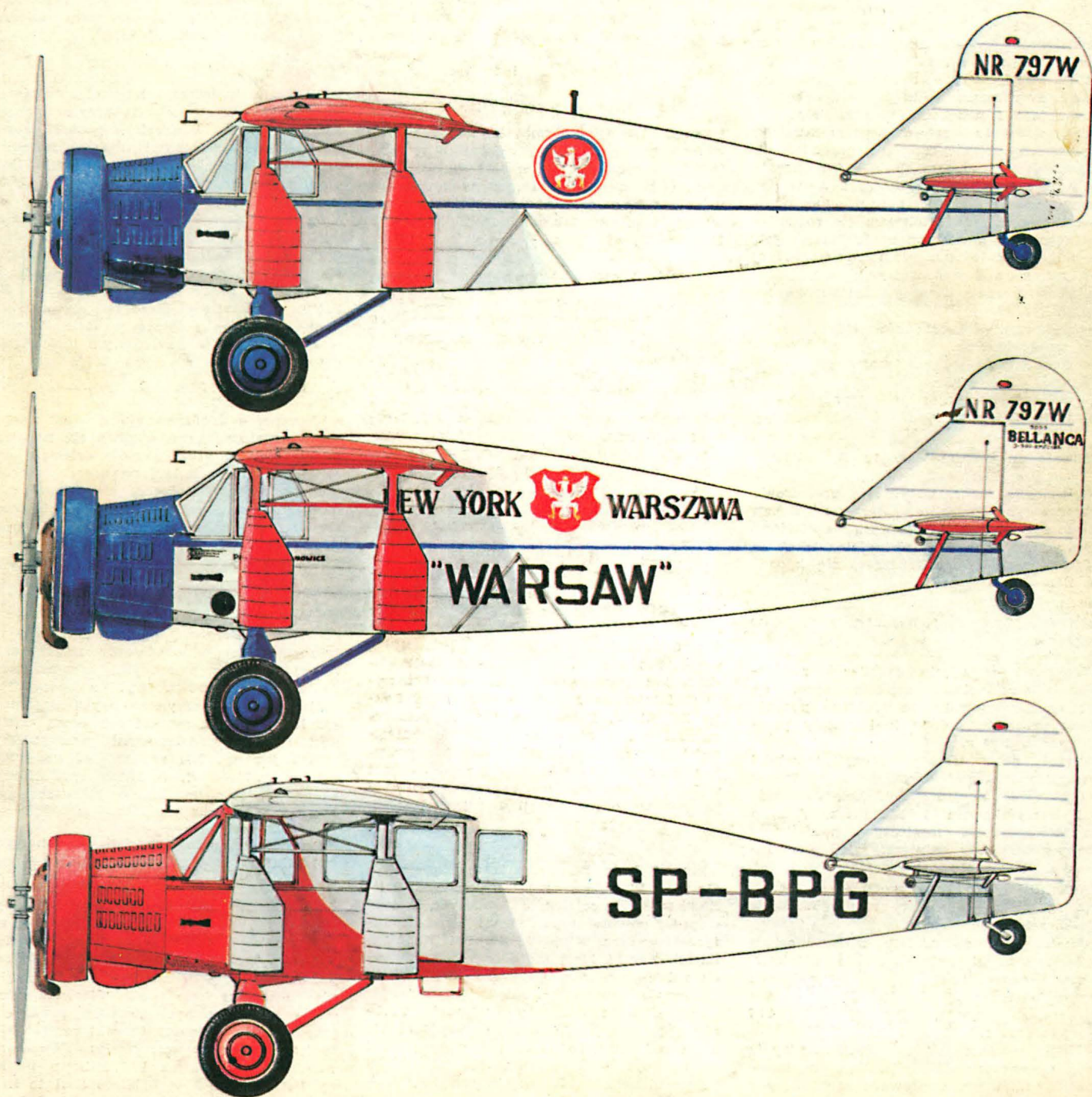


TECHNIKA

6'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Zebrań Sekcji Głównej Lotniczej SITK

22 listopada ub.r. w Sali Prezydyjaldnej Domu Technika NOT odbyło się zebranie Sekcji Głównej Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji. Zebranie, w którym uczestniczyli koledzy z Sekcji Lotniczej SIMP, było głównie poświęcone omówieniu materiałów redakcyjnych do raportu pn. „Polskie lotnictwo cywilne — podstawowe problemy działalności i rozwoju”. Z dyskusji nt. przedstawionego projektu raportu wynikało, że dokument ten powinien syntetycznie (zaledwie w kilku punktach) określać założenia kierunkowe dla lotnictwa cywilnego i oprócz ujęcia haseł: integracja, polityka kadrowa, szkolenie, sport, zagadnienia lotniskowe i in. — należy ustosunkować się do strategii działania. Mamy dużo sił i odpowiednie środki, lecz brak programu i właściwej polityki może doprowadzić do regresu w lotnictwie cywilnym. Powinny istnieć dwa statuty: dla lotnictwa komunikacyjnego i pozakomunikacyjnego.

Po omówieniu założeń programowych konferencji „Transport a gospodarka”, zorganizowanej w ramach XXIII Zwyczajnego Zjazdu Delegatów SITK, zebrani poruszyli sprawy różne, m.in.:

- szkolenie kadr lotniczych (w rozumieniu szerokim, a nie personelu latającego),
- dokształcanie podyplomowe (rozsądne, aby nie spowodować nadprodukcji),
- prowadzenie doraźnych kursokonferencji,
- wykorzystanie ośrodków NOT do celów szkoleniowych,
- eksploatacja sprzętu naziemnego i latającego, diagnostyka,
- wykorzystanie specjalistów Sekcji Lotniczej SIMP jako wykładowców.

Zebrań Prezydium Zarządu SL SIMP

24 listopada ub.r. odbyło się posiedzenie poszerzonego Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, na którym omówiono sprawy związane z działalnością Sekcji w ostatnich miesiącach kończącej się kadencji Zarządu.

Seminarium Społecznej Wszechniczy SIMP w Rydzynie

Trudności w ujęciu zagadnień związanych z seminariami zaplanowanymi na 1983 r. spowodowały, że niektóre pozycje planu pracy Zarządu Sekcji zostały przesunięte na 1984 r.

Temat pn. „Metody oceny trwałości sprzętu lotniczego” (zagadnienia rezerwów) przygotowali wspólnie kol. Jarzembowski, Borzyszkowski i Błażewicz. Analiza trwałości sprzętu lotniczego początkowo obejmie samoloty rolnicze, szkolno-treningowe i transportowo-pasażerskie.

Referaty, które były gotowe w lutym 1984 r., w marcu zostały rozpracowane w koreferacie technicznym.

Ustalono, że do udziału w seminarium będą zaproszeni przedstawiciele użytkowników oraz zakładów produkujących sprzęt lotniczy (łącznie ok. 25 osób). Seminarium odbędzie się w dniach 4÷7 czerwca 1984 r.

Drugie seminarium lotnicze w Rydzynie obejmie zagadnienie metrologii w lotnictwie. Temat ten poprowadzą simpowcy z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, którzy — z udziałem kol. Ząbkowicza — opracują referat ukierunkowujący zagadnienie. Odbędzie się dyskusja ogólna oraz dyskusje branżowe. W seminarium wezmą

udział szefowie zainteresowanych instytucji (LOT, PUL, ZUA, Zarządu Ruchu Lotniczego i in.). Termin seminarium ustalono na 10÷13 września 1984 r.

Przygotowania do zgromadzeń sprawozdawczo-wyborczych

Omówiono sytuację dotyczącą zebrań przedwyborczych w oddziałach i samodzielnych kołach Sekcji, szczególną uwagę poświęcając nieaktywnemu oddziałowi w Warszawie. Postanowiono opracować odpowiednie pisma i zredagować komunikat.

Konkurs na szybowiec

Projekt wstępny i warunki techniczne na szybowiec podstawowego szkolenia zostały uzgodnione z zainteresowanymi i weszły w końcową fazę. Za najlepsze prace Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej ustanowiło nagrody: 50, 30 i 20 tys. zł.

Konkurs na przodujące ogniwo Sekcji

Zatwierdzono regulamin konkursu środowiskowego na najlepiej działające ogniwo Sekcji Lotniczej SIMP w 1983 r. Koło lub oddział Sekcji uczestniczące w konkursie wraz z deklaracją udziału przekazuje sprawozdanie z działalności. Nagrody: 30 i 20 tys. zł.

Eksperti ds. awioniki

Władze Stowarzyszenia zatwierdziły preliminarz kosztów związanych z powołaniem zespołu ekspertów ds. awioniki w wysokości 150 tys. zł.

Przyznawanie specjalizacji zawodowej

Wiceprzewodniczący Zarządu kol. J. Horbaczewski został zgłoszony — jako przedstawiciel Sekcji Lotniczej SIMP — do Komisji Stowarzyszeniowej ds. Specjalizacji Zawodowej Inżynierów.

Wybory w Oddziale Warszawskim Sekcji SIMP

Zebranie sprawozdawczo-wyborcze Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP odbyło się z inicjatywy i staraniem Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP. 9 lutego br. spotkali się przedstawiciele Sekcji Lotniczej SIMP-owskich kół warszawskich zakładów i instytucji lotniczych z aktywnym Zarządu Sekcji ZG SIMP. Przedstawiciele kół poinformowali o najważniejszych nurtach działalności sekcijnej, po czym odbył się wybór Zarządu Oddziału Warszawskiego oraz wybory delegatów na zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej SIMP.

Zarząd Koła SL przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie zajął się m.in. kwalifikowaniem specjalistów lotniczych I i II stopnia, powołał koła: SEP i Młodych Inżynierów oraz Klub Techniki i Racjonalizacji. Zarząd Koła może organizować wycieczki zagraniczne, gdyż Instytut obecnie dysponuje samolotem Jak-40.

Zarząd Koła SL przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych współpracuje z kołami SEP i SITK; ma duże zasługi w rozwoju wynalazczości pracowniczej i wprowadzaniu postępu technicznego w lotnictwie. Zarząd wziął czynny udział w uroczystościach jubileuszowych 30-lecia Instytutu.

Zarząd Koła SL przy Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich

(PZL-Warszawa Okęcie) występował w sprawach ważnych dla środowiska technicznego, dotyczących etyki, szkolenia i dokształcania, był inicjatorem lub konsultantem nowej techniki (system komputerowy, nowa trasernia), brał udział w interesujących Centrum spotkaniach „okrągłego stołu”.

Zarząd Koła SL przy WSK PZL-Warszawa II starał się o podnoszenie kwalifikacji członków Sekcji oraz nawiązanie kontaktów i wymianę doświadczeń z kołami przy zakładach lotniczych; działa w Radzie Konsultacyjnej WSK.

Zarząd Koła SL przy Szefostwie Techniki Lotniczej MON stawiał sobie zadanie podnoszenie ogólnej wiedzy lotniczej w swoim środowisku. Zarząd proponuje wprowadzenie ścisłej współpracy między kołami Sekcji Lotniczej SIMP.

Po krótkich informacjach przewodniczących zakładowych kół SL, przewodniczący Sekcji kol. A. Misiorek zapoznał zebranych z wprowadzonymi nowymi formami pracy w Zarządzie Sekcji Lotniczej SIMP oraz z zamierzeniami, które będzie realizował nowo wybrany Zarząd.

Wybory zorganizowane wśród przedstawicieli kół Sekcji przyniosły przewodnictwo Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP, w nowej kadencji — kol. T. Kurcykowi, przewodniczącemu Koła SL SIMP w Instytucie Lotnictwa (w ub. kadencji aktywny działacz w Kole Terenowym OW oraz w Zakładowym Kole SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie).

Współpraca międzynarodowa SIMP

Współpraca międzynarodowa SIMP z krajami socjalistycznymi odbywa się na podstawie ustaleń i programów działania zatwierdzonych co 2 lata na naradach przewodniczących i sekretarzy generalnych stowarzyszeń naukowo-technicznych budowy maszyn krajów socjalistycznych. W oparciu o te ustalenia kontynuuje swe prace Międzynarodowy Komitet Technologii Budowy Maszyn.

Współpraca międzynarodowa SIMP z krajami kapitalistycznymi odbywa się w oparciu o doraźnie podpisywane umowy (porozumienia) o współpracy międzynarodowej SIMP z podobnymi organizacjami na Zachodzie lub w wyniku zobowiązań SIMP wobec międzynarodowych organizacji inżynierskich (w których biorą udział nasi specjaliści delegowani przez SIMP), takich jak np. Międzynarodowa Rada Silników Spalinowych (CIMAC) czy Międzynarodowy Komitet Badań Nieniszczących (ICNDT).

Konferencja przedstawicieli wojskowych kół SIMP

W październiku ub.r., z udziałem prof. J. Kaczmarka oraz gen. J. Modrzewskiego i gen. W. Wojciechowskiego, odbyła się VII Krajowa Konferencja Przedstawicieli Wojskowych Kół SIMP. W toku obrad podsumowano współzawodnictwo o najlepiej pracujące koła SIMP. Pierwsze miejsce w poszczególnych grupach i nagrody przechodnie Głównego Inspektora Techniki Wojska Polskiego otrzymały: Wojskowa Akademia Techniczna i Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 3 w Dęblinie (jest to koło zakładowe Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie), drugie miejsce przyznano Wojskowemu Zakładom Lotniczym Nr 2 w Bydgoszczy.

mgr inż. W. Zaremba



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX Czerwiec 1984

TECHNIKA

6'84

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Perspektywy samolotu Mewa (Drogi wychodzenia z kryzysu)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy restrykcje Reagana przerwały współpracę zakładów PZL-Mielec z wytwórnią amerykańską Piper — nie brakło takich, którzy na samolocie PZL-M20 Mewa chcieli już postawić krzyżyk. Sytuacja rzeczywiście nie była łatwa. By zrozumieć całość zagadnienia, trzeba sprawę poznać od początku.

W styczniu 1977 r. między polskim przemysłem lotniczym a wytwórnią Piper Aircraft Corporation została podpisana umowa, na mocy której polski przemysł lotniczy nabył prawa produkcji dwusilnikowego samolotu służbowego Piper PA-34-200 Seneca II wraz z prawem sprzedaży w Europie Wschodniej. Samolot Seneca był produkowany od 1972 r., zaś Seneca II od 1975 r. Umowa przewidywała budowę 400 samolotów w ciągu pięciu lat oraz dostarczanie przez wytwórnię Piper zmian dokumentacji w tym okresie. Spłaty nabytych praw licencyjnych i dostaw elementów do montażu oraz osprzętu i wyposażenia zostały dokonane za pomocą produkcji kooperacyjnej wybranych elementów o wartości 2 mln dol., podczas gdy koszt jednej Seneki był rzędu 100 tys. dol. Nie był to typ samolotu nieznanu u nas. Pierwszy samolot Seneca II został zakupiony przez Polskę w 1976 r., następnie dwa dalsze. Pozwoliło to na zapoznanie się z właściwościami tego samolotu.

Początkowo rozważano, w którym zakładzie zostanie umieszczona produkcja samolotu. PZL-Okęcie zaproponowały oznaczenie samolotu PZL-112, zaś PZL-Mielec — oznaczenie PZL-M20 Mewa. Produkcję powierzono Mielcowi.

Pierwszy etap prac w PZL-Mielec, prowadzonych w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym pod kierunkiem mgr inż. Krzysztofa Piwka, polegał na zabudowie wykonanych przez PZL-Rzeszów silników PZL-Franklin F6 na płatowcu konstrukcji amerykańskiej. Ta odmiana samolotu otrzymała oznaczenie M20-00. Płatowiec został zmontowany z zespołów produkcji amerykańskiej i otrzymał importowane wyposażenie. Pierwszy egzemplarz M20-00 Mewa wykonał pierwszy lot 25 lipca 1979 r. W tej odmianie zbudowano 4 samoloty. Dwa używane są w Ośrodku Szkolenia Personelu Lotniczego w Rzeszowie, jednego używają PZL-Rzeszów do badań silników, a jednego PZL-Mielec do prób śmigieł. Samolot uzyskał dobrą opinię użytkowników.

Następnym etapem prac było wykonanie struktury płatowca z materiałów krajowych. Ta odmiana samolotu została oznaczona M20-01. Z materiałów krajowych wykonano kadłub, usterzenie, podwozie i skrzydło (z wyjątkiem importowanego profilu użytego na dźwigar). Natomiast instalacja hydrauliczna i wyposażenie zastosowano amerykańskie. W tej odmianie zbudowano jeden egzemplarz do prób statycznych oraz serię informacyjną 5 samolotów, które znalazły odbiorców. Próby wytrzymałościowe wypadły pomyślnie. Próby pierwszego egzemplarza wykazały identyczną masę z odmianą M20-00 oraz takie same osiągi. Wykonano prototyp wersji sanitarnej, która została oblatana w 1982 r. Wkład importowanych elementów wynosił 26% ceny samolotu M20-01. Jest to przede wszystkim wyposażenie. Bez możliwości zakupów za dolary, samolotu w tej wersji nie da się produkować. Choć samolot otrzymał certyfikat polski 23.9.1983 r., ograniczenia wprowadzone przez Stany Zjednoczone uniemożliwiły jego produkcję. W wyniku tych trudności już w kwietniu 1982 r. wytwórnia PZL-Rzeszów przestała prowadzić prace rozwojo-

we nad silnikami Franklin, zaś w miesiąc później w PZL-Mielec wstrzymano produkcję Mewy. Sądzone, że produkcja Mewy została przekreślona.

Jednakże, wobec zapotrzebowania na samolot, poszukano dróg znalezienia możliwości wznowienia produkcji Mewy. Przede wszystkim PZL-Rzeszów w grudniu 1982 r. wznowiły prace nad rozwojem silników Franklin, w których wprowadzane są zmiany pozwalające na zrezygnowanie z importu dolarowego. Poszczególne zakłady osprzętowe podjęły się opracowania i produkcji alternatorów, rozruszników, iskrowników, gaźników, systemu paliwowego i turbodładowarki oraz rozwiązano problemy uszczelnienia silnika materiałami krajowymi. Do końca 1985 r. polonizacja silnika i jego osprzętu ma być zakończona, co stworzy możliwość jego produkcji seryjnej w zaistniałych warunkach.

Drugi problem to polonizacja samolotu, czyli zastąpienie wyposażenia importowanego krajowym. Rozwiązaniem problemu jest opracowana w PZL-Mielec odmiana oznaczona M20-02. Odmiana ta nie ma pilota automatycznego i bogatego wyposażenia do lotów bez widoczności, jakie miała Seneca II, czy pierwsze dwie odmiany Mewy, natomiast otrzymała żyrobusołą. Prototypem tej odmiany będzie ostatni egzemplarz samolotu z serii informacyjnej, który otrzyma wyposażenie polskie lub produkowane w krajach socjalistycznych. Tylko dętki kół są importowane, gdyż dopiero przy dużej serii opłacalne jest uruchomienie ich produkcji. Tak zmodyfikowany samolot ma wykonać pierwszy lot w połowie br., a następnie do końca roku uzyskać certyfikat. Wówczas będzie można zebrać zamówienia i wznowić produkcję Mewy.

Lecz oczywiście to nie koniec rozwoju samolotu. Są szanse uzyskania Mewy — ze znacznie bogatszym wyposażeniem. Istnieją prototypy takiego wyposażenia pokładowego jak VOR, ILS i marker, co pozwala na uruchomienie ich pierwszej serii. Skonstruowania natomiast wymaga pilot automatyczny, na co potrzebne są trzy lata.

Restrykcje nie sparaliżowały produkcji Mewy i silników Franklin, lecz je tylko opóźniły. Już obecnie PZL-Rzeszów eksportują na Zachód części zamienne do silników Franklin, a nawet sprzedają dwa pierwsze silniki F6. Gdy Mewa będzie gotowa do produkcji w nowym wcieleniu, niewątpliwie zakład uzyska na nią zamówienia. Lotnictwo sanitarne potrzebuje 40 Mew, które mają zastąpić wycofywane za rok Morawy. Mewa może służyć do szkolenia załóg; do tego celu wykorzystuje ją Ośrodek w Rzeszowie. Jest to dobry samolot taksówkowy. LOT używa obecnie do tego celu samolotu Seneca. Mewa użyte jako dyspozycyjne mogą częściowo zastąpić wysłużone samoloty An-2. Gdy samolot już będzie w produkcji i będzie można go kupić — znajdą się nabywcy, nie tylko krajowi. A kto będzie miał dewizy, będzie mógł zamówić odmianę z bogatym zestawem wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego.

Ktoś mógłby postawić pytanie, czy słusznie brano licencję na ten samolot. Niewątpliwie samolot dyspozycyjny jest nam potrzebny. Ponadto żaden z krajów socjalistycznych nie produkuje samolotów tej klasy. Produkcja Morav została zakończona 18 lat temu i samoloty tego typu kończą już żywot. Natomiast licencja Mewy była tania (równowartość tylko 16 samolotów, czyli 5% wartości przewi-

cd. na s. 2



CHINY

● Wytwornia samolotów w Szanghaju zawarła umowę z wytwornią amerykańską McDonnell Douglas na zakup jednego samolotu DC-9 Super 80 (MD-80) i montaż 25 dalszych dla chińskich linii lotniczych CAAC. (Av. Mag. 868)

● W Chinach przeprowadzane są próby śmigłowców zagranicznych w celu wybrania typów przydatnych dla lotnictwa cywilnego i wojskowego. Francuska Super Puma w Himalajach ustaliła przy okazji rekord wysokości 8787 m, zaś amerykański Bell 214ST był wypróbowywany w Tybecie, gdzie wykonywał lądowania na wysokości 5050 m. Chiny są zainteresowane zakupem 20-30 śmigłowców tej klasy. Do prac nad morzem wypróbowywane były śmigłowce: włoski Agusta A109A oraz amerykański Sikorski S-76. (Av. Mag. 868, 867)

● Firmy amerykańskie i kanadyjskie mają zainstalować w Chinach 45 naziemnych stacji badań satelitarnych o łącznej wartości 20 mln dol. (Av. Mag. 869)



CZECHOSŁOWACJA

● Członkowie Aviatik-klubu Brno zbudowali prototyp sportowego sterowca na ograniczone powietrze. Średnica powłoki — 14 m. Do napędu służy silnik tłokowy umieszczony na końcu gondoli. (LK 5/84)



FRANCJA

● Ostatni z 41 samolotów patrolowych Falcon HU-25A Guardian przemysł francuski dostarczył lotnictwu wojskowemu USA 8.12.1983 r. (Av. Mag. 869)

● 12 śmigłowców transportowych AS-332 Super Puma nabyło lotnictwo wojskowe Hiszpanii: 10 w wersji ratowniczej morskiej i 2 w wersji dyspozycyjnej. (Av. Mag. 869)

● Opracowany przez wytwornię Reims-Aviation dwusilnikowy turbośmigłowy samolot służbowy Reims-Cessna 406-5 Caracan II, oblatany w 1983 r., otrzymał kadłub od samolotu Cessna Titan, przód kadłuba z samolotu Conquest I, usterzenie i skrzydła z Conquest II, a podwozie od Citation III. (LK 4/84)

● Znajdujące się w użyciu samoloty służbowe Falcon 20 F mogą być modyfikowane na Falcon 20AG przez zamianę silników CJ-700 na Garrett ATF-3, co upodobni je do najnowszej odmiany tego samolotu oznaczonej Falcon 200. (LK 4/84)

● W budowie znajduje się odmiana śmigłowca Ecureuil oznaczona AS-351. Otrzymała ona silnik Turbomeca TM-333 i śmigło ogonowe typu fenestron. (Av. Mag. 868)

● Francuskie lotnictwo wojskowe wybrało amerykański samolot Grumman E-2C Hawkeye jako samolot wczesnego ostrzeżenia (AWACS). (Av. Mag. 868)

● Zużycie paliwa przez samoloty szkolne francuskiego lotnictwa wojskowego w

porównaniu z samolotem Fouga Magister (100%):

- Alpha Jet 190%,
- Epsilon 22%,
- CAP-10 11%.

Koszty obsługi technicznej w porównaniu z samolotem Magister:

- Alpha Jet 34%,
- Epsilon 27%,
- CAP-10 16%.

W wyniku tego koszt 3,9 h lotu na Epsilon jest równy 1 h lotu na samolocie Magister. (Av. Mag. 868)

● We Francji powstała Unia Stowarzyszeń Ochrony Lotnisk mająca na celu obronę lotnisk i ich otoczenia przed władzami i inwestorami, którzy mają na nie i ich otoczenie zakusy. (Av. Mag. 868)

● Aeroklub Francji ustalił, że szkolenie teoretyczne pilotów samolotów ultralekkich ma obejmować 12 h wykładów z mechaniki lotu, 5 h przepisów lotniczych, 4 h nawigacji, 3 h obsługi silnika i 8 h meteorologii, razem 32 h. (Av. Mag. 868)



INDIE

● Spośród trzech konkurentów: CASA-212, DHC-6 Twin Otter i Do-228-200 do produkcji licencyjnej w wytwórni Hindustan wejdzie zachodniemiecki samolot lokalnego transportu Dornier Do-228-200. Z zamówionych 150 samolotów pierwsze 10 wykona firma Dornier, pozostałe będą zbudowane w Indiach. (LK 4/84)

● Indie wybrały jako wojskowy samolot transportowy radziecki Iliuszyn Il-76, rezygnując z samolotów konkurencyjnych: amerykańskiego C-130 Hercules i francusko-zachodniemieckiego C-160 Transall. (Av. Mag. 868)



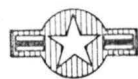
NRD

● W aeroklubach NRD dwumiejscowe szybowce szkolne SZD-9 Bocian są zastępowane szybowcami laminatowymi SZD-50 Puchacz. (FR 1/4)



SZWAJCARIA

● Wytwornia Pilatus opracowuje nowy turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy Pilatus PC-9, który ma być ulepszoną odmianą samolotu PC-7 Turbo Trainer, mogącą lepiej konkurować z samolotem brazylijskim EMB-312 Tucano. (FR 11/83)



USA

● Wytwornia Sikorski dostarczyła już 214 śmigłowców Sikorski S-76. W 1984 r. rozpoczęła próby prototyp wersji S-76B napędzanej silnikami PT6 oraz z nową głowicą z kompozytów. (Rotor Wings 12/83)

● Amerykańskie linie lotnicze TWA w pierwszym półroczu 1983 r. miały deficyt 108,9 mln dol., w związku z czym w drugiej połowie roku zwolniono z pracy 3500 pracowników. (FR 11/83)

● W filii wytwórni Piper w Chile montowane jest 60 wojskowych samolotów treningowych T-35 Pillan dla lotnictwa chilijskiego. (FR 11/83)

● Wytwornia Bell dostarczyła 10 śmigłowców szturmowych Bell AH-1S Cobra do Pakistanu. (Av. Mag. 862)

● Wojska lotnicze USA zamierzają zamówić 650 odrzutowych samolotów szkolno-treningowych Fairchild T-46A, które mają wejść do użycia na miejsce samolotów Cessna T-37. (Av. Mag. 861)

● Projekt budżetu USA na 1985 r. przewiduje dostarczenie przez przemysł w 1985 r. 150 samolotów myśliwskich F-16, 48 F-15 i 84 F/A-18. W 1989 r. produkcja ma wzrosnąć do 216 F-16, 96 F-15 i 120 F/A-18. (Av. Mag. 861)

● Prognozy rynkowe przewidują, że w najbliższym dziesięcioleciu zostanie sprzedane 1750 samolotów lokalnej komunikacji w USA i drugie tyle w pozostałych krajach — łącznie 3500 szt. (Av. Mag. 861)



W. BRYTANIA

● Amerykańskie linie lotnicze Pacific Southwest Airlines zamówiły w wytwórni BAe 20 samolotów pasażerskich BAe-146-200. Jest to największy jednorazowy zakup samolotów pasażerskich jaki został dokonany w brytyjskich wytwórniach lotniczych od 20 lat. Liczba zamówionych samolotów BAe-146 wynosi już 38, zaś opcji (wstępnych zamówień) 45. (BAe News 11/83)



ZSRR

● Wśród remontowanych w ZSRR samolotów cywilnych co drugi An-24, co trzeci An-26, co czwarty Il-62 i co piąty Ka-26 jest remontowany dla ich zagranicznych użytkowników. (FR 11/83)

● W pierwszym półroczu 1983 r. Aeroflot przewiózł 50 mln pasażerów i 1,5 t mln ładunków, wykonując pracę przewozową 77 mld pasażerokilometrów. (FR 11/83)

● Bułgarskie linie lotnicze Balkan mają już 17 samolotów pasażerskich Tu-154. Ostatnio nabyły samolot w wersji Tu-154B2. (FR 11/83)

● Samolot transportowy Iliuszyn Il-76 w wersji cywilnej prócz Aeroflotu używają przedsiębiorstwa transportu lotniczego Iraku, Libii i Syrii. (FR 11/83)

● W Instytucie Naukowo-Badawczym Zastosowań Lotnictwa w Gospodarce Narodowej w Krasnodarze przechodzi próby samolot rolniczy Antonow An-3. (FR 11/83)

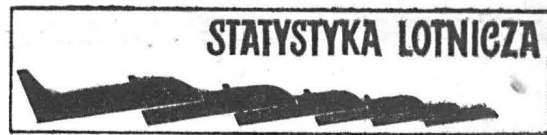
● W tworzonemu obecnie Muzeum Aeroflotu w Uljanowsku pierwszym eksponatem został Mi-4, zaś drugim M-15 przekazany z Majkopu. Muzeum ma otrzymać 60 samolotów i śmigłowców. (FR 11/83)

cd. ze s. 1

dzianej umową produkcji), a koszty uruchomienia jej produkcji bardzo niskie, dzięki dużej prostocie technologicznej samolotu. Wprowadzenie Mewy do produkcji to chyba był najtańszy z powojennych polskich programów produkcji samolotów, kilkanaście razy tańszy od produkcji samolotów

przeznaczonych do budowy w dużej serii. W okresie, gdy musimy oszczędzać i dbać o zyski z produkcji, program Mewy ma szansę stać się jednym z dość szybkich źródeł dochodów, pod warunkiem nieopóźniania prac nad uruchomieniem produkcji silników, osprzętu silnika i wyposażenia samolotu.

Wykorzystanie w PLL LOT oferowanej zdolności przewozowej udźwigu handlowego i miejsc, %



A. Przewozy regularne i nieregularne

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982 pkt, % 1981
Wykorzystanie udźwigu handlowego, %			
Przewozy regularne:	57,4	60,6	+3,2
— międzynarodowe	55,8	58,0	+2,2
— krajowe	75,0	75,6	+0,6
Przewozy nieregularne:	60,4	61,6	+1,2
— międzynarodowe	60,7	61,7	+1,0
— krajowe	37,5	30,0	(-7,5)
Razem	57,8	60,9	+3,1

B. Przewozy regularne i nieregularne

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982 pkt 1981 %
Wykorzystanie miejsc pasażerskich, %			
Przewozy regularne:	67,8	71,4	+3,6
— międzynarodowe	66,4	69,9	+3,5
— krajowe	79,1	77,7	(-1,4)
Przewozy nieregularne:	77,7	81,1	+3,4
— międzynarodowe	78,4	81,2	+2,8
— krajowe	39,3	60,0	+20,7
Razem	69,2	74,4	+5,2

C. Przewozy międzynarodowe i krajowe

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982 pkt 1981 %
Wykorzystanie udźwigu handlowego, %:			
— przewozy międzynarodowe	56,6	59,5	+2,9
— przewozy krajowe	73,7	75,2	+1,5
Wykorzystanie miejsc pasażerskich, %:			
— przewozy międzynarodowe	68,2	73,9	+5,7
— przewozy krajowe	78,1	77,6	-0,5

H. M.

Międzynarodowy transport lotniczy krajów RWPG w 1982 r.

Wskaźniki procentowe wzrostu przewozów międzynarodowych (wg tkm)

	Poszczególne lata					
	1977 : 1976	1978 : 1977	1979 : 1978	1980 : 1979	1981 : 1980	1982 : 1981
Świat	10,8	15,5	13,3	5,9	5,6	1,1
Kraje RWPG	8,7	13,6	13,1	-1,8	2,9	-1,8
Polska	13,0	21,1	10,8	-1,3	-7,6	-53,7*

*) Duży spadek przewozów międzynarodowych Polski był spowodowany zawieszeniem od grudnia 1981 r. połączeń zagranicznych i krajowych

Wg: Biuletynu Informacyjnego Lotnictwa Cywilnego nr 76/1983
A. G.

Niektóre wskaźniki techniczno-ekonomiczne PLL LOT

Wyszczególnienie	1981 r.	1982 r.	1982 pkt, % 1981
Wykorzystanie miejsc, %	69,2	74,4	+5,2
na liniach międzynarodowych	68,2	73,9	+5,7
krajowych	78,1	77,6	-0,5
Wykorzystanie udźwigu handlowego, %	57,8	60,9	+3,1
na liniach międzynarodowych	56,6	59,5	+2,9
krajowych	73,7	75,2	+1,5
Regularność lotów, %	93,2	96,8	+3,6
na liniach międzynarodowych	95,0	98,3	+3,3
krajowych	91,6	96,1	+4,5
Punktualność lotów, %	79,6	87,1	+7,5
na liniach międzynarodowych	73,5	80,1	+6,6
krajowych	84,8	90,4	+5,6
Średnia prędkość eksploatacyjna samolotów, km/h			1982 1981 %
na liniach międzynarodowych	721,4	700,2	97,1
krajowych	408,8	413,6	101,2
Godz. lotów na samolot inwent. (czas blokowy, h)	1360	725	53,3
(czas blokowy, h)			
Kilometry lotu, mln	34,8	16,5	47,4
(w tym 30,6 rozkl.)		(w tym 11,8 rozkl.)	(w tym 32,2 rozkl.)

H. M.

KONIECZNY J. R., MALINOWSKI T.: **Mała encyklopedia lotników polskich.** Biblioteczka Skrzydlatej Polski nr 19. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1983, str. 200. Cena zł 120.—

Od lat silnie odczuwany był brak książki zawierającej życiorysy najważniejszych ludzi z dziejów naszego lotnictwa: pilotów, konstruktorów i naukowców, którzy wnieśli największy wkład w jego rozwój. Zadanie to ma spełnić wielotomowa „Mała encyklopedia lotników polskich”, której pierwszy tom ukazał się obecnie. Zawiera on życiorysy 55 ludzi naszego lotnictwa, obejmujące cały alfabet od A do Z. W stosunku do „Małej encyklopedii lotników polskich” publikowanej na łamach tygodnika „Skrzydłata Polska”, życiorysy zostały rozszerzone, co jest poważną zaletą książki. Cennym uzupełnieniem życiorysów osób, których imionami nazywane są memoriały, zawody, medale itp., są wykazy kolejnych zwycięzców w

tych imprezach. Wobec co najmniej kilkuset osób, które położyły wybitne zasługi dla rozwoju polskich skrzydeł wydaje się, że powinien być prowadzony przemyślny wybór nazwisk. Wydaje się, że do tego tomu parę nazwisk trafiło przypadkowo. Ponieważ lista lotników polskich zawiera już wiele tysięcy nazwisk, encyklopedia ta chyba nie powinna spełniać roli księgi ku czci poległych lotników, gdyż temu zadaniu nie sprostą. Ze względu na duże zapotrzebowanie na publikacje tego typu, należy z niecierpliwością oczekiwać dalszych tomów.

