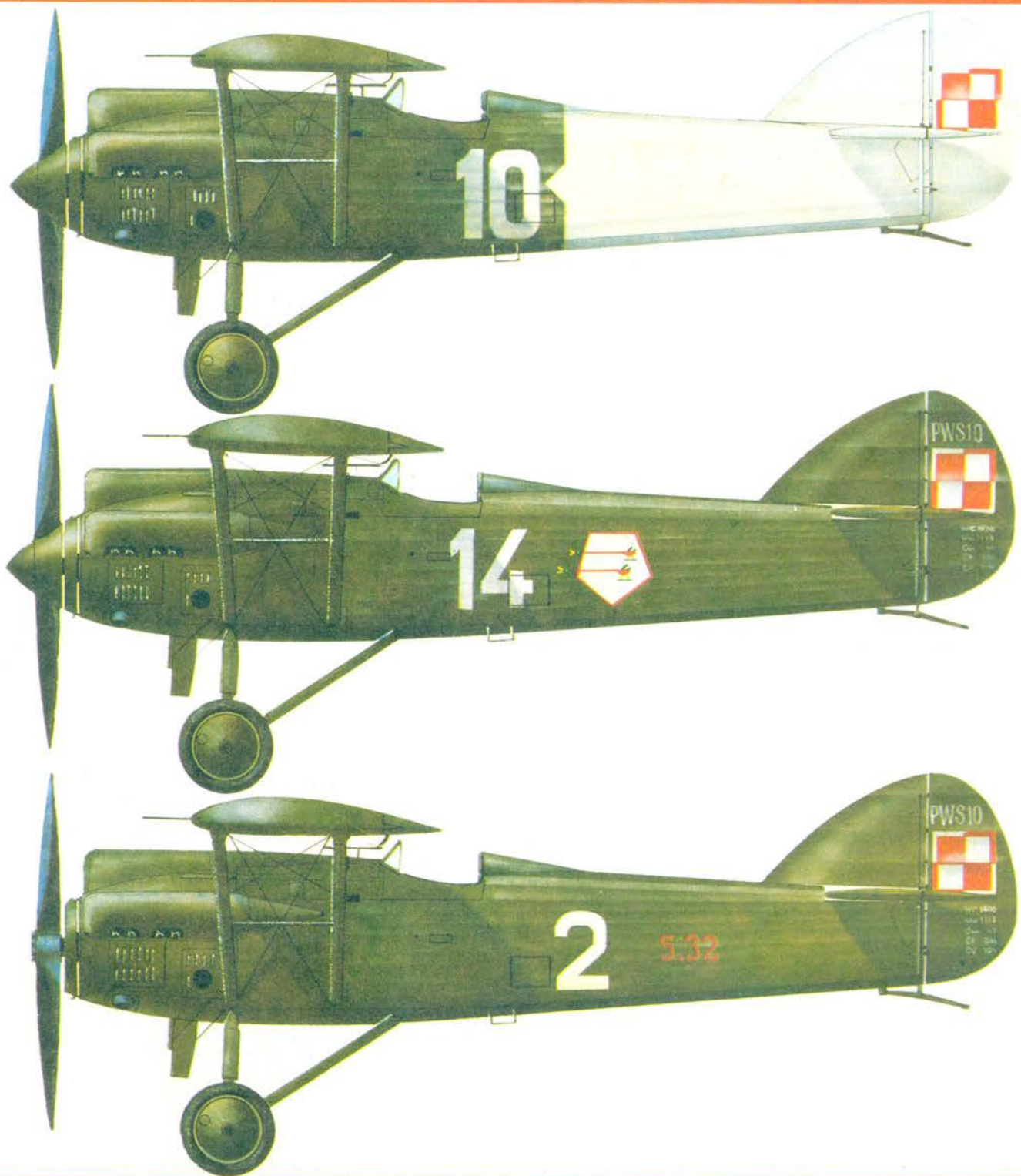


TECHNIKA

6'88

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



## CMC Leopard • W. Brytania •

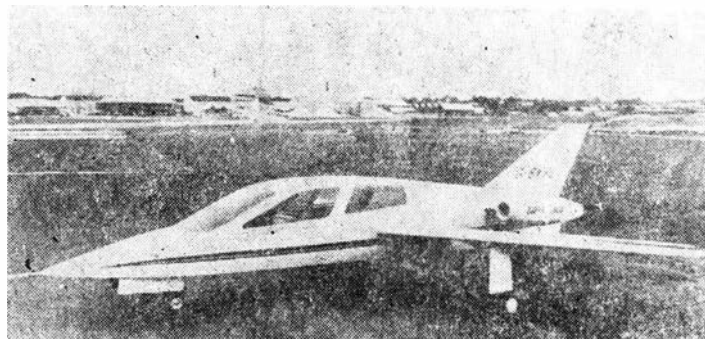
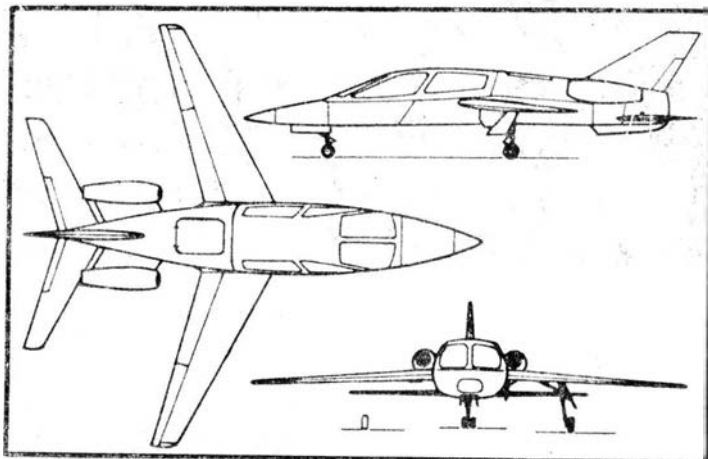
### Odrzutowy samolot służbowy i turystyczny

Był główny konstruktor koncernu British Aerospace, Ian Miles, zbudował prototyp luksusowego samolotu służbowego i turystycznego z dwoma małymi silnikami odrzutowymi, określanego jako „latający Ferrari”. Jest to wykonany prawie całkowicie z tworzyw zbrojonych średniopłat ze skośnymi skrzydłami i usterzeniem, z 4-miejscową kabiną typu samochodowego i podwoziem z przednim kołem. Skrzydła o skosie  $25^\circ$  na jednej czwartej cięciwy i, jednodźwigarowej strukturze mają laminarne, nadkrytyczne profile i dwudzielne kłapy. Ponieważ nie zastosowano lotek i spoilerów, sterowanie samolotem względem osi podłużnej odbywa się za pomocą różnicowo wychyłanych sterów wysokości typu pływającego. Pływające jest również usterzenie kierunku, wyposażone, podobnie jak usterzenie wysokości, w kłapki wyważające. Kadłub jest wykonany z trzech części: nosowej z kołem przednim i awioniką, środkowej z klimatyzowaną kabiną i tylnej z usterzeniem i silnikami. Do napędu samolotu wybrano silniki brytyjskiej firmy Noel Penny Turbines: NPT-301 o ciągu 135 daN dla prototypu i NPT-754 o ciągu 335 daN dla samolotów seryjnych.

### Dane techniczne (w nawiasach — wartości dla prototypu)

Rozpiętość	7,16 m
Długość	7,52 m
Wysokość	2,06 m
Powierzchnia nośna	5,81 m <sup>2</sup>
Masa własna	862 (794) kg
Masa startowa maks.	1700 (1156) kg
Prędkość przelotowa maks.	805 (645) km/h
Zasięg	3800 (1300) km

W.K.



## Aerospatiale SA-365M Panther

### • Francja •

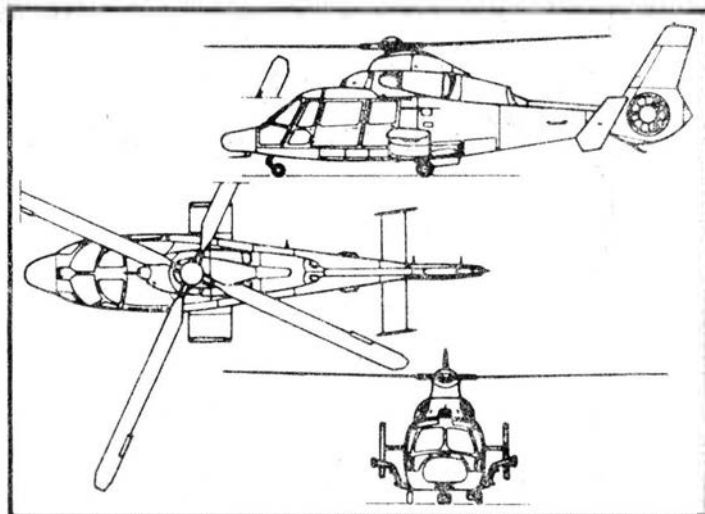
### Dwusilnikowy śmigłowiec bojowy

W 1986 r. firma Aerospatiale opracowała bojową wersję śmigłowca SA-365 Dauphin 2, której nadano oznaczenie SA-365M Panther. Od wersji podstawowej różni się ona zastosowaniem tworzyw zbrojonych nie tylko w konstrukcji wirnika nośnego i śmigła ogonowego — jak na Dauphin 2 — lecz także na elementy pracujące kadłuba; nowymi silnikami Turbomeca TM 333-1M o mocy 912 kW (1240 KM) z osłonami rur wylotowych zmniejszającymi promieniowanie podczerwone; zainstalowaniem po bokach kadłuba wysięgników do mocowania uzbrojenia, a w nosowej części kadłuba — urządzeń elektronicznych. Kabina załogi — z dwoma miejscami obok siebie — została opancerzona, podobnie jak kabina mieszcząca 3 żołnierzy. Śmigłowiec może unieść masę 1600 kg na zewnętrznym podwieszeniu.

### Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	11,93 m
Długość kadłuba	12,07 m
Wysokość	4,07 m
Powierzchnia tarczy wirnika nośnego	111,80 m <sup>2</sup>
Masa własna	2400 kg
Masa użyteczna	1700 kg
Masa startowa	4100 kg
Prędkość maks.	296 km/h
Pułap zawisu	3200 m
Długość trwania lotu	4 h 20 min

W.K.







MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII CZERWIEC 1988

TECHNIKA

6'88

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Źródła niepowodzeń konstruktorów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Aby nowa konstrukcja lotnicza odniosła sukces, tzn. aby była produkowana w dużej serii, musi spełniać wiele warunków, wśród których zasadnicze brzmią:

1. Musi być realna technicznie, tzn. dać się doprowadzić do poziomu funkcjonowania równego lub wyższego niż osiągany przez konstrukcje konkurencyjne.

2. Musi być realna i opłacalna dla producenta, czyli nie być nadmiernie skomplikowana technologicznie i za droga w produkcji.

3. Musi spełniać zadania, do których zamierza stosować ją użytkownik oraz specjalne wymagania. Wśród tych wymagań znajdują się niskie koszty eksploatacji i odpowiedni poziom niezawodności.

4. Musi być z nią odpowiednio duże zapotrzebowanie (rynek zbytu).

W dziejach techniki lotniczej szczególnie ciekawe są przykłady, które spowodowały, że niektóre duże przedsięwzięcia okazały się „niewypałami”.

Pierwszy rodzaj tych przyczyn to nadmierny optymizm konstruktora, wynikający ze zbyt słabego rozeznania aktualnych możliwości technicznych i szans spełnienia postawionego zadania. Tak było kilkakrotnie przy budowie samolotów gigantów. Dwunastosilnikowa łódź latająca Dornier Do X z 1929 r. miała prawidłową konstrukcję płatowca, lecz osiągalne wówczas, zastosowane na niej silniki miały małą moc. Zwiększenie mocy zespołu napędowego mogło się odbyć tylko kosztem ładunku. W wyniku tego pusty Do X mógł przelecieć nad Alpami, a z ładunkiem teoretycznie miał pułap 420 m, lecz podczas lotu przez Atlantyk leciał na wysokości około 15 m, czasami dotykając grzyw fal, a gdy groziło mu zderzenie ze statkiem wznosił się na chwilę na 50 m.

Inny ze znanych olbrzymów, drewniany 8-silnikowy wodnosamolot Hughes H-4 Hercules z 1947 r., wykonał tylko jeden lot i to nisko nad wodą. Również olbrzymi Bristol Brabazon z 1949 r., choć został oblatany, nie nadawał się do użytkowania. Rozwój techniki lotniczej w następnych dziesięcioleciach pozwolił na wystarczające ulepszenie metod obliczeniowych, by tak dużych pomyłek nie popełniano.

Wówczas wysunęło się na pierwszy plan wymaganie dużej niezawodności. Wymaganie to może powstrzymać pracę nad samolotem w dowolnym momencie jego rozwoju. Przy Tu-144 wystąpiło tyle nowych problemów wymagających przebadania i rozwiązania, że dopracowywanie i wprowadzenie samolotu na linię okazało się nieopłacalne. Nieznajomość problemu zmęczenia kadłubów ciśnieniowych przebrała na trzy lata użytkowanie samolotów Comet i dopiero po rozwiązaniu tej sprawy powrócono do ich produkcji. Niezadowolająca jakość rozwiązań konstrukcyjnych i sprawdzenia ich trwałości zaważyła na losach samolotu DC-10, którego produkcję zakończono wcześniej niż planowano, gdyż zaufanie do samolotu poważnie osłabło. Samolot M-15, którego wyprodukowano 175 sztuk, nie spełnił warunków niskich kosztów użytkowania ani łatwej eksploatacji.

Prototyp amfibii Republic RC-1 Seabee z 1944 r. był samolotem o bardzo dobrych właściwościach użytkowych, lecz o zbyt drogiej technologii. Dopiero zaprojektowanie samolotu z zastosowaniem prostych metod technologicznych pozwoliło na uruchomienie jego seryjnej produkcji w wersji RC-3.

Interesujące są dzieje samolotu Northrop F-20 Tiger-shark. Zbudowany w 1982 r. jako ulepszona odmiana samolotu F-5 (którego wyprodukowano 2528 szt.) z przezna-

czaniem na eksport, nie znalazł nabywców ani w Europie, ani w Azji. Osiągi tego samolotu są wysokie, właściwości dobre, cechy eksploatacyjne bardzo dobre i cena nie wygórowana. A jednak nabywcy wybrali albo droższy F-16, albo tańszy F-5. Samolot nie znalazł rynku zbytu, czyli nie zaspokajał potrzeb nabywców.

W którym momencie powstawania nowego typu samolotu popełnia się najpoważniejsze błędy? Na pewno w pierwszych fazach projektowania. Dlatego sporo czasu zużywa się zazwyczaj na badanie rynku oraz uzgadnianie wymagań z przyszłym głównym użytkownikiem. Mimo to zawsze jest możliwe, że nim samolot wejdzie do produkcji, zapotrzebowanie rynkowe się zmieni, pojawią się konstrukcje konkurencyjne czy zamawiający zmieni zdanie. Następnym etapem prac projektowych to optymalizacja projektu, także aerodynamiczna, czyli dobór najkorzystniejszego profilu skrzydła oraz kształtów całego samolotu. Także wykonanie dmuchań aerodynamicznych kilku modeli samolotu różniących się kształtami, choć kosztowne, daje później poważne oszczędności. Niezbyt trafny wybór profilu skrzydła czy za duży przekrój kadłuba stają się później poważną wadą samolotu. Też na tym etapie trzeba przemyśleć całą strukturę samolotu z punktu widzenia prawidłowego przenoszenia sił oraz sztywności. Pomocne w tym są badania modeli struktury, ułatwiające wykrycie błędów konstrukcyjnych. Stwierdzenie błędów w konstrukcji dopiero na prototypie pociąga za sobą wielokrotnie wyższe koszty. Często wykonuje się modele funkcjonalne niektórych mechanizmów czy próbki technologiczne, dla poznania problemów stwarzanych przez zastosowanie nowych technologii. Doświadczone wytwórnie mają ułożony algorytm, czyli porządek postępowania przy opracowywaniu projektu wstępnego, co zabezpiecza przed pominięciem jakiejś ważnej sprawy. Zazwyczaj błędów popełnionych w założeniach do projektu oraz w projekcie wstępnym nie da się usunąć na prototypie bez gruntownego przekonstruowania. A to oznacza rozpoczynanie od nowa wielu prac, szczególnie prób zajmujących wiele czasu.

Niegdyś budowano kilka konkurencyjnych konstrukcji, by wybrać najlepszą, zaś dopracowanie prototypu odbywało się metodą prób i błędów. Dziś, gdy wszechstronne próby prototypu stały się niesłychanie kosztowne, nikt rozsądny i liczący się z wydatkami takich metod nie stosuje. Będziem znalezienie i usunięcie błędów na etapie projektu wstępnego jest 20, 50 czy 100 razy tańsze niż w trakcie prób prototypu. Na optymalizację projektu zużywa się dziś co najmniej rok i znacznie więcej roboczogodzin niż na samo opracowanie projektu. Krytyka i ocena projektu, wykonywana przez zespoły ekspertów, powoływane często przez głównego zamawiającego, też niejednokrotnie trwa pół roku i więcej. Nie jest to jednak czas stracony, lecz zaoszczędzony, gdyż ujawnienie na prototypie poważnej wady wymagającej usunięcia powoduje opóźnienie jego prób co najmniej o 1,5 do 2 lat, a niejednokrotnie więcej.

Gdyby przyjrzeć się wnikliwie z tego punktu widzenia dziejom prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców zbudowanych u nas w ciągu ostatnich kilkunastu lat, to można by zauważyć, do których konstrukcji zastosowano współczesny sposób projektowania, zapewniający dobre wyniki w najkrótszym czasie, a które projekty były za mało przemyślane i zbyt późno ujawniły się ich wady. Ciekawe kto u nas dba o to, by algorytm projektowania był optymalny? Czy tylko główni konstruktorzy, czy Biuro Techniczne Nowych Uruchomień, czy zamawiający prototypy? A zainteresowani tym powinni być wszyscy.



DANIA

• Kolejny przykład prywatyzacji instytucji lotniczych, zwłaszcza przewoźników, w Europie Zachodniej. Rząd duński gotów jest oddać w ręce prywatne część swych udziałów w liniach lotniczych SAS (Scandinavian Airlines System). (A. et C. 1170)



FRANCJA

• Linie Air France i British Airways (Wielka Brytania) obchodziły 10. rocznicę inauguracji transatlantyckich lotów nadźwiękowych. Tyle bowiem trwa obsługa przez francuskie i brytyjskie samoloty Concorde linii Paryż—Nowy Jork i Londyn—Nowy Jork. Burmistrz Nowego Jorku zarządził w swym mieście, w tym czasie, „Tydzień Concorde”. (A. et C. 1166)

• 15% kapitału narodowych linii lotniczych Air France przejdzie w ręce prywatne. (A. et C. 1167)

• Tegoroczny (dziesiąty) słynny rajd samochodowy Paryż—Dakar był wspomagany przez 45 samolotów i 5 śmigłowców. Służyły one m.in. do kontroli przebiegu rajdu na poszczególnych etapach, zaopatrzenia, łączności, do celów poszukiwawczo-ratowniczych i transportu organizatorów oraz dziennikarzy. Wśród typów tych samolotów wymienia się m.in.: Britten Norman BN-2, Beechcraft King Air, Cessna 402, Fokker F-27, C-160 Transall, a także Vickers Viscount, Dart Herald i Douglas DC-3 Dakota. Samoloty obsługiwało 85 osób. (Aviasport 464)



HISZPANIA

• Zakłady CASA zmontują 18 śmigłowców francuskich Aérospatiale AS.332B Super Puma, przeznaczonych dla armii hiszpańskiej. (A. et C. 1167)

• Zgłoszono zamiar kupienia kilku samolotów wczesnego ostrzegania AWACS, które służyły w ramach struktury NATO. (A. et C. 1166)



HOLANDIA

• Klęskoty finansowe Fokkera spowodowały m.in. naciski ze strony rządu; sugeruje się konieczność połączenia się firmy z inną, np. z VFW. Spółka VFW-Fokker rozdzieliła się przed niewielu laty. (AviMag 953)



JAPONIA

• Przyszłym samolotem myśliwskim Sił Powietrznych Samoobrony będzie FS-X — czyli zmodyfikowany przez Mitsubishi myśliwiec bombardujący General Dynamics F-16. W latach 1997-2001 japońska firma ma wyprodukować i dostarczyć 130 tych samolotów.



KANADA

• Długotrwały sirażk w zakładach De Havilland Canada (w ub. roku) spowodował tak znaczne opóźnienia w bieżącej produkcji, że ich nadrobienie może odbyć się tylko kosztem zaniechania (czasowego) rozwoju nowego samolotu komunikacji lokalnej, 25-miejscowego NRA-90. Prace nad nim prowadzono wspólnie z brytyjską wytwórnią Shorts Brothers. (A. et C. 1167)



RFN

• Znanej wytwórni szybowców Grob, US Air Force powierzyły opracowanie i skonstruowanie nowego samolotu rozpoznawczego i do nasłuchu elektronicznego Grob 500. Prace nad nim trwały od początku 1988 r. Dwumiejscowy samolot o rozpiętości 30 m i masie startowej maks. 5000 kg, jest napędzany silnikiem turbosmigłowym w układzie ciągnącym. Pierwszy lot oczekiwany był w końcu sierpnia 1987 r., w RFN. (AviMag 944)



RUMUNIA

• 4 samoloty BAC 111 linii lotniczych Tarom zostały zatrzymane na terenie Wielkiej Brytanii przez brytyjskie władze lotnicze z powodu stwierdzenia niedostatecznych kwalifikacji załóg. (A. et C. 1153)



SZWECJA

• Po Francji (Robin ATL), Anglii (ARV Super 2) i Szwajcarii (Dätwyler MD-3) również i w Szwecji podchwyciono ideę lekkiego, prostego i taniego samolotu do masowego szkolenia w aeroklubach. Dwumiejscowy górnopłat BA-14 skonstruowany został w wytwórni Malmö Forsknings and Innovations (MFI); jest dziełem inż. Bjorna Andreassona. Konstrukcja samolotu jest kompozytowa, usterzenie w układzie V, powierzchnia skrzydeł wynosi 12 m<sup>2</sup> przy rozpiętości 11,20 m. Masa własna wynosi 250 kg, a startowa 450 kg. Napęd stanowi dwusuwowy silnik Rotax 532 o mocy 47,3 kW (65 KM); przewiduje się też użycie czterosuwowego Rotaxa 912. (Aviasport 404)

• Kosztem 50 mln koron szwedzkich przeprowadzona zostanie modernizacja 135 odrzutowych samolotów treningowych i wsparcia pola walki Saab 105 (SK-60). W wyniku tych zabiegów samoloty te służyć będą w szwedzkich siłach powietrznych (Flygvapnet) do roku 2000. Oblot prototypu Saaba 105 odbył się w r. 1963; oprócz Szwecji (130 samolotów) użytkuje je Austria (40). (AviMag 953, A. et C. 1170)

• Rząd polecił zakładom Scandinavian Aircraft Construction AB (SACAB) w Malmö zaniechać rozwoju samolotu transportowego KM-180. Jest to rozwinięcie starego samolotu amerykańskiego Ahrens Aircraft AR-404 (czterosilnikowy, komunikacji lokalnej). Decyzję umotywowano zbyt słabymi mocami przerobowymi firmy szwedzkiej. (A. et C. 1167)

• Kolejnym dwusilnikowym samolotem transportowym, który został dopuszczony do lotów handlowych przez Atlantyk, jest McDonnell Douglas MD-80 (międzygeneracyjne rozwinięcie DC-9). Samolotem tego typu, który zainaugurował te loty, był MD-80 szwedzkich linii lotniczych Transwede. Przeleciał ze Sztokholmu do Fort Lauderdale na Florydzie, wykonując międzylądowania w Oslo i Gander. (AviMag 947)



TURCJA

• Większość zamówionych przez siły powietrzne 160 myśliwców bombardujących General Dynamics F-16 będzie zmontowana w rodzimych zakładach lotniczych TAI. (A. et C. 1153)



USA

• Po podpisaniu układu Gorbaczow-Reagan, USAF (Strategic Air Command) przewidują użycie 150 bombowców strategicznych B-52 do zadań taktycznych. W tym celu zostaną one przezbrowione w małe pociski samonaprowadzające (cruise), nie nuklearne, systemu Joint Tactical Missile System oraz w izraelskie pociski krótkiego zasięgu Popeye. (A. et C. 1170)

• Wytwórnia Goodyear skonstruowała, od 1917 roku, 312 sterowców: 62 cywilne i 250 wojskowych (dla armii lądowej i marynarki). Najnowszy sterowiec tej wytwórni, to GZ-22 o objętości balonetu 7017 m<sup>3</sup>, długości 83 m, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi Allison 250-B17C (310 kW). Może unieść 9 pasażerów lub 6,8 Mg ładunku. (A. et C. 1170)



WĘGRY

• Prasa lotnicza wielu krajów zwraca uwagę na zainteresowanie linii lotniczych Malew samolotami zachodnimi. (A. et C. 1154)



W. BRYTANIA

• Udział kapitału zagranicznego w Rolls Royce wynosi 10%, a w British Aerospace — 13,5%. (A. et C. 1153)

• W latach 1988-1992 przewiduje się wydatkowania 320 mln funtów na poprawienie działania kontroli ruchu lotniczego. (A. et C. 1153)

• W British Aerospace opracowano interesujący projekt jednomiejscowego zwrotnego samolotu wsparcia pola walki SABA (Small Agile Battlefield Aircraft) z pchającym, współosiowym napędem śmigłowym tylnym (propfan). (AviMag 953)



# Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (II)

HUBERT DŁUTOWSKI

Efektywność ochrony lasów przed pożarami przy użyciu sprzętu lotniczego zależy głównie od szybkości, siły i precyzji interwencji w początkowym stadium rozwoju pożaru, zwłaszcza w terenie trudno dostępnym, a także (gdy chodzi o precyzję) w terenie gęsto zaludnionym. Użycie sprzętu latającego w żadnym przypadku nie wyklucza udziału w akcji naziemnych służb pożarniczych — dopiero właściwe dysponowanie różnymi środkami ochrony pożarnej gwarantuje uzyskanie pozytywnego efektu końcowego. Dotychczasowe doświadczenia wskazują, że sprzęt latający daje najlepsze efekty jeśli jest stosowany do wykrywania i ograniczania pożaru w jego jeszcze mało rozwiniętej postaci.

