d'oxydation. J. Less-Common Metals, 1977, 56, nr 2, s. 193-207.
6. W. I. ARCHAROW, T. P. LUCZKIN: Trudy instituta fiziki metalow. Wyp. 16, Izd. AN SSSR, 1955.
7. L. A. NIKOLSKIJ i in.: Gorlaczaja sztempowka i priessowanije titanowych splawow. Maszynostrojienie, Moskwa 1975 r.



PZL-104 Wilga QUIET STOL

OVER 800 VILGAS FLYING IN 17 COUNTRIES

- Best glider tug
 - 12 tows in one hour
 - 4 parachutists
 - 36 jumping in one hour
 - Only 67 dB (A) noise
 - Take-off run 80 m
 - rate of climb 6,3 m/s
 - Optional dual controls, skis, 270 kg ag-hopper, floats
- 56 years of experience



MANUFACTURER:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa Okęcie
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46 00 31, Cable: Owuska, Telex: 814649

EXPORTER

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO. Box 6, Poland
Phone: 10 80 01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzpl



PEZETEL
POLAND