A. G.

KACZKOWSKI R.: **Samolot PZL-104 Wilga.** Biblioteczka Skrzydlatej Polski nr 23. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1983, str. 160. Cena zł 105.—

W książce szczegółowo opisano 20 lat rozwoju samolotu wielozadaniowego Wilga,

czyli wszystkie jego odmiany (Wilga 1, 2, 2C Gelatik, 3, 32, 35, 40, 43, 80) i wersje (aeroklubowa, sanitarna, rolnicza, łącznikowa i wodna). Przedstawiono także konstrukcję samolotu i historię jego zastosowania. W książce podano wykaz ważniejszych wystaw, zawodów i przelotów, w których uczestniczyła Wilga. Nowością w polskiej literaturze lotniczej (natomiast za granicą rzeczą powszechnie praktykowaną) jest wykaz użytkowników samolotów Wilga z podaniem numerów fabrycznych i znaków rejestracyjnych. Informacje o samolocie uzupełniają plansze pokazujące różne rodzaje malowania Wilgi. Warto zauważyć, że jest to pierwsza polska książka poświęcona jednemu typowi samolotu (nie licząc książeczek z serii TBU). Spośród drobnych błędów należy zauważyć, że Wilga 43 nie miała ani numeru PR 091 (wg s. 64), ani PR 59053 (wg s. 150), lecz PR 59093.

A. G.



Samoloty komunikacji lokalnej (III)

Mgr PIOTR GÓRSKI

Samoloty nowej generacji

Reagując na zmieniającą się gwałtownie sytuację w komunikacji lokalnej, w ostatnich latach poprzedniej dekady zaczęto myśleć o skonstruowaniu specjalnych samolotów na jej użytek. Z jednej strony miały one wyjść naprzeciw rosnącemu potrzebom przewozowym, oferując większą pojemność (oczekiwano 30–40 i więcej miejsc), z drugiej zaś strony zakładano wysoką ekonomiczność, do której od wielu lat zobowiązuje sytuacja energetyczna. Innym aspektem była użyteczność w różnych warunkach eksploatacyjnych, co miało pozwolić na zaoferowanie tych samolotów wielu użytkownikom, wymagającym zarówno dużych możliwości transportowych przy wykorzystaniu małych, gruntowych lotnisk, jak i dużych prędkości przelotowych (konkurencyjny czas przewozu) połączonych z wysokim komfortem. W oparciu o te założenia w latach 1979–1980 zaczęto realizować programy pięciu samolotów, nazywanych od początku samolotami nowej generacji.

W kooperacji francuskiej firmy Aérospatiale i włoskiej Aeritalia realizowany jest program 42÷49-osobowego samolotu ATR-42 (przedtem obydwie firmy prowadziły prace projektowe we własnym zakresie, których wyniki wykorzystano we wspólnym programie). Szwedzka SAAB Scania podjęła wspólnie z amerykańskim Fairchildem prace nad 34-osobowym SF-340. 39-osobowy hiszpańsko-indonezyjski CN/NC-235 realizowany jest we współpracy CASA i Nurtanio. W kanadyjskiej wytwórni De Havilland Canada powstał 36-osobowy Dash-8. Brazylijski Embraer zbudował 30-osobowy samolot EMB-120 Brasília, w którym wykorzystano pewne elementy Bandeirante⁷⁾.

Efekty ekonomiczne w tych samolotach uzyskano przez zastosowanie najnowszych technologii, rozwiniętych uprzednio dla samolotów transportowych pierwszego poziomu oraz innych samolotów i śmigłowców. Przede wszystkim wykorzystano kompozyty, lżejsze niż tradycyjne materiały, nie tylko w elementach konstrukcyjnych drugorzędnych, ale również pierwszorzędnych (części skrzydła, kadłuba, usterzenia, kłapy, lotki, śmigła). W ten sposób np. w samolocie ATR-42 uzyskano 130 kg oszczędności na masie skrzydła, 20 kg na masie kadłuba, 80 kg na masie gondoli silnikowych.

Istotne oszczędności (i to nie tylko na czasie opracowania i jego pracochłonności) przyniosło wykorzystanie specjalnych technik obliczeniowych przy projektowaniu (CAO). Umożliwiają one kompleksowe projektowanie profili, obrysów, kształtu kadłuba itd. Odpowiednio dobrane profile pozwoliły na lepsze uzyskanie współczynnika siły nośnej, a w rezultacie na zredukowanie powierzchni skrzydeł i tym samym oporu w locie i masy konstrukcji. W ATR-42 wyrzystano tu np. niemałe doświadczenie firmy Airbus Industrie.

Podobne metody projektowe zastosowano przy opracowywaniu śmigieł charakteryzujących się również lżejszą, kompozytową konstrukcją i wyższą o kilka procent sprawnością, przy mniejszym hałasie.

We wszystkich samolotach nowej generacji zastosowano cyfrowe systemy sterowania (umożliwiające m.in. projektowanie ekonomicznych profili lotu) wraz ze zintegrowanym wyświetlaniem podstawowych danych na ekranach katodowych (w czterech samolotach zamiennie ze wskaźnikami elektromechanicznymi, na życzenie użytkownika; w SF-340 tylko ekrany). Konstruktorami i dostawcami podstawowej awioniki do tych samolotów są: Bendix, Collins i Sperry. Inna sygnalizacja jest zaprojektowana zgodnie z coraz powszechniejszą zasadą „wszystko wyłączone — wszystko w porządku”, co znacznie ułatwia pracę załogi. Można zauważyć ogólną dbałość o ergonomiczne projektowanie kabin załogi, np. w SF-340 wykorzystano zalecenia SAE 580 B dotyczące pola widzenia pilota, wg których zaprojektowano tablicę przyrządów.

Dzięki zastosowaniu systemów pokładowych wg nowych technologii (elektryka, hydraulika, zintegrowane systemy elektroniczne) zaoszczędzono np. w ATR-42 aż 290 kg masy konstrukcji.

Lepsze efekty ekonomiczne uzyskano przede wszystkim dzięki zastosowaniu nowych silników turbinowo-śmigłowych; Pratt and Whitney Aircraft of Canada serii PW100, o jednostkowym zużyciu paliwa o ok. 25% mniejszym od silników dotychczas używanych (258÷261 g/kWh) oraz General Electric CT-7, rozwiniętego z wojskowego T-700.

Trudno tu wyliczać poszczególne efekty ekonomiczne uzyskane dzięki stosowaniu nowych technik i technologii — każdy z samolotów doczekał się już pewnej liczby opisów, gdzie dane te są uwzględnione (np. [5÷9]). Ich suma złożyła się na to, że samoloty nowej generacji mają o ok. 25÷40% niższe zużycie paliwa na typowych trasach przelotowych (np. ATR-42 jest pod tym względem o ok. 45% ekonomiczniejszy od F-27-500 — swego głównego konkurenta z poprzedniej generacji). Nieco bardziej zróżnicowane są korzyści wynikające z bezpośredniego kosztu eksploatacji (bo uzależnione od wielu innych czynników, np. w przypadku SF-340 koszt eksploatacji jest o ok. 30% niższy od G-I-C — jego głównego konkurenta na rynku amerykańskim).

Pasażerom oferuje się dość komfortowe kabiny — z czterema (ATR-42, CN/NC-235, DHC-8) lub trzema (SF-340, EMB-120) fotelami w rzędzie przede wszystkim przestronne (widać to np. na rys. 16⁸⁾), gdzie pomimo istotnych oszczędności masowych samoloty te nie odbiegają od przeciętnej). Z wyjątkiem EMB-120 (kadłub przejęty ze starego Bandeirante), w samolotach tych można swobodnie lub prawie swobodnie (SF-340) stanąć. Kabiny wszystkich samolotów są ciśnieniowane (3,6÷7 psi), zgodnie z postulatami potencjalnych użytkowników (jeszcze 6 lat temu 90% użytkowników wypowiedało się za zbędnością ciśnieniowania kabin, jakkolwiek dotyczyło to samolotów o mniejszej, aktualnej wówczas pojemności).

Duża kubatura kabin pasażerskich oraz odpowiednie urządzenia (rolki i węzły mocowania w podłodze) pozwalają na transport ładunków. Np. ATR-42, po usunięciu foteli i wierzchniej podłogi oraz złożeniu sufitowych bagażników, może przewozić 5 kontenerów lotniczych LD-3; CN/NC-235 może transportować cztery takie kontenery lub 5 LD-2, lub ładunki na paletach o szerokości 2,24 m.

Mimo że na wykresach porównawczych samoloty nowej generacji znajdują się na ogół blisko siebie, dzielą się wyraźnie na dwie kategorie (oprócz różnic pojemnościowych). SF-340 i EMB-120 Brasília to szybkie dolnołaty, jakby kontynuatorzy tradycji omówionych wcześniej samolotów innych niż szerokokadłubowe. Natomiast ATR-42, CN/NC-235 i Dash-8 to górnopłaty o dużym przekroju kadłuba (choć okrągłym), podwoziu umożliwiającym start i lądowanie z lotnisk gruntowych, krótkim startem i lądowaniem (rys. 9) i dużej prędkości przelotowej (na rys. 8 znajdują się wyraźnie w grupie samolotów „szybkich”). Szczególnie godne uwagi są tu osiągi uzyskane w samolocie ATR-42: ma on najlżejszą konstrukcję z omawianych 5 samolotów (rys. 16 i 18), bardzo ekonomicznie wykorzystaną moc silników (rys. 18), bardzo dobrze opracowane aerodynamicznie skrzydło (duże obciążenie jego powierzchni — rys. 11), które m.in. dzięki skutecznej mechanizacji zapewnia wyjątkowo krótki start (rys. 9), przy czym samolot ten przewyższa pod względem prędkości przelotowej (rys. 8) dolnołat SF-340, ustępując nieznacznie EMB-120. Ma też zbliżoną do przeciętnej prędkość wznoszenia (rys. 10).

Te cechy trzech górnopłatów nowej generacji spowodowały, że np. na 106 zamówień i opcji złożonych na CN/NC-235—50 (a więc prawie 50%) to zamówienia wojskowe. Rozwijane są specjalne wersje wojskowe wszystkich samolotów.

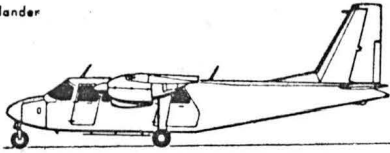
Rozwój samolotów nowej generacji był bardzo kosztowny ze względu na zastosowanie najnowszych technologii i technik, a przede wszystkim budowę nowych linii montażowych. Tylko w przypadku CN/NC-235 udało się nie

⁷⁾ Na paryskim Salonie Lotniczo-Kosmicznym w 1983 r. Argentyna zaprezentowała projekt samolotu FMA ATL dla 20+30 pasażerów lub ładunku, o sylwetce podobnej do ATR-42 i CN/NC-235. Dotychczas jednak brak jest informacji o decyzji co do realizacji programu (przewidywano współpracę z Wenezuelą i Peru), również zbyt skąpe opublikowane dane nie pozwalają zaliczyć go jednoznacznie do którejś generacji (patrz TLIA nr 3/84, s. 20).

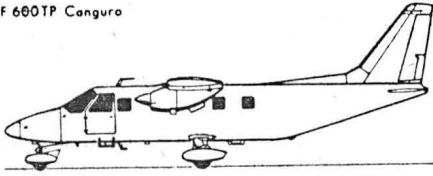
⁸⁾ Rys. 8÷11 i 16÷17 zamieszczono w cz. II artykułu w nr 3/84.

SAMOLOTY 9+15-MIEJSCOWE

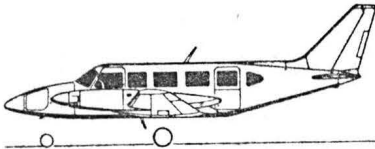
BN 2 Islander



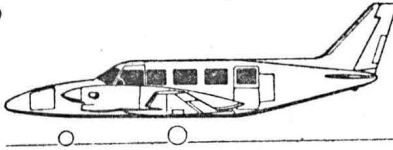
SF 660TP Canguru



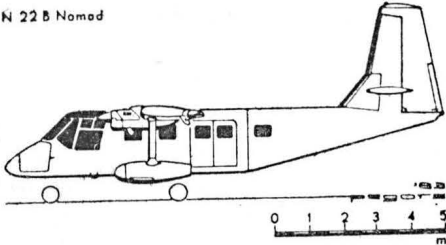
T 1020



T 1040

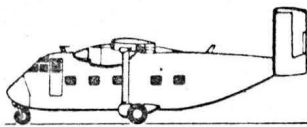


N 22 B Nomad

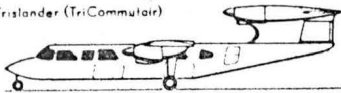


SAMOLOTY 16+29-MIEJSCOWE

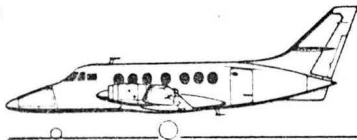
SC 7 ars3 Skyvan



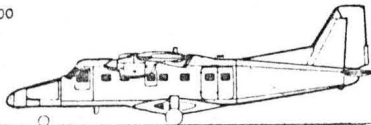
BN 2A Mk.III Trislander (TriCommulair)



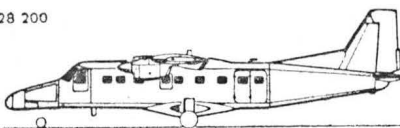
Jetstream 31



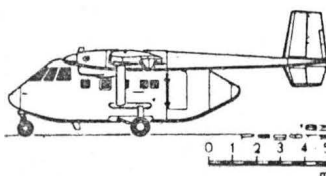
Do 228 100



Do 228 200



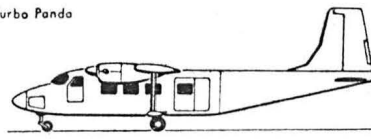
IAI 101 B Arava



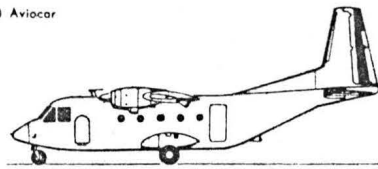
N 24 A Nomad



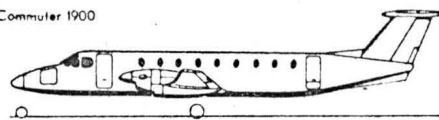
Y 11 T2 Turbo Panda



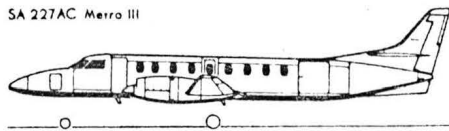
C 212 200 Aviocar



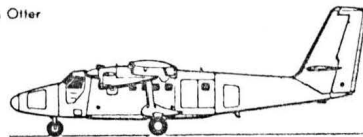
Commuter 1900



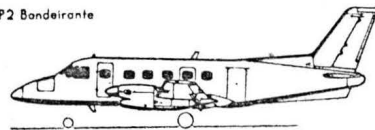
SA 227AC Merla III



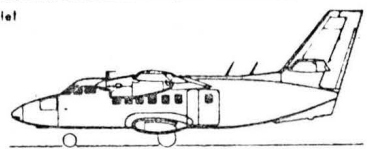
Dash 6 Twin Otter



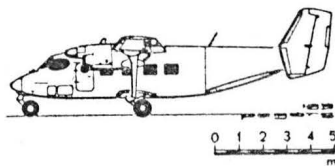
EMB 110 P2 Bandeirante



L 410 Turbolet

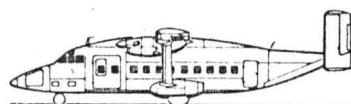


An 28

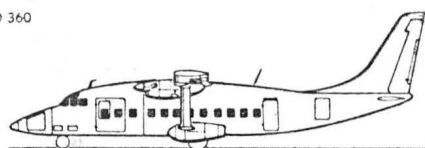


SAMOLOTY 30+39-MIEJSCOWE

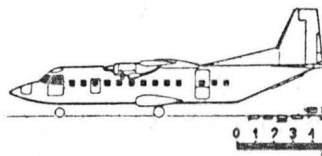
SD 330 200



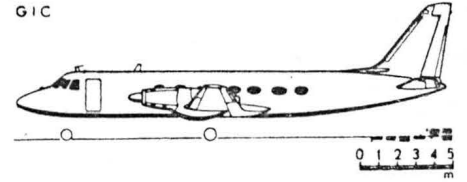
SD 360



AR 404

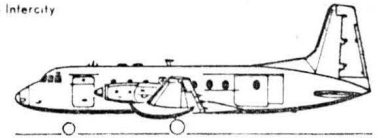


G 1 C

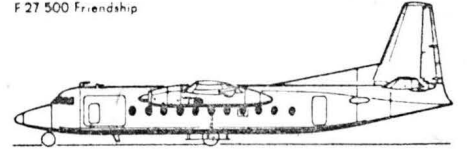


SAMOLOTY 40+58-MIEJSCOWE

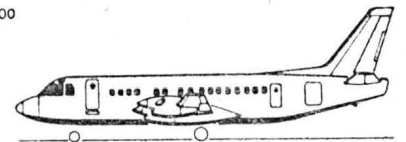
HS 748 2B Intercity



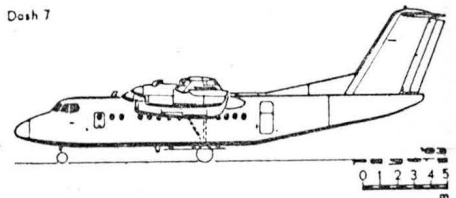
F 27 500 Friendship



CAC 100

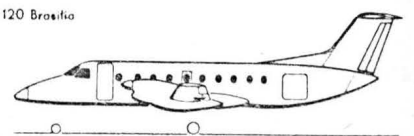


Dash 7

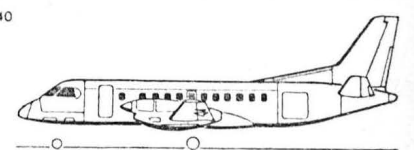


SAMOLOTY NOWEJ GENERACJI
30+49-MIEJSCOWE

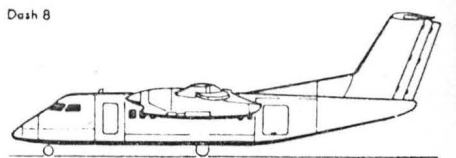
EMB 120 Brasilia



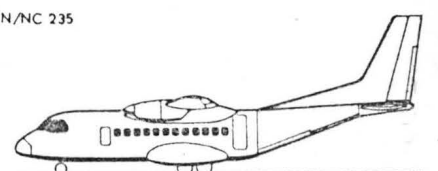
SF 340



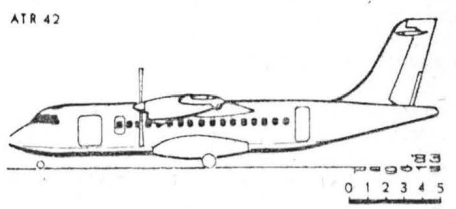
Dash 8



CN/NC 235



ATR 42

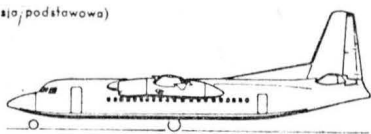


Whitney Aircraft of Canada z nowej serii 100), a także w wyposażeniu (podobne jak wspomniane przy samolotach nowej generacji). Na uwagę zasługuje napęd dwoma śmigłami sześciopłatowymi o sprawności podwyższonej do 76÷78%, przy obniżonych obrotach i hałasie. Warto zwrócić uwagę, że konstruktorzy coraz częściej przechodzą

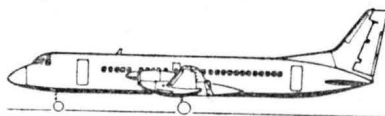
W ramach programu zapowiedziano zbudowanie kilku samolotów komunikacji lokalnej, w których zastosowane technologie miały być sukcesywnie zastępowane nowymi, specjalnie w tym celu opracowanymi.

Należy zwrócić uwagę, że w założeniach pozostawiono napęd dwoma silnikami turbośmigłowymi, nieznacznej

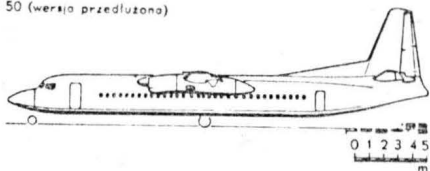
F 50 (wersja podstawowa)



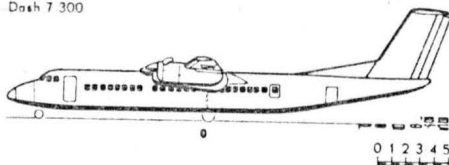
ATP



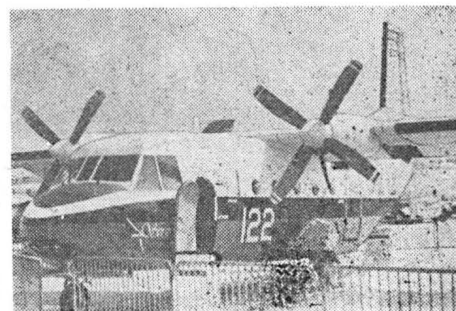
F 50 (wersja przedłużona)



Dash 7 300



NOWE ODMIANY SAMOLOTÓW
I GENERACJI
52+78 - MIEJSCOWE



Rys. 20. CASA 212-200. Fot. A. Glass

na śmigła wielopłatowe (zakrojone na szeroką skalę badania w tym zakresie prowadzono szczególnie w Wielkiej Brytanii i USA) — przewidziane są one np. w projekcie wspomnianego wcześniej brytyjskiego samolotu ATP, a już teraz używa się śmigieł pięciopłatowych do napędu Shorts SD-360. O ile podstawowa wersja Fokkera F-50 nie różni się pojemnością od F-27 (50÷52 miejsca), przewidziana jest wersja o przedłużonym kadłubie dla 66 pasażerów (ponadto towarowa i combi).

Jak widać, prawa rozwoju dyktuje w dużym stopniu sytuacja na rynku silników. Silniki do napędu samolotów komunikacji lokalnej produkują zaledwie sześciu wytwórców, w tym jeden specjalizujący się w silnikach tłokowych (Avco Lycoming). Koncepcja oferowanych przez nich silników turbośmigłowych (Rolls-Royce Dart, Allison 250-B17C, TPE-331, PT-6A) jest eksploatowana od wielu lat przeważnie w oparciu o tę samą turbinę gazową. W związku ze zmianami, jakie w komunikacji lokalnej przyniosły ostatnie lata, producenci silników musieli dostosować się do wymagań dużych mocy (powyżej 1100 kW) oraz do wymagań ekonomicznych, które były wynikiem sytuacji energetycznej. Pierwszy postulat spełniono dość skwapliwie, wypróbowaną metodą (na 1984 r. zapowiadane są nowe wersje Darta i TPE-331 o mocy 798÷1224 kW), drugi natomiast spełniła tylko kanadyjska wytwórnia Pratt and Whitney przygotowując rodzinę ekonomicznych silników PW.100, na których dalszy rozwój (do większych mocy) potrzeba wielu lat.

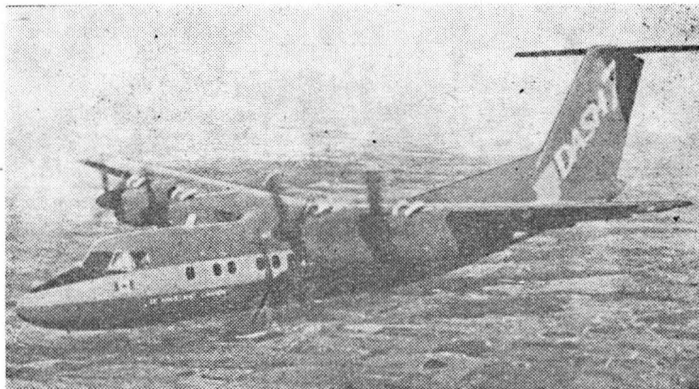
Dalsze perspektywy

Można się spodziewać, że kierunki rozwoju samolotów komunikacji lokalnej nowej generacji będą kontynuowane w przyszłości. Wskazuje na to np. program Small Transport Aircraft Technology (STAT), którego realizację w końcu lat siedemdziesiątych rozpoczęła w USA NASA przy współpracy z firmami Cessna, General Dynamics i Lockheed oraz producentami silników lotniczych i śmigieł. W USA prowadzone są szczególnie intensywne prace w tym kierunku w związku z zamiarem nadgonienia zaległości w stosunku do innych światowych konstruktorów, przy jednoczesnym znacznie większym zapotrzebowaniu.

zmianie uległa pojemność (15÷60 i więcej miejsc). Prowadzone są prace zarówno nad górnopłatami, jak i dolnopłatami. Niektóre z opracowanych w ramach STAT technologii miały być udostępnione przemysłowi już od 1985 r., większość jednak po 1990 r.

Z dostępnej literatury nt. programu STAT, np. [9], wynika, że jego realizacji przyświecały następujące główne cele:

- Uproszczenie produkcji samolotów komunikacji lokalnej i obniżenie jej kosztów. Pod tym kątem poszukuje się nowych materiałów, ale przede wszystkim koncepcji



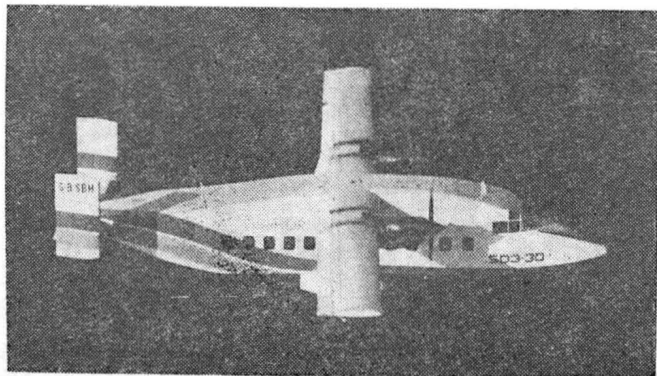
Rys. 22. DHC-7 Dash-7

konstrukcyjnych, m.in. umożliwiających rozwijanie kolejnych wersji przez zmiany modułowe (nie tylko powiększenie konstrukcji, ale wymianę elementów konstrukcyjnych między kilkoma modelami).

- Obniżenie bezpośredniego kosztu eksploatacji i podwyższenia rentowności użytkowania. Poszukuje się głównie nowych materiałów konstrukcyjnych (nowych kompozytów), mających zmniejszyć masę własną samolotu, dąży się także do zmniejszenia masy zespołów napędowych (zarówno silników, jak i śmigieł) przy jednoczesnym poprawieniu ich sprawności i oszczędniejszym zużyciu paliwa. Dąży się również do poprawienia aerodynamiki i to zarówno płatowca, jak i śmigieł — w tym celu prowadzi się osobne prace nad programami informatycznymi do kompleksowego projektowania. Kładzie się szczególny nacisk na projektowanie nowych profili skrzydłowych, jak i skuteczniejszych oraz lżejszych systemów mechanizacji płata.

- Podwyższenie żywotności i niezawodności samolotu. Prowadzone są prace wymienione wyżej.

- Polepszenie charakterystyki lotu i warunków pilotażu. Oprócz niektórych ww. prac dotyczących głównie polepszenia aerodynamiki, należy tu wymienić prace nad najnowszymi urządzeniami elektronicznymi, zwłaszcza systemami sterowania. Obok korzyści znanych z innych rodzajów lotnictwa, mają one na celu m.in. podwyższenie bezpieczeństwa wykonywania lotów w rejonach o szczególnie nasilonym ruchu, np. uczęszczanych lotnisk i ich węzłów.



Rys. 21. Shorts SD-330

TABLICA 4. Samoloty nowej generacji (A) wersje rozwojowe samolotów poprzedniej generacji o zwiększonej pojemności (B)

Państwo	Producent	Typ samolotu	układ i przekrój kadłuba	podwozie	Dane techniczne						Osiągi				Realizacja Programu				Koszty		
					wymiarzy zewnętrzne		masy	kabiną pasażerską		napęd	prędk. przel.: maks. ekonom.	prędkość wzn. nprn.	zasięg	rozbieg dobieg	data oblotu prototypu	data wprowadzenia do eksploatacji (plan)	liczba zamówionych egz.	tempo prod. liczb s-tów m-c	inwestycje	cena jedn.	
					rozpiętość	po-wierzchnia skrzydła	własna ład. maks. startowa	liczba miejsc	długość wysokość szerokość (maks.)												kubatura
					m	m ²	kg		m	m ³	kW										
(A) Brazylia	Empresa Brasileira de Aeronáutica SA (Embraer)	EMB-120 Brasília	DO	cho-wane	19,78 20,00 6,35	38,03	5 576 ¹⁾ 3 178 9 600	30	9,26 1,78 2,15	29,90	P. and W. of Can. PW 115 2 x tráf. 1118	543 468	308	1010	1215 1215	27.07 1983 r.	maj 1985 r.	107		240 ²⁾	4,58 ¹²⁾
Szwecja/ /USA	SAAB Scania AB/ /Fairchild Industries Inc.	SF-340	DO	cho-wane	21,44 19,72 6,87	41,80	7,194 ¹⁾ 3 239 11 794	34	10,57 1,83 2,16		General Electric CT7-5A 2 x tráf. 1199	507 430	549	1186 ⁴⁾	1175 1143	25.01 1983 r.	kwie-cień 1984 r.	98 ¹⁴⁾	6	175	5,25 ¹³⁾
Kanada	De Havilland Aircraft of Canada	Dash-8	GO	cho-wane	25,60 22,25 7,62	54,35	7 609 3 549 13 834	36	9,19 1,88 2,49		P. and W. of Can. PW 120 2 x tráf. 1342	500 —		1110 ⁴⁾	826 893	20.06 1983 r.	wrze-sień 1984 r.	53 ²⁾ + 60 opcji		270 ¹¹⁾	5,11 ¹³⁾
Hiszpania/ /Indonezja	Aircraft Technology Industries (CASA-Nurtanio)	CN/NC-235	GO	cho-wane	25,80 21,30 7,95	60,00	8 225 4 500 13 000	39	9,60 1,90 2,70	43,27	General Electric CT7-7 2 x tráf. 1268	454 —	542	800 ⁴⁾	804 1050	11.11 1983 r.	gru-dzień 1984 r.	106 ²⁾ + 23 opcje	4+4 ⁹⁾	80 ⁷⁾	4,95 ¹²⁾
Francja/ /Włochy	Avions de Transport Régional — ATR (Aérospatiale-Aeritalia)	ATR-42-100	GO	cho-wane	24,57 22,70 7,59	54,50	9 480 4 809 14 900	42	13,87 1,91 2,57	44,8	P. and W. of Can. PW 120 2 x tráf. 1342	513 463	567	1350	960 910	wrze-sień 1984 r.	listo-pad 1985 r.	46 ²⁾	4 ⁸⁾		6 ¹²⁾
		ATR-42-200	GO	cho-wane	24,57 22,70 7,59	54,50	9 335 4 940 15 750	49	13,87 1,91 2,57	44,8	P. and W. of Can. PW 120 2 x tráf. 1340	510 463	567	1760 ²⁾	1070 935						6,2 ¹²⁾
(B) Wielka Brytania	British Aerospace	Advanced Turboprop Aircraft (ATP)	DO	cho-wane	31,23 26,06 7,57	77,00	13 560 ¹⁾ 6 170 22 090	64 ÷ 72	— 1,92 2,46		P. and W. of Can. PW 100/9 2 x tráf. 1853	— 474			1128 —	październik 1986 r. (plan.)	wrze-sień 1987 r.			100 ÷ 150 (£)	
Kanada	De Havilland Aircraft of Canada	Dash-7-300	GO	cho-wane	28,35 30,22 7,98	79,90	— — 23 900	70 ÷ 78	— 1,94 2,59		P. and W. of Can. PT6A-50 4 x tráf. 1103	— 472			<915 —	10)	koniec 1986 r.				
Holandia	Fokker BV	F-50 (wersja podstawowa)	GO	cho-wana	29,00 25,19 9,74	70,00	12 383 ⁷⁾ 5 760 19 000 ¹⁵⁾	52	15,96 1,96 2,49		P. and W. of Can. PW 124 2 x tráf. 1581	550 —		1334 ¹⁶⁾		październik 1985 r.	1986 r.			2,8 ¹⁷⁾	7,3 ¹²⁾

1) operacyjna, 2) wliczona rezerwa na 45 min lotu, 3) koszt rozwoju do pierwszych dostaw, 4) z maksymalnym obciążeniem, 5) do końca trzeciego kwartału 1983 r., 6) tempo produkcji docelowe na liniach montażowych CASA w Getafe (Hiszpania) i Nurtanio w Bandung (Indonezja), 7) koszt rozwoju do badań prototypów włącznie, 8) planowane na lata 1986/87, 9) z 46 pasażerami, 10) decyzja o uruchomieniu produkcji ma być podjęta w 1985 r., 11) cena w dol. kanadyjskich, 12) w 1983 r., 13) w 1982 r. 14) w listopadzie 1983 r., 15) na życzenie użytkownika może być podniesiona do 20 820 kg, 16) z większą ilością paliwa, na zamówienia (15) — 2798 km, 17) franków francuskich, 18) w miarę przeprowadzania prób i badań w locie, niektóre parametry, samolotów nowej generacji ulegają zmianie — podwyższana jest masa użyteczna paliwa i startowa oraz zasięg. DO — dolnołat z kadłubem okrągłym, GO — górnolat z kadłubem okrągłym.

● Podwyższenie komfortu. Jakkolwiek nowe systemy klimatyzacji, nadeśnienia, tłumienia hałasu w kabinie i bagażniki o większej pojemności można odnieść do wszystkich kategorii przyszłych samolotów komunikacji lokalnej, to w przypadku samolotów o większej pojemności i przeznaczonych do obsługi dłuższych tras (charakterystycznych dla USA) zwraca się już uwagę na potrzebę np. umywalni, a nawet kuchni pokładowej.

W przypadku nowych elementów (dotyczy to szczególnie samolotów nowej generacji) dąży się do rozwiązań optymalnych, nie podwyższających bezpośredniego kosztu eksploatacji lub, jeśli to konieczne, podwyższających je w sposób umiarkowany.