Jako środka gaśniczego używa się czystej wody, wody z dodatkiem środka spieniającego i opóźniaczy. Użycie czystej wody zmniejsza koszt akcji, ale i głębokość penetracji środka gaśniczego. Jeśli odległość miejsca pożaru od wystarczającego źródła wody jest niewielka, a wymagana głębokość penetracji środka gaśniczego może być mała (np. w przypadku pożaru zarośli lub traw), stosowanie czystej wody może okazać się bardzo efektywne. Stosowanie środków spieniających podnosi koszt akcji, ale pozwala uzyskać przy zrzucie zawartości tzw. „bombę wodną”, a tym samym zwiększoną głębokość penetracji, co ma szczególne znaczenie przy gaszeniu pożarów w lesie. Specjalne preparaty, tzw. opóźniacze, uzyskuje się w specjalnych instalacjach naziemnych lub znajdujących się na pokładzie samolotu i rozpyla z instalacji pokładowej pod ciśnieniem. Procedury gaśnicze wykorzystujące opóźniacze są drogie. W zależności od rodzaju preparatu i okoliczności jego użycia efektywny czas działania opóźniacza wynosi kilka godzin lub kilka dni.

## Rozwój historyczny

Służby leśne od dawna interesowały się możliwościami wykorzystania sprzętu lotniczego do ochrony lasów przed pożarami. Dopiero jednak w latach pięćdziesiątych w Ameryce Północnej rozwinięto operacyjną technikę ochrony lasów przed pożarami z wykorzystaniem samolotów. Specyfika pożarów lasów w poszczególnych krajach zależy od typów lasów, częstotliwości i rozmiarów pożaru oraz sposobu zachowania się ognia. W poszczególnych krajach różnie kształtuje się ekonomika ochrony lasów przed pożarami. Powyższe względy doprowadziły do opracowania różnych technik operacyjnych wykorzystujących określony sprzęt lotniczy.

## USA

W 1930 r. odnotowano pierwsze doświadczalne użycie samolotu w akcji przeciwpożarowej w stanie Waszyngton. Próba, polegająca na wyrzucaniu z trójślinnikowego Forda baryłek z wodą oraz polewaniu z węża zwieszzonego z tyłu samolotu, zakończyła się niepowodzeniem. Dążąc do ograniczenia rozpylania środka gaśniczego przez strumień powietrza, w 1937 r. Uniwersytet Kalifornijski przeprowadził próby zrzutu dwóch blaszanych pojemników o pojemności 38 l każdy, zawierających dwa rodzaje chemikaliów w oddzielnych komorach. Po rozbiciu się pojemników o ziemię chemikalia mieszały się ze sobą tworząc pianę gaszącą ogień. Próby nie dały pozytywnych rezultatów.

Po II wojnie światowej rozpoczęto badania samolotów dostosowanych do gaszenia pożarów a powstających w wyniku adaptacji powszechnie dostępnych samolotów wojskowych. Próbnymi objęto również superfortece wyposażone w osiem zbiorników o pojemności 625 l każdy, które po zrzuceniu rozrywały się 15 m nad ziemią. Duże zagrożenie służb leśnych uniemożliwiło praktyczne zastosowanie tej metody. Znaczącym wydarzeniem w rozwoju lotniczej techniki pożarnej były przeprowadzone w 1953 r. próby zrzutu z samolotu Douglas DC-7 4920 l wody. Próby te wykazały, że zrzucana jednorazowo w dużej ilości woda dociera do ziemi i wywołuje zmożenie gruntu.

W Kalifornii przebudowano bombowiec torpedowy Grumman Avenger, umieszczając w jego komorze bombowej dwa

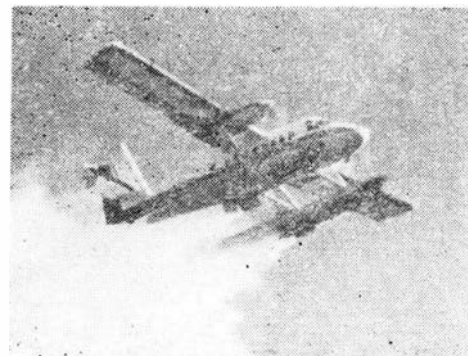
gumowe zbiorniki zawierające po 1136 l wody. Po otwarciu kłap komory bombowej, gumowe zbiorniki pękały i zwalniały wodę. W 1956 r. w akcji gaszenia pożarów wziął udział zespół siedmiu samolotów zaadaptowanych z samolotów rolniczych Stearman, zabierających 696 l środków gaśniczych. W ciągu roku zespół ten zrzucił 314 188 l wody i 246 050 l opóźniaczy boranowych. W akcji ugaszenia pewnego pożaru samoloty przeleciały 800 km. Opracowano również wersję pożarniczą samolotów Grumman Avenger ze zbiornikiem o pojemności 1515 l, Liberator ze zbiornikiem 7570 l oraz B-17 ze zbiornikiem 6057 l. Specjalistyczny samolot pożarniczy Canadair CL-215 ze zbiornikiem o pojemności 5400 l nie przyjął się na rynku amerykańskim ze względu na wysoki koszt (ok. 1,5 mln dol.).

Służba leśna USA we współpracy z lotnictwem wojskowym i prywatnymi przedsiębiorstwami opracowała i przebadła system pożarniczy produkcji i stosowania opóźniaczy MAFFS (Modular Airborne Fire-Fighting System). Próby systemu, przeprowadzone na wojskowym samolocie C-130 Hercules (pojemność zbiornika 11 400 l) wykazały jego dużą efektywność. Aparatura służąca do wytwarzania opóźniacza i ciśnieniowego wyrzucania go może być w krótkim czasie zainstalowana w samolocie transportowym ogólnego przeznaczenia. Opóźniacze o długim okresie działania są wytwarzane przy użyciu instalacji lotniskowych. System ten ma być przebadany na samolocie GAF Nomad.

Mimo że koszty eksploatacyjne śmigłowców (przy równoważnym ładunku użytkowym) są wyższe niż samolotów, to jednak śmigłowce są coraz częściej stosowane w akcjach przeciwpożarowych. Śmigłowiec może transportować naziemne środki przeciwpożarowe i przenosić urządzenia mieszające opóźniacz oraz korystać ze źródła wody niedostępnego dla samolotu. W terenie urozmaiconym, działając na małej wysokości, śmigłowiec ma większe możliwości precyzyjnego manewrowania.

## Kanada

Pierwsze praktyczne użycie samolotu w akcji przeciwpożarowej miało miejsce w Ontario w 1950 r. Samolot DHC-2 Beaver po wodowaniu na jeziorze zabierał 1060 l wody, która była następnie wyrzucana na ogień przez bombardiera w 20-litrowych torbach papierowych. W 1957 r. Departament Ziemi i Lasów w Ontario zlecił wyposażenie samolotów De Havilland Otter w zewnętrzne zbiorniki wody. Każdy zbiornik zawierał 303 l wody i był opróżniany przez specjalny otwór po obrocie zbiornika („wylewanie”). Zbiorniki były napełniane podczas lotu samolotu nad powierzchnią wody. Wyniki prób oceniano pozytywnie i przebudowano w ten sposób 40 samolotów różnych typów z podwoziami kołowym (wyposażonych w pływak) i amfibii. W latach sześćdziesiątych zrezygnowano z koncepcji zewnętrznych zbiorników na rzecz transportu środka gaśniczego wewnątrz samolotu. Stwierdzono wyższą efektywność opóźniacza o długim okresie działania (opóźniacz był wytwarzany w instalacji lotniskowej) niż wody z dodatkiem środka spieniającego (woda była pobierana ze zbiornika wodnego położonego blisko pożaru).



Rys. 1. Samolot Twin Otter de Havilland przebudowany na pożarniczy przez spółkę Field Aviation

Ze względów ekonomicznych, wiele samolotów transportowych wykorzystywanych w trudno dostępnych i zalesionych regionach Kanady zaczęto po przekonstruowaniu wykorzystywać również jako samoloty gaśnicze. Aktywną rolę w produkcji wyposażenia samolotów cystern i opracowywaniu sposobów ich użycia odgrywa firma Field Aviation Toronto. Firma ta zaadaptowała samolot patrolowy pełniący służbę w czasie II wojny światowej — dwusilnikową amfibię Canso (w USA znaną pod nazwą PBY, natomiast w Europie pod nazwą Catalina). Samolot ten wyposażono w dwa zbiorniki, każdy o objętości 1800 l, oraz w aparaturę umożliwiającą napełnienie zbiorników w ciągu 15 s podczas lotu samolotu tuż nad powierzchnią wody. 50 tak zmodyfikowanych samolotów Canso uzyskało pozytywną opinię w USA, Francji, Chile i Norwegii.

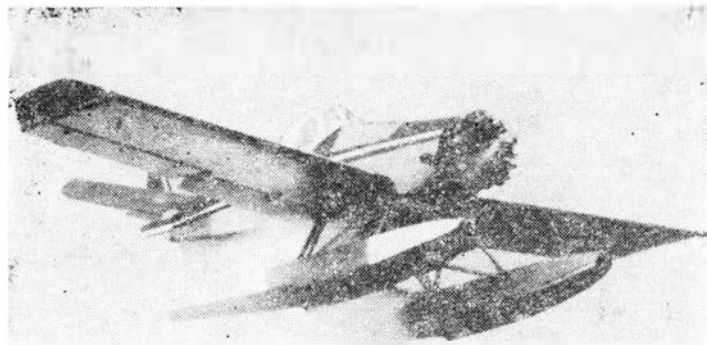
Po wprowadzeniu ulepszeń zwiększających wydajność systemu tankowania, a tym samym umożliwiających napełnianie zbiorników nawet na małych jeziorach, Field Aviation zastosowała podobne systemy na samolotach Otter, Twin Otter i Turbo-Beaver będących konstrukcjami De Havilland Aircraft Canada. Twin Otter został wyposażony w membranę, której rozcięcie pozwalało opróżnić zbiornik. W zależności od rodzaju cięcia uzyskiwano zrzut tzw. „bomby wodnej” lub zrzut o małej głębokości penetracji środka gaśniczego. Skuteczność akcji przeciwpożarowych znacznie wzrosła po udoskonaleniu systemu zrzutu oraz opracowaniu metod pozwalających określić miejsce i objętość kolejnych zrzutów środka gaśniczego na obszar klęski oraz trasy przelotów samolotów.

Przedsiębiorstwo Avalon Aviation ma dziewięć samolotów Canso, ogółem dysponuje 24 samolotami i zatrudnia 65 osób. Samoloty Canso Avalon Aviation są używane głównie do zwalczania pożarów, ale mogą również zabierać 20 pasażerów lub pasażerów i ładunek o łącznej masie 3629 kg. Samolot ten może transportować 2900 l oleju napędowego, benzyny, nafty itp. na odległość 1126 km i powrócić bez tankowania oraz może być używany w akcjach ośrodobieżnych i ochrony środowiska. Firma Norfolk Aerial Spraying w walce z pożarami lasów wykorzystuje 11 polskich samolotów PZL-M18 Dromader i 4 samoloty Avenger. Przedsiębiorstwo Flying Fireman Ltd. dysponuje 7 samolotami cysternami Canso oraz 3 samolotami Cessna T337 G Bird Dog. Samoloty Cessna służą do wykrywania ognisk pożarów i kontroli ruchu samolotów cystern. Spółka Conair Aviation Ltd. ma 45 samolotów Tracker-Firecat i DC-6B oraz zatrudnia 150 pracowników. W wyniku prac adaptacyjnych masa dwusilnikowego samolotu Firecat zmniejszyła się o 1400 kg, wyposażono go w system zbiorników o pojemności 3296 l i przekonstruowano kabinę pilotażową. Zmodyfikowane samoloty Firecat są użytkowane przez Sécurité Civile de France.

Największym samolotem Conair Aviation jest DC-613. Pojemność zbiorników tego samolotu wynosi 11 400 l. Są one podzielone na 12 przedziałów, których pokrywy otwierają się w ciągu 0,15 s. Zwiększenie liczby sekcji zbiornika z 8 do 12 polepszyło pokrycie linii ognia o 230%. W 1983 r. Conair wysłał DC-6B do Australii w celu dokonania eksploatacyjnej oceny walki z pożarami przez Australian Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation. DC-6B może być również używany do rozsiewania środków emulgujących, pochłaniających rozlaną ropę naftową. W 1979 r. 3 samoloty DC-6B wykonały 500 lotów i zrzuciły 6 000 000 l środków emulgujących podczas akcji neutralizowania ropy naftowej rozlanej w Zatoce Meksykańskiej.



Rys. 2. Samolot Canso przebudowany na samolot cysternę przez spółkę Field Aviation



Rys. 3. Samolot Thrush wyposażony w pływaki i wykorzystywany jako pożarniczy przez spółkę Speciality Aircraft Sales

Speciality Aircraft Sales Ltd. eksploatuje przebudowany na pożarniczy z pływakami amerykański samolot rolniczy Sea Thrush wyposażony w silnik R-1430 Pratt & Whitney Canada. Canadian Aircraft Products Ltd. modyfikuje Sea Thrush, natomiast Bristol Aerospace wykonuje pływaki. Samolot jest wyposażony w zbiornik o pojemności 1500 l i w aparaturę umożliwiającą tankowanie podczas lotu nawet przy wzburzonej wodzie. Konstrukcja Sea Thrush poddyktowana jest zapotrzebowaniem na nowy, wytrzymały i ekonomiczny samolot pożarniczy. Samolot może być wyposażony w silnik turbośmigłowy Pratt & Whitney PT6.

Filia firmy Conair, Frontier Helicopters, ma 13 śmigłowców 205 Bell Helicopter i zatrudnia 23 pracowników. Frontier Helicopters specjalizuje się w szybkim wysyłaniu personelu i sprzętu przeznaczonego do pierwszych działań w walce z pożarami w terenie niedostępnym dla samolotów. Opracowano również aparaturę umożliwiającą tankowanie pożarniczych zbiorników śmigłowców w zawisie nad naturalnymi zbiornikami wody. Frontier Helicopters zwiększa efektywność lotniczych technik pożarniczych.

W 1969 r. w zakładach Canadair Montreal wyprodukowano dwusilnikowy samolot amfibię przeznaczony do walki z pożarami — CL-215 Canadair. 77 tych samolotów sprzedano do Quebec, Ontario, Manitoba, Grecji, Hiszpanii, Jugosławii, Tajlandii i Wenezueli. CL-215 zabiera 5400 l środków gaśniczych w dwóch zbiornikach wewnętrznych. Samolot może być tankowany podczas lotu w czasie 10 s. Napełnianie na ziemi trwa średnio 2 min i jest dokonywane za pomocą dwóch urządzeń znajdujących się wewnątrz i na zewnątrz kadłuba. Długość lotu wynosi 4 h. Jeden z samolotów CL-215 wykonał 255 zrzutów wody w ciągu jednego dnia. Samolot jest wyposażony w instalację umożliwiającą (podczas lotu) dodanie do wody w zbiornikach środka spieniającego zwiększającego efektywność gaszenia. Dobra widoczność z kabiny pozwala precyzyjnie przeprowadzić akcję wodnego bombardowania z powietrza. Odpowiednie wyposażenie kabiny ogranicza zmęczenie załogi i zapewnia bezpieczeństwo operacji nawet podczas długich lotów w trudnych warunkach atmosferycznych. CL-215 może być wykorzystany również do lotów patrolowych, do transportu pasażerów i ładunków oraz do rozsiewania środków pochłaniających rozlaną ropę naftową.

### Australia

Każdego lata wybucha w prowincji Wiktorii 300-800 pożarów lasów rozprzestrzeniających się z dużą prędkością, pochłaniających ofiary ludzkie i wywołujących znaczne straty materialne. Badania przydatności samolotów do obserwacji, wykrywania i gaszenia pożarów rozpoczęto w 1947 r. próbami polegającymi na wyrzucaniu z samolotów wojskowych RAAF Liberator i Mustang zbiorników o pojemności 190 i 247 l zawierających środki gaśnicze i rozrywających się po zetknięciu z ziemią. Próby te potwierdziły większą efektywność środków opóźniających niż zwykłej wody i przydatność samolotów pożarniczych dla służb naziemnych w zapobieganiu rozprzestrzenianiu się ognia i ochładzaniu gorących miejsc. Stwierdzono, że samolot może stłumić niewielki miejscowy pożar na obszarze nie większym niż 0,5 ha, do którego służby naziemne nie mają łatwego dostępu.

W 1958 r. przeprowadzono próby samolotu rolniczego Tiger Moth przebudowanego na samolot pożarniczy i wyposażonego w zbiornik o pojemności 212 l. Badano wpływ wysokości zrzutu, prędkości lotu, wielkości szczeliny zrzutowej i masy użytego opóźniacza na efekt akcji gaśniczej.



Rys. 4. Śmigłowiec Bell 205 spółki Frontier Helicopters, wyposażony w zbiornik i zdalnie sterowany system napełniania przez spółkę Conair

W latach sześćdziesiątych przeprowadzono próby przystosowanych do gaszenia pożarów a sprowadzanych z zagranicy małych samolotów rolniczych. Próby zrzutu przez poszycie leśne z zastosowaniem samolotów Ceres i Piper Pawnee wykazały, że pozytywny efekt można uzyskać przy zastosowaniu stężenia opóźniacza powyżej  $0,12 \text{ l/m}^2$  na obszarze  $45 \times 15 \text{ m}^2$ . W kolejnych próbach stwierdzono małą efektywność czystej wody jako środka gaśniczego, gdyż woda zrzucana z samolotu ulegała rozproszeniu przez strumień powietrza z powodu swej małej lepkości, a ponieważ szybko odparowywała, nie wywoływała trwałego skutku gaśniczego.

Aby znaleźć najodpowiedniejszy opóźniacz, przebadano cztery materiały i wybrano Phoschek, jeden z dwu najpopularniejszych opóźniaczy stosowanych w USA. Skuteczność Phoscheka badano na wolnym ogniu. Po upływie 24 h od dokonania zrzutu opóźniacza, eksperymentalnie wzniecono w lesie pewną liczbę pożarów. Płomień rozprzestrzeniający się z prędkością  $1,5 \text{ m/min}$  i osiągający wysokość  $1,8 \text{ m}$  nie przebył obszaru pokrytego Phoschekiem. Stwierdzono, że stężenie opóźniacza  $0,6 \text{ l/m}^2$  jest skuteczną barierą dla umiarkowanego ognia. Próby operacyjne wykonane w 1965 r., polegające na pokrywaniu opóźniaczem obszaru w pewnej odległości od linii ognia, wykazały możliwość opanowania rozprzestrzeniania się pożaru o małej intensywności. Koszt użytych w akcji 3030 l Phoscheka wyniósł ok. 550 dol. Koszt ten uznano za znikomy, jeśli akcja zapobiegłaby pożarowi na dużym obszarze.

Przeciwnicy stosowania samolotów do walki z pożarami lasów uważają, że lasów australijskich nie można gasić jedynie przy użyciu lotniczego sprzętu pożarniczego, którego stosowanie jest droższe niż użycie środków naziemnych. Twierdzą oni również, że powszechniejsze wprowadzenie tej metody ograniczy nakłady inwestycyjne przeznaczane na środki klasyczne. Jednak w przypadku, gdy pożar wybuchnie w dużej odległości od miejsca zgrupowania naziemnych jednostek pożarniczych, jedynie samolot może przystąpić natychmiast do gaszenia. W trudno dostępnych rejonach Gór Wschodnich latem wybucha dużo małych pożarów, których nie można wykryć nawet przez kilka dni, a w sprzyjających warunkach pogodowych pożary te mogą się szybko rozprzestrzeniać. W 1967 r. Komisja Lasów w Wiktorii sformułowała wymagania odnośnie do procedur użycia samolotów pożarniczych:

- stosować samolot, jeśli pożar rozprzestrzenia się z prędkością nie większą niż  $1,2 \text{ m/min}$ ,
- czas między zrzutami nie powinien przekraczać 20 min,
- stosować samolot, jeśli pożar ma miejsce w terenie niedostępnym, wykluczającym szybkie dotarcie w wymagany rejon pożarniczych środków naziemnych,
- w sytuacjach, gdy pożar został szybko wykryty, można stosować technikę ataku bezpośredniego polegającą na zrzucaniu środka gaśniczego na czoło płomieni w celu ułatwienia akcji naziemnych służb przeciwpożarowych.

W celu zweryfikowania założeń zbudowano trzy bazy zlokalizowane w ten sposób, że wykreślone z każdej z nich okręgi o promieniu  $48 \text{ km}$  pokrywały obszar objęty eksperymentem. Bazy zostały wyposażone w urządzenia służące do mieszania opóźniacza i tankowania samolotów. W odległości  $21 \text{ km}$  od jednej z baz wzniecono pożar w tere-

nie górzystym i niedostępnym. Po odkryciu pożaru wysłano naziemną ekipę przeciwpożarową i dokonano lotniczego rozpoznania, które wykazało, że ogień ogarnął powierzchnię ok.  $0,5 \text{ ha}$  i ma niebezpieczny charakter. Po upływie 2 h od odkrycia pożaru 2 samoloty Piper Pawnee rozpoczęły bombardowanie ognia w odstępach nie przekraczających 20 min. Ekipa naziemna dotarła w rejon pożaru po wielodniowej i żmudnej wędrówce. Stwierdzono, że pożar został opanowany i trzeba tylko wygasić płonące pnie drzew. Samoloty zrzuciły  $6810 \text{ l}$  opóźniacza w 15 porcjach. Koszt użytego opóźniacza wyniósł 920 dol. Użycie samolotów znacznie ograniczyło wypalony obszar. Eksperyment został oceniony pozytywnie i liczbę baz zwiększono do siedmiu. Dalsze próby wykazały, że cztery samoloty Piper Pawnee, każdy wykonujący 5 zrzutów  $380 \text{ l}$  opóźniacza, mogą opanować pożar obejmujący  $2 \text{ ha}$ . W chwili rozpoczęcia akcji samoloty znajdowały się w odległości  $16 \text{ km}$  od pożaru, którego obwód przyrastał z prędkością  $7 \text{ m/min}$ . Przeprowadzono również próby amerykańskiego systemu MAFFS, używając samolotów Hercules C-130 RAAF. Stwierdzono wysoką efektywność systemu przy stosowaniu techniki ataku bezpośredniego w przypadku dużej koncentracji ognia. W przypadku pożaru na dużym obszarze (tzw. pożar niekontrolowany), skuteczniejszy okazywał się tzw. atak pośredni, czyli zrzucanie opóźniacza na drodze rozprzestrzeniania się ognia. W USA ok. 70% użytych środków gaśniczych zrzuca się stosując atak pośredni.

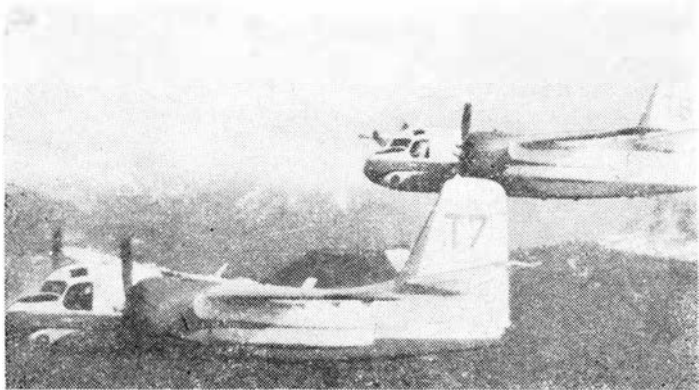
W latach siedemdziesiątych Rząd Federalny zlecił CSIRO (Australian Commonwealth Scientific and Industrial Research Organization) przeprowadzenie kompleksowych prób oceniających skuteczność samolotu w walce z pożarami. Do wykrywania i obserwacji pożarów, identyfikacji charakterystycznych punktów terenu oraz oceny różnych procedur gaśniczych użyto samolot F-27 Friendship wyposażony w aparaturę do wykrywania promieni podczerwonych, umożliwiającą obserwację na ekranie telewizyjnym w rzeczywistym czasie ognia od wiekości  $0,25 \text{ m}^2$ . Miejscem doświadczeń był suchy las eukaliptusowy, który podzielono na 16 obszarów, każdy o powierzchni  $100 \text{ ha}$ . Każdy obszar scharakteryzowano pod względem zagrożenia pożarem. Skorzystano z oferty kanadyjskiej firmy Conair Aviation proponującej wykorzystanie samolotu DC-6B i niską cenę umożliwiającą realizację eksperymentu. 12 przegród (wszystkie) zbiornika samolotu DC-6B mogło być otwierane w zależności od potrzeb: kolejno lub wszystkie jednocześnie. Zmieniając w trakcie badań liczbę otwieranych przegród można było pozorować gaszenie pożaru przez różnej wielkości samoloty lub badać efektywność stosowanych środków gaśniczych (wody, wody z dodatkiem środka spieniającego, opóźniaczy). Porównanie efektów bombardowania pożaru z metodami konwencjonalnymi umożliwiła prowadzona równoległe akcja gaszenia pożaru przez 9 strażaków dysponujących buldożerem i dwiema cysternami. Badania wzbudziły spore zainteresowanie wśród specjalistów zagranicznych, US Forest Service i British Columbia Fire Service przysłały swoich obserwatorów. Pracę dwóch pilotów wspomagał mikrokomputer sterujący m.in. sekwencyjnym otwieraniem przegród zbiornika. Rejestrowano czas zrzutu, prędkość lotu, wysokość lotu i inne dane niezbędne do dalszej analizy. W wyniku kolejnego otwierania przegród na wysokości  $46\text{--}61 \text{ m}$ , powstawał dywan wodny o długości  $1270 \text{ m}$  i stężeniu środka gaśniczego  $0,42 \text{ l/m}^2$ . Takie stężenie wystarczało do ugaszenia palącej się trawy, jednak w przypadku pożaru lasu należałoby stosować stężenie 2÷3 razy większe. Podczas prób DC-6B tankował środki gaśnicze na lotnisku bazowym.



Rys. 5. CL-215 Canadair gasi płonący las



Pełne zestawienie wyników i sformułowanie wniosków wynikających z przeprowadzonego testu miało być opubliko-



Rys. 6. Samoloty Tracker w służbie Sécurité Civile de France, przebudowane na pożarnicze przez spółkę Conair

wane pod koniec 1985 r. W trakcie prób stwierdzono, że w warunkach australijskich najodpowiedniejszy byłby zmodyfikowany (podobnie jak DC-6B) samolot S-2 Tracker o nowej nazwie Firecat. Jest on atrakcyjny z powodu swej wielkości i ceny, zabiera wprawdzie tylko ok. 1/3 środków gaśniczych zabieranych przez DC-6B, lecz jest bardziej wszechstronny w akcji prowadzonej zwłaszcza przez 2 lub 3 takie samoloty. Realizacja badań stwarza możliwość uzyskania środków na zakup samolotów z budżetów stanowych lub budżetu federalnego, a w konsekwencji powszechniejszego wprowadzania sprzętu latającego do walki z ogniem w Australii.

### Włochy

W latach 1970÷1978 wystąpiło średnio w roku w całych Włoszech 5000 pożarów na obszarze 75 000 ha, z czego na 55 000 ha notowano pożary lasów. Większość włoskich ziem jest w dużym stopniu narażona na erozję, ponieważ 80% terytorium to góry i wyżyny, a opady mają charakter ulewny. Lasy zajmują 21% terytorium państwa, a ich funkcja antyerozyjna, rekreacyjna i ograniczająca skażenie środowiska jest zagrożona pożarami, których liczba wykazuje wyraźną tendencję wzrostową. Ocenia się, że przyczyną wzrostu zagrożenia pożarem w lasach włoskich jest spadek zużycia opału drzewnego i zaniedbania w eksploatacji lasów. Specyfika sytuacji polega na tym, że wzrasta liczba małych pożarów niszczących coraz większy areal lasów. Natężenie pożarów w południowych i środkowych Włoszech występuje latem, a na północy kraju i w Alpach zimą i na początku wiosny.

Na początku lat siedemdziesiątych podjęto próby zastosowania lekkich samolotów oraz śmigłowców do wykrywania i gaszenia ognia. W tym celu w sezonach pożarowych wynajmowano sprzęt od firm prywatnych. Powszechnie był używany jednosilnikowy samolot Piper Super KPA18 z dwuosobową załogą (pilot i leśnik) wykonujący loty patrolowe na wysokości 490÷500 m. W przypadku wykrycia pożaru powiadamiano naziemne ekipy przeciwpożarowe, a turystów i rolników ostrzegano przez głośniki. W 1978 r. opłata za 1 h użytkowania samolotu wynosiła ok. 120 dol. Zdarza się, że na terenach równinnych, na których stacjonują samoloty, występuje mgła uniemożliwiająca ich start, a w wysokich górach panuje słoneczna pogoda sprzyjająca pożarom. Śmigłowce startujące ze swych leśnych baz mają więc lepsze warunki do interwencji niż samoloty. Najczęściej stosowanymi śmigłowcami z podwieszonymi zbiornikami są Agusta Bell 206 B (zabiera 300 l) i Lama SA 315B (zabiera 600 l). Koszt 1 h użytkowania śmigłowca wynosi ok. 350 dol. Oprócz bezpośredniego zrzutu wody lub opóźniacza na ogień, w akcji przeciwpożarowej śmigłowce były wykorzystywane wg następującego schematu:

— śmigłowiec odlatuje do pożaru z pustymi zbiornikami cieczy gaśniczej i z czterema strażakami ze sprzętem przeciwpożarowym,

— w tym samym czasie samochód strażacki opuszcza bazę,

— po przybyciu śmigłowca do pożaru, strażacy rozpylają wodę lub opóźniacz na płomienie,

— śmigłowiec uzupełnia ilość wody korzystając z najbliższego jej źródła sztucznego lub naturalnego,

— samochód strażacki zbliża się możliwie najbliższej do ognia, zgodnie z informacjami przekazanymi przez pilota śmigłowca,

— śmigłowiec rozpoczyna pobieranie wody lub opóźniacza z samochodu strażackiego,

— śmigłowiec powraca z załogą i sprzętem do bazy.

W 1979 r. przy użyciu dwóch samolotów Canadair CL-215 wypożyczonych od francuskich służb leśnych przeprowadzono próbę gaszenia dużego pożaru w górach. Mimo iż w odległości 20 km znajdowało się jezioro służące jako źródło wody, próba zakończyła się niepowodzeniem. Dwa lata później Canadair CL-215, korzystając z morza jako źródła wody, ugasił średniej wielkości pożar zarośli.

Pod naciskiem opinii publicznej przekonanej, że jedynym efektywnym środkiem ochrony przeciwpożarowej lasu jest sprzęt lotniczy, w 1976 r. zobowiązano zespół ekspertów Ministerstwa Obrony, Ministerstwa Spraw Wewnętrznych oraz Ministerstwa Rolnictwa i Leśnictwa do przeanalizowania problemu i wybrania sprzętu najodpowiedniejszego



Rys. 7. DC-6B walczy z pożarem lasu

w warunkach włoskich. Ponieważ specjalistyczny samolot pożarniczy CL-215 jest drogi, skuteczność wody jako środka gaśniczego mała, we Włoszech nie występuje gęsta sieć jezior mogących służyć jako naturalne zbiorniki wody do kolejnych nawodnień oraz dlatego, że zrzut wody powinien następować możliwie blisko wierzchołków drzew (co jest szczególnie niebezpieczne w górzystych warunkach włoskich) — zespół zaproponował wykorzystanie opóźniaczy rozpylanych z transportowych samolotów wojskowych. Opóźniacze o długim okresie działania, zawierające siarczany amonu lub ortofosforan dwuamonowy, nie powodują uszkodzenia roślinności, lecz działają jako nawozy. Duża efektywność opóźniaczy i możliwość rozpylania z dużej wysokości przemawiają za ich stosowaniem pomimo wysokiej ceny i konieczności powrotu samolotu do bazy po ładunek.

Zdecydowano się zakupić w USA system MAFFS i stosować go przy użyciu samolotów C-130 Hercules, na których można zainstalować w ciągu 1 h aparaturę przeciwpożarową. Optymalne wyniki uzyskuje się rozpylając opóźniacz na wysokości 50÷100 m i stosując ciśnienie w aparaturze 70÷280 kPa. Zapewnia to pokrycie obszaru o długości 300÷600 m i szerokości 30÷50 m. Opóźniacz wyrzucony pod ciśnieniem z samolotu opada łagodnie na ziemię i nie naraża na niebezpieczeństwo naziemnych ekip przeciwpożarowych. Zaletą tego systemu jest korzystanie z wojskowych samolotów transportowych, bez konieczności dokonywania w nich przeróbek i zmiany ich przeznaczenia.

Opracowano również włoski pożarniczy system produkcji i stosowania opóźniaczy SAMA (Sistema Aeroportato Modulare Anticendio), który można zastosować na samolotach Aeritalia G-222 mających zbiorniki o pojemności 7200 l. W tym systemie stosuje się opóźniacze o długim okresie działania. Wojskowe samoloty z aparaturą pożarniczą są eksploatowane na koszt Ministerstwa Rolnictwa i Leśnictwa.

# Śmigła wentylatorowe (II)

W rozwoju silników dwuprzepływowych logicznym następstwem zwiększenia stosunku natężeń przepływu jest odrzucenie zewnętrznej obudowy wentylatora, co oznacza zmniejszenie oporów przepływu, zmniejszenie masy silnika, uproszczenie jego konstrukcji i obniżenie ceny. Powstaje w ten sposób propfan, tj. śmigło wentylatorowe. Ma to bezpośrednie odbicie w nowo utworzonej przez firmę General Electric nazwie i skrócie UDF (unducted fan). Ten nowy układ zbliża silnik dwuprzepływowy do turbinoowego silnika śmigłowego.

Firma General Electric w swych bardzo ambitnych pracach rozwojowych dąży do zbliżenia prędkości obrotowej śmigła wentylatorowego do prędkości obrotowej turbiny napędowej, co w rezultacie oznacza możliwość wyeliminowania przekładni. Wg tej koncepcji wielostopniowa turbina napędowa (turbina niskiego ciśnienia) ma wieńce łopatek umieszczone na przemian na dwóch przeciwbieżnych bębnach — zewnętrznym i wewnętrznym. Bębny napędzają w sposób bezpośredni łopaty pchającego przeciwbieżnego śmigła wentylatorowego. Turbina napędowa nie ma kierownic, co zwiększa jej sprawność. Silnik jest badany na hamowni od sierpnia 1986 r., ma ciąg 11 000 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,25 kg/daNh i stosunek natężeń przepływu ok. 35:1.

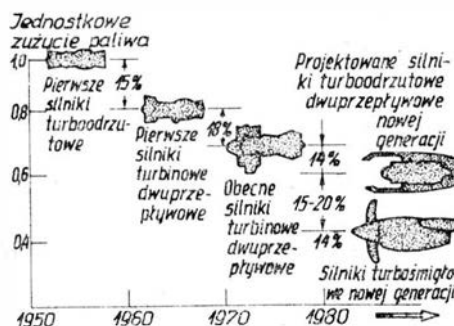
Firma Boeing ma zamiar zastosować na swym nowym samolocie 7J7, przeznaczonym do przewozu 150 pasażerów, silniki G.E. UDF. Samolot ten ma latać w 1991 r. i po uzyskaniu świadectwa zdatności ma wejść do użytkowania w 1992 r.

Firma McDonnell Douglas ma zamiar zastosować do samolotu MD-80 silnik Allison 578-DX UDF z reduktorem i śmigłem przeciwbieżnym. Silnik ten, o stosunku natężeń przepływu 35:1, ma być wypróbowany na samolocie Boeing 727-100.

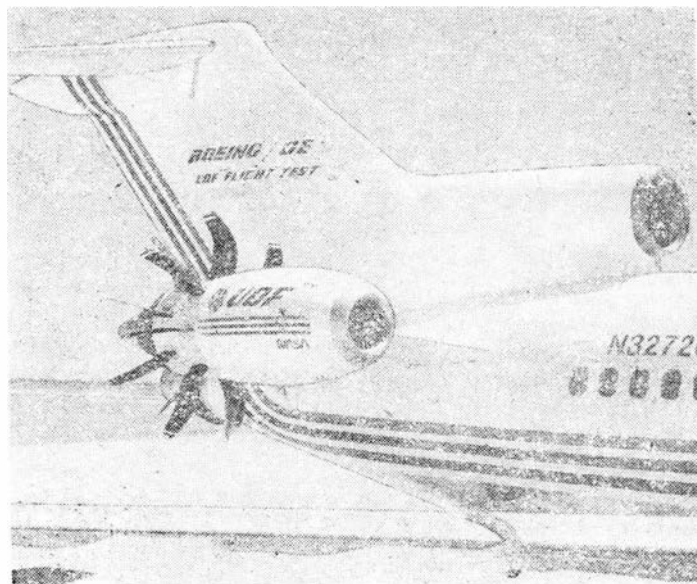
Firma Rolls-Royce ocenia problemy hałasu, drgań i trwałości łopatek jako krytyczne w realizacji zamierzenia i nie jest tak pewna jak firmy amerykańskie, że można będzie szybko je rozwiązać. Obecnie firma Rolls-Royce realizuje trzyletni plan badawczy dotyczący konstrukcji łopatek, ich systemu zabudowy i sterowania. Firma ta stosuje śmigła przeciwbieżne UDF z reduktorem. Jedno rozwiązanie to umieszczenie reduktora pomiędzy korpusem silnika a śmigłem wentylatorowym, drugie — zintegrowanie reduktora ze śmigłem. W obu przypadkach gazy wylotowe omywają nasady łopatek śmigła. W dalszym rozwoju przewiduje się integralną przekładnię, przy czym gazy wylotowe będą uchodziły do tyłu poza łopatkami, co zmniejszy długość silnika i jego masę. Taki układ wymaga osadzenia łopatek śmigła na zewnętrznym obwodzie wieńca łopatek ostatniego stopnia turbiny na stronie wyjściowej przekładni. Jest również rozważany układ z ciągnącym śmigłem wentylatorowym i przekładnią z przodu.



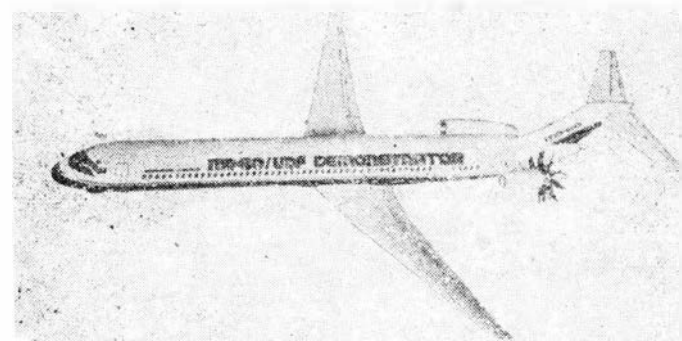
Rys. 11. Schemat układu UDF zbliżonego do opracowanego przez firmę General Electric, w którym turbina napędowa składa się z dwóch zespołów wirujących w przeciwnych stronach, napędzających pchające przeciwbieżne śmigło wentylatorowe



Rys. 12. Tendencje spadkowe jednostkowego zużycia paliwa dla różnych napędów



Rys. 13. Samolot Boeing 727-100 z zabudowanym po prawej stronie zespołem UDF wykonał 21.08.1986 r. lot trwający 67 min, przy czym osiągnięto prędkość lotu 555 km/h TAS na wysokości 6400 m



Rys. 14. Samolot MD-80/UDF Demonstrator z silnikiem 578-DX, który miał wykonywać próbne loty w 1987 r.

Śmigła wentylatorowe będą prawdopodobnie stosowane do samolotów najwyższej 150-osobowych, gdyż przy większych jednostkach napędowych średnice śmigieł rosłyby nieproporcjonalnie — w przypadku ciągu ok. 27 000 daN śmigło miałoby średnicę ok. 6 m, podczas gdy średnica zewnętrzna silnika dwuprzepływowego CF60-80 o tym samym ciągu wynosi 2,18 m. Stworzyłoby to problem zabudowy silników i usytuowania podwozia. Istnieją też problemy z reduktorem. Firmy Allison i Pratt and Whitney realizują zamówienia NASA na reduktor mogący przenieść moc 9600 kW (13 000 KM) i przewidują, że 150-osobowy samolot transportowy będzie potrzebował do napędu dwóch silników po 9600-11 000 kW (13 000-15 000 KM) każdy. Dotychczas największy reduktor zbudowany przez firmę Allison przenosił w próbach 8800 kW (12 000 KM) napędzając śmigło przeciwbieżne, przy czym był on zablokowany z dwoma silnikami turbinoowymi.

Firmy Pratt and Whitney i Rolls-Royce zastanawiają się, jak najkorzystniej zrealizować duży stosunek natężeń przepływu dla samolotów Boeing 747. Firmy te zgadzają się, że śmigła wentylatorowe pracujące w otwartym kanale nie nadają się do zabudowania pod skrzydłami, ich średnice stają się nadmiernie duże, poziom hałasu jest za wysoki i są zbyt wrażliwe na ciała obce, a przy większych prędkościach przelotowych ich sprawność będzie spadać. Rozwiązaniem jest obudowanie kanału zewnętrznego i zmniejszenie stosunku natężeń przepływu poniżej 35:1, tj. poniżej wartości uzyskiwanej przez G.E. UDF i silnik 578. Ta nowa technika to ADP (Advanced Ducted Propeller). W długiej opływowej obudowie pracują przedstawialne łopaty wentylatora, napędzane przez reduktor. Przy stosunkowo małych wymiarach będzie można otrzymać stosunek natężeń przepływu 20:1, a jednostkowe zuży-

cie paliwa o 20% mniejsze niż dla nowoczesnych silników dwuprzepływowych.

Pratt and Whitney we współpracy z MTU (Motoren und Turbinen Union, RFN) buduje wg techniki ADP silnik o ciągu 13 000 daN przewidziany do samolotu Airbus A320.

Firma Rolls-Royce prowadzi studia nad układem Contra-Fan, w którym przeciwbieżny wentylator wiruje w kanale i jest napędzany bezpośrednio przez turbinę niskiego ciśnienia wykonaną wg opisanej wcześniej koncepcji firmy General Electric. Przy stopniu przepływowości 15:1 można się spodziewać obniżenia zużycia paliwa o 24% w porównaniu ze współczesnymi dwuprzepływowymi silnikami turbinowymi.



Rys. 15. Silnik dwuprzepływowy IAE V2500 projektowany przez zespół międzynarodowy (USA, Anglia, Włochy, RFN i Japonia). Ciąg ok. 11 350 daN. Rozwój tego silnika to Superfan o ciągu 12 500-14 250 daN z wentylatorem o średnicy ok. 2,8 m, stosunku natężen przepływu 20:1 i jednostkowym zużyciu paliwa mniejszym o 20% w porównaniu z V2500. Przewidziany do zabudowy na Airburs 340

Towarzystwo International Aero Engines, którego udziałowcami są firmy Pratt and Whitney, Rolls-Royce, firmy japońskie oraz MTU i FIAT, proponuje odmianę silnika V2500 przewidzianego do A320, z obudowanym wentylatorem ADP pracującym przy stosunku natężen przepływu 20:1. Ten Superfan o ciągu 12 500 do 14 250 daN ma napędzać samolot Airbus A340 oraz samoloty pasażerskie firm Boeing i McDonnell Douglas.

Nakład środków i rozmach przejawiany przez firmy amerykańskie pozostawiają mało wątpliwości co do tego, że już w latach dziewięćdziesiątych nowy napęd będzie wprowadzony w komunikacji lotniczej na krótkich i średnich trasach. Dużo będzie zależeć od przedsiębiorstw transportu lotniczego i rynkowej sytuacji paliwowej. W perspektywie jest wprowadzenie nowych technik do transportu dalekodystansowego, będącego procentowo coraz większym rynkiem przewozowym. Obecne koszty eksploatacji takich samolotów pasażerskich jak B-727-100 są zbyt wysokie, a zużycie paliwa w kryzysie paliwowym — nadmierne. Odpowiedzią na to w latach dziewięćdziesiątych może być zastosowanie śmigieł wentylatorowych na wszystkich samolotach pasażerskich nowej generacji, takich jak MD-80, MD-91X, MD-88, Boeing 767-300 ER itp. Wszystkie planowane napędy UDF są w układzie pchającym z gondolami silnikowymi umieszczonymi po bokach tyłu kadłuba. Daje to korzyści kompozycyjne i hałasowe.

Muszą być jeszcze rozwiązane problemy wytrzymałościowe i sztywnościowe, drgań i niezawodności łopaty śmigieł i to wg standardu silników odrzutowych, a nie śmigłowych, co oznacza ostrzejsze wymagania. Następnym krokiem w rozwoju (w latach 1995 i następnych) będzie budowa silników turbinowych o dużych ciągach i dużych stosunkach natężen przepływu, co może zapewnić nowa technika ADP. Ważne jest to, że gdy propfany osiągną wymagany stopień rozwoju, będą mogły być instalowane na już eksploatowanych nowoczesnych płatowcach bez ich bardziej istotnych przeróbek.

Należy również omówić metody wykonania łopat nowych śmigieł i wentylatorów. Zgodnie z nową technologią CFRP

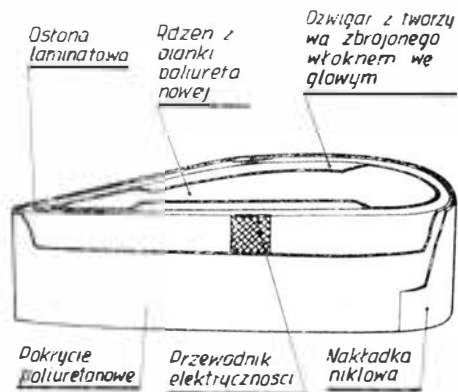


Rys. 16. Przekrój łopaty śmigła wykonanej wg techniki CFRP: widoczny dźwigar wykonany z tworzywa wzmocnionego włóknem węglowym wypełniony pianką poliuretanową; zewnętrzna powłoka łopaty z włókna szklanego

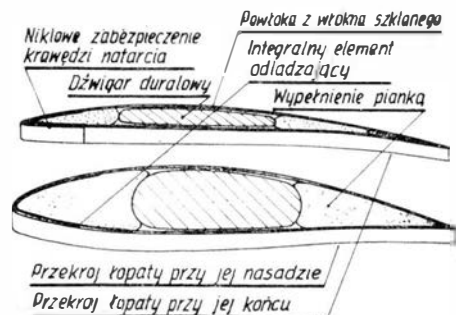
(Carbon Fibre Reinforced Plastic) firmy Dowty Rotoil, Anglia, są one wykonywane w następujący sposób. Część środkowa (25÷60% ciężowy) łopaty jest uformowana jako dźwigar skrzynkowy, przenoszący wszelkie obciążenia giętne, skrętne, ścinające i odśrodkowe, którego pasy są wykonane z tworzywa wzmocnionego włóknem węglowym lub borowym. Środek oraz część noskowa i spływowa są wypełnione pianką poliuretanową, dźwigar, a także łopata jako całość są owinięte powłoką utworzoną z włókna szklanego, zatopionego w żywicy. W ten sposób otrzymuje się bardzo gładką i równą powierzchnię zewnętrzną łopaty. Krawędź natarcia jest zabezpieczona przed erozją warstwą niklu. W części noskowej łopat wtopiono integralny układ odladzający, a środkiem wzdłuż łopaty poprowadzono siatkę służącą jako przewodnik w przypadku uderzenia pioruna. Łopaty są osadzone obrotowo i mogą zajmować położenie od chorągiewki aż do pozycji odwróconej do wyhamowywania samolotu na dobiegu. Trójfazowy prąd jest doprowadzany do wkładki odladzającej w sposób cykliczny.