O ile większość ww. zadań stawianych w programie STAT nie stanowi rewelacji, to na uwagę zasługują pewne wnioski szczególne, jakie nasunęły się dotychczas realizatorom tego programu. Zgodnie z nimi należy np. zmniejszyć powierzchnię skrzydeł w przyszłych samolotach o ok. 40% przy jednoczesnym zwiększeniu wydłużenia o 60%! Oczywiście spowoduje to zmniejszenie zbiorników paliwa. Oszczędniejsze zużycie paliwa (o dalsze 10÷15%) mają zapewnić nowe silniki i śmigła. Niezbędną do napędu przeciętnych samolotów moc obliczono na ok. 735 kW (!) przy ich stosunku mocy do masy zwiększonym o ok. 10%. Dzięki nowym profilom można spodziewać się zwiększenia sprawności śmigieł o ok. 4%, a zastosowanie do ich budowy kompozytów pozwoli na zmniejszenie ich masy o 20—30%.

Istotne zmiany, zwłaszcza jeśli chodzi o koszty eksploatacji, może wnieść przygotowywany od niedawna nowy rodzaj napędu, tzw. „prop-fan”, tj. śmigło o niewielkiej średnicy i wielu (6÷10) łopatkach o postępującym skosie, będące pochodną sprężarki niskiego ciśnienia w silniku turboodrzutowym. Wg obecnych obliczeń, współpracujący z silnikiem turbinowym „prop-fan” powoduje zużycie paliwa mniejsze o ok. 25÷40%, również znacznie poprawia charakterystyki startowe (prędkość wznoszenia większa

o 30÷70%) i przelotowe (prędkość podróżna rzędu $Ma = 0,75 \div 0,8$; zasięg większy o 50÷70% lub zwiększona masa płatna). Konieczność usunięcia pewnych przeszkód (wzrost oporu aerodynamicznego przy prędkości przydźwiękowej na końcówkach łopatek, efekty akustyczne działające destrukcyjnie na sąsiednie elementy konstrukcji, problemy technologiczne) powodują, że praktyczne zastosowanie „prop-fanu” przewiduje się za ok. 20÷25 lat. W literaturze mówi się głównie o zastosowaniu „prop-fanu” do napędu dużych samolotów (np. aerobusów). Ponieważ przynosi on znaczne korzyści, nietrudno domyślić się, że będzie on zastosowany także w innych konstrukcjach, w tym również w samolotach komunikacji lokalnej. Sugerują to zresztą niektóre projekty powstałe w programie STAT.

Dalszy rozwój samolotów komunikacji lokalnej, a przede wszystkim zarysowujące się już pewne różnice między konstrukcjami powstającymi w Europie i poza nią a samolotami projektowanymi w USA wydają się godne uważnego śledzenia.

LITERATURA

1. B. GUNSTON: *Jane's Aerospace Dictionary*. Jane's. London—New York—Sydney, 1980 r.
2. *Dés définitions du transport aérien régional*. *Air et Cosmos*, 1982 r., nr 911, s. 31.
3. R. NOYE: *Un marché mondial de 3750 „Commuters” d'ici à 1992*. *Air et Cosmos*, 1983 r., nr 950, s. 19 (cz. 1) i nr 950, s. 16 i 40 (cz. 2).
4. J. DE GALARD: *Un marché possible d'un millier d'appareils*. *Air et Cosmos*, 1981 r., nr 878, s. 19 i 48.
5. R. WITAKER: *SF.340: New generation commuter*. *Flight Int.* 30.10.1982 r., nr 3834, s. 1274÷1280.
6. J. MOXON: *Dash-8: Canada's new commuter*. *Flight Int.* 9.04.1983 r., nr 3857, s. 1005÷1010.
7. D. VELUPILLAI: *Brasilia: Ebraer's new commuter*. *Flight Int.* 30.07.1983 r., nr 3873, s. 254÷259.
8. J. MOXON: *CN.235: multi-role Commuter*. *Flight Int.* 3.09.1983 r., nr 3878, s. 646÷651.
9. J. GAMBUR: *L'ATR-42 au Microscope*. *Aviation Magazine Int.* 15.04.1982 r., nr 824, s. 46÷48.
10. *Intervista Courrier Aérien* 1979 r., No. 9407.

PROJEKTY

Dornier Seastar • RFN •

Lekki wielozadaniowy samolot-amfibia z dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi

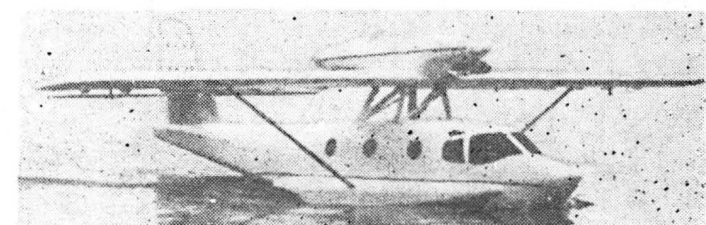
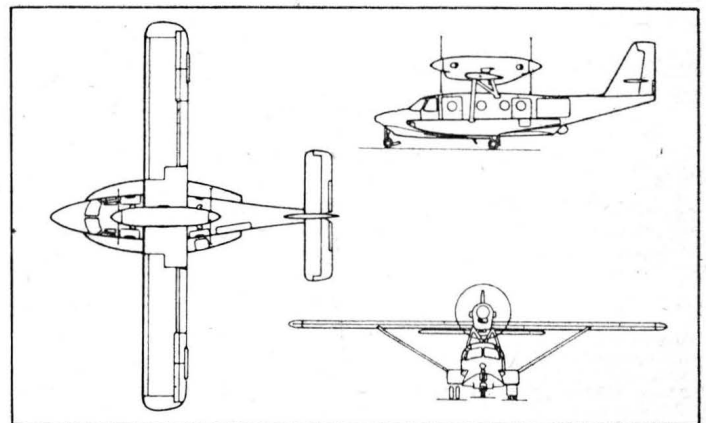
W zakładach Dornier-Werke GmbH zaprojektowano pod kierunkiem Claudiusa Dorniera (syna) samolot-amfibię, którego układ nawiązuje — w zmniejszonej skali — do 8-silnikowej transatlantycznej łodzi latającej Do 214 z okresu międzywojennego. W projekcie wykorzystano najnowsze zdobycze w dziedzinie aerodynamiki i hydrodynamiki oraz zastosowano tworzywa zbrojone włóknem szklanym i węglowym w celu zapewnienia odporności kadłuba na korozję.

Podparty zastrzałami płat jest umieszczony nad kadłubem; został on zaopatrzony w stałe sloty i skuteczne klapy. Na płacie zabudowano gondolę z dwoma silnikami turbinowymi w układzie tandem. Właściwości hydrodynamiczne polepszają dwa przykadłubowe, wydłużone pływaki, które służą również do chowania kół głównych. Kabina pasażerska ma objętość 6,80 m³, a pomieszczenie bagażowe — 1,70 m³. Układ kabiny może być 6- lub 8-miejscowy, przy czym w przypadku wersji z jednoosobową załogą miejsce obok pilota zajmuje pasażer. Duża, otwierana do góry kłapa, po lewej stronie tylnej części kadłuba, ułatwia użycie samolotu w wersji towarowej. Podwozie z kołem przednim jest chowane hydraulicznie. Do napędu zastosowano silniki Pratt Whitney PT6A-11 o mocy startowej 375 kW (510 KM); duża rezerwa mocy zapewnia bezpieczny lot na jednym silniku. Trójłopatowe śmigła o stałej prędkości obrotowej. Cała ilość paliwa mieści się w przykadłubowych pływakach.

Samolot ma właściwości STOL, co ułatwi jego użytkowanie z lotnisk trawiastych, pokrytych śniegiem i lodem oraz z wody. Ma być on certyfikowany wg FAR 23. Pierwsze samoloty seryjne mają być dostarczone w 1987 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	14,80 m
Długość	11,10 m
Wysokość	4,40 m



Powierzchnia nośna	24,00 m ²
Masa samolotu pustego	2048 kg
Masa ładunku	1460 kg
Masa do startu maks.	4017 kg
Prędkość maks.	410 km/h
Prędkość przelotowa normalna	324 km/h
Wznoszenie maks. przy masie 3800 kg	9,0 m/s
Długość startu i lądowania na 15 m i z 15 m	442 m
Zasięg	
z ładunkiem 1360 kg	400 km
z ładunkiem 907 kg	877 km

W.K.

Ocena wpływu użycia uzbrojenia lufowego na pracę silnika odrzutowego

Dr inż. ANDRZEJ ADAMOWICZ
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

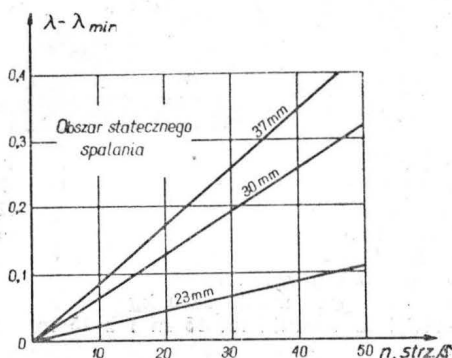
Konieczność sprostania różnorodnym zadaniom stawianym wojskowemu sprzętowi latającemu oraz wzrost nakładów ponoszonych na zakup nowoczesnych samolotów powoduje, iż dużym zainteresowaniem cieszą się obecnie samoloty wielozadaniowe. Charakteryzują się one dużym udźwignieniem uzbrojenia w stosunku do masy własnej oraz dużą liczbą podwieszeń zewnętrznych (tabl. 1). Sprawia to, w połączeniu z istotnym postępem w konstrukcji działek lotniczych, zwłaszcza broni wielolufowej o kilkakrotnie wyższej karencji od dotychczasowej (tabl. 2), że nabiera znaczenia problem wpływu gazów prochowych wypływających z luf na pracę turbinowego silnika odrzutowego (TSO).

TABLICA 1. Wybrane dane niektórych typów lekkich samolotów wielozadaniowych

Nazwa samolotu	Silnik	Ciąg, daN	Masa własna, kg	Uzbrojenie		
				liczba podwieszeń	masa uzbrojenia, kg	broń lufowa
L-39Z Albatros	AI-25TL	1687	3330	5	1000	1×23 mm
MB326K	Viper 632-43	1779	3123	6	2400	2×30 mm
Alpha Jet A	Larzac 04-C5	2×1324	3345	5	2200	1×30 mm
Hawk T-MK1	Adour					
	RT-172-06-11	2375	3647	5	2200	1×30 mm
F-5F	185-GE-21A	2×2224	4762	5	2200	1×20 mm
MB339	Viper 632-43	1779	3075	6	2100	2×30 mm
CASA C-101						
Aviojet	TFE731-2/3	1557	2980	7	2050	1×30 mm

TABLICA 2. Wybrane dane niektórych typów broni lufowej

Typ broni, oznaczenia	Kaliber, mm	Masa pocisku/naboju, kg · 10 ⁻¹	Karencja, strz./min
Broń układu klasycznego			
Hispano-Suiza M24A1	20	—	750/900
MK 12	20	1,03/2,54	1100
Hispano-Suiza 805	20	—	1100
NR-23	23	2,00/3,40	850
Hispano-Suiza 823	23	—	1000
NR-30	30	4,10	950
Hispano-Suiza 825	30	—	1000
Broń wielolufowa			
Hughes Hipeg MK 11	20	1,03	4200
General-Electric Vulcan M-61	20	1,03	6000
Phileo-Ford GAU-7	25	2,58	4000
Inverse Gatling	25	—	4000
MRCA-Mausier	27	—	1500
General-Electric Vulcan XM 552	30	—	2000
Phileo-Ford GAU-8	30	2,07	2000/4000



Rys. 1. Wpływ liczby oddanych strzałów i kalibru broni na bezwzględna wartość współczynnika nadmiaru powietrza.

Pojawiające się przed wlotem turbinowego silnika odrzutowego (TSO) gazy prochowe, powstałe w wyniku użycia uzbrojenia, mogą zostać zassane przez silnik. Wpływa to na zmianę zarówno parametrów strumienia wlotowego, jak również jego składu chemicznego.

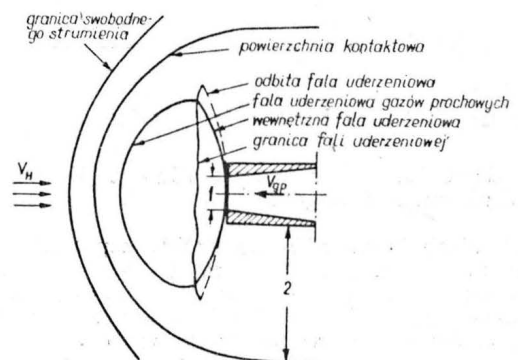
Oddziaływanie to objawia się jako nierównomierność strumienia wlotowego. W efekcie na łopatkach sprężarki mogą pojawić się obszary oderwań. Przemieszczanie się ich w głąb kanału przepływowego może istotnie zakłócić pracę sprężarki i komory spalania wywołując pulsację płomienia, co w konsekwencji prowadzi do zgaśnięcia silnika.

Ponadto gazy prochowe wpływające wraz z powietrzem wlotowym do wnętrza silnika powodują przy niezmienniej ilości paliwa wzbogacenie mieszanki w komorze spalania wskutek wypierania powietrza z mieszanki przez czynnik neutralny, jakim są gazy prochowe. Masowe natężenie przepływu gazów prochowych opuszczających lufę można określić z prostej zależności:

$$\dot{m} = \frac{nm}{60}$$

gdzie:

- n — karencja broni, strz./min,
- m — masa ładunku prochowego.



Rys. 2. Schemat pola przepływu przed lufą w chwili wystrzału podczas lotu samolotu: 1 — przekrój krytyczny lufy, 2 — obszar przepływu zwrotnego, V_{gp} — prędkość gazów prochowych, V_H — prędkość niezaburzonego strumienia powietrza

Spadek wartości współczynnika nadmiaru powietrza λ wskutek wpadnięcia do wlotu silnika gazów prochowych z lufy działka lotniczego przedstawiono na rys. 1. Na osi rzędnych odłożono wartości $\lambda - \lambda_{min}$, przy czym λ_{min} jest jednoznacznie określona rodzajem paliwa. Jak wynika z rys. 1, dla broni o kalibrach ok. 30 mm wzrost karencji istotnie wpływa na spadek współczynnika nadmiaru powietrza w komorze spalania.

W chwili wylotu pocisku z lufy, wytworzona w okresie wstępnym i podstawowym wystrzału masa gazów prochowych zaczyna wpływać do atmosfery. Przepływ ten w przypadku uzbrojenia wojsk lądowych lub morskich jest niemal swobodny.

W przypadku bardzo szybkiego ruchu postępowego lufy, porównywalnego z prędkością wpływających gazów prochowych, jak to ma miejsce na lecącym samolocie, obraz przepływu znacznie się komplikuje. W wyniku badań przeprowadzonych w Langley Research Center (NASA), pole przepływu przed lufą można przedstawić jak na rys. 2. Pokazana na rys. 2 powierzchnia kontaktowa oddziela od siebie dwa obszary:

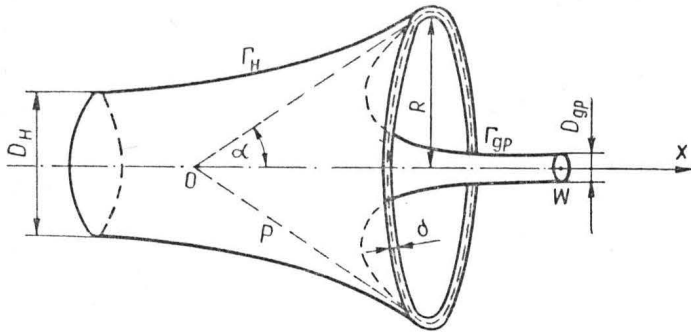
- obszar swobodnego przepływu otaczającego ośrodek,
- obszar przepływu mieszaniny gazów prochowych i powietrza. Można ją traktować jako półsferyczną powłokę utrzymywaną w równowadze przez te przepływy.

Ideą prezentowanego uproszczonego modelu pola przepływu stanowi założenie, że granica zakłóceń ośrodką

pokrywa się z powierzchnią kontaktową. Jednocześnie przyjęto, jak się wydaje, bardzo naturalny sposób rozpatrywania zjawiska, polegający na zmianie układu odniesienia: unieruchomieniu samolotu, a nadaniu ośrodkowi ruchu postępowego z prędkością równą prędkości lotu. Wówczas omawiane zagadnienie można sprowadzić do problemu zderzenia dwóch strumieni:

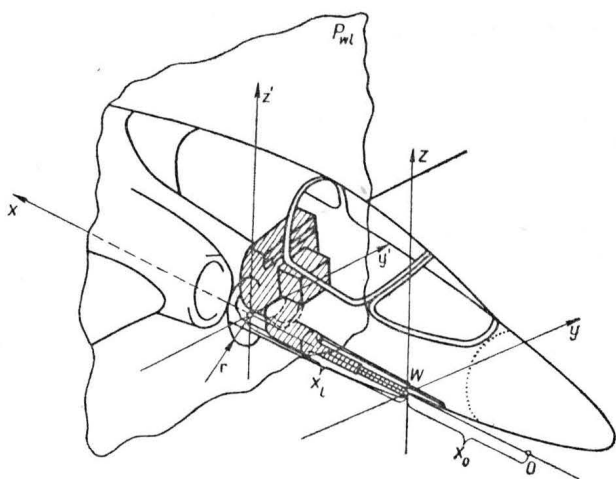
— swobodnego strumienia powietrza utworzonego z cząstek ośrodka oddziałujących na strumień gazów prochowych,

— strumienia gazów prochowych wypływającego z cylindrycznego kanału, którego oś jest równoległa do osi ruchu ośrodka. Powierzchnie ograniczające te strumienie zbliżają się asymptotycznie w kierunku prostym do osi przepływu do tworzącej pewnego stożka (rys. 3).



Rys. 3. Obraz pola przepływu z uwzględnieniem powierzchni stożkowej P

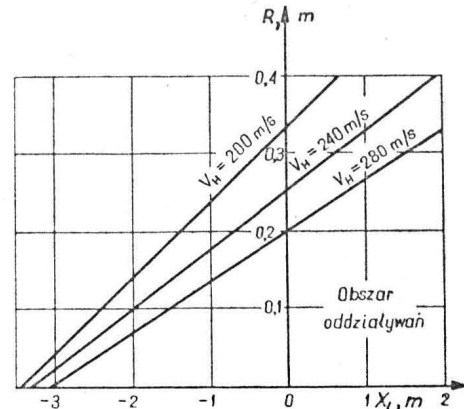
Poszukiwane granice obszaru zaburzonego przed wlotem TSO są jednoznacznie określone następującymi wielkościami:



Rys. 4. Schemat obliczeniowy dla modelowania pola przepływu przed lufą: P_{wl} — płaszczyzna wlotu TSO, W — punkt przecięcia płaszczyzny wylotu lufy przez oś x , O — punkt graniczny, R — odległość krawędzi wlotu TSO od osi x

— połowkowym kątem rozwarcia α mierzonym między osią x a tworzącą stożka, określającym jednoznacznie powierzchnię stożkową P,

— odległością R tworzącej stożka od wylotu działka W mierzoną po prostej prostopadłej do osi x , przechodzącej przez punkt W. Odległość R jednoznacznie określa położenie samolotu względem powierzchni stożkowej P, a to dzięki symetrii osiowej modelu.



Rys. 5. Wpływ prędkości lotu i konfiguracji uzbrojenia samolotu na położenie punktu granicznego (minimalną dopuszczalną odległość wlotu do osi lufy)

Schemat obliczeniowy służący do określenia związku między konfiguracją uzbrojenia lufowego na samolocie a położeniem obszaru zaburzeń przedstawiono na rys. 4.

Z obliczeń przeprowadzonych dla tak sformułowanego modelu wynika, że na lokalizację stożka gazów prochowych przed wlotem TSO decydujący wpływ mają: prędkość lotu oraz odległość między powierzchniami przekrojów wylotowego lufy i wejściowego wlotu (rys. 5).

Opracowany model pola przepływu przed lufą działka lotniczego umożliwia modelowanie obszarów zaburzeń przed wlotem TSO dla założonej konfiguracji uzbrojenia lufowego. W oparciu o przeprowadzone rozważania oraz uzyskane wyniki obliczeń można sformułować następujące wnioski:

— gazy prochowe wypływające z lufy broni układu klasycznego w niewielkim stopniu wpływają na skład mieszanki paliwowo-powietrznej w komorze spalania,

— zastosowanie działek wielolufowych o kalibrach ok. 30 mm może w znaczącym stopniu wzbogacić mieszankę paliwowo-powietrzną w komorze spalania, a zatem i zdeorganizować w niej proces roboczy,

— położenie obszaru zaburzeń w stosunku do wlotu TSO oraz jego kształt zależne są zarówno od konfiguracji uzbrojenia lufowego na samolocie, jak i prędkości lotu (obszar zaburzeń zżęza się i przesuwa pod naporem strumienia otaczającego powietrza wraz ze wzrostem prędkości lotu).

LITERATURA

1. P. M. BIEŁOCERKOWSKIJ: Zadacza o stołknowenii dwuch struj. Izwiestija AN SSSR, sierija „Miechanika Żidkosti i Gaza”, nr 6, 1969 r.
2. P. M. BIEŁOCERKOWSKIJ: O soudarienii dwuch swobodnych płoskich struj idealnoj nieszimajemoj židkosti. Sb. Materialy Wsiesojuznoj Konfieriencji po krajewym zadaczam. Izd. Kazanskogo Uniwersiteta. Kazań 1970 r.
3. M. A. ŁAWRIENTIEW, B. W. SZABAT: Problemy gidrodinamiki i ich matiematiczeskije modeli. „Nauka”, Moskwa, 1977 r.
4. D. J. ROMEO, J. R. STERRETT: Flow field for sonic jet exhausting counter to a hypersonic mainstream. *AIAA Journal*, vol. 3, No 3, March 1965 r.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Obciążenie próbne nawierzchni lotniskowych

Mgr inż. KRZYSZTOF CZARNECKI
Mgr inż. STANISŁAW SZPINEK
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Zasadniczym elementem lotnisk stałych są sztuczne nawierzchnie lotniskowe, których aktualny stan techniczny oraz trwałość decydują o ekonomice i bezpieczeństwie ruchu lotniczego. Zadaniem tych nawierzchni jest przeniesienie obciążeń pochodzących od kół samolotów na podłoże gruntowe w taki sposób, aby nie przekroczyć jego naprężeń dopuszczalnych. Spełnienie założonych wymagań pod względem liczby i jakości naziemnych operacji pozostaje w ścisłym związku z przyjęciem właściwej konstrukcji nawierzchni, z uwzględnieniem warunków geotechnicznych jej posadowienia oraz właściwości mechanicznych zastosowanych materiałów budowlanych. Miernikiem „mocy” nawierzchni, tj. zdolności do przenoszenia obciążeń użytkowych dla określonej klasy lotnisk, jest empirycznie określona nośność wyrażana w jednostkach umownych, np. dopuszczalne obciążenie, maksymalne ugięcie, moduł sztywności, wskaźnik nośności itp. Z badań „in situ” nawierzchni lotniskowych można określić, w zależności od potrzeb, nośność całej konstrukcji wielowarstwowej lub poszczególnych warstw oddzielnie. Konieczność prowadzenia tego typu badań ma wiele zalet: daje projektantowi wskazówki odnośnie do słuszności przyjętego modelu obliczeniowego, wykonawcy — kontrolę jakości technologii budowy, a użytkownikowi lotniska — rozeznanie co do rzeczywistej aktualnej wartości eksploatacyjnej obiektu.

W dotychczasowej krajowej praktyce lotniskowej ocenę rzeczywistej nośności nawierzchni określa się metodą statyczną i wyraża w jednostkach LCN (Load Classification Number). Najogólniej metoda LCN polega na przyłożeniu do nawierzchni stopniowo zwiększających się obciążeń za pośrednictwem stalowej płyty naciskowej, aż do osiągnięcia stanu zniszczenia nawierzchni. Przy kolejnych poziomach obciążenia rejestrowane są ugięcia nawierzchni. Jako kryterium zniszczenia przyjęto: dla nawierzchni sztywnych pęknięcie płyty betonowej, a dla nawierzchni podatnych — odkształcenie do wielkości $2,5 \cdot 10^{-2}$ m.

Obecnie w ITWL zainicjowano prace nad wprowadzeniem dynamicznych metod badań konstrukcji nawierzchni lotniskowych, których zasadniczymi zaletami jest dokonywanie pomiaru bez wywoływania uszkodzeń nawierzchni oraz znaczne, w porównaniu z metodą LCN, zwiększenie efektywności badań. Metody te aktualnie rozwija się w wielu laboratoriach nawierzchni drogowo-lotniskowych na świecie, a w niektórych krajach są już praktycznie stosowane.

Głównym celem artykułu jest przedstawienie w ogólnym zarysie istoty metod badań dynamicznych, urządzeń do realizacji tego typu badań oraz zasad dokonywania oceny nośności nawierzchni na podstawie wyników uzyskiwanych tymi metodami przez służby lotniskowe niektórych krajów.

Do dynamicznych metod badań konstrukcji nawierzchni lotniskowych zalicza się metodę udarową oraz metody wibracyjne. W metodach tych wykorzystuje się dwa rodzaje obciążeń:

- obciążenia krótkotrwałe, mające charakter impulsów siłowych,
- obciążenia szybkozmiennie o charakterze wibracji.

Ponieważ dla większości materiałów konstrukcyjnych moduł sztywności (definiowany jako stosunek obciążenia do wywołanego odkształcenia) jest funkcją nieliniową, poziom obciążeń testowych przekazywanych na nawierzchnię powinien odpowiadać obciążeniom rzeczywistym. Ekstrapolacja z mniejszych wartości obciążeń testowych może bowiem prowadzić do błędnych wniosków.

Przedmiotem badań przy wykorzystaniu metod dynamicznych może być wielowarstwowa konstrukcja jako całość. Prowadzone są one wówczas w oparciu o pomiar ugięć dynamicznych i dynamiczny moduł sztywności (DMS). Na podstawie pomiarów prędkości propagacji fal sprężystych mogą być określane moduły sztywności oraz grubości poszczególnych warstw nawierzchni.

Metoda udarowa

Istota metody udarowej jest względnie prosta: spadająca z określonej wysokości masa za pośrednictwem grupy spręż-

żyn (generator pulsacyjny) oraz sztywnej okrągłej płyty naciskowej obciąża bezpośrednio nawierzchnię, powodując jej dynamiczne ugięcie. Do pomiaru ugięć stosuje się geofony (przetworniki drgań mechanicznych na impulsy elektryczne) odpowiednio rozmieszczone na nawierzchni. Na podstawie zarejestrowanej zmienności siły w czasie oraz zmienności powstających ugięć, opierając się na określonej teorii zjawisk dynamicznych powstających w wielowarstwowej konstrukcji, określa się mechaniczne właściwości badanej nawierzchni. W metodzie udarowej (wariantując wielkości masy, wysokości jej rzutu oraz średnicę płyty naciskowej) można osiągnąć dowolnie duże wielkości obciążeń reprezentatywne nawet dla kół ciężkiego samolotu, przy jednocześnie niewielkich wymiarach urządzenia pomiarowego.

Dla jednorodnego odcinka konstrukcji nawierzchni metodą udarową można ustalić niektóre parametry charakterystyczne dla jego nośności:

W_m — miarodajne wartości ugięcia dynamicznego,

$DMS = \frac{F_{dyn}}{W_m}$ — dynamiczny moduł sztywności konstrukcji,

$E_{dyn} = \frac{\pi p \cdot D}{4 W_m} (1 - \nu^2)$ — dynamiczny moduł sprężystości,

gdzie: p — nacisk przekazywany na nawierzchnię, N/m²,
 D — średnica płyty naciskowej, m, ν — współczynnik Poissona, F_{dyn} — dynamiczna siła obciążająca, N.

W stosowanych dwóch wersjach ugięciomierzy udarowej FWD (Falling Weight Deflectometr) za standardowe masy przyjęto: w wersji lekkiej 150 kg zrzucane z wysokości 0,4 m, a w wersji ciężkiej wariantowo dwie masy 407 kg i 240 kg zrzucane z wysokości odpowiednio 0,4 m i 0,6 m. W ten sposób w ciągu 28 ms maksymalne wartości impulsu osiągają wielkości 48 000 N dla pierwszej wersji FWD i dla drugiej odpowiednio 90 000 N i 125 000 N. Większa masa jest szczególnie użyteczna do badania nawierzchni na lotniskach o ciężkim ruchu transportowo-pasażerskim. Do pomiaru ugięć stosowane są geofony umieszczone jeden w centrum obciążanego obszaru oraz jeden lub dwa w określonych odległościach od miejsca badań. Przetworniki te pracują w zakresie częstotliwości 1÷300 Hz. Są odporne na wstrząsy, a więc szczególnie przydatne w warunkach badań polowych. Impulsy z geofonów są automatycznie rejestrowane oraz niezależnie wyświetlane na pulpicie operatora, co umożliwia prowadzenie na bieżąco kontroli działania wyposażenia i przyrządów. Za pomocą odpowiednich algorytmów opracowanych dla minikomputera umieszczonego wewnątrz jednostki pomiarowej obliczane są stosunki obciążenia i ugięcia, wartości średnie, wariancje i inne dane statystyczne. Istnieje również możliwość wprowadzenia danych o temperaturze. Dla urządzeń FWD dzienna norma pracy wynosi 200 punktów pomiarowych. Ma to ogromne znaczenie ze względu na minimalizowanie przerw w ruchu lotniczym.

Metoda wibracyjna

Do wyznaczania ugięć dynamicznych i DMS można posługiwać się również metodą wibracyjną, lecz zasadniczym zastosowaniem tej metody jest pomiar prędkości fal w różnych warstwach konstrukcji nawierzchni i podłożu gruntowym.

W pierwszym przypadku w punkcie pomiarowym wykonuje się badania przy wzrastającym poziomie obciążenia i stałej częstotliwości, w drugim przypadku należy odpowiednio wariantować obciążenia i częstotliwości. Stąd wynika, że dokładniejsze charakterystyki poszczególnych warstw konstrukcyjnych można uzyskać kosztem wydłużenia czasu wykonywania badań. Fale wibracyjne rozchodzą się promieniowo w różnych warstwach konstrukcji z określoną prędkością i mogą być mierzone na powierzchni. Prędkość propagacji fal zależy od stałych materiałowych ośrodka (gęstość, moduł sprężystości, współczynnik Poissona) oraz długości fali. W materiałach sprężystych prędkość jest

duża, a w ośrodkach plastycznych (np. podłoże gruntowe) prędkość jest znacznie mniejsza. Ośrodek, w jakim propaguje fala wibracyjna wpływa również na amplitudę — zmniejsza jej wartość w miarę wzrostu przebytej drogi. Jest to wynikiem strat energii związanych m.in. z występowaniem zjawiska deformacji niesprężystej oraz pokonywaniem tarcia wewnętrznego.

Poszczególne ośrodki różnią się współczynnikami tłumienia fal wibracyjnych. Stąd nawierzchnia, w zależności od konstrukcji, w taki sposób wpływa na fale wibracyjne, że jedne z nich przenosi, a inne tłumią. Tłumieniu fali sprzyjają niejednorodności materiałowe i konstrukcyjne oraz wszelkiego rodzaju nieciągłości ośrodka (np. pęknięcia płyt betonowych). Głębokość penetracji zależy od długości generowanej fali. Fale o wyższej częstotliwości ulegają większemu tłumieniu z głębokością i propagują w wyższych warstwach nawierzchni. Do badania właściwości mechanicznych niższych warstw nawierzchni oraz podłoża gruntowego wykorzystuje się fale o niższych częstotliwościach i wyższych amplitudach. Dla warstw jednorodnych prędkość propagacji fal nie zależy od ich długości i moduł sprężystości E tej warstwy można wyznaczyć ze wzoru:

$$E = 2(1 + \nu) \cdot \rho \cdot v^2, \text{ N/m}^2$$

gdzie:

- ν — współczynnik Poissona,
- ρ — gęstość właściwa materiału, N/m^3 ,
- v — rejestrowana prędkość fali, m/s .

Stałe materiałowe ν i ρ wyznaczane są laboratoryjnie. Do pomiaru modułów sprężystości poszczególnych warstw służy Drogowe Urządzenie Wibracyjne RVM (Road Vibration Machine). RVM generuje sinusoidalne pionowe siły o maksymalnej wartości szczytowej 40 000 N w zakresie częstotliwości 5÷80 Hz. Poziomą siłę może być bezstopniowo różnicowany, niezależnie w całym zakresie częstotliwości. Siły te są generowane przez parę wirujących nastawnych mas. Pomiar, rejestracja i opracowanie wyników są podobne jak w ugięciomierzach udarowych. Do pomiaru modułu sprężystości przypowierzchniowych warstw nawierzchni stosuje się lekkie wibratory, np. wibrator Goodmansa. Wartość generowanych sił jest rzędu 10 N, a zakres częstotliwości wynosi 30÷300 Hz.

Dokładne rozpoznanie właściwości mechanicznych materiałów budowlanych wszystkich warstw nawierzchni i podłoża gruntowego wymaga wykorzystania pełnego zestawu testów obciążeń i częstotliwości, co ogranicza dzienną wydajność do 4 punktów pomiarowych.

Ugięciomierz wibracyjny opracowany przez WES (Waterways Experiment Station) przystosowany jest tylko do pomiaru ugięć dynamicznych i wyznaczania DMS nawierzchni lotniskowych. Maksymalne obciążenie statyczne wywierane na nawierzchnię wynosi 72 000 N. Ze stałą częstotliwością 15 Hz mogą być generowane impulsy obciążenia w zakresie 0÷63 000 N. W badaniach obciążenie to zwiększane jest stopniowo do 9000 N. Na stalowej płycie naciskowej o średnicy 450 mm zamontowane są geofony służące do pomiaru wielkości ugięcia nawierzchni. Dane uzyskiwane z pomiaru rejestrowane są automatycznie i przetwarzane przez minikomputer wewnątrz urządzenia pomiarowego. Wyniki ugięcia i obciążenia mogą być również wyprowadzone w postaci wykresu. Czas pracy na jednym stanowisku jest krótki (2÷4 min), zatem duża liczba pomiarów DMS może być wykonana w czasie dnia roboczego.