Jeżeli chodzi o zysk na masie, to w przypadku śmigieł o średnicach 2÷3 m zastosowanie CFRP daje w porównaniu z typowymi aluminiowymi łopatami oszczędności 10÷30%, dla śmigieł o średnicach 4÷5 m oszczędność wynosi 40÷50%. Lżejsze łopaty oznaczają także lżejsze piasty oraz mechanizmy ich przestawiania. Lepsze charakterystyki tłumienia drgań tworzyw sztucznych pozwalają na pracę łopat w zakresach krytycznych prędkości obrotowych, zwiększają trwałość i niezawodność łopat i piast.

Zgodnie z nowymi wymaganiami dotyczącymi hałasu (wg FAA) dla samolotów STOL jego poziom na ziemi, gdy



Rys. 17. Przekrój łopaty śmigła ATP (Advanced Technology Propeller) firmy Dowty Rotoil. Widoczne zabezpieczenie krawędzi natarcia oraz siatka służąca jako przewodnik w razie uderzenia pioruna

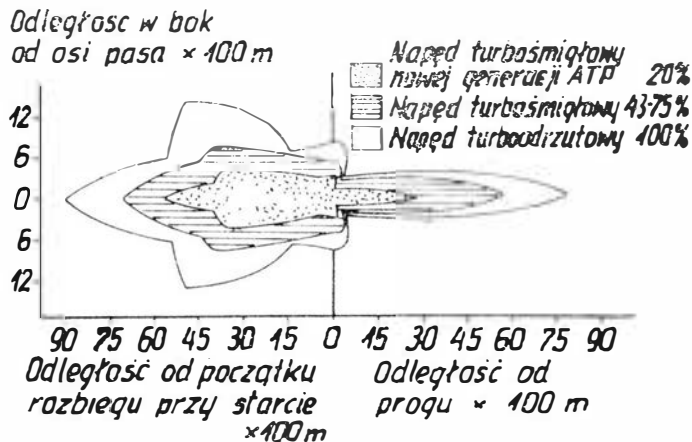


Rys. 18. Przekroje łopat wykonanych wg technologii British Aerospace. Widoczny rdzeń — dźwigar duralowy, stalowy lub tytanowy, reszta przekroju wypełniona pianką; pokrycie wzmocnione włóknem szklanym, niklowa ostona krawędzi natarcia oraz integralny element odladzający. Zewnętrzna powłoka może być naprawiana



samolot przelatuje na wysokości 150 m, nie powinien przekraczać 95 pndB. Zmusza to do zmniejszenia prędkości obwodowej końców łopatek z 275 m/s do 213 m/s (liczby Ma odpowiednio 0,81 i 0,62) lub też do przesunięcia w górę zakresu kryzysu falowego środkami omówionymi na początku.

Rys. 20 przedstawia obwiednię poziomu hałasu 90 pndB dla samolotów dwusilnikowych o różnych napędach. Naj-

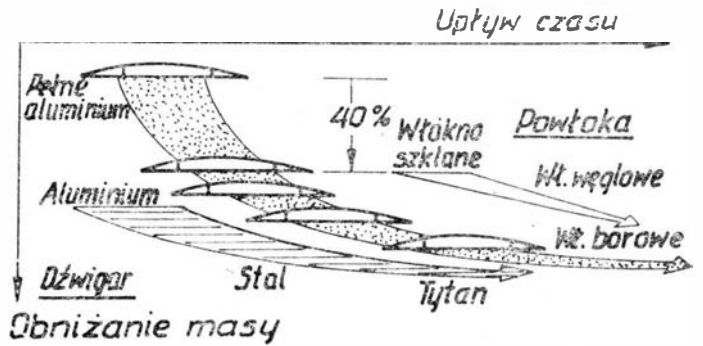


Rys. 19. Wykres przedstawiający rozwój (w latach) konstrukcji łopatek dążący do zmniejszenia masy

większa obwiednia (100%) odpowiada napędowi odrzutowemu, obwiednia pośrednia (44%) — napędowi turbośmi-

głowemu, a obwiednia najmniejsza (20%) — napędowi turbośmigłowemu ze śmigłem nowej generacji ATP (Advanced Technology Propeller).

Korzyści z zastosowania ATP są wyraźne. Śmigła te będą stosowane na samolotach STOL i QTP (Quiet Turboprop).



Rys. 20. Obwiednie hałasu wytwarzanego przez startujące dwusilnikowe samoloty o różnych napędach — odrzutowym, turbośmigłowym konwencjonalnym i turbośmigłowym ATP

#### LITERATURA

1. Propellers for aircraft and hovercraft Meę Prosp. ME
2. Farnborough 86 — katalog
3. R 352 Advanced techn. Turbopropellers. Katalog Dowty
4. Flight International. 30.08.1986
5. Katalog firmy Bristol
6. Dowty Carbon Fibre. Prospekt
7. Prospekt firmy General Electric

R.T.

## Analiza wyników pomiarów osiągow samolotu śmigłowego

### Część IV — Charakterystyka zespołu napędowego

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

#### Wpływ temperatury powietrza wlotowego na charakterystykę silnika

Dotychczasowe rozważania dotyczyły pracy silnika w atmosferze wzorcowej. Tymczasem silnik rzeczywistego samolotu pracuje z reguły w warunkach odbiegających od AW, a to ze względu na wahania temperatury w rzeczywistej atmosferze oraz na wzrost temperatury powietrza w czasie przepływu przez układ wlotowy silnika.

Ze względu na konieczność utrzymywania pewnej minimalnej temperatury powietrza wlotowego dla zabezpieczenia przed oblodzeniem gaźnika (Instrukcja Użytkowania w Locie wymaga na ogół, aby nie była ona mniejsza od +5°C), układ wlotowy jest wyposażony w podgrzewacz (wymyennik ciepła), sterowany przez pilota. Jednak nawet przy całkowicie wyłączonym podgrzewaczu może występować pewne podgrzewanie powietrza, wywołane jego przepływem przez przewody, znajdujące się przecież pod maską silnika. Wpływ wzrostu temperatury powietrza wlotowego na silnik tłokowy ze sprężarką obejmuje dwa zjawiska:

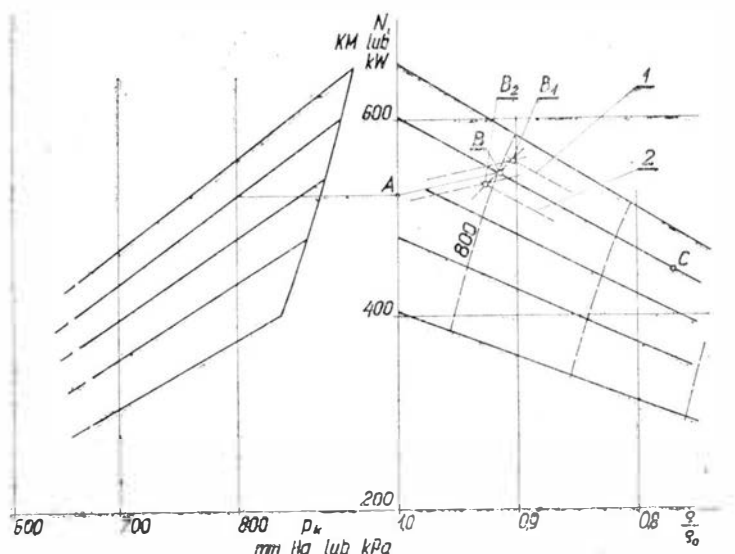
- zmniejszenie ciśnienia ładowania, wynikające ze zmniejszenia sprężu spowodowanego zmniejszeniem gęstości powietrza na wlocie (przy stałych obrotach i stałym otwarciu przepustnicy),

- zmniejszenie masy ładunku mieszanki palnej, wchodzącej do cylindra (przy stałym ciśnieniu ładowania), wynikające ze zwiększenia jej temperatury.

W zależności od tego, czy silnik pracuje przy pełnym otwarciu przepustnicy (na prawo od punktu B na rys. 7), czy w warunkach niepełnego jej otwarcia (na lewo od tego punktu, dostatecznie daleko od niego) — wpływ temperatury jest nieco inny. Przy pełnym otwarciu przepustnicy — przy powiększeniu temperatury powietrza (w stosunku do atmosfery wzorcowej) — występuje zarówno

zmniejszenie ciśnienia ładowania (zjawisko pierwsze), jak i zmniejszenie masy mieszanki, przy nowym, obniżonym już, ciśnieniu ładowania (zjawisko drugie).

Przy niepełnym otwarciu przepustnicy należy przyjąć, że pilot — utrzymując zamierzone nastawy silnika — otworzy przepustnicę nieco szerzej, by uzyskać to samo ciśnienie ładowania, które utrzymywałby w atmosferze wzorcowej i wpływ temperatury ujawni się tylko przez zmianę masy



Rys. 7. Wpływ temperatury na moc silnika tłokowego: 1 — dla  $T < T_{st}$ , 2 — dla  $T > T_{st}$ . Widoczna zmiana wysokości, na której uzyskać można zadane  $p_k$  (800 mmHg) — punkty  $B_1$  i  $B_2$

mieszanki (zjawisko drugie). Założenie, że punkt wyjścia znajdował się „dostatecznie daleko” od punktu B na rys. 7 pozwala nie obawiać się, że pilotowi zabraknie otwarcia przepustnicy dla uzyskania stałego  $p_k$  (tak byłoby pomiędzy punktami B i B<sub>2</sub>). Przy analizowaniu wpływu temperatury na moc silnika należy zatem rozróżniać oba zakresy pracy silnika.

#### Zmiana mocy przy stałym ciśnieniu ładowania

W literaturze często spotyka się wzór:

$$N_t = N_{st} \sqrt{\frac{T_{tt}}{T}} \quad (28)$$

przy czym na ogół brak informacji, do którego zakresu pracy silnika on się odnosi. Jak łatwo sprawdzić, wzór ten daje dla temperatur zbliżonych do 15°C:

$$\Delta N \approx -0,172\% N \cdot \Delta T \quad (29)$$

Wg [1] dla silników firmy Pratt & Whitney przy stałym  $p_k$  występuje spadek mocy o około 1% na każde 6°C wzrostu temperatury, tzn.:

$$\Delta N \approx -0,167\% N \cdot \Delta T \quad (30)$$

Można stąd wnioskować, że popularny wzór (28) odnosi się do warunków  $p_k = \text{const}$ .

W innych źródłach anglosaskich spotyka się także wzór (dla  $p_k = \text{const}$ ):

$$\frac{N}{N_0} = \frac{T_0 + z}{T + z} \quad (31)$$

przy czym  $z = 127$ .  
Daje to:

$$\Delta N \approx -0,235\% N \cdot \Delta T \quad (32)$$

Zagadnienie to jest jednak najpełniej przedstawione w [3], skąd pochodzą także przytoczone niżej wzory.

Dla pracy silnika przy  $p_k = \text{const}$  wpływ temperatury na moc jest opisany wzorem:

$$\frac{dN_e}{N_e} = -\frac{1}{2} \frac{dT_K}{T_K} \quad (33)$$

przy czym:

$$\frac{dT_K}{T_K} = T_{KT} \frac{dT_H}{T_H} \quad (34)$$

zaś:

$$T_{KT} = \frac{1}{1 + \frac{1}{\eta_{ad}} \left[ \left( \frac{p_k}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (35)$$

gdzie:

- $\eta_{ad}$  — sprawność sprężania adiabatycznego sprężarki,
- $p_k$  — ciśnienie ładowania,
- $p_H$  — ciśnienie atmosferyczne,
- $k$  — wykładnik adiabaty,

$T_{KT}$  — współczynnik charakteryzujący względną zmianę temperatury powietrza za sprężarką w stosunku do względnej zmiany temperatury powietrza na zadanej wysokości ciśnieniowej.

Dla  $\eta_{ad} = 0,6$  i  $k = 1,4$  wartości  $T_{KT}$  zestawiono w tabl. 1.

TABLICA 1

$\frac{p_k}{p_H}$	$T_{KT}$	$\frac{\Delta N}{N \Delta T}, \%$
1,0	1,0	-0,173
1,1	1,0482	-0,182
1,2	1,0978	-0,1905
1,3	1,1491	-0,1992
1,4	1,2022	-0,2085

Wartości obliczono dla  $T_H = 288$  K

#### Zmiany mocy przy pełnym otwarciu przepustnicy

W [1] jest zamieszczona informacja, że dla silników firmy Pratt & Whitney, w celu skompensowania wpływu podwyższenia temperatury, należy podnosić  $p_k$  o ok. 1 mm

Hg na każdy stopień Celsjusza powyżej temperatury AW. W zestawieniu z informacją, że spadek mocy o 1% jest wywoływany wzrostem temperatury (przy  $p_k = \text{const}$ ) o 6°C, można wnioskować, że wzrost ciśnienia ładowania o 1 mm Hg odpowiada zwiększeniu mocy o 0,167%.

Dla przyjmowanego w źródłach anglosaskich równania:

$$\frac{1}{r_0} \frac{dr}{dT} = -C \quad (36)$$

gdzie:

- $r_0$  — spręż przy 15°C,
- $T$  — temperatura, K,
- $C$  — stała, równa:

0,001 dla silników Pratt & Whitney i brytyjskich nie wymienionych osobno;

0,002 dla silników Merlin do 99, od 200 do 299 i 500÷502 oraz wszystkich silników Griffon;

0,003 dla innych marek, dla silników Merlin 100 do 199, 300 do 999 i powyżej 600,

dla silników Pratt & Whitney otrzymuje się:

$$\Delta p_k = -0,001 p_{ko} \cdot \Delta T$$

Dla  $p_k \approx 900$  mm Hg,  $\Delta p_k = -0,9 \Delta T$  (mm Hg).

Dla silników, w których  $A = an^2 + bn + c$  wynosi dla obrotów nominalnych około jedności:

$$\Delta N = -0,9 \cdot 1 \cdot \Delta T$$

$$\Delta N(\text{KM}), \text{ gdy } \Delta T(^{\circ}\text{C})$$

Przy mocy  $\sim 600$  KM daje to:

$$\Delta N = -0,15\% N \cdot \Delta T$$

a w zestawieniu z obliczoną wg wzoru (31) zmianą przy stałym  $p_k$ :

$$\Delta N \approx (-0,15 - 0,235)\% N \Delta T = -0,38\% N \Delta T \quad (37)$$

W [3] dla pracy silnika przy maksymalnym otwarciu przepustnicy wpływ temperatury na moc jest opisany wzorem:

$$\frac{dN_e}{N_e} = \left( P_{KT} - \frac{1}{2} T_{KT} \right) \frac{dT_H}{T_H} \quad (38)$$

przy czym

$$P_{KT} = -\frac{k}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{p_k}{p_H} \right)^{\frac{1-k}{k}} \right] \quad (39)$$

zaś  $T_{KT}$  oblicza się ze wzoru (35). Oznaczenia wielkości również są takie same, jak dla wzoru (35). Dla  $k = 1,4$

TABLICA 2

$\frac{p_k}{p_H}$	$P_{KT}$	$\left( P_{KT} - \frac{1}{2} T_{KT} \right)$	$\frac{\Delta N}{N \Delta T}, \%$
1,0	0	-0,50	-0,173
1,1	-0,094	-0,618	-0,215
1,2	-0,178	-0,727	-0,252
1,3	-0,253	-0,827	-0,287
1,4	-0,321	-0,922	-0,320

Powyższe wartości obliczono dla  $T = 288$  K

wartości  $P_{KT}$  i  $\frac{\Delta N}{N \Delta T}$  zestawiono w tabl. 2.

Zmiana ciśnienia ładowania  $p_k$  z temperaturą przy stałym otwarciu przepustnicy jest wg [3] określona wzorem:

$$\Delta p_k = P_{KT} \frac{\Delta T}{T} p_{ko} \quad (40)$$

Dla  $\frac{p_k}{p_H} = 1,2$   $P_{KT} = -0,178$

dla  $p_{ko} = 900$  mmHg oraz  $T = 288$  K

$$\Delta p_k = \frac{-0,178}{288} p_{ko} \Delta T = -0,000618 p_{ko} \Delta T$$

Wzór (40) może być wykorzystany do redukcji wyników pomiarów ciśnienia ładowania w funkcji wysokości, wykonywanych w celu określenia charakterystyki wysokościowej silnika. Zestawienie powyższych danych pozwala zorientować się, że choć wielkości współczynników wpływu tem-

cd. na s. 15

## • Projekt międzynarodowy •

Mały aerobus średniego zasięgu

**KONSTRUKCJA.** Odrzutowy dwusilnikowy dolnopłat o konstrukcji metalowo-kompozytowej.

**Plan.** Obrys dwutrapezowy z poszerzeniem między kadłubem a silnikami, profil nadtropowy o dużej grubości względnej, skos  $27^\circ$  na krawędzi natarcia i  $24,96^\circ$  w  $25\%$  cięciwy, wznios  $5,11^\circ$ . Konstrukcja trzyczęściowa, dwudźwigarowa, kesonowa ze stopów Al i Al-Li. Część środkowa na stałe połączona z kadłubem. Wewnątrz kesonów zewnętrznych części skrzydła mieszczą się integralne zbiorniki paliwa. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia znajdują się sloty — po pięć segmentów na każdej połowie skrzydła. Maks. wychylenie slotów —  $27^\circ$ . Konstrukcja slotów metalowa. Czterosegmentowe klapy Fowlera zajmują  $77\%$  rozpiętości skrzydła. Konstrukcja klap z kompozytu węglowo-epoksydowego. Każdy segment klapy zawieszony na dwóch prowadnicach. Lotki zajmują  $17\%$  rozpiętości skrzydła i są używane tylko w zakresie mniejszych prędkości lotu — w zakresie dużych prędkości ich rolę przejmują spoilery. Konstrukcja lotek z kompozytu węglowo-epoksydowego. Na górnej powierzchni skrzydła, przed klapami, są umieszczone spoilery (po cztery segmenty na każdej połowie skrzydła) i hamulce aerodynamiczne (po jednym segmente na każdej połowie skrzydła). Konstrukcja płyt spoilerów i hamulców aerodynamicznych z kompozytu węglowo-epoksydowego. Lotki, spoilery i hamulce aerodynamiczne wychylane zespołowo w odpowiednich konfiguracjach mogą służyć jako ograniczniki siły nośnej podczas podejścia (lift dumpers), hamulce aerodynamiczne, spoilery oraz do aktywnego tłumienia skutków podmuchów i turbulencji. Końcówki skrzydeł z kompozytu, podobne jak i owiewki przejścia skrzydło-kadłub. Pod skrzydłem, na linii zmiany zbieżności obrysu, są usytuowane wysięgnikowe wsporniki silników, których zakończenia są ruchome i wychylają się razem z klapami.

**Kadłub.** Przekrój owalny zbliżony do kołowego. Klasyczna konstrukcja metalowa półskorupowa. W nosku kadłuba, pod elektryczną osłoną, znajduje się radar meteorologiczno-nawigacyjny. Za szczelną przednią wręgą, pod podłogą kabiny załogi, jest usytuowana wnęką podwozia przedniego, podzespoły instalacji pokładowych i awioniki. Nad wnęką podwozia przedniego mieści się kabina pilotów. Oszklenie kabiny pilotów składa się z sześciu płaskich szyb i jest zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową oraz wycieraczki na szybach przednich. Miejsca pilotów obok siebie. Nowatorskie rozwiązania ergonomiczne, polegające na wychylaniu i zastąpieniu ich małymi re-



kojeściami sterowniczymi usytuowanymi z boku oraz oparciu całego wyposażenia na systemie monitorowym przekazywania danych. Za kabina pilotów kabina pasażerska. Cztery wejścia na pokład usytuowane parami w przedniej i tylnej części kabiny pasażerskiej. Wyjścia awaryjne (dwie pary) usytuowane nad skrzydłem. Toalety umieszczone w pobliżu wejść. Wnętrze kabiny pasażerskiej mieści, w zależności od wariantu wyposażenia, od 150 do 179 foteli usytuowanych w rzędach po 6 z przejściem pośrodku (3+3). Pod podłogą kabiny pasażerskiej mieszczą się komory bagażowe — ładownice. Są one przystosowane wymiarowo do standardowych kontenerów LD3. Lotki bagażowe są umieszczone z prawej strony kadłuba. Tylna część kadłuba nieciśnieniowa, niesie usterzenie i mieści pomocniczy zespół napędowy APU. W miejscu połączenia nieciśnieniowej części tylnej z resztą struktury kadłuba jest widoczny wyraźny uskok kształtu brwi kadłuba — przewężenie. Pod kadłubem, w rejonie przejścia kesonu środkowej części skrzydła, są zgrupowane podzespoły instalacji pokładowych.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne: poziome o skosie  $23^\circ$  na krawędzi natarcia, pionowe —  $35^\circ$  na krawędzi natarcia. Usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa kompozytowa (kompozyt z włóknem węglowym). Stery również konstrukcji kompozytowej, częściowo przekładkowe.

**Sterowanie.** Wszystkie powierzchnie sterujące — lotki, klapy, spoilery, hamulce aerodynamiczne i stery — wychylane za pomocą silowników elektrohydraulicznych. Instalacja sterowania wieloobwodowa, sterowana komputerowo (układ FBW — fly-by-wire).

**Podwozie.** Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych i skrzydłowych. Kierunek chowania: przednie — ku

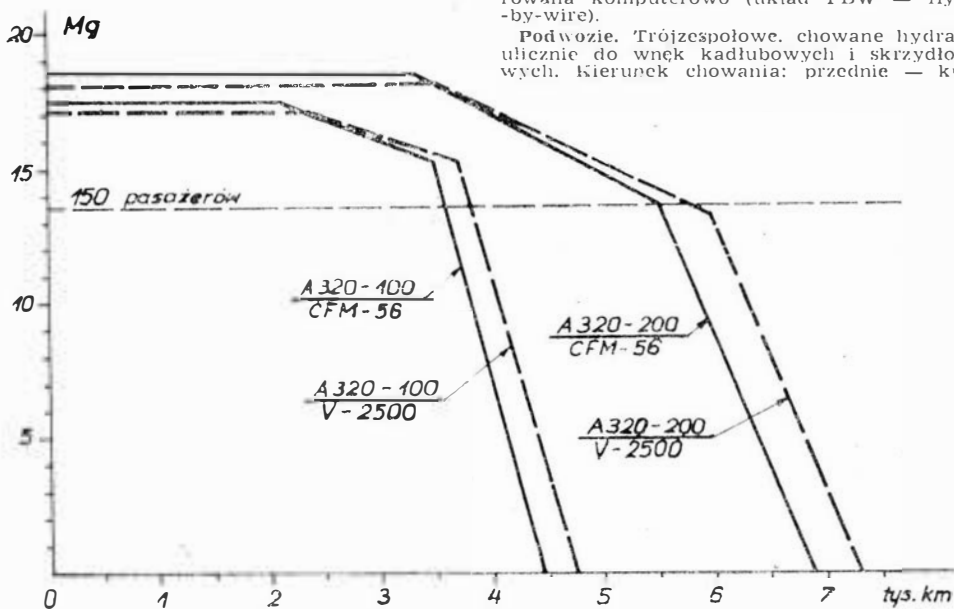
przodowi, główne — ku kadłubowi. Włoki podwozi zamknięte pokrywane z kompozytu. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, sterowane hydraulicznie. Podwozie główne z kołami bliźniaczymi, na kołach wielotarczowe hamulce hydrauliczne, tarce hamulców z kompozytu węglowego; hamulce wyposażone w urządzenie zapobiegające blokadzie i poślizgowi kół. Amortyzacja podwozia olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie —  $30 \times 83-R15$ , główne —  $45 \times 16-R20$ . Na życzenie odbiorcy może być zainstalowane podwozie główne z wózkami czterokołowymi zamiast kół bliźniaczych. Zespoły podwozia wykonane ze stali stopowych wysokiej jakości: 25NCD16, 35NCD16THQ i 300M oraz wysokowytrzymałych stopów aluminium: 7010 i 7010T73i. Podwozie jest produkowane przez firmy: Messier-Hispano-Bugatti (przednie) i Dowty Rotol (główne) przy współpracy Liebherr Aero Technik.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbowentylatorowe CFM-56-4 o ciągu  $10\,450$  daN każdy. Silniki zawieszono na wysięgnikowych wspornikach pod skrzydłami i zaopatrzone w odwracacze ciągu. Osłony silników kompozytowe. Pomocniczy zespół napędowy (APU) Garrett-AIResearch w tylnej części kadłuba. Samolot test od początku przystosowany do zamontowania alternatywnego źródła napędu — silników turbowentylatorowych JAE V-2500, znajdujących się w ostatniej fazie opracowania.