Ocena nośności nawierzchni lotniskowych

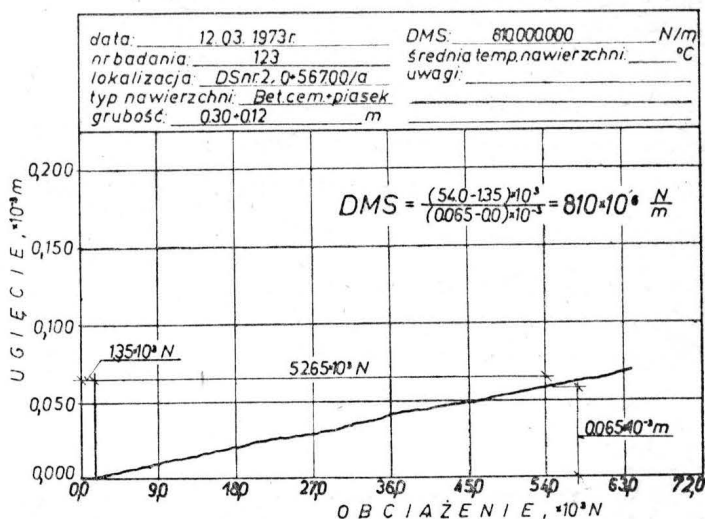
O dopuszczeniu do eksploatacji na lotnisku określonej kategorii ruchu lotniczego, tj. odpowiednich typów samolotów, decyduje aktualny stan techniczny nawierzchni, do oceny którego może być przyjęty DMS. Empirycznie określona wartość średnia DMS, miarodajna dla całego obiektu, powinna gwarantować bezpieczną eksploatację samolotów. Oszacowanie wartości średniej można przeprowadzić przy poziomie ufności 85% lub 90%. Zróżnicowanie DMS na tak znacznej powierzchni może być spowodowane wpływem lokalnych warunków, np. gruntowo-wodne czy nierównomierne obciążenie charakterystycznych stref ruchu na lotnisku. Stąd wynika, że dane do określania miarodajnej nośności dla lotniska należy zbierać wg odpowiedniego klucza. Opracowanie szczegółowego programu badań wymaga zatem wcześniejszego przestudiowania planu lotniska i dokumentacji technicznej oraz inwentaryzacji bieżących zniszczeń nawierzchni lotniskowych.

Przy wyznaczaniu DMS metodą ugięciomierza wibracyjnego zaleca się prowadzenie pomiarów na drogach startowych i głównych drogach kołowania co 75 m po obu stronach osi w miejscach przejazdu kół gołen głównej pod-

wozia samolotów. Drogi o mniejszej intensywności ruchu bada się podobnie, lecz co 150 m. Na płaszczyznach postoju samolotów wskazane jest wykonanie pomiarów w siatce 75÷150 m oraz w miejscach, które są najczęściej obciążane przez koła stojących samolotów. W przypadku stwierdzenia dużych różnic w wartościach DMS, należy wykonać pomiary dodatkowe o większym zagęszczeniu. Dane o typie nawierzchni i jej konstrukcji, tj. rodzaju materiałów budowlanych i grubości warstw można uzyskać z rysunków konstrukcyjnych lub z wykonanych do tego celu otworów małośrednicowych.

Obliczenie miarodajnej wartości DMS dla lotniska wymaga uwzględnienia pewnych korekt:

— wynikających z nieliniowej zależności obciążenie-ugięcie, szczególnie przy niższych wartościach obciążeń dla nawierzchni podatnych. Wartość DMS obliczana jest z liniowej części wykresu (rys. 1) jako stosunek obciążenia do ugięcia,

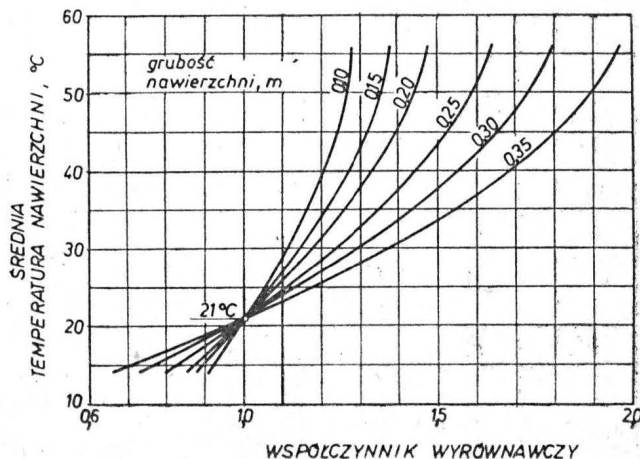


Rys. 1. Zależność ugięcia od obciążenia (wykres przykładowy)

— dla nawierzchni asfaltobetonowych, ze względu na możliwość wykonania pomiarów przy średniej temperaturze nawierzchni innej niż 21°C, wprowadza się współczynnik wyrównawczy z rys. 2. Iloczyn pomierzonej wartości DMS i współczynnika wyrównawczego daje dopiero wartość DMS wymaganą dla warunków ujętych normą. Średnia temperatura nawierzchni może być mierzona bezpośrednio na trzech różnych poziomach grubości warstwy lub oszacowana z temperatury na powierzchni i średniej temperatury powietrza z pięciu dni poprzedzających pomiary,

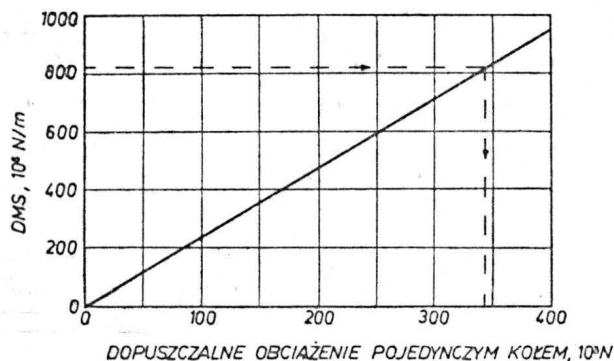
— dla każdej z grup nawierzchni podlegających ocenie należy wyselekcjonować reprezentatywną wartość DMS. W przypadku gdy nawierzchnie tego samego typu i konstrukcji mają istotnie różne wartości modułu, w różnych ich częściach, to należy części te zaliczyć do różnych grup nawierzchni.

Jako wartość miarodajną DMS, charakteryzującą stan nawierzchni na lotnisku, można przyjmować wartość średnią obliczaną z DMS reprezentatywnych dla poszczególnych grup i pomniejszoną o odchylenie standardowe.



Rys. 2. Krzywe wyrównawcze ze względu na temperaturę (do wyznaczania DMS)

Wyznaczona w podany wyżej sposób miarodajna wartość DMS jest podstawą do określenia dopuszczalnych obciążeń nawierzchni, przy czym uwzględnia ona konfigurację kół podwozia głównego samolotu (rys. 3). Podział nawierzchni na grupy o istotnie różnych właściwościach wytrzymałościowych może być pomocny przy prowadzeniu remontów częściowych nawierzchni lotniskowych.

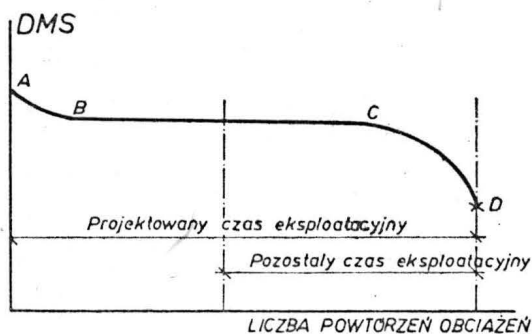


Rys. 3. Krzywa oceny dla nawierzchni sztywnej

Z pomiarów DMS można nie tylko wnioskować o aktualnym stanie nawierzchni, lecz również o stanie „zużycia”, gdy pomiary takie będą powtarzane systematycznie.

Ocena trwałości nawierzchni lotniskowych

Wartość DMS w czasie eksploatacji zmienia się w sposób nieliniowy (rys. 4). Zachowanie takie obserwowane jest w



Rys. 4. Schemat „życia” nawierzchni

laboratoryjnych testach zmęczeniowych dla materiałów bitumicznych. Przebieg tego procesu jest również zgodny z praktycznym doświadczeniem pod względem rejestrowa-

nych wartości ugięć. Dla materiałów bitumicznych czas początkowego starzenia (faza A—B) jest relatywnie mały. Jeżeli pomiary ugięcia wykonywane są w fazie B—C, dominującej dla całego procesu „życia” nawierzchni, uzyskiwane wyniki są praktycznie stałe i niezależne od „wieku” nawierzchni. W tym etapie pracy nawierzchni prognozowanie pozostałego czasu eksploatacyjnego nie jest konieczne. Gdy stwierdzi się zmniejszenie wartości DMS, należy przyjąć, że nawierzchnia znajduje się w fazie C—D, czyli końcowym czasie eksploatacyjnym. Projektowany przybliżony czas eksploatacyjny można odtworzyć, wykonując pomiary ugięcia w miejscach, które są względnie mniej zniszczone (np. w pobliżu krawędzi dróg). Z dużej redukcji wartości DMS wyznaczonej empirycznie należy wnioskować o zbliżaniu się do stanu „wyczerpania” czasu projektowanej eksploatacji nawierzchni.

Metody nieniszczące są nowym etapem w rozwoju badań i oceny eksploatacyjnej nawierzchni lotniskowych. Obciążenia próbne realizowane w sposób dynamiczny pozwolą w wystarczającym stopniu na wyznaczenie podstawowych parametrów mechanicznych konstrukcji nawierzchni i podłoża gruntowego. Względnie małe urządzenia pomiarowe pozwalają uzyskać znaczne wartości obciążeń.

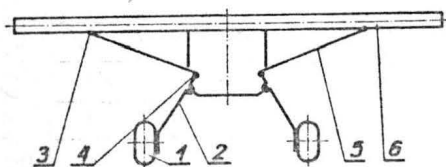
Doraźna ocena lotniska pod względem nośności może być wykonana szybko, szczególnie przy zastosowaniu metod udarowych. Systematyczna kontrola właściwości istniejących nawierzchni lotniskowych przy zastosowaniu metod udarowych i wibracyjnych umożliwi właściwe prognozowanie natężenia ruchu samolotów. Wyniki uzyskiwane z próbnych obciążeń dynamicznych nawierzchni można uwzględniać przy planowaniu remontów oraz przy optymalnym projektowaniu grubości nowych przykryć. Wdrożenie tych metod na stałe do powszechnej praktyki lotniskowej może przyczynić się do zwiększenia bezpieczeństwa naziemnych operacji lotniczych oraz przynieść wymierne korzyści ekonomiczne i poznawcze.

LITERATURA

1. R. C. KODE, W. WASSER: Design and evaluation of airport pavements. Referat przedstawiony na Konferencji Związków Technologów Nawierzchni Asfaltowych — Denver, Colorado, USA, luty, 1979 r.
2. Aerodrome Design Manual, cz. III Pavements, Wyd. International Civil Aviation Organization, 1977 r.
3. St. SZPINEK: Wpływ obciążeń dynamicznych od samolotu na nawierzchnię lotniskową. Sprawozdanie z etapu studyjnego 1982 r. — materiały nie publikowane, ITWL.
4. H. BORKOWSKI: Zastosowanie metody próbnych obciążeń do oceny mechanicznych właściwości konstrukcji jezdni drogowych. Inst. Budown. Lądowego P.G. Konferencja Naukowa — Gdańsk, 1973 r.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pt. Podwozie statku powietrznego (wynalazca L. Matusiewicz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie konstrukcji podwozia,



wykorzystującej zespoły statku powietrznego spełniające inne funkcje, a nie wykorzystane wytrzymałościowo podczas lądowania, startu czy kołowania samolotu.

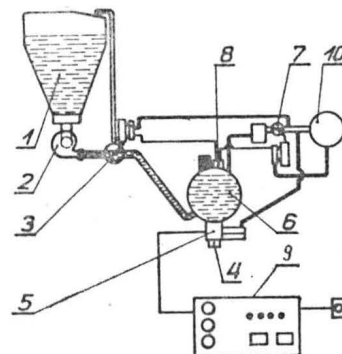
Podwozie wg wynalazku charakteryzuje się tym, że element sprężysty statku, zwłaszcza skrzydło 6, jest elementem pochłaniającym energię lądowania od koła 1, przez goleń 2 i łącznik 5, przy czym goleń 2, przeguby 4 i 3 oraz łącznik 5 stanowią przyłożenie przenoszonych sił i przemieszczeń.

Skrót opisu wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 6/1983 r., w klasie B64C, pod nr P.236360T.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL urządzenie do aplikacji insektycydów ze statków latających (wynalazcy: J. Parafiniuk, E. Kotwicki i T. Górniak). Urządzenie przeznaczone jest zwłaszcza do zwalczania larw insektów żyjących na obszarach wodnych, przez wprowadzenie do wody zwartym strumieniem insektycydów w sposób ciągły lub dawkowany. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania elektronicznego urządzenia sterowniczego zapewnającego automatyzację pracy urządzenia aplikacyjnego, odcciążając prawie całkowicie pracę pilota, oraz zwiększenie dokładności przeprowadzania zabiegów.

Urządzenie zawierające zbiornik cieczy 1, pompę 2 i dyszę 5 zamykaną zaworem dawkującym 3, charakteryzuje się tym, że komora robocza zaworu dawkującego 3 jest połączona z jednej strony z wylotem pompy 2, a z drugiej strony — ze zbior-

nikiem cieczy 1 przez zawór odcinający 4, przy czym oba zawory 3 i 4 są sterowane elektronicznym urządzeniem sterującym 8,



a ponadto zawór dawkujący ma wymienne dysze 5 przestawiane mechanizmem 7.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.222007.

W.Z.

Bombowiec strategiczny — nosiciel pocisków raketowych i raket samosterujących

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy ośmiosilnikowy odrzutowy grzbietopłat.

Płat. Skos 35°, wznios —3°, profil laminarny. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa, wielodźwigarowa, kesonowa. Wewnątrz kesonów zbiorniki paliwowe. Na nosku skrzydła klapy. Pod każdym skrzydłem po dwa półskorupowe pylony niosące zespoły napędowe. Na górnej powierzchni skrzydeł między kadłubem a pierwszym pylonem umieszczone są turbulizatory. Spływ skrzydła od kadłuba do drugiego pylonu zajmują klapy Fowlera (po 2 segmenty na każdym skrzydle). Między pierwszym a drugim pylonem na górnej powierzchni skrzydła, przed klapami, znajdują się spoilerzy. Konstrukcja klap i spoilerów metalowa. Lotek brak. W spływowej części skrzydła między zewnętrznymi pylonami a końcówkami usytuowane są luki pomocniczych (podporowych) podwozi skrzydłowych. Obok nich znajdują się zaczepy do podwieszania zbiorników dodatkowych. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwołobudzeniowa.

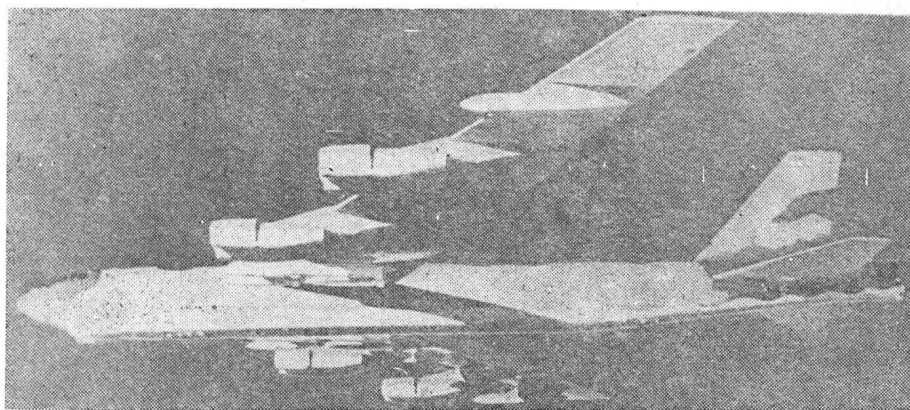
Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Nosek z materiału dielektrycznego osłania antenę radaru. Dalej znajduje się kabina załogi, pod nią zaś przedział instalacji i wyposażenia elektronicznego. Za kabiną załogi znajduje się przejście skrzydła przez kadłub, pod nim — luki przednich zespołów podwozia. Za lukami podwozia usytuowana jest komora bombowa zamykana pokrywkami składającymi się z sześciu segmentów, za nią — luki tylnych zespołów podwozia. Tylna część kadłuba zweża się stożkowo, wprowadzone są w nią mocowania usterzeń. Za usterzeniem znajdują się anteny urządzeń ostrzegawczych i radaru sterującego uzbrojeniem obronnym, pod antenami umieszczono obrotową wieżyczkę uzbrojenia. W tylnej części kadłuba przed usterzeniem pionowym umieszczone są zespoły instalacji klimatyzacyjnej.

Usterzenie. Układ usterzenia klasyczny. Statecznik pionowy o skosie krawędzi natarcia 40°, konstrukcja wielodźwigarowa, metalowa, półskorupowa. Ster kierunku metalowy o bardzo małej w stosunku do całego usterzenia cieżkiwie wyposażony w kławkę wyważającą. Statecznik poziomy o skosie krawędzi natarcia 40° i o zmiennym kącie zaklinowania, metalowy, półskorupowy, wielodźwigarowy. W ok. 2/3 cieżkiwie usterzenia poziomego na jego górnej powierzchni znajduje się rząd turbulizatorów. Ster wysokości dwusegmentowy, o bardzo małej cieżkiwie. Konstrukcja steru wysokości metalowa, na obu segmentach kławkę wyważającą. Na noskach usterzeń instalacja przeciwołobudzeniowa.

Sterowanie. Wszystkie powierzchnie sterowe (stery, spoilerzy, klapy Fowlera, klapy noskowe, statecznik poziomy) poruszane za pomocą siłowników hydraulicznych i elektrohydraulicznych. Napęd kłapek wyważających elektryczny.

Podwozie. Podwozie typu torowego, wielozespołowe z zespołami podskrzydłowymi. Chowanie i wypuszczanie podwozia hydrauliczne. Przednie podwozie kadłubowe złożone z dwu zespołów — przedni zespół chowany ku przodowi, tylny — ku tyłowi. Każdy zespół jednogoleniowy z kolumnami bliźniaczymi. Tylnie podwozie kadłubowe jest identyczne z przednim. Zespoły podwozia identyczne — lewe i prawe obrócone wzajemnie o 180°. Koła kadłubowych zespołów podwozia (łącznie 8) wyposażone w hydrauliczne hamulce tarcowe. Pomocnicze zespoły skrzydłowe jednogoleniowe, chowane w skrzydła. Kierunek chowania — ku kadłubowi, koła zawieszane na półwidelcach. Amortyzacja wszystkich zespołów podwozia olejowo-powietrzna.

Zespół napędowy. 8 silników turbodrzutowych Pratt Whitney J57-P-43WB każdy o ciągu 6113 daN. Silniki umieszczone parami na pylonach podskrzydłowych, osie silników lekko zadarte w stosunku do osi



kadłuba. Osłony silników metalowe. Pierścienie wlotowe silników z instalacją przeciwołobudzeniową.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 174 130 l, pod skrzydłami zbiorniki podwieszane (różne pojemności, maks. 2 × 2650 l), możliwość tankowania w locie. Hydrauliczna — wieloobwodowa, służy do manewrowania podwoziem, pokrywami podwozia i komory bombowej oraz zasilą układy sterowania płatowcem. Elektryczna — prądnicę na zespołach napędowych, akumulatory, transformatory, przetwornice, źródła awaryjne. Przeciwołobudzeniowa — na noskach skrzydeł, usterzeń i pierścieniach wlotowych silników zasilana gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników — szyby kabiny ogrzewane elektrycznie. Klimatyzacyjna — dostarcza powietrza o odpowiednich parametrach do pomieszczeń załogowych. Przeciwożarowa — butle CO₂ na silnikach. Tlenowa — butle z tlenem i indywidualne maski dla załogi.

Wypożazenie. Zestawy urządzeń nawigacyjnych i łącznościowych, radary: nawigacyjny, celowniczy, ostrzegawczy i narowadzałajcy uzbrojeniu, autoflot, systemy obsługi, uzbrojenia różnego typu (w zależności od wersji samolotu i rodzaju uzbrojenia), celownik bombowy (w wersjach do bombardowania).

Uzbrojenie. Strzeleckie — 4 karabiny maszynowe kal. 12,7 mm w zdalnie sterowanej wieżyczce za usterzeniem; wieżyczka może być sterowana radarem lub ręcznie za pomocą systemu telewizyjnego. W wersji B-52H sześciolufowe obrotowe działko M-61 Vulcan o dużej szybkostrzelności; bombowe — w komorze bombowej (zależnie od wersji) zaczepy do bomb różnego typu i wagomiaru; raketowe — różne wersje samolotu przystosowane były do przenoszenia różnego typu raket, zarówno w komorze kadłubowej, jak i na wspornikach podskrzydłowych. Od niedawna trwa modyfikacja wersji B-52G polegająca na dostosowaniu jej do przenoszenia pocisków manewrujących (Cruise) — pociski typu AGM-69-SRAM przenoszone są w komorze kadłubowej (3 szt. w rewolwerowej wyrzutni) i pod skrzydłami (pod każdym skrzydłem 2 pakiety po 3 pociski) — łącznie 20 pocisków.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1948 r. firma Boeing otrzymała zamówienie na opracowanie samolotu bombowego oznaczonego XB-52 (6 silników turbośmigłowych, skos skrzydeł 20°). Projekt zmodyfikowano po uzyskaniu nowych silników odrzutowych (miało ich być 8), zmieniając skos skrzydła (do 35°). Po przedstawieniu makiety Boeing przystąpił do budowy dwu prototypów (1949 r.) za sumę 53 mln dolarów. Pomocne okazały się doświadczenia uzyskane przy konstruowaniu wcześniejszego typu B-47 Stratofortress. Pierwszy prototyp oblatano 2 października 1952 r., drugi 15 kwietnia 1952 r. W tym samym czasie

firma Convair opracowywała konkurencyjny samolot podobnej koncepcji i wymiarów YB-60, (oblot 13 kwietnia 1952 r.) rozwiązanie Boeinga okazały się jednak lepsze. Innym konkurencyjnym projektem był turbośmigłowy Douglas 1211-J. Po poprawkach samolot B-52 skierowano do produkcji seryjnej. Był produkowany przez kilka lat, a następnie modernizowano już zbudowane egzemplarze, tworząc nowe wersje. B-52 występował w następujących wersjach:

— B-52A (1954 r.) — pierwszy seryjny B-52, silniki J57-P-9W (4450 daN).

— NB-52A — dwa z B-52A przystosowane do wynoszenia eksperymentalnego samolotu raketowego X-15.

— B-52B (1955 r.) — silniki J57-P-19W; J57-P-29W i J57-P-29WA (4851 daN), masa startowa 181 600 kg (z przeciążeniem 190 680 kg); wyprodukowano 30 egz.

— RB-52B (1955 r.) — rozpoznawca odmiana B-52B (wcześniejsza od niej), wyprodukowano 17 egz.

— B-52C (1956 r.) — silniki J57-P-29W; powiększona pojemność zbiorników skrzydłowych, wyprodukowano 55 egz.

— B-52D — identyczny z B-52C, lecz komory bombowe przystosowane wyłącznie do bomb; wyprodukowano 170 egz.

— B-52E (1957 r.) — B-52D z ulepszoną awioniką;

— B-52F (1958 r.) — silniki J57-P-43W (4988 daN); wyprodukowano 88 egz.

W 1958 r. zakończono produkcję samolotów B-52 w Seattle, ogółem zbudowano 448 egz. wersji A, B, C, D, E i F. Produkcję kontynuowano w zakładach w Wichita;

— B-52G (1958 r.) — pierwsza wersja nowej generacji B-52; konstrukcja płatowca zmodyfikowana, zmniejszona masa własna o 4560 kg, przekonstruowane usterzenie poziome, lotki zastąpione przerywaczami, tylnie stanowisko strzeleckie zdalnie sterowane, zwiększona ilość paliwa, silniki J57-P-43W; uzbrojenie — pociski raketowe AGM-28 Hound Dog. Wyprodukowano 193 egz.

— B-52H (1961 r.) — silniki TF-33-P-1 (7118 daN), masa własna zmniejszona o dalsze 8000 kg, uzbrojenie strzeleckie — działko Vulcan (20 mm), dodatkowe zawieszanie do bomb pod skrzydłami. Samoloty tej wersji były licznie używane w Wietnamie.

Wersje G i H pod koniec lat sześćdziesiątych modyfikowano (nowa awionika, system uzbrojenia w pociski raketowe AGM-69A i AGM-86A SCAD, silniki TF-33-P-3 o ciągu 7653 daN).

Wersja H była ostatnią wersją B-52.

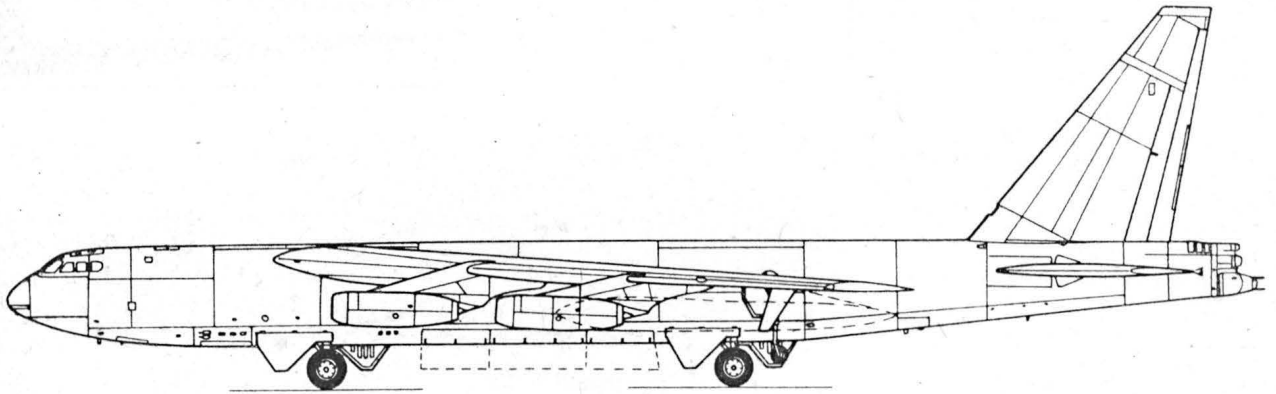
Samoloty B-52 były bohaterami kilku groźnych przypadków zgrubienia w katastrofie przenoszonych bomb atomowych (1959 r. Kentucky, 1966 r. — Palomares, 1968 r. — Grenlandia), z których nie wszystkie zostały odnalezione.

DANE TECHNICZNE

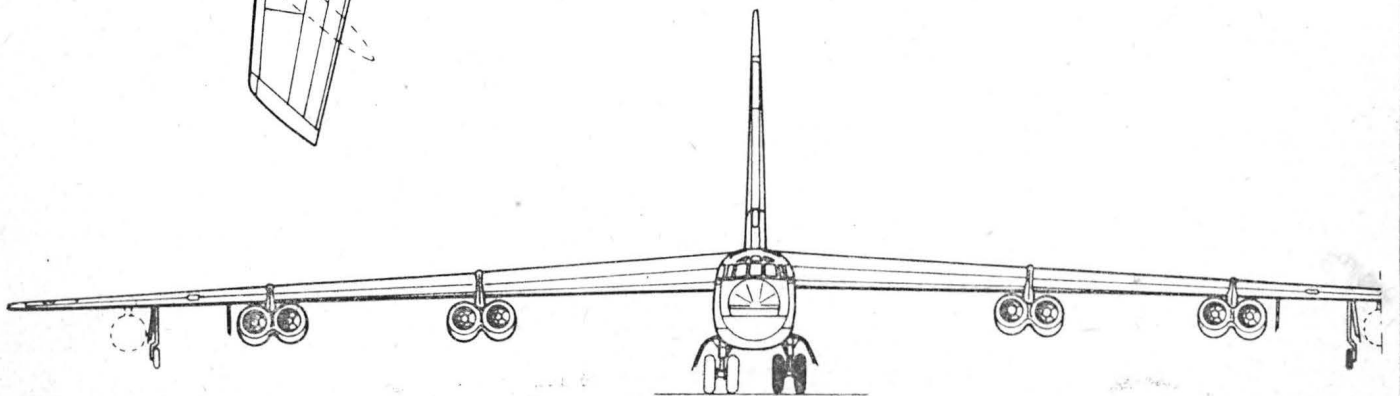
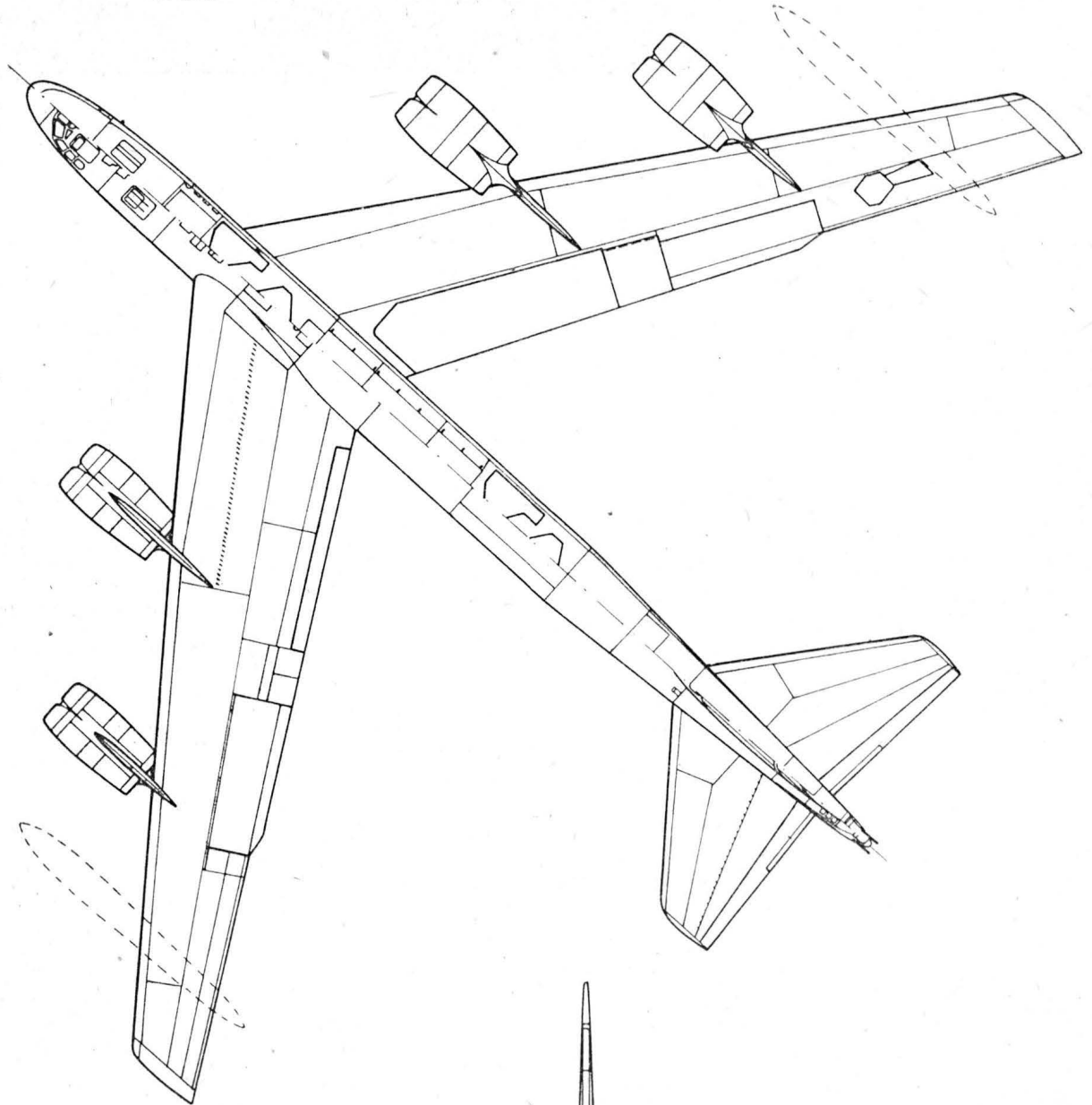
Rozpiętość	56,39 m
Długość	49,05 m
Wysokość	12,40 m
Powierzchnia nośna	371,6 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,5
Masa własna	90 000 kg

Masa startowa maks.	221 350 kg
Obciążenie powierzchni	595,7 kg/m ²
Obciążenie ciągu	5,55 kg/daN
Prędkość maks.	957 km/h
Prędkość przelotowa	819 km/h
Pałap	16 765 m
Zasięg maks.	12 070 km
Rozbieg	3050 m

T.M.



B-52D



Samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys prostokątny, profil NACA 64315, wznios części zewnętrznych 6°. Konstrukcja całkowicie metalowa, skorupowa jednodźwigarowa. Kłapy szczelinowe metalowe. Lotki szczelinowe metalowe, wyważone masowo. Na końcówkach skrzydeł mogą być mocowane dodatkowe zbiorniki paliwowe o kształcie kropłowym. Środkowa część płata (bez wzniosu) ma szkielet składający się z 6 żeber, części zewnętrzne — z 9 żeber. Konstrukcja skrzydła przystosowana do modyfikacji w celu zabudowy chowanego podwozia.

Kadłub. Przekrój prostokątny u góry zamknięty łukiem, kształty rozwijalne, maksymalna szerokość kadłuba przypada na krawędź spływu skrzydła. Klasyczna konstrukcja półskorupowa, czteropasowa z 10 wręgami. Kabina z miejscami załogi obok siebie, za fotelami niewielki bagażnik dostępny od wewnątrz. Osłony kabiny dwuczęściowe — odsuwana do tyłu limuzyna i stały wiatrochron. Na tylnej części kadłuba pod statecznikiem płoza ochronna.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy. Konstrukcja stateczników półskorupowa; poziomy dwudźwigarowy, pionowy jednodźwigarowy z przednim dźwigarkiem pomocniczym. Na sterach kłapki wyważające. Przed usterzeniem poziomym płetwa ustateczniająca. Na środku steru wysokości zajmująca 1/3 jego rozpiętości klapka wyważająca, na pozostałych 2/3 rozpiętości — kłapki dociążające.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone, powierzchnie sterowe wychyłane za pomocą układów linkowych, kłapy napędzane ręcznie (elementy skrętne).

Podwozie. Stałe z kołem przednim. Podwozie główne w 2 wariantach: z goleniami teleskopowymi (mocowanymi w skrzydle) i z goleniami sprężystymi (mocowanymi pod kadłubem). Goleń przednia te-



leskopowa, koło na widelcu. Koła podwozia głównego zaopatrzone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Koła mogą być osłonięte laminatowymi kropłowymi owiewkami. Wymiar ogumienia kół głównych 5,00-5. Amortyzacja za pomocą ściskanych elementów gumowych.