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki w kesonach zewnętrznych części skrzydła lub także dodatkowo w kesonie środkowej części skrzydła, łączna pojemność zależna od wersji i zastosowanego źródła napędu; zbiorniki są napełniane ciśnieniowo pod ciśnieniem  $345$  kPa. Hydrauliczna — ciśnienie robocze  $20,6$  MPa, instalacja wieloobwodowa do zasilania układów sterowania płatowcem i podwoziem, pompa awaryjna napędzana przez APU. Elektryczna — napięcie  $24/28$  V prądu stałego,  $3 \times 36$  V/400 Hz i  $115$  V/400 Hz prądu przemiennego, dwie prądnice  $75/90$  kVA napędzane od silników, prądnice awaryjna i postojowa napędzane przez APU, transformatory, przekładniki, układy zabezpieczające, akumulatory, gniazdo zasilania lotniskowego. Klimatyzacyjna — zasilana z upustów sprężarek silników, zapewnia wymagane warunki ciśnieniowo-termiczne wewnątrz ciśnieniowej części kadłuba. Przeciwbłodzeniowa — na noskach skrzydeł i stateczników, Przeciwożarowa — zasobniki z mieszanką gaśniczą na silnikach. Tlenowa — zasobniki z tlenem, układ inhalacyjny i maski dla załogi i pasażerów, zapas tlenu umożliwiający zejście na niski pułap w przypadku rozszczelnienia kabiny.

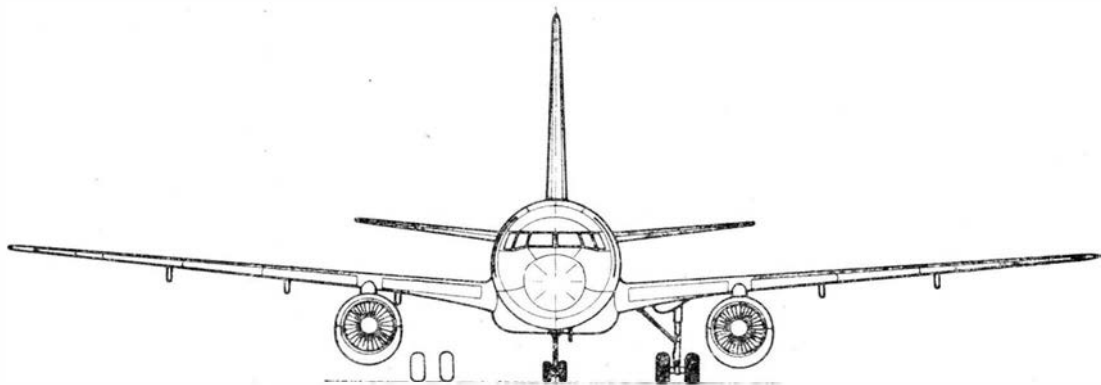
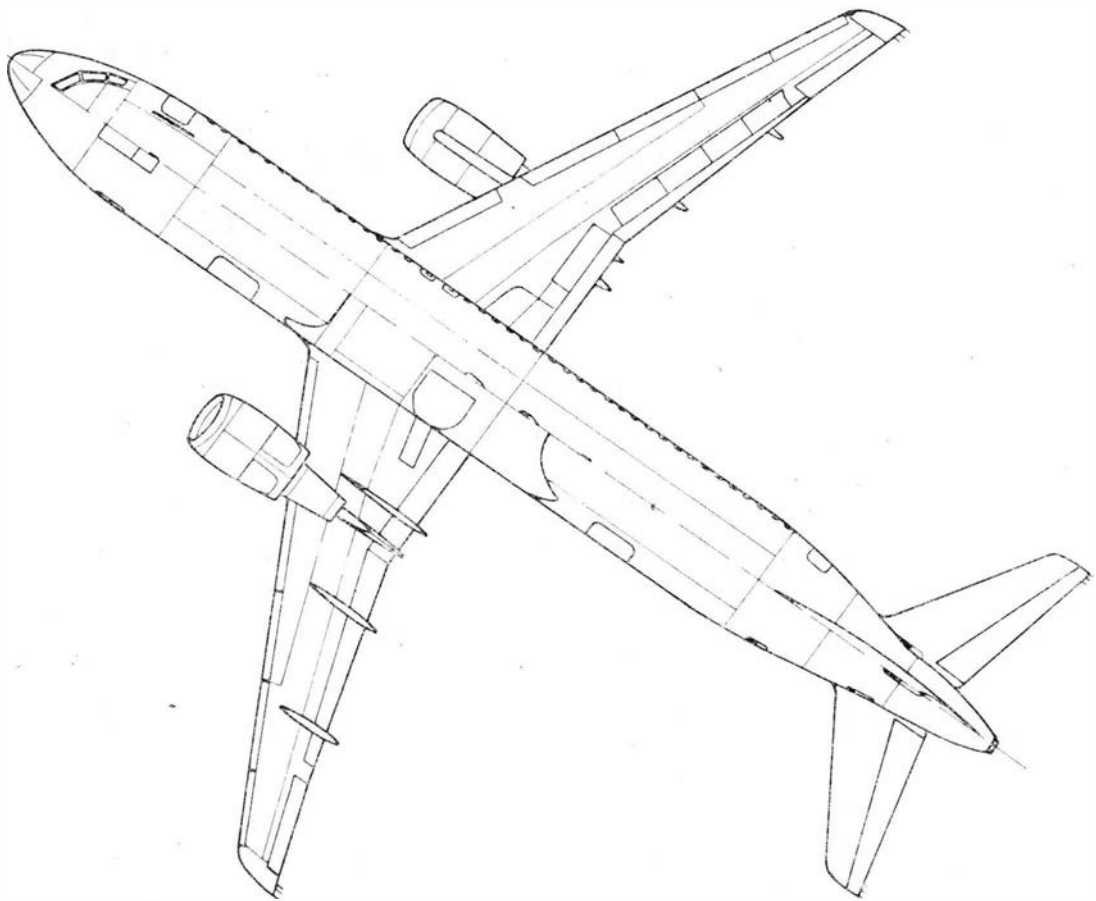
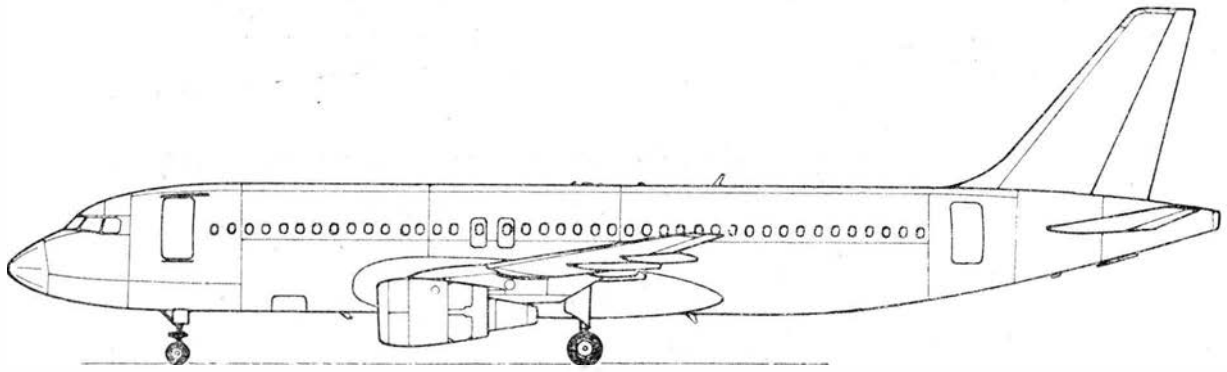
**Wyposażenie.** Radar meteorologiczno-nawigacyjny, systemy łączności UHF, VHF i HF, systemy projekcji i przetwarzania danych ARINC-700, VDO-ECAM i EFIS, 2 komputery sterowania lotem, systemy nawigacji bezwładnościowej Honeywell, układ sterowania zespołem napędowym FADEC, systemy wykrywania awarii i niesprawności, podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne jako awaryjne (niezbędne minimum).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Do opracowania konstrukcji samolotu A.320 przystąpiono już na początku lat osiemdziesiątych. Pierwszy prototyp ukończono w ostatnich miesiącach 1986 r. i oblatano 22 lutego 1987 r. Samolot Airbus A.320 jest kolejnym

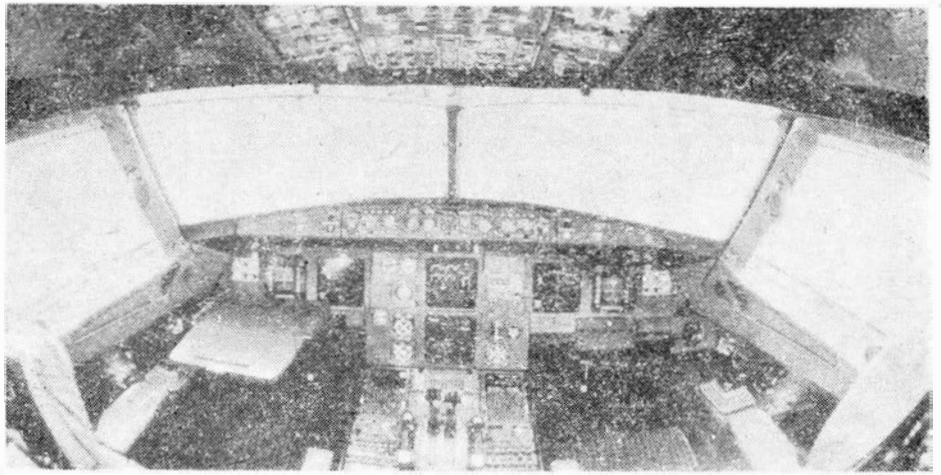


Rys. 1. Masa handlowa w funkcji zasięgu dla wersji A.320-100 i A.320-200 z silnikami CFM-56 i V-2500





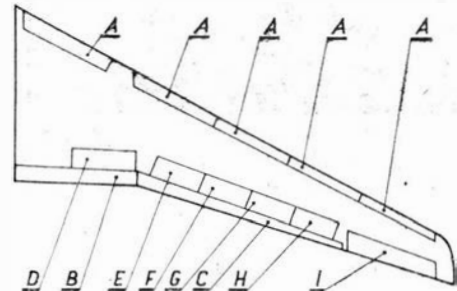
etapem rozwoju koncepcji zapoczątkowanej przez konstrukcję znanego europejskiego aerobusu A.300. Jej rozwinięcie polega na zastosowaniu nowej konstrukcji skrzydła o nowym, specjalnie opracowanym profilu, znacznym ulepszeniu układu sterowania lotem i poważnym rozszerzeniu udziału kompozytów jako tworzywa konstrukcyjnego. Podobnie jak poprzednicy (A.300 i A.310), także A.320 jest przystosowany do zabudowy różnych zespołów napędowych — początkowo CFM-56, a w przyszłości rozwijanego obecnie silnika International Aero Engines V-2500 o zbliżonym ciągu. Układ sterowania samolotem zaprojektowano tak, że nie jest możliwe przekroczenie dopuszczalnych obciążeń konstrukcji płatowca podczas lotu. W układzie tym dwa procesory elektroniczne działające w systemie fly-by-wire kontrolują działanie różnych kompleksów powierzchni sterowych: jeden



samolot reaguje na polecenia tylko jednego pilota.

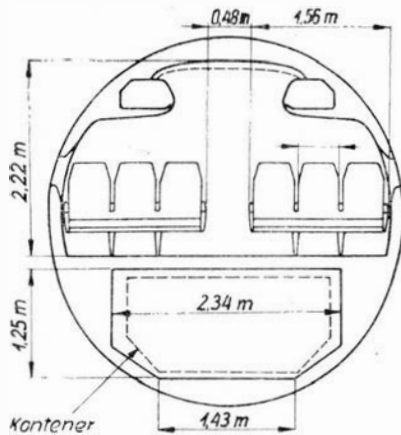
Nowy mały aerobus trafia na rynek w dość trudnym okresie: jest to rynek względnie nasycony jego poprzednikami i konkurentami (w tej samej klasie pojemności i zasięgu), co może wywołać wątpliwości, czy całe to przedsięwzięcie jest dostatecznie uzasadnione ekonomicznie, czy też jest bardziej posunięciem prestiżowym przemysłu zachodnioeuropejskiego wobec

konkurencji amerykańskiej, podjętym w latach zdecydowanie „ciężkich” dla lotnictwa komunikacyjnego. W Airbus Industrie przeprowadzono oczywiście dokładną analizę potrzeb rynku. Wg oceny specjalistów Airbus Industrie zapotrzebowanie na samoloty pasażerskie tej klasy (150-180-miejscowe) wyniesie ok. 3700 egz. w latach 1985-2004, z czego wynika średnie roczne zapotrzebowanie ok. 185 egz. Podstawa takiej oceny jest bieżący stan ilościowy tej klasy samolotów, jego tendencje wzrostowe i przewidywane zużycie techniczne eksploatowanych obecnie samolotów, czyli konieczność reprodukcji ilościowej: np. w 1984 r. użytkowano 3459 samolotów tej klasy, mających za sobą średnio 10 lat eksploatacji. Konsorcjum Airbus Industrie ocenia, że uzyska ok. 30% (tj. 1070 samolotów) zamówień na samoloty klasy A.320 do 2004 r., przy czym rentowność produkcji zostanie zapewniona po wyprodukowaniu 600 egz. A.320. Cenę samolotu w chwili rozpoczęcia realizacji programu jego budowy określono na 24-25 mln dol. USA i wiadomo, że została ona przekroczona. Parametry użytkowe samolotu są jednak na tyle atrakcyjne, że już w dniu oblotu prototypu A.320 Airbus Industrie miała aż 427 zamówień i opcji na ten samolot.



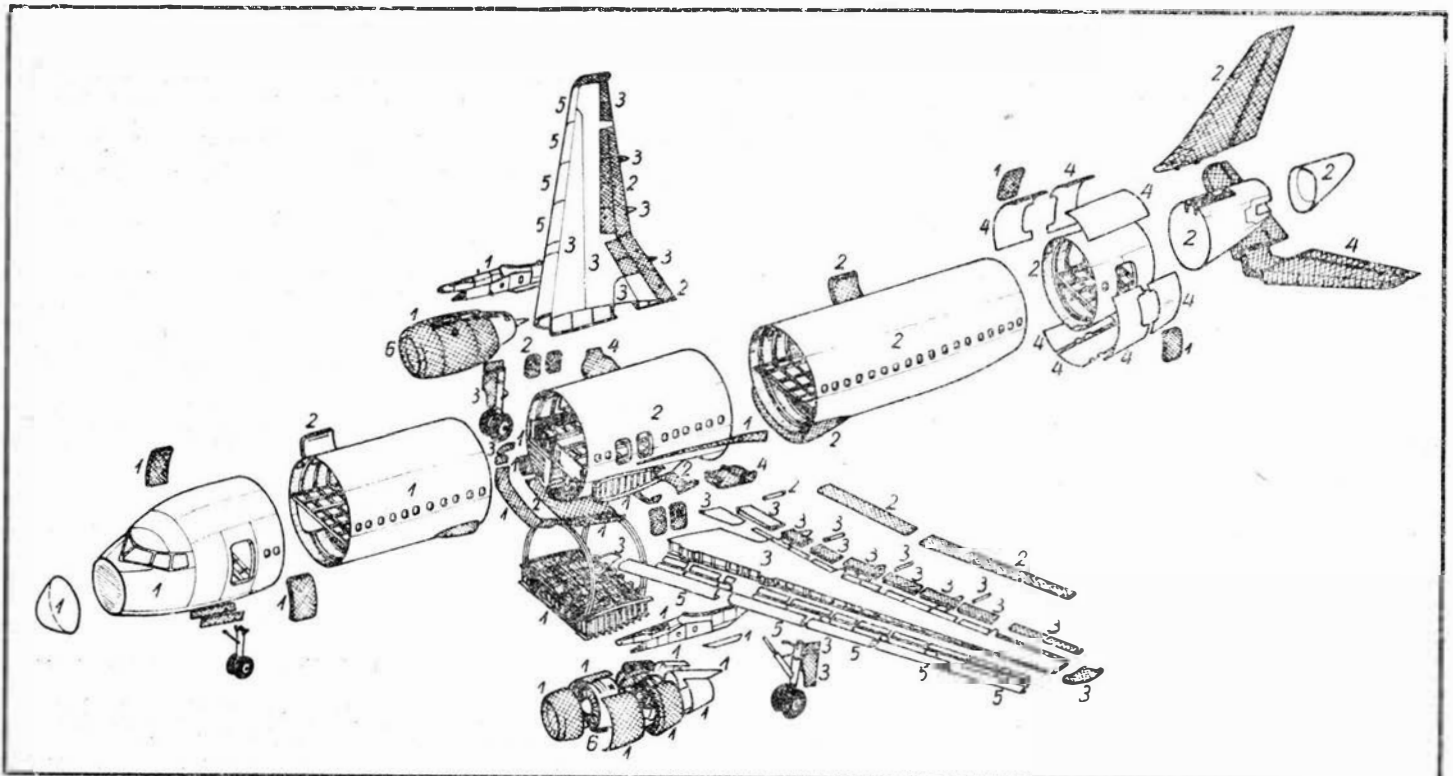
Rys. 2. Mechanizacja skrzydła i jej działanie: A — sloty, B — kłapa wewnętrzna, C — kłapa zewnętrzna, D — hamulec aerodynamiczny, E, F, G, H — spoilery, I — lotki, D+E+F — hamowanie aerodynamiczne, E+F+G+H — spoilery, D+E+F+G+H — redukcja siły nośnej (lift dumping), G+H+I — aktywne tłumienie podmuchów i turbulencji (LAS controls)

steruje systemem spoilerów i sterem kierunku, drugi — lotkami i sterem wysokości. Także wygląd kabiny pilotów jest zupełnie inny niż w podobnych samolotach tej samej klasy: wzrosła liczba ekranów katodowych i monitorów, a liczba przyrządów klasycznych została ograniczona do niezbędnego w przypadku awarii minimum. Prawdziwą rewolucją jest jednak zastosowanie małych rękojeści do sterowania w miejsce wolantów — rozwiązanie to wywołało w swoim czasie burzę w środowisku pilotów i miało na początku tyłu zdecydowanych zwolenników, co i przeciwników. Rękojeści sterowe są umieszczone asymetrycznie, a systemy sterowania obu pilotów nie są połączone ze sobą (A.320 nie jest więc dwusterem, jak wszystkie dotychczasowe samoloty pasażerskie):



Rys. 3. Przekrój kadłuba samolotu A.320

Podział kooperacyjny przy produkcji A.320 jest podobny jak w przypadku jego poprzedników, są tylko różnice w wielkości udziałów. I tak: 36% udziału produkcyjnego ma francuski koncern Aerospatiale (przednia część kadłuba, drzwi, wysięgniki silników, osłony silników, elementy struktury środkowej części kadłuba, keson środkowej części płata w kadłubie), 31% udziału



Rys. 4. Podział kooperacyjny produkcji A.320: 1 — Aerospatiale, 2 — Deutsche Airbus/MBB, 3 — British Aerospace, 4 — CASA, 5 — Belairbus, 6 — CFMI (IAE). Uwaga: pola zaciemnione oznaczają materiał kompozytowy

lu należy do Deutsche Airbus/MBB (tylna część kadłuba, pokrywy luków bagażowych, klapy, owiewki, usterzenie pionowe), 27% udziałów ma British Aerospace (kesony skrzydeł, spoilerzy, lotki, wsporniki klapy, końcówki skrzydeł, osłony podwozia), ok. 6% udziałów zachowała hiszpańska CASA (usterzenie pionowe, pokrycia tylnej części kadłuba). Ponadto belgijski oddział konsorcjum Airbus Industrie (Bclairbus), produkuje sloty, koncern CFMI dostarcza silniki CFM-56 (w przyszłości silniki V-2500 ma dostarczać IAF), a Messier-Hispano-Bugatti i Dowty Rotol — podwozie. Są to oczywiście tylko główni partnerzy we współpracy kooperacyjnej. Taki podział kooperacyjny przy produkcji stwarza konieczność transportu elementów o dużych wymiarach na miejsce ostatecznego montażu. Do transportu są używane samoloty transportowe Super Guppy 201A (2 egz. zbudowano specjalnie w tym celu w Airbus Industrie w 1982 r.). W Airbus Industrie trwają prace konstrukcyjne nad następnymi aerobusami zachodnioeuropejskimi o modułowej konstrukcji: dwusilnikowym A.330 i czterosilnikowym transoceanicznym A.340.

Samolot Airbus A.320 ma być od początku produkowany w dwóch podstawowych wersjach:

— A.320-100 — pojemność zbiorników paliwa 15 588 l w przypadku stosowania sil-



ków CFM-56 i 15 332 l w przypadku stosowania silników V-2500; masa startowa 72 000 kg,

— A.320-200 — pojemność zbiorników paliwa 23 666 l w przypadku stosowania sil-

ników CFM-56 i 23 398 l w przypadku stosowania silników V-2500; masa startowa 66 000 kg, pojemność zbiorników paliwa powiększona przez zastosowanie zbiornika w kesonie środkowej części płata.

#### DANE TECHNICZNE

	A.320-100	A.320-200
Rozpiętość	33,91	33,91 m
Długość	37,57	37,57 m
Wysokość	11,75	11,76 m
Ciężka skrzydła u nasady	6,07	6,07 m
Ciężka skrzydła na załamaniu obrysu	3,76	3,76 m
Ciężka skrzydła przy końcówce	1,50	1,50 m
Szerokość kadłuba	3,95	3,95 m
Wysokość kadłuba	4,14	4,14 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	12,45	12,45 m
Baza podwozia	12,64	12,64 m
Rozstaw podwozia	7,59	7,59 m
Rozstaw silników (CFM-56)	11,51	11,51 m
Szerokość wnętrza kabiny pasażerskiej	3,60	3,60 m
Wysokość wnętrza kabiny pasażerskiej	2,22	2,22 m
Pojemność bagażnika przedniego	13,87	13,87 m <sup>3</sup>
Pojemność bagażnika tylnego	26,16	26,16 m <sup>3</sup>
Powierzchnia skrzydła	122,4	122,4 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klapy	21,10	21,10 m <sup>2</sup>
Powierzchnia slotów	12,64	12,64 m <sup>2</sup>
Powierzchnia spoilerów	8,64	8,64 m <sup>2</sup>
Powierzchnia hamulców aerodynamicznych	2,35	2,35 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	2,74	2,74 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	31,0	31,0 m <sup>2</sup>

Powierzchnia usterzenia pionowego	21,5	21,5 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	9,39	9,39
Wydłużenie usterzenia poziomego	5,00	5,00
Masa własna	37 788	38 328 kg
Masa handlowa maks.	19 212	20 672 kg
Masa startowa maks.	66 000	72 000 kg
Masa do lądowania maks.	57 000	59 000 kg
Masa bez paliwa maks.	57 000	59 000 kg
Masa paliwa maks. (CFM-56)	12 515	19 000 kg
Obciążenie powierzchni	539,22	588,24 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu (CFM-56)	3,16	3,45 kg/daN
Prędkość przelotowa	870	870 km/h
Zasięg (150 pasażerów, rezerwa 370 km)	3576	3725 km
Zasięg z maks. ładunkiem	2100	3350 km
Zasięg maks.	4450	6900 km
Rozbieg	1707	1722 m
Dobieg	1448	— m
Poziom hałas:		
start	84,5	84,5 EPNdB
linia boczna	92,7	92,7 EPNdB
podjeście	97,5	97,5 EPNdB

T.M

cd. ze s. 24

werte and Verbindungen der Hubschrauberbauteile bei Versuchen auf dem Prüfstand. TLiA, XLIII Jhrg., H. 6, S. 17

Es werden Kriterien für den zulässigen Verschleiss der Bewegungsverbindungen bestimmt und gleichzeitig die Unterschiede zwischen den Ergebnissen bei Versuchen auf dem Prüfstand und beim Betrieb hervorgehoben.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (III). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 6, S. 22

Der 3. Teil des Aufsatzes ist dem Hubschrauber CAGI 1-EA aus dem Jahre 1930 gewidmet.