Zespół napędowy. Stosowane są różne silniki o mocy 74÷96 kW, najczęściej płaski czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Rolls-Royce Continental 0-240A o mocy 96 kW. Śmigło dwułopatowe metalowe o stałym skoku. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowo-metalowe; wyloty gorącego powietrza żaluzjowe z boków osłon.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 54,5 l, zbiorniki na końcach skrzydeł, każdy o pojemności 54,5 l (łącznie 163,5 l). Olejowa — zbiornik o pojemności 4,5 l. Elektryczna — napięcie 12 V. Hamulcowa — typu samochodowego, hydrauliczna.

Wyposażenie. Zmienne w zależności od możliwości wykonawcy — od podstawowego zestawu przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych do zestawu VFR i radiostacji 360-kanalowej.

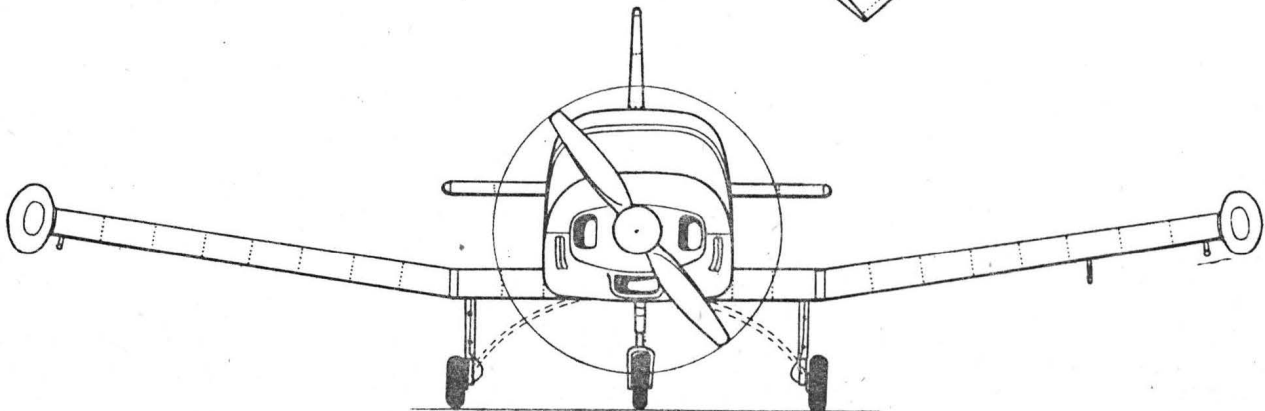
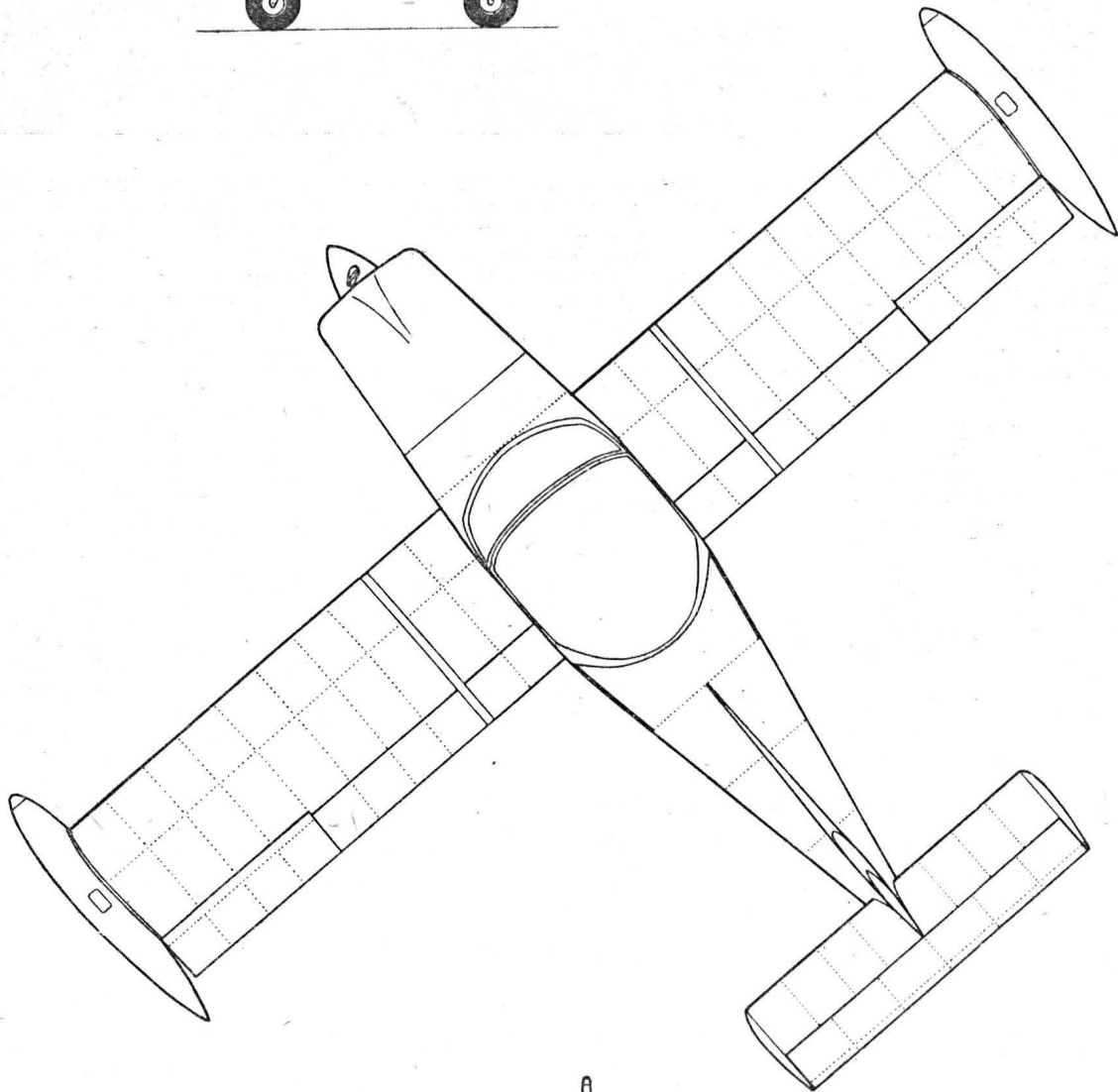
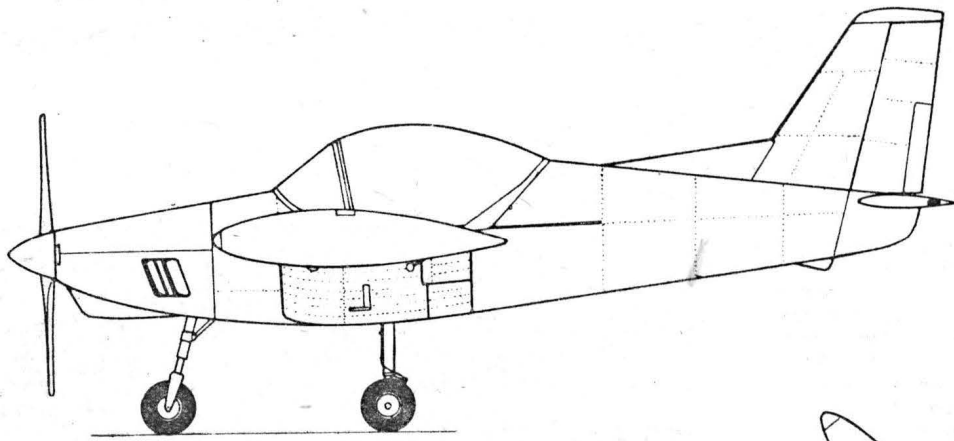
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Projekt wstępny samolotu opracował P. Garrison, jeden z redaktorów magazynu lotniczego *Pilot*, na łamach którego projekt został opublikowany (1968 r.). Po jego wyjeździe do USA prace nad projektem kontynuowali B. Healey, L. Jenkinson i P. Sharman. Popularność, jaką zdobył projekt, zdopinguowała B. Healey'a do założenia firmy Practavia, zajmującej się sprzedażą planów i współpracą z amatorami-budowniczymi. Pierwszy prototyp, zbudowany przez P. Burrila, oblatano w połowie 1976 r. (rozbity po 50 h lotu), drugi (B. Castle i F. Rycraft) zbudowano w 1978 r., trzeci (B. Parkinson i R. Tasker) — w 1980 r. Trzeci egzemplarz ma silnik 0-240A i sprężyste podwozie główne oraz powiększone usterzenie pionowe. Następne egzemplarze powstały w ciągu kilku następnych miesięcy; ogółem sprzedano ok. 100 kompletów planów. Historia tego samolotu jest pewnego rodzaju ewenementem — rzadko się zdarza, aby do zbudowania samolotu przyczyniła się bezpośrednio redakcja pisma, która w dodatku sama przygotowała jego plany. Celem tego działania było spopularyzowanie amatorskiej budowy samolotów, która w połowie lat siedemdziesiątych podupadała. Podjęto też produkcję zestawów do samodzielnego montażu.

DANE TECHNICZNE (Continental 0-240A)

Rozpiętość	7,32 m
Rozpiętość ze zbiornikami	8,23 m
Rozpiętość z odjętymi zewnętrznymi częściami skrzydeł	2,44 m
Długość	6,10 m
Wysokość	2,51 m
Szerokość w kabine maks.	1,17 m
Cięciwa skrzydła	1,22 m
Rozstaw podwozia	2,29 m
Baza podwozia	1,40 m
Powierzchnia nośna	8,92 m ²

Wydłużenie	6,0
Masa własna	385 kg
Masa startowa maks.	635 kg
Obciążenie powierzchni maks.	71,2 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,61 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	394 km/h
Prędkość maks.	230 km/h
Prędkość przelotowa	216 km/h
Prędkość ekonomiczna	200 km/h
Prędkość min.	86 km/h
Wznoszenie	5,0 m/s
Zasięg	ok. 1000 km
Długość trwania lotu	5 h

T.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI
I ZWROTY LOTNICZE (I)

- | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|--|-------------------|---|---|---|---|--|---|---|--|---------------------------------------|------------------------------|------------------------|-------------------------|----------------------|-----------------------|------------|------------------------------------|-----------------------|--------------------------------|---------------------|-----------------------|----------------------|--------------------|------------------|--|-----------------------------------|--|---|---|------------------------------------|--|--|----------------|---|-----------------------------------|------------------------------|--|---------------------------------|--|--|---|--|--|--|---|---|--|--|--|--------------------------------|--|----------------------------|--|---|---|---------------------------------|---|--|--|-----------------------------------|----------------------------------|------------------------------|---|--|------------------------------------|--|--|--|--|---|--|------------------------------|------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------|-----------------------------------|---|--|--|----------------------------|------------------------------|--------------------------------------|---|------------------------|--------------------|-------------------|--|---|---------------------------|----------------------------|-------------------------------|--|-------------------|--|--|--|----------------------|-----------------------|-------------------------------|-----------------------|---|--|---|---|----------------------------|---------------------------------|--|-------------------|-----------------------|----------------------------|--|--------------------------|-----------|------------|----------------|-------------|-----------------|-------------------------|------------------------|--------------|-------------|----------------------|------------------------------------|---------------------------|---------------------|----------------|-------------------------|-------------------|--------------------|-------------------|-------------------|---------------------|---------------------|--------------------|------------------------|--------------------------|-------------------|------------------------------------|------------------------|-------------------------------|----------------------|----------------------|------------------|----------------------------|----------------------|-------------|-----------------------------|-------------------|----------------------|-----------------------|-----------------------------------|------------------|------------------------|-------------------------------|--------------------|-------------------------|---|------------------------------------|--------------------------|-------------------|---------------------------------|------------------|-----------------|-------------------|-------------------|-----------------------|-------------------------------|---|------------------------------|-------------------------|---------------------------------|-----------------------------|------------------|------------------|------------------------------------|------------------------------|-----------------------------|------------|------------------|------------------------------|---|--------------------|--|------------------------------------|---------------------|--------------------|----------------------------------|-----------------|--------------|----------------------|----------------------|-------------------|------------------|------------------|---------------------|------------------------|---------------------------|-----------------------------|-----------------|------------------|-------------------|------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------|------------------|-----------------|-------------------------|----------------------------------|--------------------------------|-------------------|---|--|---------------------------|--------------|-------------|--------------------------------|--------------------------|--------------------------|------------------------|---------------------------|---------------|---------------------|--|-------------|----------------|------------------------|--------------------------|---------------------------|-------------------------|------------------------|-------------------|-----------------------------|-----------------|---------------------|-----------|----------------------|--------------|---------------|----------------|---------------|--------------|-------------------------|----------------|----------------|
| 1 — włączać dopalacz dla przejścia na drugi krąg | 2 — przerywać lot | 3 — absorbować, pochłaniać; amortyzować | 4 — przyspieszać, rozpędzać (się); zwiększać obroty | 5 — odchodzić (od przeciwnika) z rozpędzaniem | 6 — ułatwiać dostęp (do trudno dostępnego urządzenia) | 7 — przeżyć katastrofę, uratować się w katastrofie | 8 — wykonywać figury akrobacji, kręcić akrobacjami; uruchamiać, włączać; wzbudzać | 10 — regulować, kalibrować, zgrywać, uzgadniać; wnosić poprawkę | 11 — wnosić poprawkę na obrót Ziemi, w. p. na przyspieszenie Coriolisa | 12 — korygować położenie dźwigni gazu | 13 — wznosić się na dopalacz | 14 — wyłączać dopalacz | 15 — lecieć na dopalacz | 16 — startować na d. | 17 — włączyć dopalacz | 18 — w. d. | 19 — uciec się do użycia dopalacza | 20 — włączyć dopalacz | 21 — nie korzystać z dopalacza | 22 — wychylić lotki | 23 — w. l. całkowicie | 24 — w. l. do połowy | 25 — opuścić lotkę | 26 — podnieść l. | 27 — wychylić lotki przeciwnie do korkociągu | 28 — w. l. zgodnie z korkociągami | 29 — odbić się, odskoczyć (przy lądowaniu) | 30 — wznieść się w powietrze, wystartować | 31 — napełnić powietrzem, napompować, nadać | 32 — uzyskać panowanie w powietrzu | 33 — odprowadzać powietrze na zewnątrz | 34 — oderwać się od ziemi, wystartować | 35 — startować | 36 — ułatwiać start statku powietrznego, u. s. samolotu | 37 — podstawić podstawki pod koła | 38 — chować podwozie i klapy | 39 — zmieniać konfigurację (statku powietrznego; samolotu) | 40 — przyziemiać na koła główne | 41 — wychodzić ze statku powietrznego, w. z samolotu | 42 — opuszczać statek powietrzny, o. samolot | 43 — posadzić s. p. na ziemi, wylądować | 44 — sterować statkiem powietrznym, s. samolotem | 45 — wzywać (przez radio) w celu rozpoznania statku pow. | 46 — utrzymywać w stanie zdatności do lotu | 47 — u. (niezmienny) kurs; u. lot prostoliniowy | 48 — u. samolot w stanie przeciągnięcia | 49 — wyrównywać, przechodzić do lotu poziomego | 50 — odrywać (statek powietrzny; samolot) od ziemi | 51 — obciążać (s. p.; s.) (w locie); załadowywać | 52 — wsiadać, zajmować miejsca | 53 — (pot.) widzieć s. p. na ekranie radaru, („malować” s. p.) | 54 — wyposażać w silnik(i) | 55 — wykonywać przegląd przed lotem; (pot.) szykować do lotu | 56 — (pot.) odrywać s. p. od ziemi (przy starcie) | 57 — wprowadzać ponownie do eksploatacji, przywracać zdatność do lotu | 58 — wprowadzać do eksploatacji | 59 — w. statek powietrzny w zadzieranie | 60 — przyziemiać s. p. na drodze startowej | 61 — podnosić s. p. w powietrze, startować | 62 — wypożyczyć s. p., w. samolot | 63 — pilotować s. p., p. samolot | 64 — kiwać samolotem na boki | 65 — przechylać samolot, wprowadzać s. w przechył | 66 — przechodzić na wzniesienie, zwiększać kąt pochylenia samolotu | 67 — odesłać samolot na drugi krąg | 68 — zmniejszać prędkość lotu, hamować | 69 — podnieść s. p. w powietrze, wystartować | 70 — pilotować w całym zakresie eksploatacyjnym samolotu | 71 — (pot.) sprowadzić samolot (przez radio) na kurs lądowania („wzmówić”) | 72 — wyważyć samolot z puszczoneymi sterami | 73 — zakrecać w stronę drogi startowej | 74 — wykonywać próbę silnika | 75 — naprowadzać samolot (z ziemi) | 76 — wprowadzić s. w zakręt | 77 — zmieniać kurs, odchylać s. | 78 — zrzucać (ładunek) z samolotu | 79 — (pot.) wykonywać krąg 4-zakrętowy („zamknąć lotnisko w pudełku”) | 80 — nawiązać łączność (radio-
wa) z lotniskiem | 81 — znaleźć lotnisko; określić położenie lotniska | 82 — krażyć nad lotniskiem | 83 — przelecieć nisko nad l. | 84 — latać nad l., kręcić się nad l. | 85 — stacjonować na lotnisku, bazować na l. | 86 — opuszczać samolot | 87 — eskortować s. | 88 — pilotować s. | 89 — (pot.) p. s. brutalnie doprowadzić s. do przeciągnięcia, przeciągnąć s. | 91 — podnieść s. w powietrze, oderwać s. od ziemi | 92 — odwrócić s. na plecy | 93 — mieć większą prędkość | 94 — tracić p., zmniejszać p. | 95 — (pot.) utrzymywać stałą prędkość; („polować na prędkość”) | 96 — zwiększać p. | 97 — odliczać (kolejne) wartości prędkości przedzadkowej | 98 — wykorzystywać prędkość dla nabrania wysokości | 99 — czekać na ustalenie się prędkości | 100 — ogłaszać alarm | 101 — być w pogotowiu | 102 — ogłaszać alarm lotniczy | 103 — odwoływać a. l. | 104 — wykonywać lądowanie lub wodowanie | 105 — ustawiać (w linii), wwrównywać, ościawać, wycelować, regulować | 106 — (pot.) odejść na lotnisko zapasowe, („iść na zapasowe”) | 107 — (pot.) podać dane dla ustalenia wysokościomierza (ciśnienie na lotnisku): („dawać wysokościomierz”) | 108 — kontrolować wysokość | 109 — nonownie nabrać wysokości | 110 — n. w. do poziomu kręgu nadlotniskowego | 111 — nabierać w. | 112 — tracić wysokość | 113 — t. w. na rozpędzanie | 114 — zastosować, wykorzystywać; przykładać (siłę); wychy- | 1 — make an AB go around | 2 — abort | 3 — absorb | 4 — accelerate | 5 — a. away | 6 — gain access | 7 — survive an accident | 8 — perform acrobatics | 9 — activate | 10 — adjust | 11 — a. for Coriolis | 12 — make the throttle adjustments | 13 — climb in afterburner | 14 — come out of a. | 15 — fly on a. | 16 — get airborne in a. | 17 — light the a. | 18 — put the a. in | 19 — resort to a. | 20 — select an a. | 21 — stay out of a. | 22 — apply ailerons | 23 — apply full a. | 24 — apply one half a. | 25 — depress the aileron | 26 — raise the a. | 27 — put ailerons against the spin | 28 — p. a. with the s. | 29 — bounce back into the air | 30 — get into the a. | 31 — inflate with a. | 32 — take the a. | 33 — vent the a. overboard | 34 — become airborne | 35 — get a. | 36 — boost the aircraft off | 37 — chock the a. | 38 — clean up the a. | 39 — configure the a. | 40 — drop the a. onto main wheels | 41 — exit the a. | 42 — get out of the a. | 43 — get the a. on the ground | 44 — handle the a. | 45 — interrogate the a. | 46 — keep the a. flying, k. the a. in flying trim | 47 — keep the a. (headed) straight | 48 — keep the a. stalled | 49 — level the a. | 50 — lift the a. off the ground | 51 — load the a. | 52 — man the a. | 53 — paint the a. | 54 — power the a. | 55 — preflight the a. | 56 — pull the a. off the deck | 57 — put the a. back in an operational status | 58 — put the a. into service | 59 — put the a. nose-up | 60 — put the a. onto the runway | 61 — render the a. airborne | 62 — rent the a. | 63 — ride the a. | 64 — rock the a. from side to side | 65 — roll the a. into a bank | 66 — rotate the a. into the | 67 — climb | 68 — slow the a. | 69 — take the a. into flight | 70 — t. the a. throughout its entire envelope | 71 — talk in an a. | 72 — trim the a. to fly „hands-and-feet off” | 73 — turn the a. toward the runway | 74 — turn up the a. | 75 — vector the a. | 76 — wrench the a. into the turn | 77 — yaw the a. | 78 — airdrop | 79 — box an airfield | 80 — contact with a. | 81 — locate an a. | 82 — orbit an a. | 83 — shoot an a. | 84 — sit over an a. | 85 — station at the a. | 86 — abandon the airplane | 87 — accompany the airplane | 88 — fly the a. | 89 — horse an a. | 90 — stall the a. | 91 — take the a. aloft | 92 — turn the a. upside down | 93 — be high on airspeed | 94 — dissipate the a. | 95 — hunt the a. | 96 — pick up a. | 97 — read off airspeeds | 98 — trade airspeed for altitude | 99 — wait for the a. to settle | 100 — sound alarm | 101 — be at the alert, be on the alert, stand on the a. | 102 — broadcast an air a., sound an air a. | 103 — cancel an air alert | 104 — alight | 105 — align | 106 — proceed to the alternate | 107 — give the altimeter | 108 — check for altitude | 109 — climb back to a. | 110 — climb to pattern a. | 111 — gain a. | 112 — run out of a. | 113 — sacrifice a. for airspeed, trade a. for airspeed | 114 — apply | 115 — approach | 116 — a. into the wind | 117 — discontinue the a. | 118 — execute a missed a. | 119 — fly a circling a. | 120 — set up for an a. | 121 — shoot an a. | 122 — travel through an arc | 123 — arcticize | 124 — exit the area | 125 — arm | 126 — take it around | 127 — ascend | 128 — assault | 129 — assemble | 130 — atomise | 131 — attack | 132 — maintain attitude | 133 — auger in | 134 — autoland |
|--|-------------------|---|---|---|---|--|---|---|--|---------------------------------------|------------------------------|------------------------|-------------------------|----------------------|-----------------------|------------|------------------------------------|-----------------------|--------------------------------|---------------------|-----------------------|----------------------|--------------------|------------------|--|-----------------------------------|--|---|---|------------------------------------|--|--|----------------|---|-----------------------------------|------------------------------|--|---------------------------------|--|--|---|--|--|--|---|---|--|--|--|--------------------------------|--|----------------------------|--|---|---|---------------------------------|---|--|--|-----------------------------------|----------------------------------|------------------------------|---|--|------------------------------------|--|--|--|--|---|--|------------------------------|------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------|-----------------------------------|---|--|--|----------------------------|------------------------------|--------------------------------------|---|------------------------|--------------------|-------------------|--|---|---------------------------|----------------------------|-------------------------------|--|-------------------|--|--|--|----------------------|-----------------------|-------------------------------|-----------------------|---|--|---|---|----------------------------|---------------------------------|--|-------------------|-----------------------|----------------------------|--|--------------------------|-----------|------------|----------------|-------------|-----------------|-------------------------|------------------------|--------------|-------------|----------------------|------------------------------------|---------------------------|---------------------|----------------|-------------------------|-------------------|--------------------|-------------------|-------------------|---------------------|---------------------|--------------------|------------------------|--------------------------|-------------------|------------------------------------|------------------------|-------------------------------|----------------------|----------------------|------------------|----------------------------|----------------------|-------------|-----------------------------|-------------------|----------------------|-----------------------|-----------------------------------|------------------|------------------------|-------------------------------|--------------------|-------------------------|---|------------------------------------|--------------------------|-------------------|---------------------------------|------------------|-----------------|-------------------|-------------------|-----------------------|-------------------------------|---|------------------------------|-------------------------|---------------------------------|-----------------------------|------------------|------------------|------------------------------------|------------------------------|-----------------------------|------------|------------------|------------------------------|---|--------------------|--|------------------------------------|---------------------|--------------------|----------------------------------|-----------------|--------------|----------------------|----------------------|-------------------|------------------|------------------|---------------------|------------------------|---------------------------|-----------------------------|-----------------|------------------|-------------------|------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------|------------------|-----------------|-------------------------|----------------------------------|--------------------------------|-------------------|---|--|---------------------------|--------------|-------------|--------------------------------|--------------------------|--------------------------|------------------------|---------------------------|---------------|---------------------|--|-------------|----------------|------------------------|--------------------------|---------------------------|-------------------------|------------------------|-------------------|-----------------------------|-----------------|---------------------|-----------|----------------------|--------------|---------------|----------------|---------------|--------------|-------------------------|----------------|----------------|

Z prawami Murphy'ego i ich genezą zapoznaliśmy już Czytelników w kwietniowym numerze *TLIA* cztery lata temu. Rozwój techniki idzie naprzód szybkimi krokami, aby za nim nadążyć — podajemy wykaz najnowszych odkryć w dziedzinie praw Murphy'ego.

Zamiarem redakcji było opublikowanie ich również w kwietniowym numerze *TLIA*. Ponieważ numer 4/5 był numerem specjalnym, wydanym z okazji Targów Poznańskich — publikacja znalazła się w numerze bieżącym.

Życząc Czytelnikom, aby znajomość praw Murphy'ego pomagała unikać ich działania, prosimy jednocześnie o nadsyłanie podobnych „praw” — które moglibyśmy z czasem opublikować.

Prawo Murphy'ego — postać ogólna

Jeżeli coś może pójść źle, to pójdzie źle.

Uzupełnienia

Jeżeli nie może ... to też pójdzie źle.

Ciąg niekorzystnych zdarzeń występuje z reguły w najniekorzystniejszej możliwej kolejności.

Jeżeli sprawy, które mogły pójść źle, poszły jednak dobrze, może to oznaczać, że byłoby jednak lepiej, gdyby poszły źle...

Gdy stan spraw ze złego przechodzi w jeszcze gorszy, cykl jest gotów do powtórzenia się.

Nic nie jest tak złe, żeby nie mogło stać się gorsze.

Siła myślenia negatywnego:

Optymista nie ma szansy doświadczyć przyjemnego zaskoczenia. Jedynie wtedy możesz być pewien, że masz rację, jeżeli sądzisz, że się pomyliłeś.

*

Optymiści wierzą, że żyjemy na najlepszym z możliwych światów.

Pesymiści obawiają się, że tak jest istotnie...

*

Reguły Murphy'ego

Ufaj tylko tym, którzy mają do stracenia nie mniej od ciebie, gdyby sprawy poszły źle.

Jeżeli możesz odróżnić złą radę od dobrej, to znaczy, że nie potrzebujesz niczyjej rady.

Jeżeli wydano ci dwa sprzeczne polecenia, spełnij obydwa.

Są na świecie rzeczy, których się nie da zrobić, ale nie można dowiedzieć się zawczasu, które...

Żaden dobry uczynek nie pozostanie bezkarny...

Spostrzeżenia praktyczne

Gdy ludzie mogą postępować według własnej woli, zwykle pragną naśladować jedni drugich...

W każdej organizacji jest jedna osoba, która świetnie orientuje się w jej działaniu. Tej właśnie osoby należy się pozbyć...

Jeżeli sytuacja wymaga skupienia uwagi, to jednocześnie pojawi się coś, co będzie rozpraszało uwagę...

Prawa Murphy'ego tym się różnią od praw natury, że jeżeli coś się nie udaje w wyniku działania praw natury, to można przynajmniej spodziewać się, że za każdym razem nie uda się w ten sam sposób...

Prace naukowo-badawcze

Pierwsze prawo postępu w nauce

Postęp wiedzy mierzy się szybkością, z jaką gromadzą się wyjątki od przyjętych już praw.

Uzupełnienia

1. Wyjątki zawsze są liczniejsze od praw...

2. Zawsze są wyjątki od ustalonych reguł występowania wyjątków.

3. W chwili, gdy znane są wszystkie wyjątki, nikt już nie przypomina sobie zasady, do której one się odnoszą.

*

Spostrzeżenie Einsteina

Im bardziej teoria matematyczna jest związana z rzeczywistością, tym mniej jest ona pewna.

Im bardziej pewna jest teoria matematyczna, tym mniej jest ona związana z rzeczywistością.

*

Postęp nie polega na zastąpieniu teorii błędnej przez teorię słuszną. Polega on na zastępowaniu teorii błędnej przez teorię bardziej subtelnie błędną.

*

W każdym dziele geniusza rozpoznajemy własne, porzucone pomysły.

Spostrzeżenia początkującego naukowca

1. Stawianie naiwnych pytań jest mniejszym złem, niż poprawianie naiwnych błędów...

2. Nigdy nie staraj się domyślać tego, czego możesz się dowiedzieć.

3. Czyżnienie założeń jest podstawowym źródłem błędów.

Z tego, że dana teoria jest najlepsza, nie wynika, że jest ona teorią dobrą.

*

Złożone i trudne zagadnienia mają proste i łatwe do zrozumienia... błędne rozwiązania.

*

Niezależnie od tego, jak dobrze wykonasz swoją pracę, zwierzchnik będzie starał się zmienić jej wyniki...

*

I prawo analizy wyników doświadczeń

Najbardziej interesująca próbka nie będzie miała metryczki...

*

Zasada doboru eksperta

Jeżeli potrzebujesz eksperta, wybierz tego, który przewiduje najdłuższy czas i najwyższe koszty zamierzonego przedsięwzięcia...

Obliczenia, programowanie

Mylić się jest rzeczą ludzką... ale beznadziejne zaplątanie sprawy wymaga już użycia komputera.

*

Program komputerowy robi to, co mu polecisz robić, ale nie to, co chciałeś, aby robił.

*

Prawa modyfikacji programów

1. Jeżeli modyfikacja istniejącego programu, dokonana przez programistę, działa — to prawdopodobnie nie jest to ta zmiana, której pragnął użytkownik.

2. Użytkownicy nie bardzo wiedzą, czego naprawę chcą, ale za to dokładnie wiedzą, czego nie chcą.

*

Zasady programowania systemów

1. Nigdy nie stosuj sprawdzenia, czy nie wystąpił błąd, jeżeli nie wiesz, jaką drogę postępowania wybrać w przypadku gdy go odkryjesz.

2. O tym, że coś jest nie w porządku, możesz się dowiedzieć tylko w takim przypadku, gdy zrobisz nieparzystą liczbę błędów...

3. Duży system, uzyskany przez rozbudowę mniejszego systemu, nigdy nie zachowuje się tak, jak ten mniejszy.

4. Złożone systemy zdolne są do tworzenia nieoczekiwanych sytuacji.

5. Nie da się przewidzieć wszystkich sposobów zachowania się złożonego systemu.

*

Jeżeli niechcący naciśniesz dwa klawisze komputera, to na ekranie pojawi się ta litera, której nie zamierzałeś uzyskać.

Informatyk, który nigdy nie uzyskał błędnych wyników, jest zbyt nienormalny, aby zasługiwał na zaufanie...

Nic nie jest tak nieuniknione, jak błąd, gdy nadeszła chwila popełnienia go...

Prace konstrukcyjne

Zasada podstawowa

Mądrość polega na umiejętności unikania perfekcji. Człowiek, który uważa, że czegoś nie można wykonać, nie powinien nigdy przeszkadzać temu, który tą rzecz właśnie robi.

Rozwiązanie problemu polega na znalezieniu człowieka, który potrafi go rozwiązać.

Zasady konstruowania

1. Nigdy nie bierz się do konstruowania tego, co możesz skopiować.
2. Nigdy nie kopiuj tego, co możesz przekalkować wprost.
3. Nigdy nie kalkuj tego, co możesz wyciąć i przylepić na rysunek.

Prawo Enga

Im łatwiej coś jest zrobić, tym trudniej jest to zmienić.

Ogólne wytyczne na temat konstruowania

1. Podstawowym zadaniem konstruktora jest uczynić produkt trudnym do produkcji i niemożliwym do obsługi czy naprawy.
2. Ten element instalacji, który najczęściej wymaga obsługi, należy umieścić w najmniej dostępnym miejscu.
3. Każda instalacja musi zawierać co najmniej jeden element przestarzały, dwa absolutnie nieosiągalne w handlu i trzy takie, które jeszcze nie zostały dopracowane.
4. Konstruktor prowadzący zmienny projekt, aby odpowiadał wymaganiom nowoczesności, ale te zmiany nie zostaną uwzględnione w opisach i instrukcji obsługi.

Zasada projektowania systemów

Złożony system, zaprojektowany od zera, nie będzie działał i nie da się go uruchomić. Aby system działał, należy go zaprojektować, zaczynając od prostego ale działającego systemu.

Skonstruowanie rzeczy skomplikowanej jest sprawą prostą, ale skonstruowanie rzeczy prostej jest sprawą skomplikowaną.

Wszystko, co zamierzasz zrobić zajmie więcej czasu i pochłonie więcej pieniędzy niż się spodziewasz...

Z doświadczenia konstruktora...

W każdym poważnym zagadnieniu znajduje się jakiś mniejszy problem, który czeka na okazję, by wyjść na jaw...

W każdym drobnym zagadnieniu znajduje się jakiś poważny problem, który czeka na okazję, by wyjść na jaw...

1. Jeżeli w tekście technicznym napotkasz jakieś niezrozumiałe słowo, zignoruj je. Tekst będzie miał sens i bez tego słowa.

2. Jeżeli tekst nie ma sensu bez tego słowa, to znaczy, że nie ma sensu i z nim.

Są tylko dwa rodzaje taśmy klejącej, taka, która się nie chce dać przylepić, i taka, która się nie daje odlepić...

Zasady kierowania pracami

1. Każdy potrafi podjąć decyzję, gdy zna wystarczająco dużo faktów.

2. Dobry menażer potrafi podjąć decyzję nie znając wystarczającej liczby faktów.

3. Doskonały menażer potrafi podjąć decyzję nie znając absolutnie żadnych faktów...

Realizacja projektów, użytkowanie

Przedsięwzięcie zostanie zatwierdzone do realizacji tylko wtedy, gdy żaden z zatwierdzających nie będzie mógł być obwiniony w razie niepowodzenia, lecz wszyscy zostaną nagrodzeni w razie sukcesu.

Łatwiej zyskać przebaczenie niż pozwolenie...

Im bardziej złożony i wielki jest plan, tym większa szansa, że przedsięwzięcie się nie uda...

Jeżeli wydaje ci się, że wszystko idzie dobrze, to znaczy że nie masz pojęcia, co się naprawdę dzieje...

Nie ma pracy tak prostej, aby się nie dało jej źle wykonać.

Gdy wszystko inne zawiedzie, spróbuj postąpić zgodnie z radą szefa...