#### СОДЕРЖАНИЯ

ДЛУТОВСКИ Х.: Самолеты и вертолеты в борьбе с пожарами (I ч.). TLiA, т. 41, 1988 г., № 6, с. 3

Описано развитие и применение авиационной техники для противопожарной защиты в отдельных странах. Указано состояние и предполагаемые потребности польского внутреннего и международного рынков в области противопожарных самолетов.

Вентиляционные воздушные винты (II ч.). TLiA, т. 41, 1988 г., № 6, с. 7

Указано новое направление развития авиационных силовых установок вентиляторные винты. Описаны их характеристики и достоинства.

КАРДЫМОВИЧ А.: Анализ результатов измерений летных характеристик поршневого самолета. Часть — IV — Характеристика силовой установки. TLiA, т. 41, 1988, г., № 6, с. 9

Описана характеристика силовой установки — влияние температуры и влажности на характеристику поршневого двигателя и коэффициент полезного действия воздушного винта.

ОГОРОДОВ В.В., БАНЕК Р.: Определение допускаемых величин износа деталей подвижных соединений элементов вертолета при стендовых испытаниях. TLiA, т. 43, 1988 г., № 6, с. 17

Описывается метод определения критериев допускаемого износа деталей подвижных соединений, обращается внимание на различия между результатами стендовых испытаний и эксплуатацией.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (III ч.). TLiA, т. 41, 1988 г., № 6, с. 22

В III ч. статья описан вертолет ЦАГИ 1-ЭА от 1930 г.

Warunki prenumeraty na 1989 r.

**Prenumeratory zbiorowi** — jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty wyłącznie na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratory otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) z Zakładzie Kolportażu.

**Prenumeratory indywidualni** — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7450-139-11.

**Prenumerata ulgowa** — przysługuje wyłącznie osobom fizycznym — członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarz każdego czasopisma.

Uwaga! Miesięcznik Aura może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

**Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę** — zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

**Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:**

- do 10 listopada na każdy kwartał. I i II półrocze oraz cały rok następny.
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

**Informacji o prenumeracie udziela** — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

**Egzemplarze archiwalne czasopism** — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

**Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1989 r.** kwartalna normalna 900 zł, kwartalna ulgowa 180 zł, półroczna normalna 1800 zł, półroczna ulgowa 360 zł, roczna normalna 3600 zł, roczna ulgowa 720 zł.

W przypadku zmiany cen w okresie objętym prenumeratą, prenumeratory są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.



peratury, przyjmowane w różnych źródłach, różnią się od siebie, to różnice te nie mają praktycznego znaczenia dla niedużych odchyłek temperatury.

Wielkości wyliczane ze wzorów podanych w [3] pokazują zależność wpływu temperatury od stopnia sprężu silnika. Warto jednak zwrócić uwagę na fakt, że dokładność z jaką są znane wielkości  $\eta_{ad}$  oraz  $k$  przyjmowane w tych wzorach nie jest wysoka. Współczynnik  $\eta_{ad}$  przyjmuje się równy 0,6, ale wartość ta zmienia się przecież w zależności od nastaw silnika; zaś  $k$  przyjmowano równe 1,4 — ale dla silnika, w których jest sprężana mieszanka, a nie czyste powietrze; również ta wartość nie jest dokładna.

Z tych powodów można w praktyce uznać za usprawiedliwione następujące uproszczenie. Współczynniki wpływu temperatury (zarówno dla  $p = \text{const}$ , jak i dla pełnego otwarcia przepustnicy) oblicza się ze wzorów (25) i (30) dla mocy maksymalnej i nominalnej, dla temperatury odpowiadającej  $+15^\circ\text{C}$  i przyjmuje (jako stałe dla wszystkich warunków) średnie wielkości tych współczynników.

\* \* \*

Wyniki podanej wyżej analizy wpływu temperatury na moc silnika tłokowego mogą być zastosowane do redukcji mocy silnika przy analizie wyników pomiarów osiągnięć, ale jednocześnie pozwalają na wyciągnięcie pewnych ogólniejszych wniosków:

- Przy określaniu mocy silnika (a więc i osiągnięć samolotu) w atmosferze wzorcowej jest konieczne uwzględnienie „samoistnego” podgrzewania powietrza wlotowego oraz wymagań Instrukcji Użytkowania w Locie dot. utrzymania minimalnej temperatury na wlocie.

- Jest konieczne wyraźne rozróżnienie wpływu temperatury na moc w obu wymienionych zakresach pracy silnika.

- Granica pomiędzy tymi zakresami, czyli wysokość, do której jest możliwe utrzymanie zadanego ciśnienia ładowania, zmienia się z temperaturą (co dokładniej ilustruje rys. 7).

Wypada tu dodać, że wpływ temperatury (ujemnej, przy nie włączonym podgrzewaczu) może doprowadzić w pewnych warunkach do istotnego wzrostu mocy silnika w stosunku do jego mocy w warunkach normalnych dla tych samych nastaw (dla temp.  $-20^\circ\text{C}$ , dla silnika o sprężu w sprężarce 1,4 wzrost może wynieść ponad 70%). Taki wzrost może być niebezpieczny dla trwałości silnika, toteż może okazać się celowe wprowadzenie do Instrukcji Użytkowania w Locie np. zalecenia zmniejszania ciśnienia ładowania przy niskich temperaturach powietrza wlotowego (zalecenia takie podaje np. Pratt & Whitney).

#### Wpływ temperatury powietrza chłodzącego na charakterystykę silnika

Wpływ ten w większości źródeł bywa pomijany. Można to przypisać okoliczności, że współczesne przepisy budowy samolotów wymagają utrzymania temperatur silnika we wszystkich stanach lotu w zakresie roboczym, podanym w instrukcji użytkowania silnika, zatem wpływ temperatury powietrza chłodzącego jest w praktyce niemal wyeliminowany. Dla silników pozbawionych regulacji przepływu powietrza chłodzącego, np. pozbawionych omaskowania, można jednak posłużyć się wzorem podanym w [4]:

$$k = \sqrt{\frac{T_{st}}{T}} \quad (41)$$

gdzie:

$k$  — współczynnik, przez który należy pomnożyć moc silnika, aby uwzględnić temp. powietrza,

$T_r$  — rzeczywista temp. powietrza,

$T_{st}$  — temp. powietrza w atmosferze wzorcowej.

Podana poprawka wg [4] jest stosowana niezależnie od poprawki na wpływ temperatury powietrza wlotowego.

#### Wpływ wilgotności powietrza na charakterystykę silnika

Wpływ ten również bywa w większości źródeł pomijany. Jednak w [2] jest podany wzór do redukcji mocy na wysokości  $H = 0$  m w atmosferze wzorcowej, w którym mnożnik, uwzględniający wpływ wilgotności powietrza, ma postać:

$$\frac{N_{e_0}}{N_e} = \frac{b}{b - \Delta b} \quad (42)$$

przy czym:

$N_{e_0}$  — moc dla zerowej wilgotności powietrza,

$b$  — ciśnienie baryczne,

$\Delta b$  — prężność pary wodnej

(obie te wielkości — w używanych jednostkach ciśnienia).

Pewną orientację co do wielkości wpływu  $\Delta b$  na moc daje tablica wielkości ciśnienia pary nasyconej w funkcji temperatury (tabl. 3).

Dla umiarkowanych wilgotności i temperatur wpływ ten na ogół bywa pomijany.

\* \* \*

Rozwiązując zadanie znalezienia mocy silnika w atmosferze rzeczywistej, należy zwracać szczególną uwagę na precyzyjne sformułowanie warunków wyjściowych. Chodzi o to, aby uniknąć omyłkowego „podwójnego” uwzględnienia wpływu zmiany maksymalnego osiągalnego ciśnienia ładowania. Należy liczyć się z tym, że dla temperatur niższych od temperatury w AW wystąpi sytuacja, że szukany punkt znajdzie się w położeniu  $D'$  na rys. 6 (cz. III art., TLiA nr 4/88).

#### B. Charakterystyka śmigła

Do analizy wyników pomiarów osiągnięć jest potrzebna, dla każdego punktu pomiarowego, wartość sprawności śmigła. Dokładne jej obliczenie dla zadanych warunków pracy silnika i parametrów lotu — metodami używanymi do sporządzania charakterystyki śmigła — jest bardzo pracochłonne, a przede wszystkim wymaga znajomości wielu parametrów i danych, które zazwyczaj nie są publikowane przez wytwórcę, toteż w praktyce nie wchodzi w rachubę.

Określenie sprawności z dostępnych zazwyczaj wykresów charakterystyk śmigła jest niezbyt dokładne i również dość pracochłonne (przy wykonywaniu odczytu przez człowieka), zaś wprowadzenie tych wykresów do komputera nie rozwiązuje do końca sprawy dokładności, a przy tym wymaga dużo miejsca w pamięci oraz odpowiedniego programu do odczytu. Przy redukcji wyników pomiarów osiągnięć chodzi bowiem nie tylko o samą wartość sprawności śmigła w danym punkcie (czyli dla zadanych parametrów

TABLICA 3

Temperatura, °C	-20	-10	0	10	20	30	40	50
Ciśnienie nasyconej pary wodnej, mmHg	0,77	1,95	4,58	9,21	17,5	31,8	55,3	92,5

pracy silnika i warunków otoczenia), ale o wartości pochodnych tej sprawności względem mocy silnika lub gęstości powietrza. Obliczanie zaś tych pochodnych z różnic wartości odpowiadających sąsiadnym punktom byłoby kłopotliwe i mało dokładne (ze względu na obciążenie punktów błędami odczytu przy wprowadzaniu wykresu do komputera). Natomiast stosowana niekiedy praktyka „przyjęcia stałej sprawności śmigła” oznacza założenie, że pochodne te są równe zeru — co jest jeszcze bardziej niedokładne niż obliczenie z różnic wielkości.

Błąd jest szczególnie zauważalny, gdy rozważa się zakres wysokości, w którym silnik pracuje przy stałym ciśnieniu ładowania, więc moc pozostaje praktycznie stała przy zmianie wysokości. Wtedy względna zmiana sprawności śmigła może sięgać  $0,2 \div 0,25\%$  na 100 m wysokości. Podobnie względna zmiana sprawności śmigła przy zmianie temperatury powietrza może wynosić (dla stałej mocy silnika) nawet do ponad  $1\%$  na  $10^\circ\text{C}$ . Natomiast pominięcie wpływu zmiany sprawności śmigła na zmianę mocy rozprzeczalnej zespołu napędowego może dać błąd nawet do  $5 \div 7\%$  (w wartości poprawki).

Z tych względów praktycznym rozwiązaniem zadania o określaniu sprawności śmigła w analizie pomiarów osiągnięć samolotu jest znalezienie funkcji aproksymującej. Do aproksymacji sprawności śmigła rzeczywistego można wykorzystać wzory oparte na teorii śmigła idealnego, z odpowiednim współczynnikiem „korekcyjnym”. Terminem „śmigło idealne” określono śmigło, które całą moc otrzymywaną od silnika przekazuje przepływającemu przez nie strumieniowi powietrza, przy czym strumień ten uzyskuje jednaki w całym przekroju wzrost prędkości osiowej, natomiast nie pojawia się w nim prędkość promieniowa ani nie występuje obrót strumienia wokół osi śmigła. Aproksymacja taka jest jednak możliwa tylko wtedy, gdy śmigło rzeczywiste pracuje w zakresie, na jaki zostało zaprojektowane (i, oczywiście, gdy zostało zaprojektowane po-

prawnie). Wtedy można (z wystarczającą dokładnością) przyjąć, że jego sprawność jest w stałym stosunku do sprawności śmigła idealnego — wpływ oporów profilowych, nierównomierności prędkości w strumieniu oraz ruchu obrotowego powietrza za dyskiem śmigła jest wszędzie praktycznie jednakowy, zaś sprawność śmigła rzeczywistego stanowi ok. 83÷87% sprawności śmigła idealnego w tych samych warunkach. Sprawność śmigła rzeczywistego można więc obliczać ze wzoru:

$$\eta_{rz} = k_\eta \eta_{od} \quad (43)$$

Wypada tu stwierdzić, że założenie to ma ważkie znaczenie dla procesu redukcji wyników pomiarów w locie, gdyż bezpośrednio wpływa na obliczony współczynnik  $C_x$ , toteż jest niezbędna krytyczna analiza jego dopuszczalności. Jeżeli dysponuje się charakterystykami śmigła, można wykonać dla kilku-kilkunastu punktów (typowych dla warunków pomiarów osiągow) obliczenia sprawności śmigła wg charakterystyki oraz wg teorii śmigła idealnego. W ten sposób można ustalić wartość współczynnika  $k_\eta$  oraz (oczywiście) upewnić się co do stosowności wzoru (43).

Z braku charakterystyk można stosować (dla dobrze zaprojektowanych śmigieł samolotów lekkich) wartość  $k_\eta = 0,85$ . Przyjęcie za dużego lub zbyt małego (w stosunku do wartości rzeczywistej dla danego śmigła) współczynnika  $k_\eta$  nie powoduje błędów „pierwszego stopnia” w osiągnięciach, gdyż obliczanie wartości współczynnika oporu  $C_x$  odpowiadają przyjętej mocy rozporządzalnej i zamierzonym osiągom. Mogłoby to jednak doprowadzić do niedokładności w obliczeniu poprawek mocy rozporządzalnej, np. w funkcji wysokości lub temperatury, a w rezultacie do zauważalnego „przesuwania się” biegunowych.

Dla samolotu o dużym zakresie wysokości użytkowych można pokusić się o sprawdzenie przyjmowanej wielkości  $k_\eta$  metodą analizy pomiarów wznoszenia na różnych wysokościach — wymaga to w praktyce, ze względu na obszerność obliczeń, napisania specjalnego programu komputerowego. Należy jednak wyraźnie stwierdzić, że nie można przyjmować stałej wartości  $k_\eta$  dla tych stanów lotu, przy których śmigło dochodzi do granicy projektowanego zakresu użytkowania (albo też do fizycznego ograniczenia, np. gdy łopaty „stają na ogranicznik”). Jest oczywiste, że taka sytuacja nie powinna mieć miejsca na samolocie seryjnym, ale przecież pomiary osiągow wykonuje się na ogół na prototypach, więc w stadium, w którym zakres kątów pracy śmigła może jeszcze nie być ostatecznie dobrany, albo też (np. ze względów technicznych) ograniczony np. tymczasowo jakimś dodatkowym zderzakiem.

#### Sprawność śmigła idealnego

Sprawność śmigła jest stosunkiem iloczynu ciągu i prędkości lotu do mocy silnika na wale w danych warunkach:

$$\eta = \frac{T \cdot V}{N} \quad (44)$$

gdzie:  $T$  — ciąg śmigła,  
przy czym:

$$T = \rho \cdot V \cdot F_s \cdot \Delta V \quad (45)$$

gdzie:

$V$  — prędkość lotu,  
 $F_s$  — powierzchnia śmigła,  
 $\Delta V$  — przyrost prędkości za śmigłem,  
 $N$  — moc dostarczona strumieniowi powietrza.

Oczywiście  $V$  i  $\Delta V$  oznaczają odpowiednio prędkość i jej przyrost w nieskończonej odległości przed i za śmigłem.

Ze wzoru (45) wynika, że:

$$T \cdot V = \rho \cdot V^2 \cdot F_s \cdot \Delta V \quad (46)$$

a ponieważ:

$$N = \frac{\rho \cdot V \cdot F_s [(V + \Delta V)^2 - V^2]}{2} \quad (47)$$

więc

$$\eta = \frac{\rho \cdot V^2 \cdot F_s \cdot \Delta V}{\rho \cdot V \cdot F_s \left[ V \cdot \Delta V + \frac{(\Delta V)^2}{2} \right]} = \frac{1}{1 + \frac{\Delta V}{2V}} \quad (48)$$

Przyrost prędkości strumienia za śmigłem zależy od stosunku mocy do powierzchni śmigła. Przyjmuje się (za literaturą), że przyrost prędkości odbywa się w ten sposób, że połowa jego ma miejsce przed, a druga połowa za dyskiem śmigła, w związku z czym prędkość w płaszczyźnie śmigła wynosi:

$$V + \frac{\Delta V}{2}$$

Wtedy moc dostarczaną strumieniowi powietrza można wyrazić wzorem:

$$N = \frac{\rho \cdot F_s \left( V + \frac{\Delta V}{2} \right) [2V\Delta V + (\Delta V)^2]}{2} \quad (49)$$

Z powyższej zależności można obliczyć  $\Delta V$ .

Po przekształceniach (49) i podstawieniu  $\Delta V = x$  otrzymuje się:

$$x^3 + 4Vx^2 + 4Vx^2 - \frac{4N}{\rho F_s} = 0 \quad (50)$$

Równanie to rozwiązuje się obliczając wielkości pomocnicze za pomocą wzorów:

$$q = -\frac{16}{27} V^3 - \frac{4N}{\rho F_s} \quad (51)$$

$$Q = -\frac{64}{729} V^6 + \left( \frac{q}{2} \right)^2 \quad (52)$$

$$A = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} + \sqrt{Q}} \quad (53)$$

$$B = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} - \sqrt{Q}} \quad (54)$$

$$x = A + B - \frac{4V}{3} \quad (55)$$

Obliczonej wartości  $\Delta V = x$  można użyć do obliczenia sprawności śmigła wg wzoru (48).

Korzystając z podanych zależności należy zwrócić szczególną uwagę na zagadnienie dokładności wyników. W toku liczenia występuje odejmowanie od siebie dużych liczb, przy czym wynik jest o kilka rzędów wielkości mniejszy od składników odejmowania. Sytuacja jest szczególnie trudna pod tym względem dla niewielkich prędkości.

Nie należy również korzystać z tych wzorów dla pracy śmigła w miejscu ( $V = 0$ ), ale dysponując dobrym komputerem i odpowiednio ułożonym programem można uzyskać dobre wyniki dla prędkości nawet 0,1 m/s, co praktycznie wystarcza, gdy chodzi o analizę rozbiegu samolotu przy starcie.

#### LITERATURA

1. The Use of Operating Curves (PWA.01.60). Pratt and Whitney Aircraft, 1945.
2. Norma Branżowa BN-74/1361-04. Silniki lotnicze. Charakterystyki silników spalinywych tłokowych sprężarkowych i bezsprężarkowych. Określenia.
3. W. S. WIEDROW, M. A. TAJC: Lotnyje ispytaniya samolotow. Wyd. Oborongiz, Moskwa, 1951
4. Airplane Climb Performance. Flight Engineering Report No 3, Department of Commerce, Civil Aeronautics Administration, Washington D.C.

## PRENUMERATA ROCZNA NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA NASZEGO CZASOPISMA

# Określenie dopuszczalnych wartości zużycia ruchowego połączeń zespołów śmigłowca w próbach stoiskowych

Mgr inż. WŁADIMIR WASILEWICZ OGORODOW

Moskiewski Zakład Śmigłowiec im. M. L. Miła

Mgr inż. RYSZARD BANEK

WSK PZL-Świdnik

Żywotność śmigłowca (rozumiana w sensie ogólnym) producent gwarantuje na podstawie obliczeń wyników prób zmęczeniowych i zużyciowych wykonywanych na zespołach i podzespołach śmigłowca. Wyniki uzyskane z prób zmęczeniowych są podstawą do stwierdzenia, że w okresie ustanowionego resursu nie wystąpią pęknięcia zmęczeniowe elementów, natomiast w przypadku prób zużyciowych — że w ruchowych połączeniach nie powstaną luzy o wartościach uniemożliwiających normalną eksploatację. Typowym agregatem, dla którego resurs określa się na podstawie wyników z prób zmęczeniowych i zużyciowych, jest m.in. tarcza sterująca, służąca (najogólniej mówiąc) do sterowania łopatom wirnika nośnego. Do oceny wyników uzyskanych w próbach zużyciowych są niezbędne kryteria.

Kryterium zużyciowe określa maksymalne dopuszczalne zużycie, które może wystąpić w analizowanej parze kinematycznej zespołu po przeprowadzeniu na stoisku badawczym określonej liczby godzin, nie powodując jeszcze zakłóceń w normalnej pracy zespołu. Normalność pracy zespołu na stoisku badawczym określa się jako zdolność przeniesienia obciążeń i stabilność ich utrzymywania. Kryterium zużyciowe może również służyć do oceny stabilności procesu produkcyjnego.

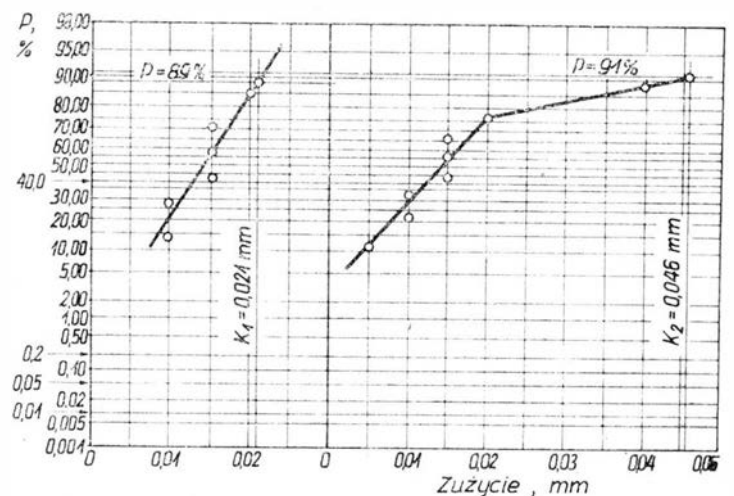
W związku z tak zdefiniowanym kryterium, podstawowym zadaniem stoiskowych prób zużyciowych jest uzyskanie danych umożliwiających wyznaczenie tego kryterium. Jest to zagadnienie doświadczalne, w którym dokładność wyznaczenia kryterium zależy od liczby badanych zespołów, co jest zawsze ograniczone możliwościami techniczno-ekonomicznymi.

Obserwowany rozrzut wyników, zwiększający się wraz ze wzrostem ich liczby, jest spowodowany nieuniknionymi odchyleniami (w granicach ustalonej tolerancji) różnorodnych parametrów technologiczno-konstrukcyjnych i dlatego w istocie jest uwarunkowany procesami technologicznymi wykonywania części i montażu zespołu. Przedstawione zadanie określenia kryterium dla stoiskowych prób zużyciowych należy więc rozwiązywać w sposób przybliżony, a ich rozwiązania mają charakter prawdopodobny.

Zagadnienia dotyczące wytrzymałości zmęczeniowej zespołów z uwzględnieniem metod określania kryteriów zmęczeniowych w odniesieniu do śmigłowców są opracowywane i powszechnie stosowane w praktyce [1, 2, 3]. W znanej i dostępnej literaturze śmigłowiec nie znalazł analogicznych rozwiązań dotyczących problemów wyznaczenia kryteriów w stoiskowych próbach zużyciowych.

W artykule przedstawiono metodę pozwalającą określić maksymalną, dopuszczalną wartość zużycia dowolnej pary kinematycznej, jaką może uzyskać badany element w pró-

Jeżeli przy kolejnych próbach kolejnego egzemplarza zespołu otrzymana wartość zużycia będzie niższa od dotychczas ustalonego kryterium, oznacza to, że proces technologiczny części i proces prób jest taki sam jak dla wcześniej badanych zespołów. W przypadku, gdy kolejna wartość zużycia będzie większa od dotychczas ustalonego kryterium, wynik ten należy wykorzystać jako sygnał ostrzegawczy. Należy wówczas sprawdzić wszystkie operacje procesu technologicznego wykonywania części i montażu oraz procesu prób, a także sprawdzić zgodność parametrów konstrukcyjnych badanego zespołu z obowiązującą dokumentacją techniczną. Jedynie w przypadku uzyskania pozytywnych wyników ze sprawdzeń, tzn. gdy nie stwierdzi się nieprawidłowości w realizacji procesu wykonywania części i prób, nowy wynik może być uznany za pozytywny i przyjęty do poszukiwanej, ale jeszcze niedostatecznie znanej prawidłowości rozkładu prawdopodobieństwa zużycia.