To, co jest najsluszniejsze, zwykle jest też najtrudniejsze do zrobienia...

Dynamika naprawy

Czas potrzebny do naprawy uszkodzenia jest odwrotnie proporcjonalny do czasu, w ciągu którego wystąpiło uszkodzenie...

Prawo rewelacji

Wada ukryta nigdy nie pozostaje w ukryciu na stałe...

Prawo akumulacji doświadczenia

Mechanik stacji obsługi nigdy przedtem nie widział sprzętu dokładnie tego modelu, który powierzasz mu do naprawy...

Z dwóch możliwych zdarzeń wystąpi to, które jest niepożądane...

Miejscem przecieku w instalacji jest zwykle uszczelnienie, użyte dla zabezpieczenia przed przeciekiem...

Prawo filtracji

Aby coś stało się czyste, coś innego musi się zabrudzić..., ale niekiedy udaje się zabrudzić wszystko i nie oczyścić niczego.

Nakrętka nie da się odkręcić, dopóki nie wykrzykniesz magicznego słowa...

Gdy już masz wykrzyknąć to słowo okazuje się, że w pobliżu są dzieci...

Zasada torowego

Światelko na końcu tunelu jest reflektorem pociągu nadjeżdżającego z przeciwnika...

Dodatek

Ponieważ skutek działania praw Murphy'ego wiele spraw się nie udaje, zamieszczamy dla wygody Czytelników podręczną tabelicę usprawiedliwień. Użycie jej zapewnia znaczną oszczędność czasu, gdy zamiast wygłaszania całego usprawiedliwienia — wystarczy podać jego numer.

Wykaz podręcznych usprawiedliwień

1. Zawsze robimy to w taki sposób...
2. Nie wiedziałem, że to dla was takie ważne...
3. To nie jest sprawa mojego wydziału
4. Nikt nie polecił mi załatwiać dalej tej sprawy...
5. Czekam na zgodę szefa
6. Skąd mogłem wiedzieć, że chodziło o coś innego?...
7. To nie jest moja sprawa, tylko jego...
8. Musimy poczekać na szefa i zapytać go...
9. Nie często zdarzają się nam takie pomyłki...
10. Jestem tak zajęty, że nie mogłem się zabrać do tego....
11. Myślałem, że już odpowiedziałem...
12. Nie do takich prac zostałem zatrudniony....

Na podstawie różnych źródeł pisanych opracowali: Wł. G. i A. K.

Avtek 400 • USA •

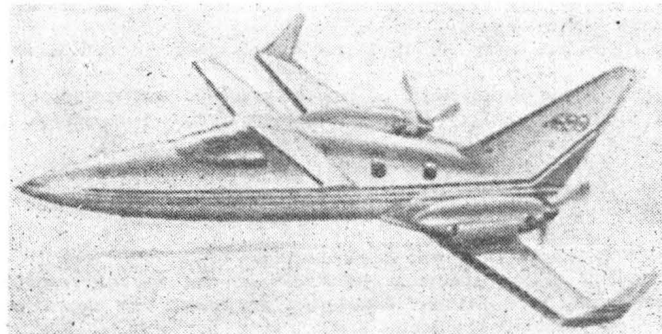
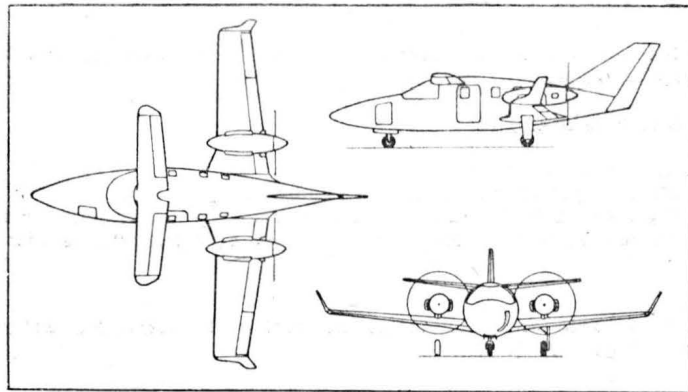
Samolot służbowy o układzie kaczki z pchającymi śmigłami

Firma Avtek Corporation (Kalifornia) zbudowała dwa prototypy samolotu służbowego, Avtek 400, o niekonwencjonalnym układzie i laminatowej konstrukcji. Samolot ma układ kaczki z przednim płatem zamontowanym na grzbiecie kadłuba, za kabiną załogi, i płatem głównym, o dość dużym skosie do przodu, ze „skrzydełkami” na końcach (winglets). Na płacie są zabudowane dwa silniki turbiniowe z pchającymi śmigłami. Kadłub o przekroju kołowym ma kabinę pasażerską o długości 3,05 m, maksymalnej szerokości 1,47 m i maksymalnej wysokości 1,42 m, mieszcząca 4÷7 pasażerów. W przypadku wersji towarowej objętość pomieszczenia ładunkowego wynosiłaby 3,96 m³. Załoga jest dwuosobowa. Struktura samolotu jest przekładkowa z okładzinami laminatowymi zbrojonymi kevlarem firmy Du Pont i z ulowym wypełniaczem Nomex. W elementach wymagających większej wytrzymałości na ściskanie, jak dźwigary płata, zastosowano dodatkowe zbrojenie włóknem węglowym. Napęd stanowią silniki Pratt Whitney PT6A-28 o mocy startowej i maksymalnej trwałej 510 kW (690 KM), utrzymywanej w temperaturze otoczenia do 22°C. Trójłopatowe śmigła Hartzell wykonane z laminatu zbrojonego kevlarem. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 916 l.

Produkcji seryjnej samolotu Avtek 400 podejmie się prawdopodobnie firma Aeronca w swych nowych zakładach w Dallas, a wśród kooperantów znajdzie się japońska firma wyspecjalizowana w konstrukcjach laminatowych. Firma Aviall zajmie się zabudową silników i zorganizuje punkty regionalnej obsługi samolotów.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,36 m
Długość	10,36 m
Wysokość	3,07 m
Masa do startu maks.	2495 kg



Masa ładunku	907 kg
Prędkość maks.	684 km/h
Wznoszenie maks.	27,4 m/s
Wznoszenie na jednym silniku	12,1 m/s
Pułap praktyczny	11 280 m
Długość startu na 15 m	380 m
Zasięg z pełnym ładunkiem	4185 km
	W.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowoczesne systemy kontroli ruchu lotniczego

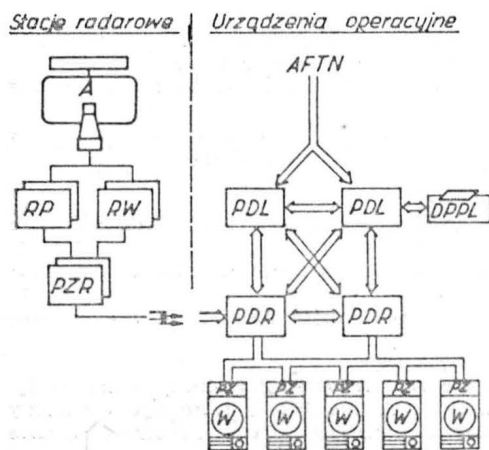
Główną cechą nowoczesnych systemów kontroli ruchu lotniczego jest stosunkowo wysoki stopień automatyzacji wielu czynności spełnianych przez te systemy. Po raz pierwszy na szerszą skalę automatyzacja została wprowadzona do omawianych systemów na początku lat siedemdziesiątych. Zastosowano wówczas duże cyfrowe maszyny liczące, które stanowiły istotę tych złożonych struktur. Przypuszczano wówczas, że duży centralny komputer będzie mógł rozwiązać, jeśli nie wszystkie, to przynajmniej większość różnych zadań kontroli ruchu lotniczego. W rzeczywistości trudności okazały się większe niż przypuszczano i spowodowały znaczne opóźnienia planów wdrożeniowych, a w wielu przypadkach zmusiły odpowiedzialne władze do rewizji początkowych zamierzeń.

Od tego czasu nagromadzono z tej dziedziny dużo doświadczeń, które wskazują na inne rozwiązania zarówno z punktu widzenia architektury systemu, jak i z punktu widzenia automatyzowanych funkcji. Najbardziej obiecujące są struktury oparte na tzw. zasadzie zdecentralizowanego przetwarzania. W takich strukturach różne zadania i funkcje są wyraźnie zdefiniowane i rozdzielone, w celu umożliwienia ich realizacji przez przeznaczone dla nich komputery, które są zlokalizowane w miejscach najodpowiedniejszych do wykonywania swych funkcji. Takie rozwiązanie stało się możliwe dzięki pojawieniu się nowej generacji tanich, mających jednak dużą moc obliczeniową, mini- i mikrokomputerów, a także tzw. adaptacyjnych radarów.

Na rys. 1 pokazano ogólny schemat takiego systemu ze zdecentralizowanym przetwarzaniem danych. Centralnym punktem systemu są konsole operacyjne — miejsca

pracy kontrolerów ruchu. Tutaj operatorzy otrzymują z różnych kanałów informacje o lotach (zwykle w postaci tzw. pasków postępu lotów), meldunki pozycyjne z samolotów przez łączność radiową, ziemi-powietrze oraz informacje z radarów o geograficznym położeniu samolotów wraz z ich identyfikacją i wysokością lotu. Informacje radarowe przedstawiane są na wskaźnikach panoramicznych o wysokiej jakości zobrazowania.

Jak widać z rys. 1, przetwarzanie danych dokonywane jest w tym układzie w czterech różnych komputerach. Je-



Rys. 1. Typowy schemat systemu: A — antena, PZR — procesor źródła radarowego, PDR — procesor danych radarowych, PDL — procesor danych lotów, PZ — procesor zobrazowania, RP — radar pierwotny, RW — radar wtórny, DPPL — drukarka pasków postępu lotów, W — wskaźnik, AFTN — stała lotnicza sieć telekomunikacyjna

den z nich, tzw. procesor źródła radarowego (PZR), lokalizowany jest przy stacjach radarowych składających się zwykle z radaru pierwotnego i radaru wtórnego.

Głównym zadaniem tego procesora jest śledzenie obiektów powietrznych na podstawie informacji z przyporządkowanej mu stacji radarowej. Możliwa jest tutaj automatyczna inicjacja śledzenia zarówno na podstawie radaru wtórnego, jak i pierwotnego. Stąd dane w postaci cyfrowej przekazywane są wąskopasmowymi liniami transmisji danych do centralnego ośrodka, gdzie poddawane są dalszemu przetwarzaniu.

Jak wspomniano, kanałem tym płyną do systemu informacji o aktualnym położeniu samolotów. Komunikacyjny ruch lotniczy przebiega jednak głównie zgodnie z wcześniej ułożonymi planami, toteż dla właściwej kontroli ruchu lotniczego niezbędne są również informacje planistyczne. Informacje te wprowadzane są do systemu za pomocą różnych środków łączności przewodowej i radiowej, głównie jednak napływają one z zewnętrznych ośrodków planowania i inicjowania lotów przez stałą (niekomutowaną) lotniczą sieć telekomunikacyjną, tzw. AFTN. Dane te przetwarzane są w procesorze danych lotów (PDL), który wybiera niezbędne informacje do wydruku pasków postępu lotów. Paski te, drukowane w różnych postaciach, wykorzystywane są w systemie do różnych celów:

- kontroler planowania używa ich do bieżącego planowania operacyjnego (dystrybucji obiektów powietrznych na poszczególne stanowiska operacyjne),

- kontroler radarowy używa ich do korelacji ruchu planowanego z ruchem bieżącym,

- kontroler proceduralny używa ich do kontroli proceduralnej w przypadku zaistnienia uszkodzeń technicznych uniemożliwiających kontrolę radarową lub w przypadku znalezienia się obiektu w przestrzeni powietrznej, w której nie ma pokrycia polem radiolokacyjnym.

Niezależnie od powyższego procesor danych lotów współpracuje dane niezbędne do korelacji planów lotów z trasami obiektów powietrznych, w przypadku automatycznego śledzenia radarowego i automatycznej identyfikacji samolotów.

Trzeci komputer, tzw. procesor danych radarowych (PDR), spełnia m.in. funkcję interface'u (sprzężenia) w stosunku do pozostałych komputerów. Głównym jego zadaniem jest jednak korelacja tras otrzymywanych z poszczególnych procesorów źródeł radarowych. Jak bowiem wiadomo, w zależności od sposobu pokrycia polem radiolokacyjnym danej przestrzeni powietrznej, poszczególne obiekty powietrzne mogą być widziane w tym samym czasie przez więcej niż jedną stację radarową, a tym samym ich trasy mogą być wytwarzane przez więcej niż jeden PZR. Stan taki nie może być przedstawiony w urządzeniach zobrazowujących. Sytuacja powietrzna wyświetlana kontrolerom na ekranach wskaźników musi być jednoznaczna. W tym celu procesor danych radarowych przeprowadza korelację tras wielokrotnych i wypracowuje zintegrowane pojedyncze trasy dla poszczególnych obiektów powietrznych. W ten sposób powstaje uogólniona (oparta na danych ze wszystkich źródeł radarowych), a jednocześnie jednoznaczna informacja o sytuacji powietrznej. Procesor danych radarowych dokonuje również rozdziału informacji radiolokacyjnej na poszczególne procesory zobrazowania, a tym samym stanowiska kontrolne.

Ostatni z komputerów, tzw. procesor zobrazowania, zapewnia, mówiąc najogólniej, właściwą prezentację na ekranach wskaźników wszystkich napływających i zgromadzo-

nych informacji, a także odpowiednią komunikację między systemem a człowiekiem, sterując pracą wskaźników i związanych z nimi urządzeń. Takie indywidualne procesory zobrazowania umożliwiają realizację doskonalszej współpracy człowieka z systemem, zmniejszając częstość używania urządzeń wprowadzania danych i rozkazów takich jak pióro świetlne i klawiatura alfanumeryczna.

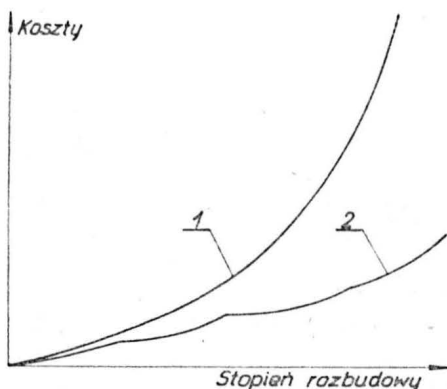
Typowe ustawienia wskaźnika w danym sektorze, obejmujące np. granice sektora, skale, przesunięcie środka zobrazowania, usytuowanie danych tabelarycznych itp., może być zapamiętane przez procesor zobrazowania, a następnie wywoływane za pomocą pojedynczego przycisku. Zmiana mapy może być również dokonywana w podobny sposób. W ten sposób kontroler zostaje odciążony od czynności manualnych i uzyskuje możliwość skoncentrowania się w większym stopniu na zasadniczym swym zadaniu — separacji samolotów. Należy zauważyć, że ma to ogromne znaczenie dla bezpieczeństwa ruchu, ponieważ, jak ustalono, umysł ludzki może tylko z trudnością wykonywać więcej niż jedną akcję logiczną jednocześnie, gdyż uwaga człowieka jest wybitnie selektywna. Dlatego też kontrolerzy często wykazują tendencję do zmniejszania wagi poprzedniej akcji, gdy wykonują nowe nie skorelowane z poprzednim zadaniem. Przy zbiegnięciu się dwóch ważnych akcji może w ten sposób zostać przekroczony próg prowadzący do wypadku lotniczego. Każde więc ograniczenie konieczności wykonywania jednoczesnych akcji jest z tego punktu widzenia niezwykle ważne. Dlatego tak wielkie znaczenie ma wykorzystanie potencjalnych możliwości komputerów w tej dziedzinie.

Zdecentralizowane przetwarzanie danych ma tę zaletę, że umieszcza procesy przetwarzania przy odpowiednich jednostkach, przy których mogą one być dokonywane w sposób najdogodniejszy. Umożliwia ono także precyzyjne określenie poszczególnych zadań i znaczne uproszczenie oprogramowania przy jednoczesnym wykorzystaniu wielu modułów tego oprogramowania w kilku identycznych komputerach. Daje ono ponadto dużą elastyczność konfiguracji systemu i łatwość jego dalszej etapowej rozbudowy oraz obniża poważnie nakłady finansowe na rozbudowę systemu, co ilustruje rys. 2. Ponadto dużą zaletą takiego rozwiązania jest znaczne polepszenie parametrów niezawodnościowych systemu. Gotowość operacyjna systemu jest bardzo dobra, ponieważ oddzielenie zadań umożliwia uzyskanie wyjątkowo dużej wartości średniego czasu między uszkodzeniami i małej wartości czasu usuwania uszkodzeń. Uzyskuje się przy tym dużą odporność systemu na uszkodzenia.

Warto wspomnieć także o nowoczesnych źródłach informacji radiolokacyjnej, które zasilają omawiane systemy danymi o aktualnym położeniu statków powietrznych. Źródła te charakteryzują się obecnie niezwykle wysoką jakością sygnału radiolokacyjnego. Uzyskano to dzięki opracowaniu tzw. radarów adaptacyjnych. Współczesny radar adaptacyjny jest bardzo skomplikowanym urządzeniem i może być porównany do systemu cybernetycznego. Bada on swymi sygnałami otaczający teren i dostosowuje swe parametry i charakterystyki do zmian zachodzących w otoczeniu. Uzyskuje się to przez wprowadzanie wielu pętli sprzężenia zwrotnego z tzw. ekstraktora (układu, w którym następuje automatyczne wykrycie obiektu, określenie jego współrzędnych i przekształcenie sygnałów analogowych w postać cyfrową) oraz innych ważnych części radaru do układów kształtujących wiązki promieniowania, wzmacniania i obróbki sygnałów radiolokacyjnych. Zapewniają one optymalną detekcję użytecznych sygnałów, utrzymując jednocześnie niski poziom fałszywych alarmów.

Prawdopodobieństwo wykrycia obiektów powietrznych w zasięgu operacyjnego pokrycia takich radarów przekracza zwykle 80%, co pozwala na utrzymanie ciągłej identyfikacji tych obiektów, niezbędnej dla kontrolerów i układów śledzenia. Liczba fałszywych alarmów utrzymywana jest zwykle na bardzo niskim poziomie wynoszącym 10^{-6} , co jest równoważne 5-10 sygnałom pochodzącym od obiektów innych niż samoloty na jeden okres przeszukiwania przestrzeni powietrznej. Uzyskanie tak niskiego poziomu fałszywych alarmów jest niezbędne zarówno dla wąskopasmowego przesyłania informacji radiolokacyjnych do innych ogniw przetwarzania danych w systemie, jak i w celu umożliwienia automatycznej inicjacji śledzenia obiektów powietrznych.

Podobnie jak radary pierwotne, również radary wtórne poddawane są procesowi ciągłej modernizacji i doskonalenia i obecnie produkowane są już jako urządzenia adap-



Rys. 2. Koszty budowy systemów: 1 — system scentralizowany, 2 — system zdecentralizowany

tacyjne. Są one w pełni stranzystorowane i charakteryzują się wysokimi parametrami niezawodnościowymi.

Należy nadmienić, że wszystkie komputery i radary są w systemie zdublowane i pracują zwykle w układzie z tzw. gorącą rezerwą i automatycznym przełączaniem, w celu zapewnienia jak największej niezawodności, a tym samym pełnego zaufania kontrolera do właściwej pracy systemu.

Na podstawie „The Controller” nr 3, 1979 r., Journal of the International Federation of Air Traffic Controllers Associations opracował mgr inż. Stanisław Rubaszko

PW4000 następcą JT9D

W styczniu 1983 r. przedstawiciele firmy Pratt and Whitney poinformowali o rozpoczęciu prac nad nową rodziną dużych, dwuprzepływowych silników odrzutowych o dużym stosunku natężeń przepływu. Rodzina ta, o oznaczeniu PW4000, będzie obejmowała silniki o ciągu od 22 200 daN do 27 800 daN. Uzyskanie certyfikatu FAA przez pierwszy z nich, PW4058 o ciągu 25 800 daN (58 tys. funtów, stąd 58 w nazwie), jest planowane na lipiec 1986 r. Rozruch pierwszego prototypu przewiduje się na kwiecień 1984 r., a pierwszą dostawę dla linii lotniczych — na 1987 r. PW400 ma zdyskontować poniesione nakłady i uzyskane doświadczenia przy projektowaniu i rozwoju silnika PW2037 oraz realizacji programu Energy Efficient Engine (E³).

Nowa rodzina silników ma w przyszłości zająć miejsce aktualnie produkowanej rodziny JT9D. Silniki JT9D są wytwarzane seryjnie od 1970 r., kiedy to wypuszczono wersję JT9D i JT9D-3A przeznaczone do samolotów Boeing 747. Obecnie od 1982 r. wprowadza się do seryjnej produkcji różne odmiany kolejnej już rodziny silników JT9D-7R4 (m.in. do samolotów Boeing 767). Główną przewagą silników PW4000 nad silnikami JT9D-7R4 ma być mniejsze o 7% jednostkowe zużycie paliwa oraz mniejsze o 25% nakłady na obsługę. Przedstawiciel firmy przewiduje, że zakończenie produkcji silników JT9D-7R4 nastąpi w 1988 lub 1989 r.

Ze względu na przewidywaną możliwość nie wymagającej zbyt wielu przeróbek płatowca zamiany silników JT9D na PW4000, będą one miały prawie identyczne wymiary i sposób mocowania. Będzie do nich stosowane to samo wyposażenie naziemne, sposób transportu, te same hamownie oraz część oprzyrządowania produkcyjnego.

Układy konstrukcyjny i przepływowy silników PW4000 oraz JT9D są bardzo zbliżone. O tym, że silniki PW4000 można nazywać nowymi, a nie modernizacją JT9D decyduje to, że projektowane są zupełnie od początku z wykorzystaniem najnowszych osiągnięć w dziedzinie teorii maszyn przepływowych oraz technik wytwarzania. W rezultacie silniki z rodziny PW4000 będą miały o 54%, tj. o ok. 27 000, mniej części niż silniki JT9D-7R4. Składa się na to zmniejszenie liczby łopatek będące wynikiem ich projektowania z pomocą modelowania przepływu przy użyciu elektronicznych maszyn cyfrowych, zmniejszenie liczby części złącznych i kołnierzy będące wynikiem stosowania odpowiedzialnych połączeń spawanych wiązką elektronów oraz zwiększenia liczby integralnych elementów odlewanych.

W sprężarkach niskiego i wysokiego ciśnienia zastosowano drugą generację profili łopatkowych „ze sterowaną dyfuzją” (controlled diffusion airfoils). Pierwsza generacja tych profili została zastosowana w silnikach PW2037. W drugiej generacji skorzystano z doświadczeń uzyskanych w czasie rozwoju silnika PW2037 oraz zastosowano doskonały model matematyczny opływu łopatki do projektowania profili za pomocą komputera. Profil „ze sterowaną dyfuzją” ma grubsze krawędzie natarcia i spływu, co zwiększa odporność łopatki na erozję i pozwala na jej pracę przy większych liczbach Macha bez spadku sprawności. Zastosowanie tych profili umożliwiło zmniejszenie liczby łopatek sprężarki niskiego ciśnienia o 9% w porównaniu z silnikiem JT9D-7R4.

W turbinach wysokiego i niskiego ciśnienia części przepływowe łopatek kształtuje się korzystając z trójwymiarowego modelu matematycznego ich opływu. Wymaga to zastosowania elektronicznych maszyn liczących. Zaprojektowane w ten sposób łopatki są znacznie lepsze od projektowanych tradycyjnie w strefie u podstawy i przy wierzchołku. Mają one dość niecodzienny kształt wypeł-

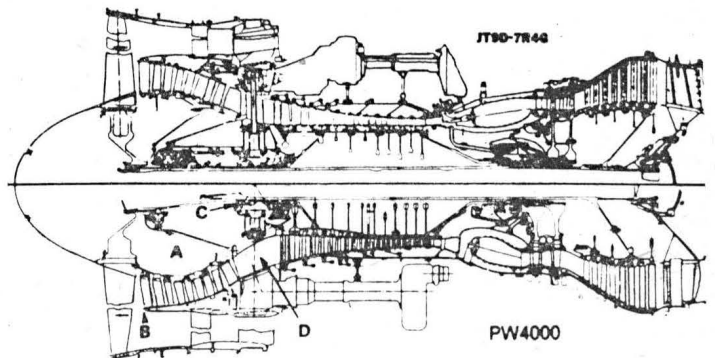
nionego wiatrem prostokątnego żagla. Omawiana metoda projektowania pozwoliła zmniejszyć liczbę łopatek w turbinie niskiego ciśnienia o 9% w porównaniu z silnikiem JT9D-7R4.

W wyniku zwiększenia o 27% w porównaniu z JT9D-7R4 prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia a więc także zmniejszenia średnicy turbiny i sprężarki wysokiego ciśnienia, zmniejszono liczbę łopatek w tych maszynach: w sprężarce o 31%, a w turbinie o 43% w porównaniu z silnikiem JT9D-7R4.

Dużo uwagi przy projektowaniu PW4000 poświęca się zwiększeniu sztywności korpusów i wirników. Zmniejszenie ich odkształceń względem siebie pozwala zmniejszyć luzy między końcami łopatek a korpusami oraz szczeliny w uszczelnieniach labiryntowych, zwiększając sprawność silnika. Tendencję zwiększania sztywności widać wyraźnie w przypadku korpusu pośredniego między sprężarkami. Ma on znacznie dłuższe i grubsze żebra (D na rys.) współpracujące z solidnymi zastrzałami łączącymi ten korpus z korpusem zewnętrznym. Korpus dyfuzora komory spalania, dotychczas spawany z blach, będzie odlewany jako jedna integralna całość.

Bęben wirnika sprężarki niskiego ciśnienia jest spawany wiązką elektronów w jeden nierozbieralny zespół i przykręcony do tarczy wentylatora, a nie do wału napędowego, jak to było dotychczas (A na rys.). Bęben wirnika sprężarki wysokiego ciśnienia jest wykonany z trzech skręconych śrubami segmentów, z których dwa stanowią integralne zespoły tarcz zespawanych wiązką elektronów. Spawanie wirników nie tylko zmniejsza ich masę wskutek braku śrub, nakrętek i kołnierzy, ale również zwiększa ich sztywność i eksploatacyjną stabilność wyważenia. Dla zmniejszenia odkształceń zastosowano dodatkowe łożysko (C na rys.) podpierające wał wirnika niskiego ciśnienia.

Nowym sposobem rozwiązano aktywne sterowanie luzami między końcami łopatek sprężarki wysokiego ciśnienia a jej korpusem. Rozwiązanie to, o zastrzeżonej nazwie „Thermatic rotor”, polega na ogrzewaniu bębna wirnika sprężarki przez doprowadzanie do jej wnętrza gorącego powietrza. Powoduje to rozszerzanie się wirnika i zmniejszanie luzów promieniowych. Gorące powietrze z za sprężarki dostarczane jest do wnętrza bębna przez kanały w łopatkach kierownicy piątego stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia i odpowiadające im otwory w bębnie. Przepływem powietrza ogrzewającego wirnik steruje układ regulacji silnika przez zawór wykonawczy. Dotychczas rozwiązywano problem luzów promieniowych chłodząc korpus sprężarki (TLiA nr 5, 1982 r., str. 5). Aktywne sterowanie luzami promieniowymi w turbinie rozwiązano przez zmianę intensywności chłodzenia jej korpusu zewnętrznego, podobnie jak w JT9D-7R4 i PW2037.



TABLICA

	PW4058	JT9D-7R4H
Masa, kg	4 218	4 023
Długość, mm	3 370	3 370
Średnica wlotu wentylatora, mm	2 440	2 464
Liczba stopni:		
sprężarka niskiego ciśnienia	4	4
sprężarka wysokiego ciśnienia	11	11
turbina wysokiego ciśnienia	2	2
turbina niskiego ciśnienia	4	4
wentylator	1	1
Ciąg startowy, daN	25 800	24 900
Natężenie przepływu powietrza (całkowite), kg/s	767	769
Stosunek natężeń przepływu (przelotowy)	5,18	4,8
Spręż wentylatora	1,71	1,6
Spręż całkowity (przelotowy)	26,9	26,7
Jednostkowe zużycie paliwa (10 700 m, Ma=0,84), kg/daNh	0,602	0,655
Temp. gazów przed turbiną, °C	—	1 287

Ciekawą nowością jest zastosowanie dwustopniowego systemu separacji ciał abcych zasysanych do wewnętrznego kanału silnika. Pierścien rozdzielający strumień powietrza wypływającego z wentylatora do kanału zewnętrznego i do kanału wewnętrznego został przesunięty o 30 mm do tyłu w porównaniu z JT9D-7R4 (B na rys.). Przesunięcie to połączone z odchyleniem pod pewnym kątem do tyłu łopatek kierowniczych i wirników pierwszych stopni sprężarki niskiego ciśnienia. Przez tę zwiększoną szczelinę część zanieczyszczeń z kanału wewnętrznego przedostaje się do kanału zewnętrznego silnika. W ten sposób do kanału wewnętrznego zostanie zassanych o 12% mniej zanieczyszczeń niż w JT9D. W celu dalszego zmniejszenia zanieczyszczenia powietrza w kanale wewnętrznym przewidziano między wirnikami a kierownicą czwartego stopnia sprężarki niskiego ciśnienia szczelinę o szerokości 25 mm w zewnętrznej ścianie kanału. Przez tę szczelinę zostanie usunięte dalsze 8% zassanych zanieczyszczeń.

Dzięki udoskonaleniu chłodzenia łopatek turbiny wysokiego ciśnienia uzyskano zmniejszenie o 26% ilości powietrza na ten cel w porównaniu z silnikiem JT9D-7R4. Umożliwiło to zastosowanie łopatek wirnika drugiego stopnia wykonanych tradycyjnie, a nie monokrystalicznych; jak to było w JT9D-7R4G i JT9D-7R4H. Łopatki wirnikowe pierwszego stopnia turbiny są monokrystaliczne.

Podobnie jak w silniku PW2037 przewiduje się zastosowanie cyfrowego elektronicznego układu sterowania (TLiA nr 1, 1983 r., str. 30). Będzie on sterował poborem powietrza na cele płatowcowe, zaworami aktywnego sterowania luzami sprężarki i turbiny, przepływem paliwa, położeniem przestawialnych kierownic sprężarki wysokiego ciśnienia oraz zaworem chłodnicy oleju. Układ ten będzie eliminował konieczność regulacji okresowych w czasie eksploatacji silnika. JMR

Uzupełniająca informacja nt. silnika PW4000

Wytwórnia silników lotniczych Pratt and Whitney (w East Hartford w stanie Connecticut) przystąpiła do produkcji nowych silników serii PW4000 o ciągu 21 800÷27 220 daN charakteryzujących się znacznym zmniejszeniem zużycia paliwa oraz obniżeniem kosztów eksploatacji, przeznaczonych dla istniejących oraz przyszłych wersji samolotów szerokokadłubowych Boeing 747, Boeing 767, A300 oraz A310.

Wg prognoz zapotrzebowanie na tego rodzaju silniki wzrośnie dwukrotnie w ciągu najbliższych 10 lat i osiągnie 2/3 ogólnego zapotrzebowania na silniki lotnicze. Wytwórnia Pratt and Whitney zamierza wyprodukować w tym czasie ok. 6000 silników PW4000. Oczekuje się, że 30% zamówień na te silniki będzie pochodziło ze Stanów Zjednoczonych i Kanady, 70% z przedsiębiorstw lotniczych innych krajów świata. Obecne zapotrzebowanie na silniki o podanym zakresie ciągów pokrywane jest przez silniki Pratt and Whitney JT9D, silniki General Electric serii CF6 oraz rodzinę silników Rolls Royce RB211.

Silniki PW4000 gabarytowo odpowiadają silnikom JT9D o ciągu 25 400 daN i będą mogły być zabudowane w tych samych gondolach silnikowych, będą wymagały tych samych narzędzi, wyposażenia i stanowisk badawczych i dzięki zastosowaniu tych samych połączeń będą mogły być obsługiwane przez ten sam naziemny i pomocniczy sprzęt. Cechą wyróżniającą silniki PW4000 jest ich nowoczesna technologia, m.in. częściowo już wykorzystana w silniku PW2037, do której należy:

- zastosowanie sztywnych korpusów silnikowych i podpór łożyskowych w celu wyeliminowania ich odkształceń podczas pracy, a tym samym uniemożliwienia przycierania się i zużywania wierzchołków łopatek i uszczelnień, co przyczyniło się do zmniejszenia przecieków i zwiększenia sprawności silnika oraz zmniejszenia zużycia paliwa o 0,5% w porównaniu z silnikiem JT9D;

- zastosowanie, gdzie było to tylko możliwe, odlewania i spawania elektrycznego zamiast połączeń śrubowych, co spowodowało zmniejszenie liczby części składowych silnika;

- polepszenie aerodynamiki przepływu, które wpłynęło na zmniejszenie zużycia paliwa o 2%;

- zastosowanie nowych, o dużej sprawności, profili łopatek sprężarki i turbiny zaprojektowanych metodą komputerową, które wykazały już swoje zalety w programie rozwojowym silnika PW2037 powodujące zmniejszenie zużycia paliwa o 2%;

- wprowadzenie nowego typu chłodzenia łopatek turbiny wysokiego ciśnienia, co spowodowało zmniejszenie zużycia paliwa o 1%;

- zastosowanie udoskonalonego schematu chłodzenia wewnętrznego silnika, co wpłynęło na zmniejszenie ilości pobieranego ze sprężarek powietrza na chłodzenie, a tym samym na zwiększenie sprawności silnika;

- zastosowanie sprężarki wysokiego ciśnienia typu Thematic umożliwiającą w określonych warunkach wzrost temperatury wewnątrz wirnika, dzięki czemu poszczególne stopnie sprężarki automatycznie rozszerzają się i następuje zmniejszenie luzów wierzchołkowych łopatek oraz uszczelnień, co spowodowało uproszczenie konstrukcji sprężarki, wzrost sprawności oraz zmniejszenie zużycia paliwa o 2,5%;

- zwiększenie o 27% prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia w porównaniu z silnikiem JT9D-7D4, co wpłynęło na zmniejszenie średnicy wirnika, zmniejszenie liczby łopatek sprężarki i turbiny, uproszczenie konstrukcji oraz zwiększenie sprawności. Jest ono głównym czynnikiem zmniejszenia zużycia paliwa;

- zastosowanie cyfrowego elektronicznego układu sterowania pozwalającego na precyzyjne sterowanie ciągiem, umożliwiające wyeliminowanie przeciążeń silnika podczas pracy, potrzebę częstych regulacji i prób naziemnych, pozwalające na zwiększenie długotrwałości silnika oraz dalsze zmniejszenie zużycia paliwa o 1%.

Zastosowanie nowej technologii pozwoliło na zmniejszenie zużycia paliwa ogółem o 15% w porównaniu z szeroko obecnie stosowanym silnikiem JT9D Dash 7 oraz o 7% w porównaniu z udoskonaloną wersją tego silnika JT9D-7R4, który wchodzi do eksploatacji na samolocie Boeing 767 i ma być zastosowany na samolocie A310 oraz Boeing 747-300.

Nowa technologia przyniosła radykalne zmniejszenie i uproszczenie części składowych silnika. W porównaniu z silnikiem JT9D liczba części zmniejszyła się o 41% w sekcji sprężarki wysokiego ciśnienia, o 70% w sekcji spalania, o 67% w gorącej części silnika i o 59% w sekcji turbiny niskiego ciśnienia. Ogółem liczba części silnika zmniejszyła się o 54%, jednocześnie dzięki uproszczeniu konstrukcji cena ich ulegnie obniżeniu o 25%, zmniejszy się czas i pracochłonność obsługi, ulegną zmniejszeniu zapasy magazynowe, co będzie źródłem dodatkowych oszczędności dla przedsiębiorstw lotniczych.

Certyfikat US Federal Aviation Administration spodziewany jest w 1986 r. Cena silnika ma być konkurencyjna w stosunku do ceny silnika JT9D-7R4, która obecnie wynosi 4,6 mln dol.

Na podstawie *Air Transport World* 1/83 i *ICAO Bulletin* 2/83 oprac. K.G. i L.G.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Plenarne zebranie SI SIMP

10 stycznia br. odbyło się jedenaste plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, z udziałem 22 osób.

Było to ostatnie zebranie w bieżącej kadencji Zarządu, bezpośrednio poprzedzające zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji. Zebrani z zainteresowaniem wysłuchali informacji o działalności siedmiu roboczych zespołów specjalistycznych Zarządu, które — jak wiadomo — obejmowały następujące dziedziny lotnictwa: płatowce, śmigłowce, silniki, hydraulikę, eksploatację, awionikę i osprzęt oraz historię, piśmiennictwo i propagandę.

Przewodniczący kol. A. Misiorek wygłosił przemówienie nt. kierunkowych założeń do sprawozdania z kadencji Zarządu Sekcji i programu działania w następnej kadencji, w którym omówił warunki, w jakich przez dłuższy czas pracował Zarząd w ubiegłych latach: stan wojenny, elementarne trudności spotkania się i porozumienia, zawieszenie organu Sekcji (dzięki staraniom TLiA wznowila działalność jako jedno z pierwszych czasopism w SIGMIE), poszukiwanie nowych form działania rzeczywiście pożytecznych dla lotnictwa i korzystnie wpływających na obsługę społecznych działaczy. Min. zorganizowano zespoły specjalistyczne z u-

działem członków Prezydium Zarządu, wprowadzono nowy system koleżeńskich dyskusji przy „okrągłym stole”, wydawano komunikaty w sprawach bieżących lotniczo-sekcyjnych, rozpoczęto kształcenie specjalistyczne na seminariach w Społecznej Wszechnicy SIMP w Rydzynie.

Najpilniejsze zadania na dziś to: zwalczanie deprecjacji roli inżyniera, wprowadzenie nowego, rzetelnego systemu plac inżynierskich, zahamowanie odpływu fachowych kadr, poprawa jakości.

Gorąca dyskusja uwypukliła sprawy, zagadnienia i mankamenty, na które nowy Zarząd Sekcji musi zwrócić szczególną uwagę. mgr inż. W. Zaremba

Trawienie wymiarowe stopów aluminium

JAN SIEMION
WSK PZL-Mielec

Trawienie wymiarowe stopu aluminium stosuje się zamiast obróbki mechanicznej w celu zdjęcia warstwy metalu z półwyrobów i części, a więc zmniejszenia ich masy i wymiarów oraz w tych przypadkach, kiedy obróbka mechaniczna jest bardzo pracochłonna lub mało efektywna ze względów ekonomicznych.

Trawienie wymiarowe polega na usunięciu zbędnej warstwy metalu przez rozpuszczenie w roztworach trawiących. Rozróżnia się tu trawienie miejscowe, gdy metal zdejmuje się z pojedynczych fragmentów części oraz trawienie ogólne, gdy trawi się cała powierzchnia części.

Przy miejscowym trawieniu kształtową część powierzchni nie podlegającą trawieniu izoluje się od roztworu różnymi powłokami odpornymi na działanie roztworu i wówczas trawi się nie zabezpieczone miejsca powierzchni części.

Przy trawieniu ogólnym praktycznie metal zdejmuje się równomiernie z całej powierzchni przy założeniu, że cała powierzchnia półwyrobu znajduje się w roztworze w ciągu jednakowego czasu.

W celu utrzymania przez trawienie ścienienia klinowego lub stopniowanego, należy część wysuwać z określoną prędkością z roztworu trawiącego. Najgłębiej zanurzony odcinek części, który pozostaje w roztworze najdłużej, podlega najgłębszemu wytrawieniu.

Równomierność trawienia i głębokość obróbki trawieniem zależą od następujących czynników:

- chropowatości powierzchni; trawienie nie usuwa zadrapań, rys, wgnieceń, wygładza tylko ich brzegi, a głębokość wad nie ulega prawie zmianie,

- stopnia przeróbki plastycznej metalu i jednorodności struktury; materiał walcowany wytrawia się bardziej równomiernie niż prasowany, a ten ostatni bardziej równomiernie niż odlewany,

- stopnia zanieczyszczenia roztworu trawiącego produktami trawienia; w przypadku dużego stężenia glinianów w roztworze, powodujących jego gęstnienie, gładkość obróbki ulega znacznemu obniżeniu,

- głębokości trawienia; przy dużej głębokości maleje gładkość obróbki,

- położenia części w procesie trawienia; w położeniu pionowym części,

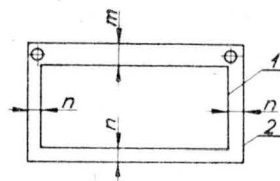
ich dolna część trawi się szybciej niż górna, a w położeniu poziomym strona obrócona do góry trawi się bardziej równomiernie i szybciej,

— przy trawieniu w płaszczyźnie wyciętej prostopadle do kierunku włókien, powstają na niej duże wgłębienia i duże nierówności.

Gładkość powierzchni półwyrobów z blach gatunku PA7 (o strukturze drobnoziarnistej i zwartej) po trawieniu ulega obniżeniu o 2÷4 wartości parametru chropowatości i znajduje się odpowiednio w granicach $R_a = 10 \div R_a = 2,5$ i $R_a = 5 \div R_a = 2,5$ (przy chropowatości wyjściowej $R_a = 0,63 \div R_a = 0,32$).

Gładkość powierzchni odkuwek i wyrobów tłoczonych o małym stopniu przekucia, po trawieniu ulega obniżeniu o 2÷3 parametry chropowatości i znajduje się odpowiednio w granicach $R_a = 20 \div R_a = 10$ (przy chropowatości wyjściowej $R_a = 2,5$).

W przypadku trawienia miejscowego części z blach przewiduje się odpowiednie nadatki technologiczne na obwodzie półwyrobów do umieszczenia wieszaków lub otwory, za pomocą których części zawieszają się w kąpeli w przypadku trawienia czolowych powierzchni półwyrobów. Rozmieszczenie nadatków pokazano na rys. 1.



Rys. 1. Schemat rozmieszczenia nadatków: 1 — zarys półwyrobu, 2 — zarys części

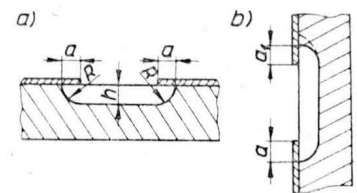
Nadatek n powinien być większy lub równy w przybliżeniu osiemu głębokościom trawienia $n \geq 8 h$. Nadatek m na boku, za który zawieszają się półwyrob w kąpeli, powinien być $m \geq 20 h$.

Jeżeli w dolnej części blachy podwieszają się obciążenie, wówczas nadatek n dla części dolnej zwiększa się do wielkości nadatku m . W przypadku zawieszania półwyrobów w kąpeli na haczykach, w przybliżeniu w połowie nadatku m wykonuje się otwór o średnicy 6÷10 mm.

Przy trawieniu miejscowym stopu aluminium, trawienie metalu postępuje zarówno w głąb od powierzchni stykania się z roztworem, jak i na boki pod powłoką ochronną. Jeżeli odporność i przyczepność powłoki ochronnej do powierzchni metali są dostatecznie wysokie, a półwyrob umieszczony jest w roztworze w położeniu poziomym, prędkość trawienia w głąb metalu i na boki jest w przybliżeniu jednakowa z tym, że prze-

ście od powierzchni poziomej do pionowej jest po promieniu, tzn. $a = R = h$ (rys. 2a).

Przy pionowym położeniu części, wskutek utrudnionego wyjścia wodoru spod brzegu pokrycia ochronnego, podtrawienie boczne a_1 będzie nieco mniejsze od głębokości trawienia h ,



Rys. 2. Schemat podtrawienia metalu pod błoną ochronną w przypadku wysokiej przyczepności pokrycia ochronnego: a) poziome położenie wyrobu, b) pionowe położenie wyrobu

TABLICA 2

Gatunek stopu	Prędkość trawienia w kąpeli świeżej, mm/h	
	stężenie wodorotlenku sodowego, g/l	
	150	400
PA7	1,8	2,5

natomiast podtrawienie boczne a będzie równe głębokości trawienia h (rys. 2b).

Przy pionowym położeniu półwyrobów w roztworze i w przypadku słabej przyczepności powłoki ochronnej do metalu, trawienie metalu na boki będzie większe niż w głąb (rys. 3). Przy tym: $a_1 = (4 \div 6) h$; $a_2 = (2 \div 4) h$.

Podobne zjawisko można zaobserwować w przypadku, kiedy powierzchnia metalu pokryta jest błoną anodową, na którą nałożono powłokę ochronną o dobrej przyczepności. W tym przypadku wzrost podtrawienia bocznego będzie uwarunkowany większą prędkością trawienia błonki tlenkowej niż metalu.

Na prędkość trawienia wymiarowego mają wpływ:

- temperatura roztworu, ze wzrostem której wzrasta prędkość trawienia (50÷60% na każde 10°),

- stężenie wodorotlenku sodowego (przy stężeniu ok. 400 g/l prędkość trawienia stopu PA7 jest maksymalna),

- nagromadzenie się produktów trawienia w roztworze,

- ilość trawionego metalu jest wprost proporcjonalna do czasu trawienia przy pozostałych jednakowych warunkach.

Właściwości mechaniczne stopu aluminium PA7 po jego obróbce przez trawienie wymiarowe nie ulegają zmianie. Trawienie wymiarowe nie wpływa na ogólną odporność korozyj-

TABLICA 1

Głębokość trawienia, mm	do 1	1,1 ÷ 2,0	2,1 ÷ 3,0	3,1 ÷ 4,0	4,1 ÷ 5,0
Wielkość dopuszczalnych odchyłek, mm	+3,0 -1,0	+4,0 -2,0	+5,0 -3,0	+5,5 -3,5	+6,0 -4,0

na metalu na skłonność do korozji międzykrystalicznej oraz na skłonność stopu do pęknięcia pod wpływem korozji i przy naprężeniach.

Części obrabiane metodą trawienia wymiarowego mogą być poddawane kolejnym obróbkom, podobnie jak części po obróbce mechanicznej. Części gięte z półwyrobów, które będą trawione miejscowo wykonuje się następująco:

— półwyrob trawi się w stanie płaskim, a następnie zgina w miejscach nie trawionych wymiarowo,

— półwyrob trawi się w stanie wygiętym.

Tolerancje dla części podlegających trawieniu wymiarowemu są określone tolerancjami dla grubości blach w stanie dostawy, nierównomiernością trawienia, rosnącą ze wzrostem głębokości trawienia. Np. dla blachy $\neq 0,8$ (jako materiału wyjściowego) przy nominalnej głębokości trawienia 0,2÷0,3 tolerancja dla części podlegających trawieniu wymiarowemu wynosi $\pm_{0,10}^{0,05}$.

Odchyłki od założonego zarysu dopuszcza się w zależności od głębokości trawienia: „+” oznacza zwiększenie wymiaru, „-” oznacza zmniejszenie wymiarów nie trawionych (odcinków).

Do trawienia wymiarowego stosuje się wodorotlenek sodowy.

Do budowy wanień stosowanych do trawienia wymiarowego stosuje się materiał:

- węzownice do nagrzewania wanień — stal węglowa,
- wanny do przejaśniania w kwasie — aluminium,
- wanny do mycia w gorącej wodzie — stal węglowa.

Schemat procesu technologicznego trawienia wymiarowego

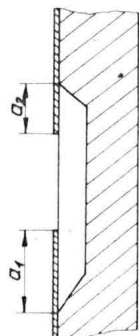
1. Przygotowanie wstępne,
2. Montaż na wieszaki,
3. Odtłuszczenie w roztworze wodnym fosforanu trój sodowego lub za pomocą rozpuszczalników organicznych,
4. Mycie w ciepłej wodzie bieżącej,
5. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
6. Trawienie w wodorotlenku sodowym,
7. Mycie w ciepłej wodzie bieżącej,
8. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
9. Przejaśnianie w kwasie azotowym,
10. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
11. Anodowanie w roztworze kwasu siarkowego,
12. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
13. Mycie w gorącej wodzie bieżącej,
14. Suszenie,
15. Nałożenie powłok ochronnych,
16. Montaż na wieszaki do trawienia wymiarowego,
17. Trawienie wymiarowe,
18. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
19. Przejaśnianie w kwasie azotowym,
20. Mycie w zimnej wodzie bieżącej,
21. Mycie w gorącej wodzie bieżącej,
22. Suszenie,

23. Sprawdzenie jakości obróbki i głębokości trawienia,

24. Usunięcie powłoki ochronnej,

25. Usunięcie błonki anodowej.

Przy odtłuszczeniu części rozpuszczalnikami organicznymi nie wykonuje się operacji 4 i 5, natomiast operację 3 wykonuje się przed operacją



Rys. 3

2. Przy ogólnym trawieniu wymiarowym nie wykonuje się operacji 6÷16.

Montaż na wieszaki

Po nałożeniu powłok ochronnych należy części zawiesić na wieszaki wykonane z drutu lub taśm. Przy trawieniu w roztworze zasadowym stosuje się wieszaki ze stali nierdzewnej lub innej dowolnej, a przy przejaśnianiu w kwasie azotowym stosuje się wieszaki ze stali nierdzewnej lub aluminium.

Trawienie wymiarowe

Trawienie wymiarowe przeprowadza się w roztworze wodorotlenku sodowego o następujących stężeniach: 120÷170 lub 300÷400 g/l. Temperatura roztworu 70÷90°C. Czas trwania obróbki zależy od grubości warstwy metalu, którą należy zdjąć. W celu zmniejszenia zużycia wodorotlenku sodowego, można stosować roztwór o zawartości 120÷170 g/l.

Do sprawdzenia w procesie obróbki głębokości trawienia stosuje się wzorce.

W tabl. 2 podano prędkości trawienia dla stopu aluminium PA7 w temperaturze 80°C w roztworze wodorotlenku sodowego.

Kontrolę i korekcję składu chemicznego roztworu przeprowadza się przez określenie zawartości aluminium, wodorotlenku sodowego i węglanu sodowego.

Zawartość aluminium w kąpeli powyżej 70 g/l pogarsza chropowatość powierzchni na części obrabianej, a w miarę nagromadzenia się aluminium przeprowadza się korekcję kąpeli przez dodanie wodorotlenku sodowego.

W wyniku wzajemnego oddziaływania gorącego roztworu zasady z dwutlenkiem węgla z powietrza w kąpeli gromadzi się węglan sodowy. Dopuszczalna zawartość węglanu sodowego nie powinna przekraczać 40 g/l.

W celu zmniejszenia unoszenia roztworu zasadowego przez wydzielający się przy trawieniu wodór, do kąpeli wprowadza się 0,5 g/l sulfanolu (10%

roztwór wodny), który tworzy ochronną warstwę z piany.

Mycie w zimnej wodzie bieżącej

Podczas mycia części zużycie wody wynosi 25 l na 1 m² powierzchni.

Przejaśnianie

Przy przejaśnianiu części w kwasie azotowym, stężenie kwasu powinno być nie mniejsze niż 15%. Czas trwania obróbki min. 2 minuty.

Mycie w gorącej wodzie bieżącej

Podczas mycia części zużycie wody wynosi 10 l/m² powierzchni części. Temperatura wody min. 50°C.

Przy trawieniu miejscowym, odcinki nie podlegające trawieniu izoluje się zasadniczo powłokami lakierniczymi. Trwałość i przyczepność powłok lakierniczych zależy od stężenia wodorotlenku sodowego w roztworze trawiącym. Dla różnych stopów, z powierzchnią przygotowaną niejednako (odtłuszczenie, trawienie, oksydowanie, anodowanie), przy trawieniu w roztworach o różnej zawartości wodorotlenku sodowego i aluminium, współczynnik trawienia a/h będzie więc różny. Oprócz tego na wielkość współczynnika trawienia ma wpływ obecność i grubość warstwy platerowanej, temperatura roztworu i położenie części. Współczynnik trawienia zmienia się w następujący sposób:

— w przypadku warstwy platerowanej — wzrasta,

— przy anodowaniu — wzrasta,

— przy wzroście stężenia wodorotlenku sodowego do 200÷250 g/l dla wszystkich powłok zauważa się największą wartość współczynnika trawienia,

— ze wzrostem zawartości aluminium od 5 g/l i powyżej współczynnik trawienia maleje.

Przygotowanie powierzchni pod powłoki lakiernicze obejmuje trawienie, oksydowanie lub anodowanie.

Ochrona materiałami na bazie żywic poliamidowych

Stosuje się ją przy trawieniu w roztworach zawierających 300÷400 g/l wodorotlenku sodowego, a w celu zmniejszenia zdolności pęcznienia i zwiększenia przyczepności do błonki ochronnej wprowadza się utleniacz — dwuchromian amonowy.

Ochrona powłoką etylocelulozową

Powłoka ta ma dużą trwałość w roztworach wodorotlenku sodowego o wszystkich stosowanych stężeniach i stosunkowo małą przenikalność. Pokrycie ma słabą przyczepność i charakteryzuje się niezawodnymi właściwościami ochronnymi tylko po nałożeniu na powierzchnię anodowaną. Współczynnik trawienia dla stopu PA7 wynosi 2,0÷3,0 i zmienia się nieznacznie przy różnej zawartości wodorotlenku sodowego i aluminium w roztworze trawiącym.

Trawienie wymiarowe jako proces technologiczny jest ukierunkowane na zmianę połączeń nitowych płytami jednolitymi, co znacznie poprawia jakość części wrobu, zwiększa wytrzymałość i wyrównanie wytrzymałości konstrukcji.

EO/477/K/84

Nawodorowanie stopu tytanu WT3-1 w wybranych operacjach technologicznych i jego wpływ na wytrzymałość zmęczeniową

Doc. dr inż. JERZY LUNARSKI
Dr inż. MIECZYSLAW KORZYŃSKI
Mgr inż. ZENON POLAK
Mgr inż. JOZEF NYKLEWICZ

Instytut Budowy Maszyn
Politechnika Rzeszowska

Wpływ wodoru na wytrzymałość zmęczeniową stopów tytanu nie jest jeszcze jednoznacznie wyjaśniony, a w podawanych w literaturze danych istnieją poważne rozbieżności na ten temat. Część autorów [2, 4] stwierdza poprawę, część pogorszenie [1, 3], a niektórzy brak zmian [5] wytrzymałości zmęczeniowej wraz ze zwiększaniem zawartości wodoru w stopach tytanu.

W wyniku oddziaływania wodoru z tytanem, zależnie od struktury stopu, mogą powstać: roztwór stały lub wodoroki tytanu TiH_2 w postaci płytek lub wysokodispersyjnych cząstek ulokowanych najczęściej wzdłuż płaszczyzn poślizgu i bliźniakowania, co niewątpliwie wpływa na właściwości stopu. Tytan i jego stopy o strukturze α charakteryzują się małą rozpuszczalnością wodoru i dlatego przy nasyceniu wodorem pojawiają się w strukturze wodoroki tytanu, których ilość rośnie wraz z zawartością wodoru. Faza β charakteryzuje się znaczną rozpuszczalnością wodoru, dlatego też nie obserwuje się zmian mikrostruktury stopów $\alpha + \beta$ po ich nasyceniu wodorem do stężeń możliwych do wystąpienia w warunkach produkcyjnych.

Dyfuzja wodoru do tytanu zachodzi już przy temperaturze otoczenia, a w miarę jej wzrostu wzrasta również prędkość dyfuzji i ilość pochłanianego wodoru. Nawodorowanie może nastąpić podczas odlewania, przeróbki plastycznej, cieplnej, galwanicznej, spawania i obróbki skrawaniem, a więc praktycznie każda część wykonana z tytanu lub jego stopów może zostać nawodorowana w procesie wytwarzania tym bardziej, że wiele operacji przebiega w podwyższonych temperaturach.

Stop WT3-1 jest jednym z najczęściej stosowanych stopów tytanu o strukturze $\alpha + \beta$. Jest on dostarczany z zawartością wodoru znacznie niższą niż dopuszczalna (0,015% wg GOST 19807-24), jednak w procesie wytwarzania ele-

mentów można się spodziewać wzrostu zawartości tego pierwiastka nawet powyżej stężenia dopuszczalnego. Opierając się na rozważaniach teoretycznych, można w zasadzie wykluczyć szkodliwe działanie wodoru na właściwości stopu WT3-1 w warunkach eksploatacji, lecz wobec rozbieżności literaturowych zagadnienie to wymaga przebadania doświadczalnego.

Cel i zakres badań

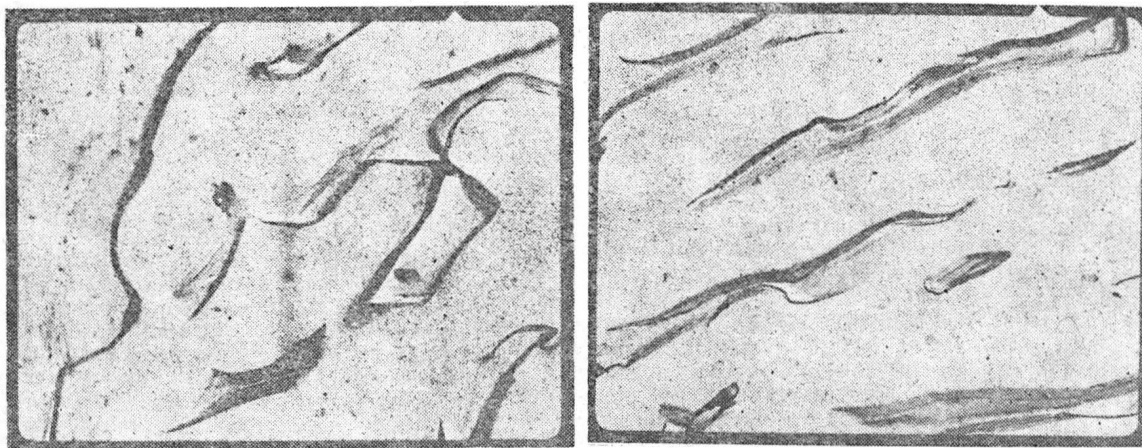
Celem przeprowadzonych badań było określenie wpływu zawartości wodoru na właściwości mechaniczne i wytrzymałości zmęczeniową stopu tytanu WT3-1.

Badania realizowano w dwu etapach. W etapie pierwszym określono stężenie wodoru w stopie po różnych metodach i wariantach obróbki próbek. Sposoby obróbki wraz z wynikami tych badań podano w tabl. 1. Zawartość wodoru w próbkach określano metodą ekstrakcji próżniowej przy zastosowaniu aparatu Ekshalograf EA-1 w Laboratorium Analiz Chemicznych IMP Warszawa.

Zrealizowane w drugim etapie badania właściwości mechanicznych i udarności przeprowadzono na stanowiskach standardowych i próbkach zgodnych z normami PN-71/H-04310 i PN-69/H-04370. Badania wytrzymałości zmęczeniowej przeprowadzono na wibratorze elektrodynamicznym ST5000/300 stosując kształt próbek oraz metodykę szczegółowo opisaną w [6], a granicę wytrzymałości zmęczeniowej obliczono metodą schodkową [7].

Wyniki badań

W wyniku badań zrealizowanych w etapie pierwszym stwierdzono, że stężenie wodoru uzyskane wszystkimi (poza



Rys. 1. Replika ze stopu WT3-1 nawodorowanego chemicznie: a) strefa przy-powierzchniowa, b) rdzeń; pow. 6000X

TABLICA 1. Zawartość wodoru w stopie WT3-1 po różnych metodach nawodorowania

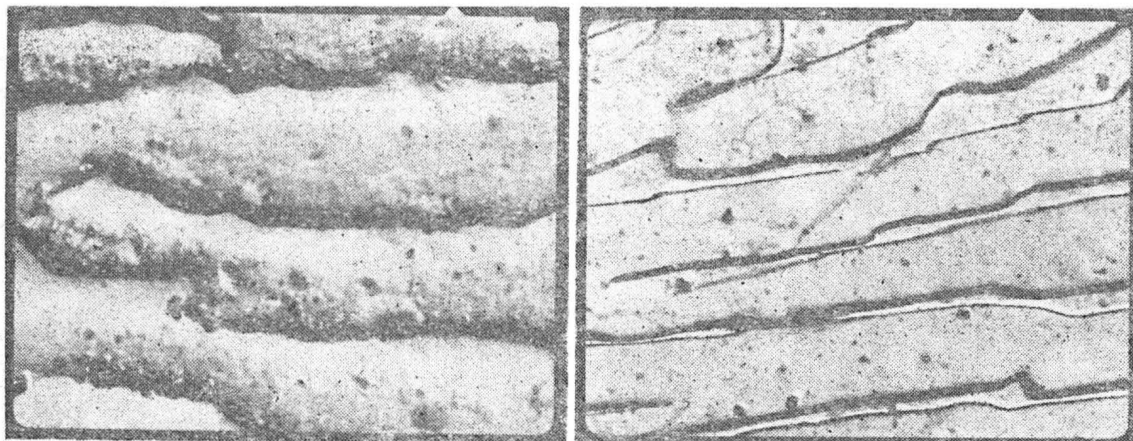
Sposób nawodorowania	Parametry nawodorowania	% \bar{H}_2
Obróbka skrawaniem		0,0019
Chemicznie	skład roztworu: 15% HF + 35% HNO ₃ + 50% H ₂ O, 10 min, 293 K	0,0032
Galwanicznie (miklowanie)	kąpiel siarczanowa konwencjonalna, 30 min, 296 K	0,0022
W parze wodnej	0,5 h	0,0024
W parze wodnej	4 h	0,0020
Elektrochemicznie	skład roztworu: 3% HF + 7% HNO ₃ + 90% H ₂ O, 10 min, 293 K, I = 6 A, V = 5 V	0,0095
Elektrochemicznie	35 min, pozostałe parametry jw.	0,0161
W wodorze	423 K, 1,5 h	0,0019
W wodorze	423 K, 3 h	0,0019
W wodorze	423 K, 4,5 h	0,0022
W wodorze	523 K, 2 h	0,0022

nawodorowaniem elektrochemicznym) sposobami obróbki jest znacznie mniejsze od dopuszczalnego.

Przeprowadzone za pomocą mikroskopu elektronowego badania struktur przypowierzchniowych i rdzenia nie ujawniły widocznych skupień wodoroków tytanu. Przykładowe fotografie struktur po różnych sposobach obróbki przedstawiono na rys. 1 i 2.

Dalsze badania przeprowadzono na próbkach obrobionych wg czterech wariantów wybranych na podstawie wyników etapu pierwszego badań:

- obróbka skrawaniem + polerowanie,
- obróbka skrawaniem + polerowanie + nawodorowanie w wodorze,
- obróbka skrawaniem + nawodorowanie elektrochemiczne + polerowanie warstwy 0,25 mm,



Rys. 2. Replika ze stopu WT3-1 nawodorowanego elektrochemicznie: a) strefa przypowierzchniowa, b) rdzeń; pow. 6000X

— obróbka skrawaniem + nawodorowanie elektrochemiczne + polerowanie warstwy 0,05 mm.

Nawodorowanie elektrochemiczne prowadzone było jako trawienie chemiczne z podłączeniem prądu w taki sposób (próbka ze stopu WT3-1 jako katoda), że przy powierzchni próbki wydzielali się wodór.

Zawartość wodoru, właściwości mechaniczne i wytrzymałość zmęczeniową próbek obrobionych wg powyższych wariantów podano w tabl. 2.

Wnioski

● Stężenie wodoru uzyskane w wyniku procesów moczących wystąpić w procesie wytwarzania części ze stopu WT3-1 jest niewielkie i znacznie niższe od dopuszczalnego normą. Jedynie nietypowy w warunkach produkcyjnych proces nawodorowania elektrochemicznego powoduje duże, nawet przekraczające zawartość dopuszczalną, nawodorowanie.

● W strukturze stopu nawodorowanego nie stwierdzono skupisk wodorków tytanu, co wskazuje na to, że stop WT3-1 rozpuszcza w fazie β dość znaczną ilość wodoru i niebezpieczeństwo pojawienia się zmian w strukturze jest znacznie mniejsze niż w innych stopach tytanu.

● Nawodorowanie wyraźnie poprawia wytrzymałość zmęczeniową stopu WT3-1. Jednak przy nawodorowaniu elektrochemicznym występuje również efekt o działaniu przeciwnym — są to prawdopodobnie uszkodzenia warstwy powierzchniowej bądź też wodorki tytanu (nie wykryte jednak podczas badań). Świadczy o tym, że usunięcie stosunkowo grubej warstwy powierzchniowej (0,25 mm) po trawieniu elektrochemicznym wyraźnie poprawia wytrzymałość zmęczeniową stopu WT3-1.

TABLICA 2. Właściwości stopu WT3-1 po nawodorowaniu

Sposób obróbki i nawodorowania	$\% \bar{H}_2$	\bar{Z}_{gw} , MPa	\bar{R}_m , MPa	\bar{A}_5 , %	\bar{Z} , %	\bar{U} , daJ/cm ²	$\frac{Z_{gw}}{\bar{R}_m}$
Nawodorowanie w obróbce skrawaniem + polerowanie	0,0019	525	1066	10,5	26,5	2,6	0,5
Polerowanie + nawodorowanie w wodorze	0,0022	635	1047	11,6	36	2,3	0,6
Nawodorowanie elektrochemiczne + polerowanie warstwy 0,25 mm	0,015	645	1085	10,8	23,5	3,1	0,6
Nawodorowanie elektrochemiczne + polerowanie warstwy 0,05 mm	0,016	545	1090	9,4	17,8	3,5	0,5

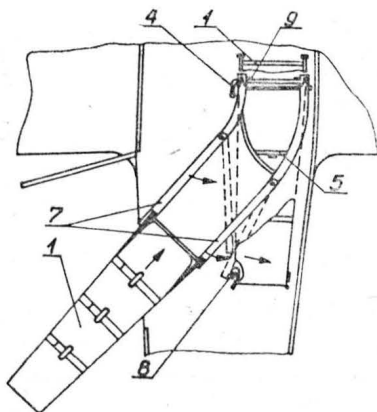
LITERATURA

1. W. A. LIWANOW i in.: Wodород w tytanie. Maszynostrojenije, Moskwa 1972 r.
2. M. HEMPEL, E. MILLUHAGEN: Arch. Eisenhüttenwesen, 8, 1982 r.
3. S. M. GUREWICZ: Awtomaticzeskaja swarka, 1, 1957 r.
4. B. A. KOLACZEW: Wodorodnaja chrupkost cwietykh mietalłow. Mietalurgija, Moskwa, 1966 r.
5. B. A. KOLACZEW i in.: Miecchaniczeskije swojstwa titana i jego spławow. Mietalurgija, Moskwa, 1974 r.
6. J. LUNARSKI: Badania zmęczeniowe przy częstotliwościach rezonansowych na wibratorze elektrodynamicznym. Przegląd Mechaniczny, nr 8, 1981 r.
7. Z. DYLAŁ, Z. ORŁOŚ: Wytrzymałość zmęczeniowa materiałów. WNT, Warszawa, 1962 r.

EO/477/K/84

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

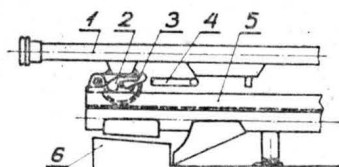
● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Urządzenie do ustawiania noszy sanitarnych, zwłaszcza w małych statkach powietrznych (autorzy: J.



Janczar, Z. Sabaj, J. Drozdowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji urządzenia, nie wymagającej dodatkowych przeróbek kabiny statku, wykorzystującej istniejące zaczepy i węzły mocujące.

Urządzenie ma stały stelaż 5 z szynami kolistymi 7, na końcu których znajdują się ich proste odcinki zamocowane obrotowo na końcach szyn kolistych 7, a blokadę noszy 1 stanowi układ zderzaka stałego 2 z ruchomym zaczepem 3 zamocowanym na dźwigni 4 zabezpieczonej sprężyną 9, zamocowanymi do stelaża 5, oraz stopką tylnej 8 zamocowanej do podłogi 6 samolotu.

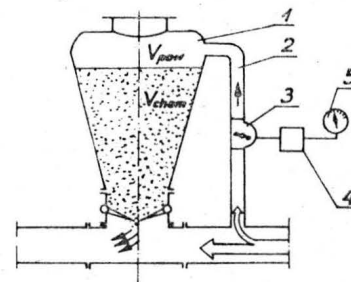
Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 8/1983 r., w klasie A61G, pod nr 234270T.



● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Urządzenie pomiarowe stanu i wydatku chemikaliów w zbiorniku rolniczego statku powietrznego (autorzy: W. Błaszczak, R. Olszówka). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie pomiaru wysy-

pywanych chemikaliów ze statku powietrznego.

Urządzenie pomiarowe składa się z dajnika 3 w postaci wiatraczka zabudowanego w korpusie ustawionym w rurze wyrównawczej 2 ciśnienia powietrza w zbiorniku 1 oraz układu elektronicznego 4, prze-



tworzącego ilość przepływającego powietrza w rurze wyrównawczej 2 na impulsy elektryczne przesyłane do wskaźnika 5.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 7/1983 r., w klasie B64D, pod nr P.236681T.