Rys. 1. Wyznaczenie pierwszego i drugiego tymczasowego kryterium zużyciowego:  $P$ , % — częstość sumaryczna wystąpienia wyniku określona wzorem (1);  $o$  — odczytane  $K$ , mm — wartość zużycia uzyskanego w próbach stoiskowych

Przyjęty nowy wynik uznaje się za kolejne przybliżenie dopuszczalnego zużycia i określa się go jako tymczasowe kryterium dopuszczalnego zużycia. Przykłady jego ustalenia przedstawiono na konkretnym przykładzie elementu tarczy sterującej — prowadnicy suwaka o średnicy 105 mm, która stanowi suwliwą parę kinematyczną. Po przeprowadzeniu prób sześciu egzemplarzy tarczy sterującej, uzyskano wartości zużycia, które po usystematyzowaniu wg wzrastającej wartości przedstawiono w tabl. 1 przyporządkowując każdej wartości zużycia odpowiadającą mu częstość sumaryczną wystąpienia wyniku wg wzoru:

$$P = \frac{n}{m+1} \cdot 100\% \quad (1)$$

gdzie:

$n$  — kolejny nr wyniku wg tabl. 1,  
 $m$  — całkowita liczba wyników.

Dane z tabl. 1 nanosimy na specjalny układ współrzędnych, nazywany siatką prawdopodobieństwa, o współrzędnych liniowo-gaussowskich (rys. 1) stosując metodę najmniejszych kwadratów lub w pierwszym przybliżeniu ry-

TABLICA 1

I.p.	Zużycie, mm	Częstość sumaryczna wystąpienia wyniku $P$ , %
1	0,010	14,28
2	0,010	28,56
3	0,015	42,85
4	0,015	57,14
5	0,015	71,42
6	0,02	85,71

bach zużyciowych nie powodując jeszcze zakłóceń w normalnej pracy zespołu. Należy wyraźnie podkreślić, że chodzi tutaj o wyznaczenie kryterium zużycia służącego do interpretacji wyników prób stoiskowych. Wartość tego zużycia jest uściślana w miarę uzyskiwania nowych wyników.



sujemy „na oko” linię prostą. Ustalimy tymczasowe kryterium, którym będziemy oceniać kolejne wyniki prób, dopóki ich liczba nie wzrośnie np. o ok. 25%, tj. kolejno siódmy i ósmy wynik. Oczekiwany ósmy wynik będzie miał prawdopodobieństwo wg wzoru  $(1) \frac{8}{9} \cdot 100\% = 89\%$ . Wykorzystując prostą z rys. 1 znajdujemy wartość zużycia równą 0,021 mm, co oznacza, że prawdopodobieństwo faktu, iż zużycie oczekiwanego ósmego wyniku nie będzie większe od 0,021 mm wynosi 89%. W ten sposób za pierwsze tymczasowe kryterium dopuszczalnego zużycia przyjmujemy wartość  $K_1 = 0,021$  mm.

Przyjmijmy dalej, że próby siódmego i ósmego egzemplarza dały wyniki, które znajdują się poza poprzednio zarejestrowanymi granicami (tj. 0,005 mm i 0,040 mm), prawie dwa razy przekraczające zużycie  $K_1$  przyjęte wcześniej za kryterium. Jak już wspomniano, wynik ten należy wykorzystać jako sygnał alarmowy i przeprowadzić szczegółową analizę wykonywania części wchodzących w skład badanego zespołu i mających wpływ na zużycie tych części oraz sprawdzić prawidłowość realizacji prób na stoisku badawczym.

Nieodzwonne stałe się również zbadanie zachowania się badanego zespołu na stoisku pod względem utrzymywania i stabilności obciążeń oraz zdolności ich przenoszenia.

Załóżmy, że wyniki uzyskanych sprawdzeń są pozytywne, tzn. nie stwierdzono odstępstw od dotychczasowego wykonywania i dotychczasowej realizacji procesu prób. Służy to za podstawę do przyjęcia nowego, zmiennego charakteru rozkładu prawdopodobieństwa zużycia kontrolowanej części. Ten nowy charakter przedstawia linia łamana pokazana na rys. 1 oraz tabl. 2.

Posługując się uściśloną zależnością (rys. 1) ustalimy nowe tymczasowe kryterium dopuszczalnego zużycia, za pomocą którego będziemy oceniali kolejne wyniki dopóki ich liczba nie wzrośnie o następne 25%, czyli dziewiąty i dziesiąty wynik. Oczekiwany dziesiąty wynik będzie miał

TABLICA 2

Lp.	Zużycie, mm	Częstość sumaryczna wystąpienia wyniku P, %
1	0,005	11,11
2	0,010	22,22
3	0,010	33,33
4	0,015	44,44
5	0,015	55,55
6	0,015	66,66
7	0,020	77,77
8	0,040	88,88

prawdopodobieństwo wg wzoru  $(1) \frac{10}{11} \cdot 100\% = 91\%$  i zgodnie z zależnością (rys. 1) oczekiwana wartość maksymalnego zużycia nie powinna przekroczyć 0,046 mm. Za drugie tymczasowe kryterium dopuszczalnego zużycia przyjmujemy wartość  $K_2 = 0,046$  mm.

Na zakończenie omawianego przykładu, określmy obowiązujące obecnie kryterium dopuszczalnego zużycia. Wyniki prób, będące obecnie w naszym posiadaniu, przedstawiono w tabl. 3 i na rys. 2.

Wykorzystując zależność z rys. 2 ustalimy nowe kryterium  $K_3$ , za pomocą którego będziemy oceniali kolejne wyniki, dopóki ich liczba nie wzrośnie o następne 25%, czyli od 20 do 24 wyniku. Oczekiwany 24 wynik będzie miał prawdopodobieństwo  $\frac{24}{25} \cdot 100\% = 96\%$ , a tymczasowe kryterium dopuszczalnego zużycia wynosi  $K_3 = 0,063$  mm.

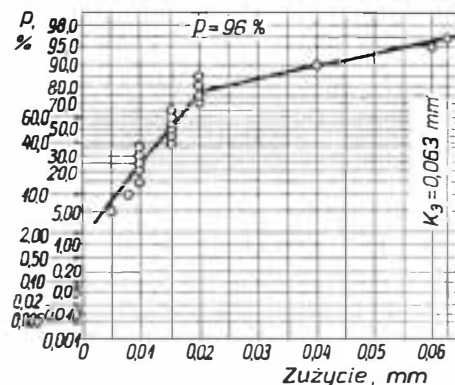
Nietrudno zauważyć, że tymczasowe kryteria dopuszczal-

nego zużycia są w istocie prognozą na najbliższą, określoną liczbowo przyszłość i mogą być ustalone przy istnieniu dowolnej liczby wyników prób. Tymczasowe kryteria dopuszczalnego zużycia pomimo swojej zmienności są wielkościami dokładnymi, ponieważ ich wielkości są weryfikowane jakością wykonywania części i prawidłowością realizacji prób. Dokładność ich wyznaczenia wzrosła z liczbą przebadanych zespołów, co wyznaczała na ciągłe uściśla-

TABLICA 3

Lp.	Zużycie, mm	Częstość sumaryczna wystąpienia wyniku P, %	Lp.	Zużycie, mm	Częstość sumaryczna wystąpienia wyniku P, %
1	0,005	5	11	0,015	55
2	0,008	10	12	0,015	60
3	0,010	15	13	0,015	65
4	0,010	20	14	0,020	70
5	0,010	25	15	0,020	75
6	0,010	30	16	0,020	80
7	0,010	35	17	0,020	85
8	0,015	40	18	0,040	90
9	0,015	45	19	0,060	95
10	0,015	50	20	—	—

nie charakterystyk zużyć. Praktyczne zastosowanie tymczasowego kryterium dopuszczalnego zużycia umożliwi realizację ciągłej i efektywnej kontroli produkcji i w razie konieczności (zbyt duże zużycie) — wprowadzenie uściślenia do procesu technologicznego wykonywania części lub montażu zespołu.



Rys. 2. Wyznaczenie trzeciego tymczasowego kryterium zużyciowego: osi rzędnych P, % — częstość sumaryczna wystąpienia wyniku określona wzorem (1); osi odciętych K, mm — wartość zużycia uzyskanego w próbach stoiskowych

Nie należy oczekiwać, że charakterystyki zużycia otrzymanego w próbach będą zgodne z odpowiednim zużyciem mierzonym w eksploatacji. Przyczyną tej niezgodności jest niemożliwość pełnego wymodelowania warunków eksploatacji podczas prób zużyciowych. Jednakże wyniki porównania zużycia w próbach stoiskowych ze zużyciem w eksploatacji mogą dać wartościową informację, na podstawie której można uściślić program prób zużyciowych oraz okres eksploatacji zespołu.

#### LITERATURA

1. M. I. MIL i in.: Wiertoloty, t. II. Maszynostrojenije, Moskwa, 1967
2. R. A. MICHIEJEW: Rasczot wiertolota na procznost. Maszynostrojenije, Moskwa, 1984
3. Z. DYLAĞ, Z. ORŁOŚ: Wytłizymałość zmeczeniowa materiałow. WNT, Warszawa, 1962
4. Cz. PLATT: Problemy rachunku prawdopodobieństwa i statystyki matematycznej. PWN, Warszawa, 1978

#### DO CZYTELNIKÓW

Z przykrością zawiadamiamy Czytelników, że podwyżki cen papieru i usług poligraficznych zmusiły Wydawnictwo SIGMA do podniesienia ceny *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*. Od nr 7 br. zeszyt TLiA kosztować będzie 200 zł.

Mamy nadzieję, że nasi Czytelnicy okażą zrozumienie dla tej, niemiłej i dla nas, decyzji i nadal będą czytać *Technikę Lotniczą i Astronautyczną*.

Redakcja

## Instrukcja Użytkowania w Locie samolotu

- 1 — zatwierdzony materiał instrukcji, zatwierdzona wartość i.
- 2 — informacje wymagane
- 3 — gatunek lub oznaczenie paliwa
- 4 — całkowita ilość paliwa zużywanego
- 5 — paliwo niezaużywalne
- 6 — ograniczenia użytkowania
- 7 — ciężar maks.
- 8 — m. c. do lądowania
- 9 — zakres dopuszczalnych położzeń środka ciężkości
- 10 — minimalny skład załogi
- 11 — maks. wysokość użytkowania
- 12 — m. temperatura powietrza
- 13 — rodzaje użytkowania, warunki u.
- 14 — (loty) tylko w dzień
- 15 — l. dzienne i nocne
- 16 — warunki meteorologiczne
- 17 — loty VFR
- 18 — l. IFR
- 19 — inaks. liczba miejsc pasażerskich
- 20 — współczynnik obciążenia dopuszczalnego (w locie)
- 21 — samoloty kategorii normalnej
- 22 — s. k. użytkowej
- 23 — s. k. akrobacyjnej
- 24 — dopuszczalne manewry w locie, figury d.
- 25 — zalecane prędkości rozpoczynania figur
- 26 — niedopuszczalne manewry w locie, figury n.
- 27 — f. akrobacji
- 28 — korkociągi
- 29 — ograniczenia prędkości
- 30 — prędkość nieprzekraczalna, p. maks. dopuszczalna
- 31 — (obliczeniowa) prędkość ewolucyjna
- 32 — o. p. dopuszczalna w burzliwej atmosferze
- 33 — o. p. z wychyleniami klapami
- 34 — maks. dopuszczalna p. z wypuszczonym podwoziem
- 35 — m. d. p. przy wypuszczeniu i chowaniu podwozia
- 36 — m. d. p. eksploatacyjna
- 37 — strukturalna p. przelotowa
- 38 — ograniczenia zespołu napędowego
- 39 — maks. prędkość obrotowa (obr/min)
- 40 — maks. dopuszczalne ciśnienie lądowania (silniki tłokowe)
- 41 — maks. dopuszczalna temperatura gazów (s. turbinowe)
- 42 — m. d.t. głowic cylindrów (s. tłokowe)
- 43 — m. d. t. oleju
- 44 — ograniczenia czasu pracy silnika na danej mocy lub ciągu
- 45 — temperatura otoczenia
- 46 — oznakowanie przyrządów
- 47 — o. prędkościomierza
- 48 — zakres normalnego użytkowania
- 49 — zielony łuk
- 50 — zakres ostrzegania
- 51 — żółty łuk
- 52 — ograniczenie górne
- 53 — o. dolne
- 54 — czerwona linia promieniowa
- 55 — zakres użytkowania klap
- 56 — biały łuk
- 57 — procedury awaryjne, czynności a.
- 58 — przerwane lądowanie
- 59 — uszkodzenie silnika
- 60 — zgaśnięcie silnika (turbinoowego)
- 61 — ponowne uruchomienie silnika (w locie)
- 62 — lądowanie z silnikiem nie pracującym, l. ze stojącym śmigłem
- 63 — l. z jednym s. n.
- 64 — odejście na drugi krąg z jecynym s. n.
- 65 — silnik krytyczny
- 66 — lądowanie w terenie przystosowanym
- 67 — lądowanie przymusowe; l. awaryjne
- 68 — wodowanie (samolotu lądowego)
- 69 — uszkodzenie podwozia
- 70 — lądowanie ze schowanym podwoziem, l. na kadłub
- 71 — pożar silnika
- 72 — p. w kadłubie
- 73 — opuszczanie samolotu (w locie), skok ze spadochronem
- 74 — katapultowanie
- 75 — procedury normalne, czynności n.
- 76 — przed wejściem do samolotu
- 77 — przegląd zewnętrzny
- 78 — wchodząc do samolotu, po wejściu do s.
- 79 — przed uruchomieniem silnika
- 80 — rozruch silnika
- 81 — kołowanie
- 82 — start
- 83 — wznoszenie
- 84 — przelot
- 85 — zniżanie, schodzenie
- 86 — podejście do lądowania, podchodzenie do l.
- 87 — lądowanie
- 88 — po wylądowaniu
- 89 — wyłączenie silnika, zatrzymanie s.
- 90 — procedury z wiatrem bocznym
- 91 — wyprowadzenie z korkociągu
- 92 — informacje o osiągnięciach
- 93 — poprawki prędkościomierza
- 94 — prędkość (decyzji) przy uszkodzeniu krytycznego silnika
- 95 — prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania
- 96 — p. p. w określonej k.
- 97 — p. oderwania (przy starcie)
- 98 — minimalna p. sterowna, m. p. lotu sterownego
- 99 — p. bezpieczna przy starcie
- 100 — p. przy najbardziej stromym wznoszeniu
- 101 — p. przy największej prędkości wznoszenia
- 102 — p. lotu na wysokości 15 m (po starcie)
- 103 — p. przy najlepszym wznoszeniu z jednym silnikiem nie pracującym
- 104 — zalecana prędkość przy wznoszeniu
- 105 — maks. prędkość lotu poziomego przy maks. mocy trwałej
- 106 — p. przy minimalnym opadaniu z jednym silnikiem nie pracującym
- 107 — p. podejścia, p. podchodzenia
- 108 — ustalona (pionowa) prędkość wznoszenia
- 109 — ustalony gradient w.
- 110 — u. kąta w.
- 111 — wpływ przechylenia na prędkość przeciągnięcia
- 112 — utrata wysokości w przeciągnięciu z silnikiem nie pracującym
- 113 — długość startu
- 114 — d. lądowania
- 115 — droga rozpędzania i hamowania
- 116 — ciężar samolotu pustego
- 117 — informacja o załadunku
- 118 — instrukcja lądowania
- 119 — ciężary i położenie wszystkich pozycji zabudowanego wyposażenia

K.D

## Airplane flight manual

- 1 — approved manual material
- 2 — required information
- 3 — fuel grade or designation
- 4 — total quantity of usable fuel
- 5 — unusable f.
- 6 — operating limitations
- 7 — maximum weight
- 8 — m. landing w.
- 9 — center of gravity limits
- 10 — minimum flight crew
- 11 — maximum operating altitude
- 12 — m. atmospheric temperature
- 13 — kinds of operation
- 14 — day only
- 15 — day and night operation
- 16 — meteorological conditions
- 17 — VFR operations
- 18 — IFR operations
- 19 — maximum passenger seating
- 20 — limit flight load factor
- 21 — normal category airplanes
- 22 — utility c. a.
- 23 — acrobatic c. a.
- 24 — authorized maneuvers
- 25 — recommended entry speeds
- 26 — unauthorized maneuvers
- 27 — acrobatic m.
- 28 — spins
- 29 — airspeed limitations
- 30 — never-exceed speed ( $V_{NE}$ )
- 31 — design maneuvering s. ( $V_A$ )
- 32 — d. s. for maximum gust intensity ( $V_B$ )
- 33 — d. flap extended s. ( $V_{FE}$ )
- 34 — maximum landing gear extended s. ( $V_{LE}$ )
- 35 — m. l. g. operating s. ( $V_{LO}$ )
- 36 — m. operating limit s. ( $V_{MO}/M_{MO}$ )
- 37 — structural cruising s. ( $V_{NO}$ )
- 38 — powerplant limitations
- 39 — maximum rotational speed (rpm)
- 40 — m. allowable manifold pressure (reciprocating engines)
- 41 — m. a. gas temperature (turbine e.)
- 42 — m. a. cylinder head temperature (reciprocating e.)
- 43 — m. a. oil t.
- 44 — time limits for the use of the power or thrust
- 45 — ambient temperature
- 46 — marking of instruments
- 47 — airspeed indicator markings
- 48 — normal operating range
- 49 — green arc
- 50 — caution range
- 51 — yellow arc
- 52 — upper limit
- 53 — lower limit
- 54 — radial red line
- 55 — flap operating range
- 56 — white arc
- 57 — emergency operating procedures
- 58 — balked landing
- 59 — engine failure
- 60 — flame-out
- 61 — engine re-start
- 62 — dead engine landing
- 63 — l. with one engine inoperative
- 64 — go-around with o. e. i.
- 65 — critical engine
- 66 — landing on an unprepared area
- 67 — forced l., emergency l., crash l.
- 68 — ditching
- 69 — landing gear failure
- 70 — l. with gear up, belly l.
- 71 — engine fire
- 72 — fuselage fire
- 73 — bail-out
- 74 — ejection
- 75 — normal (operating) procedures
- 76 — before entering aircraft
- 77 — exterior inspection
- 78 — on entering aircraft
- 79 — before starting engine
- 80 — engine starting
- 81 — taxiing
- 82 — takeoff
- 83 — climbing
- 84 — cruising
- 85 — descending
- 86 — approaching
- 87 — landing
- 88 — after the l.
- 89 — engine shutoff
- 90 — crosswind procedures
- 91 — recovery from spinning
- 92 — performance information
- 93 — airspeed corrections
- 94 — critical-engine-failure speed ( $V_1$ )
- 95 — stalling speed in the landing configuration ( $V_{SO}$ )
- 96 — s. s. in the specified c. ( $V_{SI}$ )
- 97 — lift-off speed ( $V_{LOF}$ )
- 98 — minimum control s. with the critical engine inoperative ( $V_{MC}$ )
- 99 — takeoff safety s. ( $V_2$ )
- 100 — s. for best angle of climb ( $V_X$ )
- 101 — s. for best rate of c. ( $V_Y$ )
- 102 — airspeed at 50-foot height
- 103 — best-rate-of-climb speed with one engine inoperative
- 104 — recommended c. s.
- 105 — maximum speed in level flight with m. continuous power ( $V_H$ )
- 106 — minimum rate of descent with one engine inoperative
- 107 — approach s.
- 108 — steady rate of climb
- 109 — s. gradient of c.
- 110 — s. angle of c.
- 111 — effect of the bank on the stalling speed
- 112 — loss of altitude during the one-engine-inoperative stall
- 113 — takeoff distance
- 114 — landing d.
- 115 — accelerate-stop d.
- 116 — empty weight
- 117 — loading information
- 118 — l. instructions
- 119 — weight and location of each item of equipment installed

# Zabezpieczenie przed oblodzeniem

## Advisory Circular AC 23.1419-1 (IV)

### ZALĄCZNIK 1

Poniższy załącznik zawiera uproszczoną listę tematów związanych z bezpieczeństwem użytkownika małych samolotów w warunkach oblodzenia oraz proponowane sposoby rozwiązania zagadnień związanych z wpływem tych czynników. Pewnych sposobów nie można stosować do danego samolotu — zależy to od podstaw jego certyfikacji (patrz także punkt 2 niniejszego AC).

#### Temat

A. Widoczność z miejsca załogi

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Przeprowadzić badania dla upewnienia się o zadowalającej widoczności w dzień i w nocy przez części szyby, zabezpieczone przed oblodzeniem zarówno w suchym powietrzu, jak i przy oblodzeniu.

2. Sprawdzić zdolność kabinowego systemu zapobiegającego zapotnieniu szyb do zapewnienia przejrzystości szyb bocznych dla obserwacji działania odciadaczy pneumatycznych oraz gromadzenia się lodu. Jeżeli takiego systemu nie ma, to szyby powinny dawać się łatwo oczyścić przez pilota, bez nadmiernego powiększania jego zakresu czynności.

3. Minimalna przepuszczalność światła przez chronione przed oblodzeniem szyby przednie lub boczne albo ich części powinna wynosić 70%, przy pomiarze w kierunku prostopadłym do powierzchni, dla szyby oczyszczonej od lodu.

4. Należy stwierdzić, że gradient temperatury wytworzony na podgrzewanej szybie przedniej nie wpływa ujemnie na widoczność dla pilota ani na wytrzymałość szyby.

#### Temat

B. Instalacje silnikowe i chłodzenie

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Przeprowadzić próby w locie, analizy, albo wykorzystać inne uzasadnienia dla stwierdzenia, że kompletny zespół napędowy, włącznie ze śmigłami, funkcjonuje bez istotnych strat mocy. Upewnić się, że chłodzenie oleju i agregatów instalacji w krytycznych punktach jest wystarczające dla całego zakresu obwiedni warunków eksploatacji oraz warunków oblodzenia. Jeżeli jest spodziewane gromadzenie się lodu na prądnicy, należy przeprowadzić próby chłodzenia prądnicy przy maksymalnym obciążeniu instalacji elektrycznej od instalacji przeciwołdzeniowej i przy krytycznym modelowanym oblodzeniu na wlotach powietrza do silnika i do prądnicy.

#### Temat

C. Śmigło

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Przeprowadzić analizę dla ustalenia potrzebnych środków ochrony przed oblodzeniem wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy łopaty. Przy określaniu obszarów wymagających ochrony należy wziąć pod uwagę nagrzewanie aerodynamiczne związane z obrotem śmigła, ciepło topnienia oraz siły odśrodkowe. Wielkość kropli jest krytycznym parametrem przy określaniu rozległości wzdłuż cięciwy zakresu wymagającego ochrony.

2. Gdy instalacja przeciwołdzeniowa śmigła pobiera moc z instalacji elektrycznej, pneumatycznej albo z upustów sprężarki, należy wykonać analizę (bilans) obciążenia dla danego źródła mocy aby wykazać, że może ono zapewnić ochronę przed oblodzeniem jednocześnie ze wszystkimi innymi zasadniczymi obciążeniami.

3. Jeżeli do ochrony przed oblodzeniem potrzebna jest ciecz należy umieścić ograniczenie w IUL, dotyczące lotu w warunkach oblodzenia, tak aby zabezpieczyć się przed zużyciem tej cieczy jeszcze przed wystąpieniem warunków oblodzenia. Należy zapewnić odpowiedni zapas ilości cieczy, aby wystarczył dla przypadku lądowania na lotnisku zapasowym, zgodnie z wymaganiami operacyjnymi.

4. Pozostałe wybrane zagadnienia obejmują:

(a) wpływ instalacji przeciwołdzeniowej na wytrzymałość strukturalną łopaty, jej nasady oraz piasty,

(b) temperaturę powierzchni,

(c) niezawodność działania urządzenia (czasowego lub innego) sterującego instalacją,

(d) gromadzenie się lodu na kołpaku śmigła.

5. Wykonać próby dla upewnienia się, że lód odchodzi od łopat oraz dla zademonstrowania prawidłowego działania. Podczas próby sprawdzić, czy jest zapewniona właściwa ochrona przed oblodzeniem, czy spadek sprawności śmigła nie jest nadmierny, czy charakterystyka drganiowa jest właściwa oraz czy zrzucany lód jest dostatecznie drobny, aby nie powodował poważniejszych uszkodzeń innych części samolotu. Próby powinny obejmować badanie wytrzymałości zespołu śmigła i związanego z nim wyposażenia wraz z zainstalowaną ochroną przeciwołdzeniową (ogrzewaczami, pierścieniami ślizgowymi, przewodami itp.).