W. Z.

50-lecie przelotu Adamowiczów przez Atlantyk na samolocie Bellanca

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Próba przelotu Stanisława Hausnera

Przelot Ch. Lindbergha 20÷21 maja 1927 r. z Nowego Jorku do Paryża rozbudził w pilotach całego świata chęć dokonywania przelotów przez Atlantyk. Każdy naród chciał mieć zwycięzcę Atlantyku. Jeszcze w 1927 r. przeloty transatlantyczne wykonali Francuzi i Amerykanie, w 1928 r. Włosi i Irlandczycy, w 1929 r. Hiszpanie i Amerykanie, w 1930 r. i 1931 r. Australijczycy oraz w 1931 r. Duńczycy. Wiele z podejmowanych prób skończyło się niepowodzeniem, jak Nungessera i Coli'ego czy Idzikowskiego i Kubali. Oprócz Polaków z kraju, próby takie podejmowali również nasi rodacy z polonii amerykańskiej.

Pierwszym z nich był Stanisław Hausner (do 1930 r. nosił nazwisko Hazner, urodzony w Jaśliskach k. Sanoka). Zwrócił on uwagę na samoloty Bellanca, które w nieznanym różniących się od siebie odmianach kilkakrotnie pokonały Atlantyk. Na Bellance w 1927 r. przeleciał Atlantyk C. Chamberlin, w 1929 r. L. Williams, a w 1931 r. Duńczycy. Był to jeden z najtańszych samolotów dających się przystosować do przelotów długodystansowych.

28 maja 1932 r. S. Hausner wystartował na samolocie Bellanca J (o znakach NR 7085) z lotniska z Newark do lotu przez Atlantyk do Polski. Jednakże po trzech godzinach lotu zawrócił z powodu złej pracy silnika i niesprzyjającej pogody. 3 czerwca wystartował powtórnie, tym razem z nowojorskiego lotniska Floyd Bennett. Po pokonaniu większości trasy okazało się, że ze zbiorników wycieka paliwo. S. Hausner wodował po 29,5 h lotu w pobliżu Azorów, 800 km od brzegów Europy. Dzięki pustym zbiornikom samolot utrzymywał się na wodzie do połowy zanurzony. W ciągu siedmiu dni uważano Hausnera za zaginionego. Dopiero 10 czerwca spotkał go tankowiec Circe Shell i wyłowił. Pilot był wycieńczony, lecz dzięki hartowi ducha i dużej wytrzymałości, przeżył siedem dni na oceanie, mając tylko kilka kanapek i trochę słodkiej wody.

Przelot braci Adamowiczów

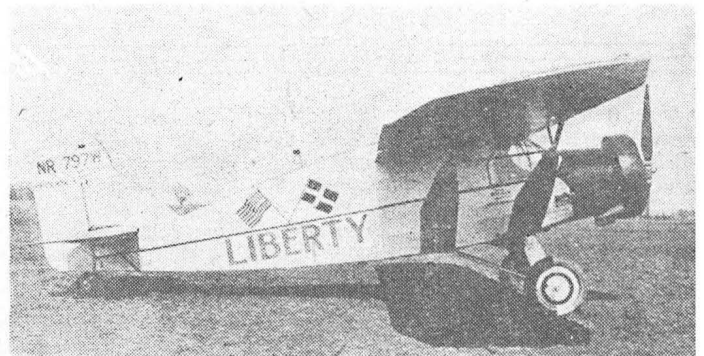
W tym samym czasie (30.5.1932 r.) bracia Bolesław (Ben) i Józef (Joe) Adamowicze odnieśli swój pierwszy sukces lotniczy, zdobywając nagrodę za najlepszy wynik w wyścigu samolotów sportowych na lotnisku Floyd Bennett. Jako polscy emigranci (urodzeni w Janowszczyźnie na Wileńszczyźnie) zaczynając od niczego, dorobili się w połowie lat dwudziestych wytwórni wody sodowej. Zapalili się do lotnictwa i w 1928 r. kupili samolot Waco, na którym nauczyli się latać. Po wypadku Hausnera zdecydowali, że teraz ich obowiązkiem jest wykonanie lotu do Polski. Sprzedali swój samolot za 4 tys. dolarów oraz swój udział w wytwórni wody sodowej i zakupili za 22 tys.



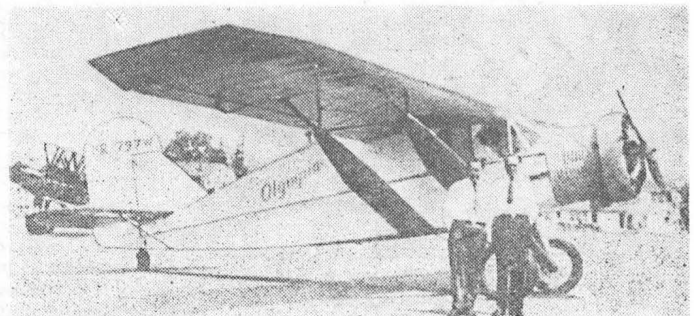
Rys. 1. Bracia Bronisław i Józef Adamowicze przy swej Bellance po przylocie do Warszawy

dolarów sześciomiejscową Bellancę J-300 Special, która zamiast pasażerów mogła zabrać duży zbiornik paliwa. Był to samolot o znakach NR 797W (nr fabr. 3003) noszący uprzednio nazwę Liberty, na którym Duńczycy Otto Hillig i Holger Hojriis w 1931 r. dokonali przelotu z Nowego Jorku przez Atlantyk do Kopenhagi w Danii. Samolot początkowo nosił napis Olympia, a następnie otrzymał godło Orła Białego. W lipcu 1933 r. został wykonany jeszcze jeden przelot przez Atlantyk na Bellance. Wykonali go Litwini na wersji CH-300 nazwanej Lituanica. Adamowicze 8 sierpnia 1933 r. wykonali lot treningowy z Nowego Jorku do Harbor Grace na Nowej Funlandii, zabierając z sobą szwedzkiego pilota Emila Boygena, który podobno znał to lotnisko. Niestety niefortunne lądowanie Boygena na tym lądowisku o długości 300 m zakończyło się rozbięciem samolotu, bez szkód dla załogi. Dzięki pomocy rodziny zostały pokryte koszty remontu i 14 grudnia 1933 r. odebrali samolot z wytwórni. Samolot otrzymał nowe malowanie z napisem Warsaw i białym orłem na tarczy. Bolesław jesienią 1933 r. zdobył wykształcenie z nawigacji, a następnie latem 1934 r. licencje na pilotaż bez widoczności.

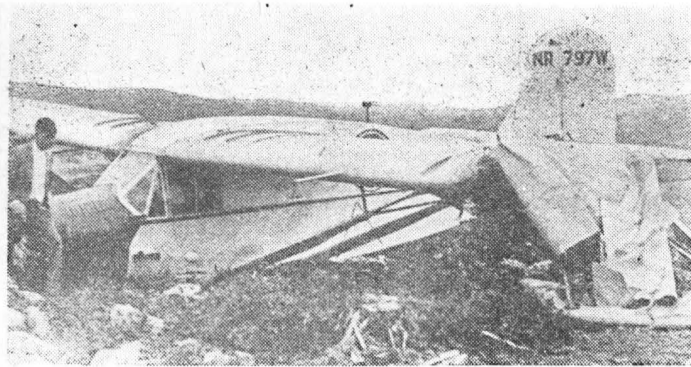
Bellanca J-300 Special Adamowiczów otrzymała w kadłubie dwa zbiorniki mieszczące łącznie 1627 l, zaś dwa zbiorniki w skrzydłach miały pojemność po 227 l, ponadto na pokładzie mieściło się 21 baniek po 19 l (razem 399 l), co dawało łącznie 2480 l paliwa. Ilość ta pozwalała na zasięg rzędu 6000 km. Główny zbiornik miał spust awaryjny na wypadek konieczności wodowania. Samolot nie miał radiostacji. Do sygnalizacji miała służyć rakieta z 24 raketami i jedna rakietka specjalna, która mogła płonąć na wodzie przez 15 minut. 28 czerwca 1934 r. Adamowicze wystartowali z nowojorskiego lotniska Floyd Bennett do Harbor Grace. Startował 29 czerwca o 5 rano wystartowali do lotu przez Atlantyk. Wzięli kurs na Dublin w Irlandii. Po drodze napotkali kilka burz i raz zostali oblodzeni. Po 22 h lotu przekroczyli brzeg Francji, zakrytej mgłą. Dość długo szukali miejsca do lądowania



Rys. 2. Bellanca Liberty NR 797W, na której Duńczycy przelecieli przez Atlantyk, zakupiona później przez Adamowiczów



Rys. 3. Bellanca J-300 Olympia NR 797W po zakupieniu przez Adamowiczów



Rys. 4. Bellanca z godłem Białego Orła (w kole) po rozbiciu w Harbor Grace

i w końcu usiedli w Flers d'Orne w Normandii. Aby uniknąć kapotażu i uzyskać krótsze lądowanie, Józef przeszedł w tył kadłuba za zbiornik. Następnego dnia (1.07) przylecieli na lotnisko Le Bourget w Paryżu i stamtąd o 12,15 wystartowali do Polski. Z powodu nadmiernego zużycia paliwa wylądowali o 17,30 w Niemczech w Neillitz Thiemenberg k. Krosna n.Odrą. 2 lipca po 11 dolecieli do Wisły i wylądowali jak się okazało w Toruniu, a nie w Warszawie. Z Torunia przylecieli na lotnisko mokotowskie w Warszawie o godz. 17,02, gdzie powitały ich tłumy. To serdeczne powitanie było dla nich największą nagrodą za przelot. Otrzymali oni Krzyże Oficerskie Orderu Odrodzenia Polski (Polonia Restituta) i odznaki pilotów wojskowych. Sukces braci Adamowiczów był wynikiem: użycia niezawodnego silnika Wright Whirlwind i dobrego samolotu oraz spokoju i opanowania załogi w trudnych sytuacjach, a także dużej dozy szczęścia.

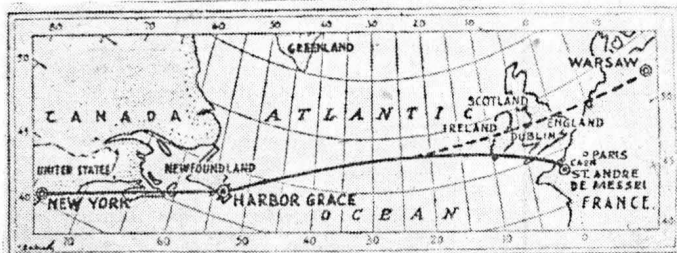
Samolot Adamowiczów zakupił Zarząd Główny Lig Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej za 22 tys. dolarów, aby mogli oni powrócić do Stanów Zjednoczonych i odzyskać swój warsztat pracy.

Bellanca ta została w Polsce wyremontowana. Podczas remontu usunięto z kadłuba dodatkowe zbiorniki paliwa i dostosowano samolot do skoków spadochronowych, dorbijając m.in. drzwi otwierane do środka oraz dodatkowe okna i fotele. W 1938 r. samolot otrzymał znaki rejestracyjne SP-BPG. Pilotowany przeważnie przez pil. M. Urbana służył do szkolenia spadochronowego w wielu miejscowościach, m.in. w Kowlu, Łucku i Sokolej Górze. W pierwszych dniach września 1939 r. samolot został ewakuowany do Brześcia, gdzie został rozbity przy lądowaniu. Warto zauważyć, że Bellanca Adamowiczów była jedynym egzemplarzem samolotu sportowego, który w okresie międzywojennym dwukrotnie przeleciał przez Atlantyk.

Bellanca J-300 Special

Na temat samolotu Adamowiczów ukazało się więcej informacji błędnych niż prawdziwych. Źródłem wielu z nich jest ich książka „Przez Atlantyk”. W niej bowiem podano, że samolot nosił oznaczenie Y-300, a jego napęd stanowił silnik 147 kW (200 KM). Również wymiary samolotu podano błędne (rozpiętość 15,24 m). Wynikało to zarówno ze złych przeliczeń miar angielskich na metryczne, jak i dużej liczby wersji samolotów rajdowych Bellanca, różniących się silnikami i wymiarami.

W 1927 r. amerykańska wytwórnia Bellanca zbudowała 6-miejscowy samolot jednosilnikowy Bellanca WB-2 napędzany silnikiem Wright 162 kW (220 KM). Konstrukto-



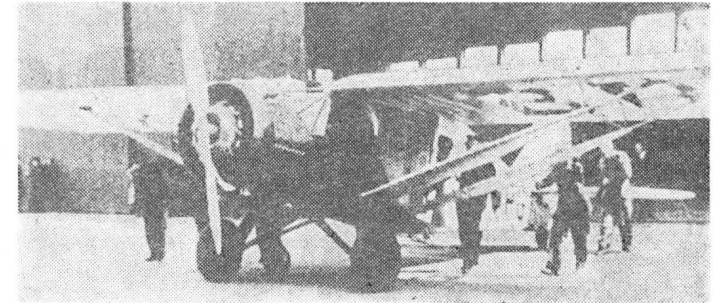
WHERE WARSAW FLIERS WERE FORCED DOWN.

Exhaustion of their fuel compelled Benjamin and Joseph Adamowicz to land at Saint André de Messé, near Caen, France, after 30 hours 24 minutes in the air.

Rys. 5. Trasa przelotu przez Atlantyk (29÷30.6.1934 r.) wg prasy amerykańskiej



Rys. 6. Bellanca J-300 Warsaw na lotnisku mokotowskim w Warszawie

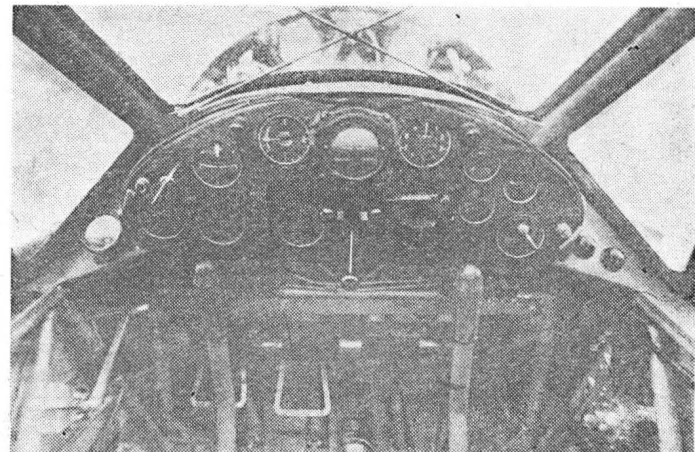


Rys. 7. Bellanca J-300 Adamowiczów po przeróbce, z polską rejestracją SP-BPG

rem samolotu był G. M. Bellanca, z pochodzenia Włoch. W tymże roku na samolocie WB-2 ustalono rekord długości lotu 51 h 11 min, a następnie C. Chamberlin 4÷6.6.1927 r. wykonał przelot Nowy Jork—Berlin (6283 km), zaledwie dwa tygodnie po przelocie Lindbergha. Dalsze odmiany tego samolotu nosiły oznaczenia Bellanca CH i Bellanca J. Pacemaker, przy czym po literach CH czy J dodawano moc silnika w koniach mechanicznych, stąd wersje oznaczano np. CH-300, J-300. Przy identycznej konstrukcji kadłuba poszczególne odmiany samolotu różniły się kształtem steru kierunku (górną prostokątną lub zaokrągloną), oszkleniem przodu kabiny, długością osłony przodu kadłuba (łoża silnika), podwoziem (golenie proste lub wygięte), zastosowaniem płoży ogonowej lub kółka ogonowego i rozpiętością skrzydła (14,12 m lub 14,48 m) oraz silnikiem. Samoloty te produkowano seryjnie. Odmiana J-300 miała wersje 6-miejscową Pacemaker i rajdową Special.

Konstrukcja

Płat dwudzielny. Kadłubowa część dźwigara skrzynkowa, spawana ze stali. Konstrukcja skrzydeł drewniana, dwudźwigarowa. Profil o maks. grubości w 15% cięciwy. Cięciwa 2,0 m. Dźwigary pełne ze świerka kanadyjskiego (spruce), żebra też ze spruce'u. Zastrzały drewniane z opromiłowaniem o szerokości 45,7 cm miały powiększać siłę nośną samolotu. W celu zmniejszenia interferencji zastrzały kończyły się przed skrzydłem i były zamocowane do



Rys. 8. Tablica przyrządów samolotu Bellanca J-300 NR 797W

cd. na III s. okładki

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 KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Perspektywy samolotu Mewa (Drogi wychodzenia z kryzysu) ZE SWIATA	1 2
STATYSTYKA LOTNICZA: Wykorzystanie w PLL LOT oferowanej zdolności przewozowej udźwigu handlowego i miejsce, %; Międzynarodowy transport lotniczy krajów RWPG w 1982 r.; Niektóre wskaźniki techniczno-ekonomiczne PLL LOT	3 3
KSIĄŻKI LOTNICZE	3
P. Górski: Samoloty komunikacji lokalnej (III)	4
PROJEKTY: Dornier Seastar	9
A. Adamowicz: Ocena wpływu użycia uzbrojenia lufowego na pracę silnika odrzutowego	10
K. Czarnecki, S. Szpinek: Obciążenia próbne nawierzchni lotniskowych	12
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	14
KARTOTEKA TLiA: Boeing B-52 Stratofortress	15
Practavia Sprite	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (I)	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Nowe prawa Murphy'ego	20
PROTOTYPY: Avtek 400	22
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowoczesne systemy kontroli ruchu lotniczego; PW4000 następcą JT9D; Uzupełniające informacje nt. silnika PW4000	23+25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	25
MAGAZYN TECHNOLOGA: J. Siemion: Trawienie wymiarowe stopów aluminium	26
J. LunarSKI, M. Korzyński, Z. Polak, J. Nyklewicz: Nawodorowanie stopu tytanu WT3-1 w wybranych operacjach technologicznych i jego wpływ na wytrzymałość zmęczeniową	28
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	29
A. Glass: 50-lecie przelotu Adamowiczów przez Atlantyk na samolocie Bellanca (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	II okł.

Na okładce: Samolot Bellanca J-300 Special braci Adamowiczów (trzy wersje malowania) — rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

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

GÓRSKI P.: Samoloty komunikacji lokalnej (III). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 4

Przedstawiono samoloty nowej generacji (SF-340, ATR-42, CN-235, EMB-120, Dash-8) oraz perspektywy rozwojowe samolotów tej klasy.

ADAMOWICZ A.: Ocena wpływu użycia uzbrojenia lufowego na pracę silnika odrzutowego. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 10

W artykule przedstawiono model wpływu strumienia powietrza przed lufą działka jako wynik oddziaływania ruchu postępowego samolotu i strumienia wypływających z lufy gazów prochowych. Pozwala on na wyznaczenie obszarów zaburzeń przed wlotem silnika. Wyniki rozważań podano w formie wykresów.

CZARNECKI K., SZPINEK S.: Obciążenia próbne nawierzchni lotniskowych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 12

Przedstawiono nieniszczące metody określania wytrzymałości nawierzchni lotniskowych: udarową, wibracyjną, w celu określenia nośności i trwałości nawierzchni.

SIEMION J.: Trawienie wymiarowe stopów aluminium. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 26

Artykuł zawiera wiele praktycznych wskazówek, rad i parametrów technicznych dotyczących procesu trawienia wymiarowego stopów aluminium.

LUNARSKI J., KORZYŃSKI M., POLAK Z., NYKLEWICZ J.: Nawodorowanie stopu tytanu WT3-1 w wybranych operacjach technologicznych i jego wpływ na wytrzymałość zmęczeniową. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 28

W artykule przedstawiono wyniki badań zawartości wodoru w stopie WT3-1 po różnych metodach nawodorowania. Zamieszczono również wyniki badań właściwości mechanicznych, udarności i wytrzymałości zmęczeniowej próbek różniących się zawartością wodoru. Stwierdzono poprawę wytrzymałości zmęczeniowej przy wzroście stężenia wodoru w próbkach, a tym samym możliwości poprawy wytrzymałości zmęczeniowej stopu WT3-1 przez jego nawodorowanie.

GLASS A.: 50-lecie przelotu Adamowiczów przez Atlantyk na samolocie Bellanca. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 6, s. 30

Przedstawiono dzieje nieudanego przelotu Hausnera i udanego braci Adamowiczów w 1934 r. z Ameryki do Polski. Opisano dzieje samolotu Bellanca Adamowiczów oraz jej konstrukcję.

cd. na III s. okł.

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0328-1300/84. Nakład 6400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. T-50.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

rur stalowych wykrzyżowanych oplywowymi drutami. Długość zastrzałów regulowana dla niwelacji samolotu. Pokrycie skrzydeł i zastrzałów w części noskowej ze sklejki mahoniowej w pozostałej z płótina. Na lewym skrzydle rurka z zamocowaną dyszą Venturi prędkościomierza. Na końcach skrzydeł i sterze kierunku — światła pozycyjne.

Usterzenie drewniane, kryte płótnem, wsparte zastrzałem i uszywnione linkami. Statecznik nastawny. Stery wyważone masowo, ster kierunku też odciążony aerodynamicznie.

Kadłub spawany z rur stalowych, kryty płótnem. Dla ułatwienia transportu dzielony na dwie części (za skrzydłem). Kabina z dwoma (lub sześcioma) fotelami. Okna boczne kabiny załogi odsuwane, a ich pierwsza trójkątna szyba — otwierana na bok.

Wyposażenie tablicy przyrządów: sztuczny horyzont Sperry, zakrętomierz, chylomierz podłużny, busola, prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr oraz trzy przyrządy silnikowe.

Podwozie trójgoleniowe z rur stalowych. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Koła samochodowe z hamulcami tarczowymi. Kółko ogonowe sterowane.

Zespół napędowy: silnik gwiazdowy 9-cylindrowy Wright Whirlwind J6 o mocy 220 kW (300 KM) z kolektorem spalin z przodu. Pierścieniowa osłona silnika typu Townenda z duralu. Śmigło metalowe przestawialne na ziemi. Rozrusznik bezwładnościowy. W skrzydłach (przy ich nasadzie) dwa zbiorniki po 227 l, wyjmowane od wierzchu płata, zasilające silnik opadowo. W kadłubie dwa zbiorniki rajdowe o łącznej pojemności 1665 l (pojemność użytkowa 1627 l paliwa).

Malowanie. Samolot Adamowiczów podczas przelotu przez Atlantyk był biały z czerwonymi skrzydłami i za-

strzałami oraz granatową osłoną silnika i przodu kadłuba oraz linią wzdłuż kadłuba. Napisy czarne. Na sterze kierunku NR 797W, 3903, Bellanca, J-300 Special. Na obu bokach kadłuba napisy New York Warszawa, „Warsaw” (imię samolotu), Pilots Ben Joe Adamowicz oraz biały orzeł na czerwonej tarczy.

Dane techniczne	wersja 6-miejscowa	wersja rajdowa
Rozpiętość		14,48 m
Długość		8,51 m
Wysokość		2,53 m
Pow. nośna		26,5 m ²
Masa własna	1160	1275 kg
Masa użyteczna	940	1970 kg
Masa całkowita	2100	3245 kg
Obciążenie powierzchni	81	125 kg/m ²
Prędkość maks.	240	209 km/h
Prędkość przelotowa	200	177 km/h
Prędkość min.	74	90 km/h
Wznoszenie	4,5	1,8 m/s
Pułap	5180	2600 m
Czas lotu	6	33 h
Zasięg	1370	6000 km
Zużycie paliwa	71	75 l/h

LITERATURA

1. B. i J. ADAMOWICZ: Przez Atlantyk. Warszawa 1934 r.
2. Jane's All the World Aircraft, 1933 r.
3. P. BAJLUM: Bellanca J-300 Special Liberty. *Flypohistorisk tidsskrift*, 1981, nr 2, s. 3÷7.
4. T. MALINOWSKI: Polacy nad Atlantykem, Warszawa 1975 r.

CONTENTS

GÓRSKI P.: Commuter airlines (III). *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 4

Aeroplanes of new generation (SF-340, ATR-42, CN-235, EMB-120, Dash 8) and development prospects for aeroplanes of this class have been presented.

ADAMOWICZ A.: Assessment of the influence of a use conventional guns on operation of a reaction engine. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 10

A model of airflow before a gun barrel as a result of interaction between transitory motion of the airplane and flow of gases expanding from the gun barrel, is presented in this article. It makes it possible to determine the disturbance area in front of the engine inlet. The results of the considerations are shown in form of graphs.

CZARNECKI K., SZPINEK S.: Test loads for airfield pavements. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 12

Non-destructive methods of determination of airfields pavement strength, such as impact and vibration ones, employed to determine the load capacity and the load capacity and the expected life of the pavement, have been presented.

SIEMION J.: Dimensional etching of aluminium alloys. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 26

The article contains many practical instructions, suggestions and technical parameters relating to the dimensional etching process of aluminium alloys.

LUNARSKI J., KORZYŃSKI M., POLAK Z., NYKLEWICZ J.: Hydriding of titanium alloy WT3-1 in selected processing operations and effect of this treatment on fatigue strength of the alloy. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 28

Results of determination of hydrogen content in WT3-1 alloy after various hydriding methods are presented in this article. Results of testing mechanical characteristics, impact resistance and fatigue strength of specimens of various hydrogen content are also given. It has been found that the fatigue strength of specimens improves as the hydrogen content increases, and, therefore, that the fatigue strength of the WT3-1 alloy may be improved by hydriding.

GLASS A.: The 50th anniversary of the Adamowicz Brothers' flight over the Atlantic on the Bellanca aeroplane. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 6, p. 30

The history of the unsuccessful Hausner's flight and the successful flight of the Adamowicz Brothers from America to Poland has been presented. The history and design of the Bellanca aeroplane used by the Adamowicz Brothers are described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GÓRSKI P.: Flugzeuge für den Nahverkehr (III). *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 4

Es werden Flugzeuge der neuen Generation (SF-340, ATR-42, CN-235, EMB-120, Dash 8) und die Entwicklungsperspektiven für diese Flugzeugklasse dargestellt.

ADAMOWICZ A.: Beurteilung des Einflusses der angewandten Laufbewaffnung auf den Betrieb des Düsenmotors. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 10

Das dargestellte Modell der Luftumströmung vor dem Kanonenlauf wird als das Ergebnis der Einwirkung der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges und des aus dem Lauf herausströmenden Pulvergasstromes betrachtet. Es ermöglicht die Turbulenzbereiche vor dem Motoreintritt zu ermitteln. Die Ergebnisse der Erwägungen werden in Diagrammen vorgestellt.

CZARNECKI K., SZPINEK S.: Versuchsbelastungen der Flugplatz-Fahrbahndecken. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 12

Es werden zerstörungsfreie Methoden der Bestimmung der Festigkeit von Flugplatz-Fahrbahndecken durch Stoß und Vibration zur Ermittlung der Tragfähigkeit und Dauerhaftigkeit der Fahrbahn erörtert.

SIEMION J.: Massätzen von Aluminiumlegierungen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 26

Der Beitrag enthält praktische Richtlinien, Ratschläge und technische Parameter über das Massätzen von Aluminiumlegierungen.

LUNARSKI J., KORZYŃSKI M., POLAK Z., NYKLEWICZ J.: Hydrieren der Titanlegierung WT3-1 in ausgewählten technologischen Vorgängen und dessen Einfluss auf die Ermüdungsfestigkeit. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 28

In dem Beitrag werden Prüfergebnisse über den Wasserstoffgehalt in der Legierung WT3-1 bei verschiedenen Hydriermethoden angeführt. Die Prüfergebnisse erstrecken sich auf die mechanischen Eigenschaften, die Stoß- und Ermüdungsfestigkeit von Proben mit verschiedenem Wasserstoffgehalt. Es wurde eine Erhöhung der Ermüdungsfestigkeit bei grösserer Wasserstoffkonzentration in den Proben und somit die Verbesserungsmöglichkeit der Ermüdungsfestigkeit durch Hydrieren der WT3-1 Legierung festgestellt.

GLASS A.: Der Flug der Gebrüder Adamowicz über dem Atlantik mit dem Flugzeug Bellanca vor fünfzig Jahren. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 6, S. 30

Es werden der misslungene Flug von Hausner und der erfolgreiche Flug der Gebrüder Adamowicz von Amerika nach Polen im Jahre 1934 sowie die Geschichte ihres Flugzeuges Bellanca und dessen Konstruktion geschildert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГОРСКИ П.: Самолеты местного сообщения (III). *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 4

Описаны самолеты нового поколения (СФ-340, АТР-42, ЦН-235, ЭМБ-120, Даш-8) и перспективы развития самолетов этого класса.

АДАМОВИЧ А.: Оценка влияния использования ствольного оружия на работу реактивного двигателя. *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 10

Указана модель течения воздушного потока перед стволом оружия, как результат взаимодействия поступательного движения самолета и струи пороховых газов, вылетающих из ствола. Модель дает возможность определить зону завихрения потока перед воздухозаборником двигателя. Результаты имеют форму графиков.

ЧАРНЕЦКИ К., ШПИНЕК С.: Испытательные нагрузки аэродромных поверхностей. *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 12

Описаны не вызывающие повреждений методы определения прочности аэродромных покрытий: ударный и вибрационный, применяемые для определения несущей способности и износостойкости покрытия.

СЕМЬОН Е.: Травление сплавов алюминия до получения заданных размеров. *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 26

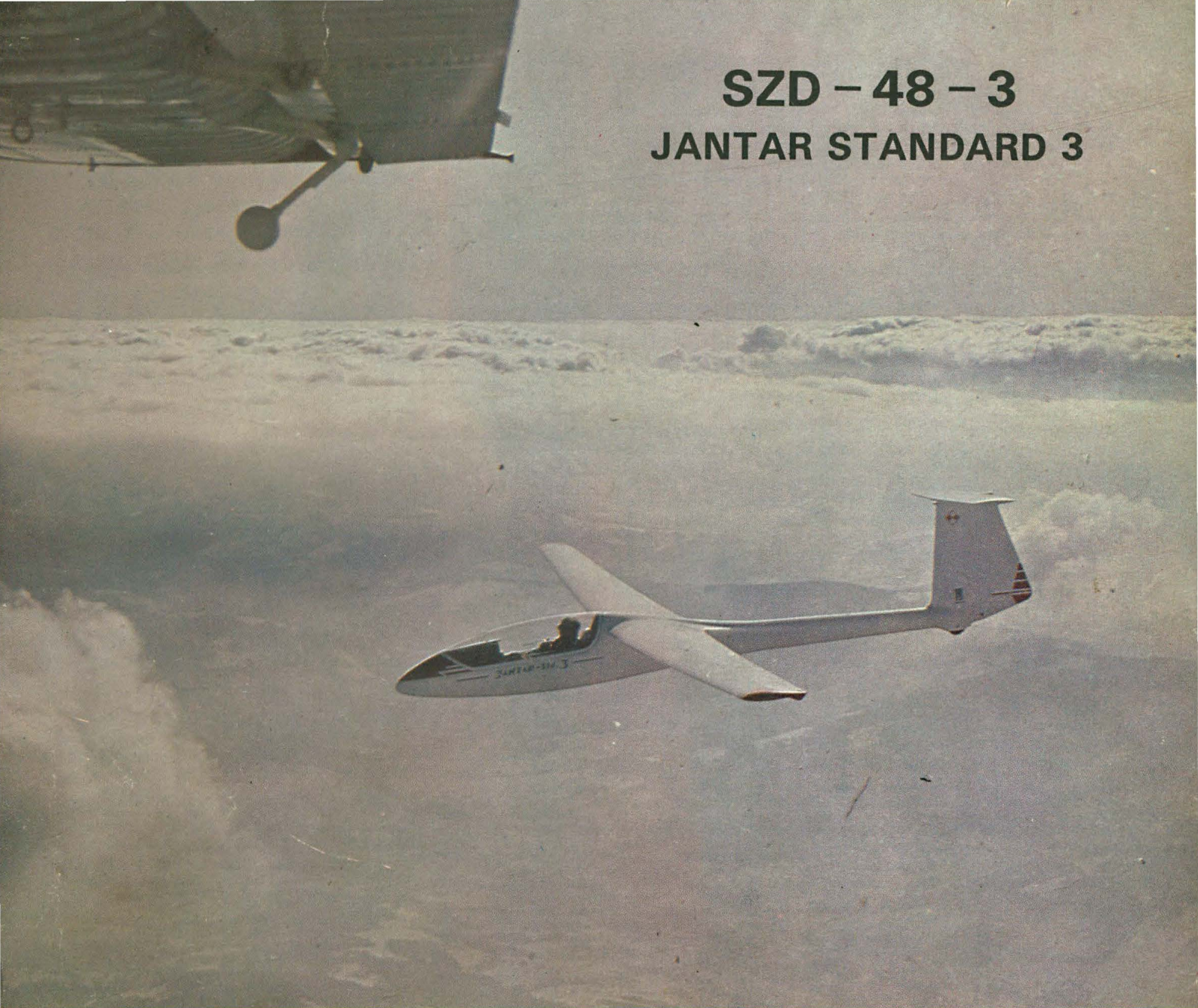
Статья содержит много практических указаний, советов и данных в области технических параметров процесса травления сплавов алюминия до заданных размеров.

ЛУНАРСКИ Е., КОЖЫНЬСКИ М., ПОЛЯК З., НЫКЛЕВИЧ Е.: Введение водорода в сплав титана WT3-1 в некоторых технологических операциях и его влияние на усталостную прочность. *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 28

В статье описаны результаты определения содержания водорода в сплаве WT3-1 вследствие применения разных методов введения водорода. Показаны результаты испытаний механических свойств, ударной вязкости и усталостной прочности образцов с разными содержаниями водорода. Установлено улучшение усталостной прочности при повышении содержания водорода, что открывает возможность улучшения этих свойств сплава WT3-1 путем введения в него водорода.

ГЛЯСС А.: 50-летие перелета братьев Адамович через Атлантику на самолете Белланка. *TLiA*, т. 39, 1984 г., № 6, с. 30

Описана история неудачного перелета Гауснера и удачного — братьев Адамович в 1934 г. из Америки в Польшу. Описана история самолета Белланка братьев Адамович и конструкция этого самолета.



SZD - 48 - 3
JANTAR STANDARD 3

OVER 700 JANTARS FLYING ALL OVER THE WORLD

- Standard Class sailplane
- Best glide ratio 1:40
- All-glassfibre reinforced plastic structure
- Min sink 0,6 m/s
- 150 kg water ballast

PZL-BIELSKO

38 YEARS OF EXPERIENCE
4700 SZD GLIDERS BUILT

MANUFACTURER

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
PZL - Bielsko, ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała
Poland, Phone: 250-21; Cable: sezed; Telex: 035259 SZD PL

EXPORTER

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry PZL
Aleja Stanów Zjednoczonych 61, 03-965 Warszawa, Poland
P.O. Box 61, Phone: 10-80-01; Telex: 813314 pzl pl



PEZETEL
POLAND