#### Temat

D. Wyposażenie, instalacje, działanie i zabudowa

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Przeprowadzić analizę, jak omówiono w paragrafie 8e (analiza defektów) niniejszego AC, dla upewnienia się, że żaden prawdopodobny defekt ani niewłaściwe działanie żadnego ze źródeł zasilania (instalacji elektrycznej, cieczonej, powietrza z upustów, pneumatyki itp.) nie zakłóci zdolności pozostałych źródeł do zapewnienia wystarczającej mocy dla instalacji, które są ważne dla bezpiecznego użytkowania w locie w warunkach oblodzenia.

2. Przeprowadzić analizę obciążenia źródeł mocy dla upewnienia się, że są zapewnione właściwe warunki zasilania.

3. Upewnić się, że są środki ostrzegające załogę w razie awarii źródła mocy.

4. Udowodnić, że alternator lub prądnica są zabezpieczone przed szkodliwym gromadzeniem się lodu.

5. Stwierdzić, czy jest wykonalne zmniejszenie obciążenia po częściowej awarii. Jeżeli jest to potrzebne, powinna być podana kolejność zdejmowania obciążenia, tak aby pilot mógł upewnić się, że jest zapewnione wystarczające zasilanie instalacji przeciwołdzeniowej oraz innego wyposażenia, niezbędnego do lotu w warunkach oblodzenia.

#### Temat

E. Zabezpieczenie obwodów

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Stwierdzić, że w projekcie przewidziano zabezpieczenia przed przeciążeniem elektrycznym, które działają niezależnie od położenia ich urządzeń sterujących (tzn. przełączniki-bezpieczniki, które nie mogą być przytrzymane ręcznie w położeniu włączonym — przyp. tłum.).

2. Upewnić się, że projekt jest taki, że żadne z urządzeń zabezpieczających nie chroni więcej niż jednego obwodu zasadniczego (o decydującym znaczeniu) dla bezpiecznego kontynuowania lotu. Np. ogrzewanie nadajnika rurki Pitota i czujnik przeciągnięcia są uważane za oddzielne zasadnicze obwody i powinny mieć osobne zabezpieczenia. Obwody kontroli i ostrzegania powinny być oddzielone od obwodów sterujących i każdy z nich powinien mieć osobne zabezpieczenie. Na samolotach, wyposażonych w podwójne źródła zasilania instalacja elektryczna wyposażona w pojedynczą szynę i jeden bezpiecznik instalacji przeciwołdzeniowej nie są uznawane za właściwe.

#### Temat

F. Zabezpieczenie krawędzi natarcia powierzchni nośnych

#### Czynności — Sposób postępowania

1. Zapewnić środki sygnalizujące załodze, że instalacja przeciwołdzeniowa otrzymuje wystarczające zasilanie ze wszystkich źródeł (elektryczne, ciśnieniem powietrza z upustów, podciśnieniem albo cieczą itp.) oraz że funkcjonuje normalnie.



2. Przeprowadzić analizę toru kropli i punktów uderzenia na skrzydle oraz usterzeniu pionowym i poziomym dla określenia tylnej granicy tworzenia się lodu. Należy zwrócić uwagę na to, czy dolna i górna granica obszarów chronionych na skrzydle i usterzeniach pozwalają na bezpieczne wykonywanie lotów w warunkach oblodzenia.

**Temat**

G. Instalacja ciśnienia statycznego

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Każdy punkt poboru ciśnienia statycznego przewidziany w samolocie powinien być umieszczony tak, aby korelacja pomiędzy ciśnieniem w obwodzie statycznym a ciśnieniem w atmosferze nie była zakłócona podczas lotu w warunkach oblodzenia. Urządzenia przeciwołodziennowe, zapasowe źródła ciśnienia, albo też wykonanie prób dla wykazania, że w żadnych warunkach nie następuje oblodzenie punktu poboru ciśnienia, mogą być zaakceptowane jako dowody spełnienia wymagań.

2. Jeżeli punkty poboru ciśnienia są zabezpieczone termicznie, należy przeprowadzić badanie termiczne dla udowodnienia, że zabezpieczenie to jest właściwe.

**Temat**

H. Rurka Pitota, punkty poboru ciśnienia statycznego, czujnik kąta natarcia, czujnik przeciągnięcia.

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Wykonać analizę (termiczną — dla ogrzewanych końcówek rurki Pitota lub punktów poboru ciśnienia statycznego) dla określenia wymagań instalacji przeciwołodziennowej lub obładzającej.

2. Przeprowadzić próby dla zweryfikowania analiz i zademonstrowania spełnienia warunków. Wykorzystać owe zweryfikowane analizy dla ekstrapolacji do krytycznych warunków wg cz. 25, zał. C. Pewne kombinacje parametrów mogą okazać się krytycznymi punktami do prób. Dla elementów nie mających zabezpieczenia można przeprowadzić próby przez udowodnienie, że prędkość, wysokość i inne parametry pozostają w zadowalających granicach tolerancji w warunkach krytycznych. W niektórych przypadkach może okazać się, że zadowalające próby stoiskowe i próby w locie zostały już wykonane na innych samolotach i można wykorzystać dla udowodnienia zgodności podobieństwa z innym samolotem.

**Temat**

I. Kierunek (kurs) magnetyczny

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Projekt powinien minimalizować odchylenia wskaźnika kursu magnetycznego. Jeżeli jednak odchylenia wskaźnika kursu magnetycznego z włączoną instalacją przeciwołodzienną przekraczają  $10^\circ$ , należy przewidzieć odpowiedni napis.

UWAGA. Jeżeli instalacja przeciwołodziennowa powoduje odchylenia przekraczające  $10^\circ$ , to należy zastosować § 23.1327 (poprawka 23—20).

**Temat**

J. Światła ułatwiające wykrywanie oblodzenia

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Należy przeprowadzić badanie (podczas lotów w nocy, albo w ciemnym hangarze) stref oświetlonych oraz odbić (poświaty) powodowanej przez światła do wykrywania oblodzenia.

2. Latarka ręczna nie może być uznana za wystarczające źródło światła do wykrywania lodu.

3. Światła do wykrywania oblodzenia należy zbadać w warunkach oblodzenia dla upewnienia się, że pilot ma zapewnione odpowiednie oświetlenie do wykrywania oblodzenia.

**Temat**

K. Anteny i inne elementy

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Przeprowadzić analizę strukturalną dla stwierdzenia, że krytyczne nagromadzenie lodu na antenach, masztach i innych elementach zamocowanych na zewnątrz samolotu nie powoduje niebezpieczeństwa.

2. Próby w naturalnym oblodzeniu lub z modelowanym oblodzeniem mogą być użyte do uzasadnienia analizy struktury.

3. Należy zbadać odpadanie lodu z tych elementów dla upewnienia się, że jego wielkość i trajektoria są takie, że nie występuje uszkodzenie innych części samolotu.

**Temat**

L. Instalacje cieczowe

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Pewne ciecz, używane do ochrony przed oblodzeniem, są palne. Elementy instalacji zawierających takie ciecz muszą odpowiadać wymaganiom z zakresu zabezpieczenia cieczy palnych z § 23.863. Żaden z elementów tych instalacji nie może być umieszczony w kabine pasażerskiej ani w kabine załogi bez zabezpieczenia wymagane przez § 23.853(d).

2. Ilość cieczy powinna być ustalona na podstawie charakterystyki użytkowania samolotu i zapewniać mu możliwość przelotu na lotnisko zastępcze i bezpieczne lądowanie. Należy przewidzieć środki do wskazywania ilości cieczy i wielkości przepływu, gdyż są one istotne w locie. Metoda określenia dostępności zabezpieczenia przed oblodzeniem powinna być podana w IUL, w rozdziale o procedurach użytkowania.

3. Instrukcja obsługi powinna podawać wykaz zatwierdzonych cieczy, a jeżeli od pilota lub członków załogi wymaga się, aby uzupełniali ciecz przeciwołodzienną, wykaz cieczy powinien być podany w IUL. Wlewy do zbiorników cieczy powinny być zaopatrzone w tabliczki z napisem stwierdzającym, że wyłącznie ciecz zatwierdzona mogą być używane. Wykaz zatwierdzonych cieczy może być podany na tej tabliczce lub w IUL.

4. Należy sprawdzić, czy ciecz odpowiada elementom zespołu napędowego samolotu, czy nie występują niekorzystne reakcje, takie jak korozja lub zanieczyszczenie, albo też czy istnieje przegląd lub inne sposoby zabezpieczania przed nimi. Np. jeżeli jest stosowany glikol etylenowy, to srebro i pokryte srebrem przełączniki i styki powinny być chronione przed zanieczyszczeniem przez glikol, aby uniknąć ryzyka pożaru.

**Temat**

M. Próby w locie

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Zasady certyfikacji wymagają analizy i prób dla udowodnienia, że samolot może być bezpiecznie użytkowany w zakresie oblodzenia podanym w cz. 25, załącznik C. Spełnienie wymagań może być wykazane przez podobieństwo do poprzednio zatwierdzonych konfiguracji. Jeżeli jest potrzebne przeprowadzenie prób w suchym powietrzu z modelowanym oblodzeniem, prób w naturalnym oblodzeniu, albo w oblodzeniu symulowanym, cele i wyniki tych prób powinny być zgodne z wytycznymi podanymi w § 10 niniejszego AC.

**Temat**

N. Instrukcja użytkowania w locie i tabliczki

**Czynności — Sposób postępowania**

1. Instrukcja Użytkowania w Locie i odpowiednie tabliczki z napisami powinny być zaprojektowane dla zapewnienia pilotowi odpowiedniej informacji, wystarczającej do bezpiecznego użytkowania samolotu w warunkach oblodzenia.

A. Kardymowicz

## Dekada katastrof

Oto lista większych katastrof lotniczych w Stanach Zjednoczonych w ostatnim dziesięcioleciu:

● 13.12.1977 — DC-3 rozbił się po starcie w Evansville, Indiana, 29 osób zabitych,

● 25.09.1978 — Boeing 727 i Cessna 172 zderzyły się nad San Diego, Kalifornia, 150 osób zabitych,

● 25.05.1979 — DC-10 (American Airlines) rozbił się przy starcie na lotnisku O'Hara w Chicago, 275 osób zabitych.

● 13.01.1982 — Boeing 737 (Air Florida) rozbił się przy starcie w Waszyngtonie, 78 osób zabitych,

● 09.07.1982 — Boeing 727 (PanAm) rozbił się przy starcie w Kenner, 153 osoby zabite,

● 02.03.1983 — DC-9 (Air Canada) zapalił się w czasie lotu i rozbił się, lądując na lotnisku Greater w Cincinnati, 23 osoby zabite.

● 21.01.1985 — czarterowy Galaxy rozbił się przy starcie w Reno, Nevada, 68 osób zabitych.

● 02.08.1985 — Lockheed L-1011 (Delta Air Lines) rozbił się na lotnisku Fort Worth w Dallas, 137 osób zabitych,

● 06.09.1985 — DC-9 (Midwest Express Airlines) rozbił się przy starcie z lotniska Milwaukee, 31 osób zabitych,

● 31.08.1986 — DC-9 (Aeromexico) zderzył się z małym samolotem nad przedmieściem Los Angeles, 82 osoby zabite.

● 16.08.1987 — MD-80 (Northwest Airlines) rozbił się przy starcie na lotnisku w Detroit, 156 osób zabitych.

Wg *The Gazette*, 16.11.1987 opracował mgr inż. J. Zwierzyński

# Osiemdziesiąt lat śmigłowców (III)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Institut Lotnictwa

## ŚMIGŁOWIEC CAGI 1-EA (1930 r.)

Rodowód pierwszego radzieckiego śmigłowca CAGI 1-EA, który w latach 1930-1934 wykonał całą serię sterowanych lotów, sięga okresu sprzed I wojny światowej.

W 1907 r. rozpoczął naukę w Wyższej Moskiewskiej Szkole Technicznej (MWTU) student Borys Nikolajewicz Juriew. Wkrótce stał się jednym z najbardziej aktywnych członków studenckiego kółka lotniczego, działającego pod opieką wybitnego uczonego-aerodynamika Nikolaja E. Zukowskiego. B. N. Juriew interesował się głównie śmigłowcami. Pracował nad ich teorią i opracowywał różne układy konstrukcyjne. W 1910 r. uzyskał patent nr 45212 na układ śmigłowca z pojedynczym wirnikiem nośnym i dwoma śmigłami pomocniczymi, umieszczonymi na końcach kadłuba w celu równoważenia momentu reakcyjnego i zapewnienia zdolności manewrowych. Rok później B. N. Juriew opatentował pomysł urządzenia do okresowego sterowania wirnikiem, nazwanego automatem pochyłeń (awtomat pierekosa), czyli wg współczesnej nomenklatury — tarczą sterującą. Żaden z pomysłów nie został jednak zrealizowany.

Do konstrukcyjnych schematów B. N. Juriewa powrócono w ZSRR w 1928 r. w sekcji konstrukcji specjalnych instytutu CAGI (Centralnyj Aerodinamiczeskij i Gidrodinamiczeskij Institut), gdy zapadła decyzja o rozpoczęciu prac nad śmigłowcem doświadczalnym. Podjęto ją na podstawie doświadczeń zebranych w CAGI przy budowie kilku typów wiatrakowców oraz bogatego dorobku teoretycznego naukowców instytutu. Liczącym się naukowcem był B. N. Juriew. Jemu też powierzono opracowanie koncepcyjnego projektu śmigłowca.

W technicznym projekcie jednomiejscowego śmigłowca, któremu nadano oznaczenie CAGI 1-EA, przyjęto nieco zmodyfikowany układ z patentu nr 45212, tj. z jednym wirnikiem nośnym i dwoma podwójnymi śmigłami pomocniczymi na końcach kadłuba. Śmigłowiec napędzały dwa rotacyjne silniki gwiazdowe M-2 o mocy po 88 kW (120 KM), które zostały umieszczone po bokach centralnej części ażurowego kadłuba, z wałami napędowymi skierowanymi do środka w stronę przekładni głównej. Silniki były

połączone z przekładnią sprzęgłami wolnego biegu. Przekładnia była typu planetarnego i dawała przełożenie 1:7,84.

Wirnik nośny śmigłowca miał średnicę 11 m i obracał się z prędkością 153 obr/min. Składał się z czterech łopatek sztywno osadzonych w głowicy. Jedynym ruchem, jaki łopaty mogły wykonywać, było przekręcanie wokół przegubów osiowych, których istotnym elementem były łożyska toczne dostosowane do przenoszenia obciążeń zarówno osiowych (od sił odśrodkowych), jak i promieniowych (od siły nośnej).

Łopaty wirnika były początkowo całkowicie metalowe. Ich wytrzymałościową część stanowił dźwigar znitowany z uprzednio przetłoczonych na właściwy kształt odcinków grubej blachy duralowej. Znitowany dźwigar miał w przekroju kształt kołowy. Do dźwigara były przynitowane duralowe żebra, a do nich były przymocowane podłużnice. Tak powstała kratowa struktura była pokryta cienką blachą ze stopów lekkich.

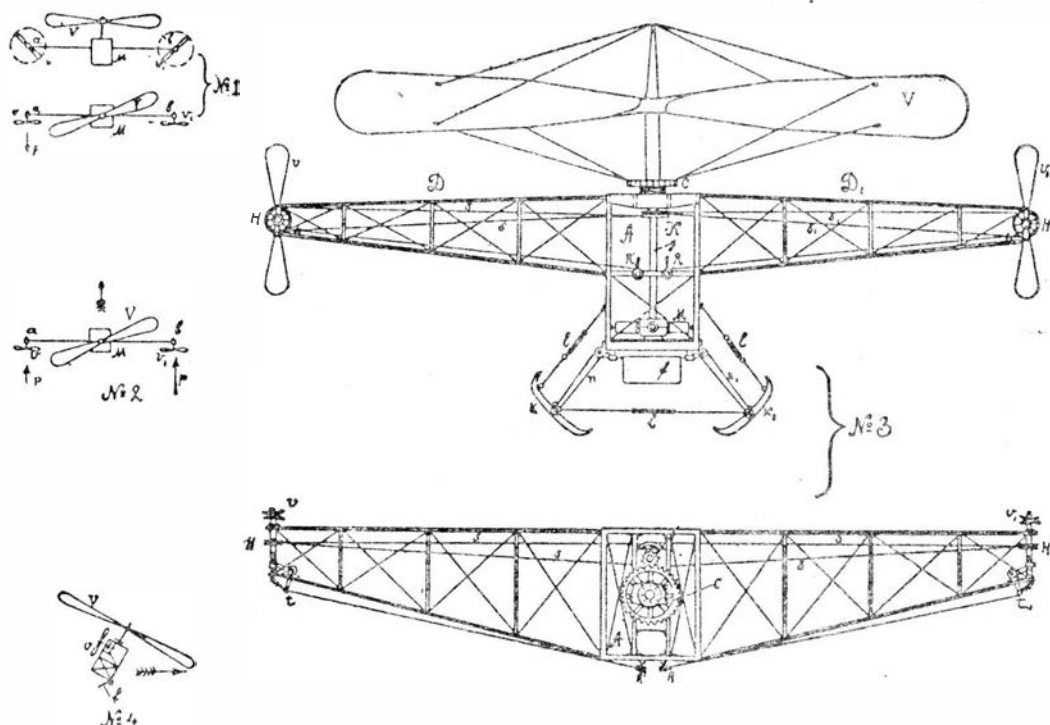
Konstrukcja nie zapewniała jednak identyczności kształtu wszystkich czterech łopatek wirnika i po pierwszych lotach zdecydowano się zmienić ich konstrukcję na mieszaną. W nowym rozwiązaniu zachowano metalowy dźwigar, ale żebra, podłużnice i pokrycie wykonano z drewna i sklejk.

Każde ze śmigieł pomocniczych miało średnicę 1,8 m i po dwie łopaty. Dźwigary łopatek były stalowe, a pokrycie duralowe. Napęd śmigieł zapewniały walki wyprowadzone z przekładni głównej. Każda para śmigieł była przeciwbieżna, prędkość obrotowa wynosiła 430 obr/min.

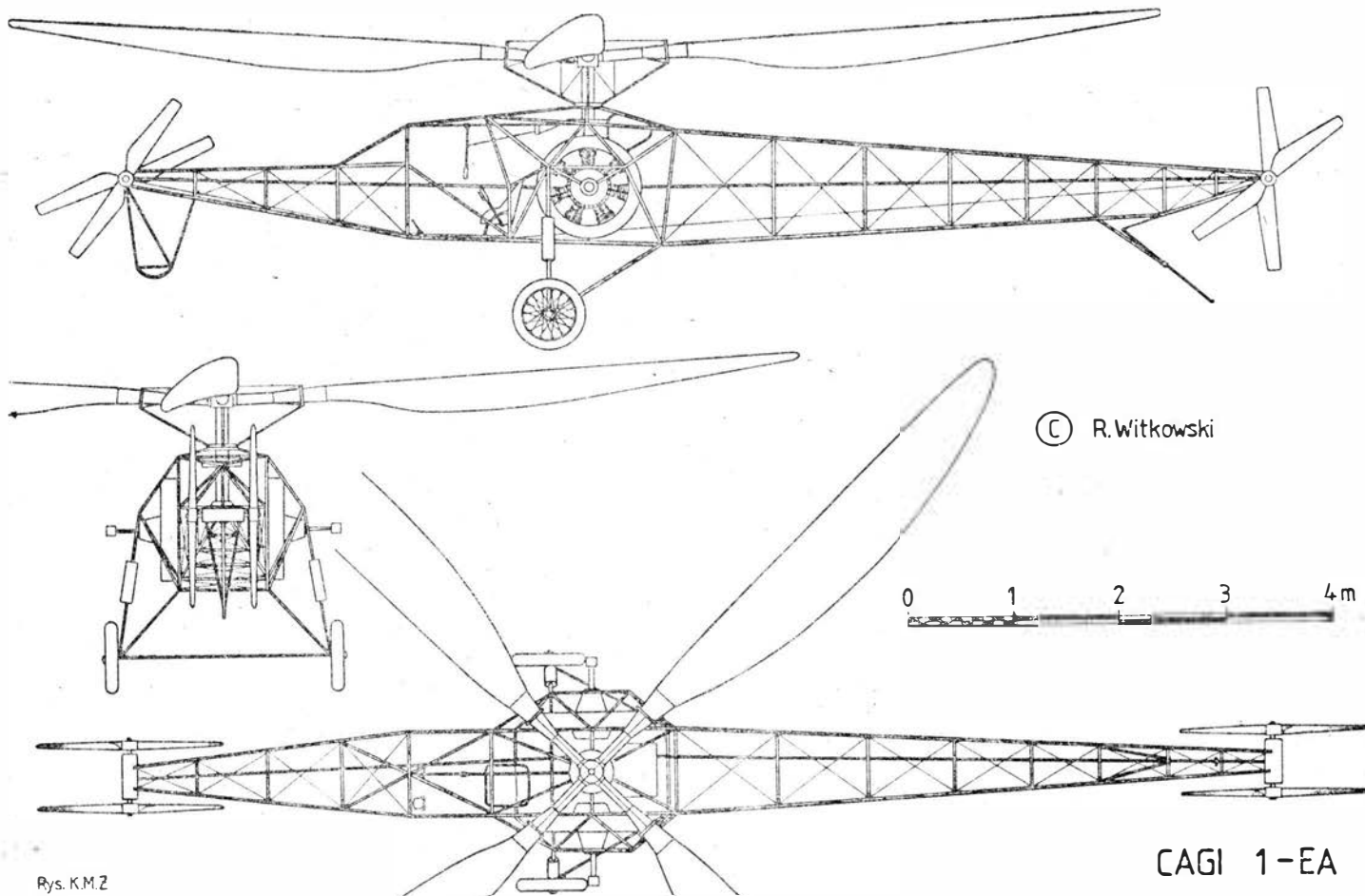
Sterowanie śmigłowca odbywało się przez oddziaływanie na okresowo zmienny kąt nastawienia łopatek nośnych i skok śmigieł pomocniczych. Pilot dokonywał tego za pomocą „wiszącego” drążka sterowego (połączonego z tarczą sterującą) i pedałów. Wielkość siły nośnej wirnika była sterowana przemieszczaniem tarczy sterującej w górę lub w dół za pomocą dźwigni skoku ogólnego umieszczonej po lewej stronie fotela pilota. Opuszczenie dźwigni w dół do oporu ustawiało łopaty na kątach autorotacji.

Budowę śmigłowca ukończono w warsztatach CAGI w połowie 1930 r., a w sierpniu rozpoczęto pierwsze naziemne próby na uwięzi. Po ich pomyślnym zakończeniu, je-

Из проекта Б.Н.Юрива



Rys. 1. Rysunek patentowy schematu śmigłowca B. N. Juriewa z 1910 r.



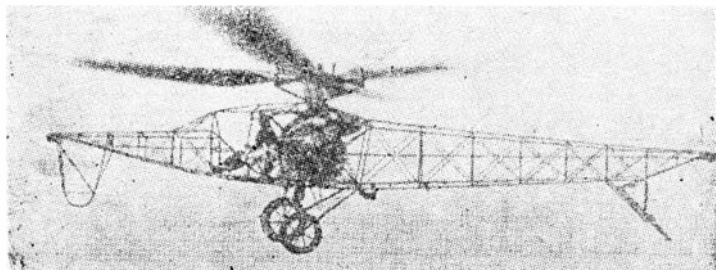
Rys. KMZ

Rys. 2. Śmigłowiec CAGI 1-EA z 1930 r.

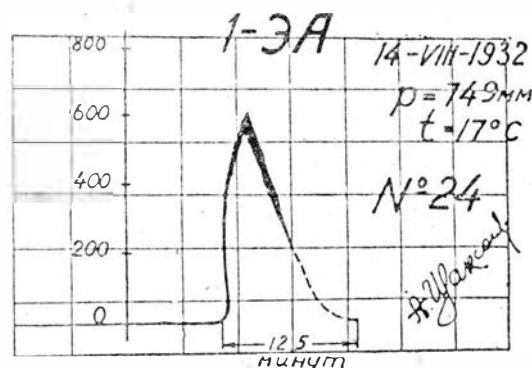
sienią rozpoczęto próby w locie swobodnym. Trwały one (z przerwami) od 1930 do 1934 r. Przez cały czas pilotem doświadczalnym był Aleksiej Michajłowicz Czeremuchin.

W pierwszej fazie prób loty ograniczały się do niskich zawisów i powolnych manewrów przyziemnych, przemieszczeń i obrotów. W miarę jednak jak pilot zdobywał coraz większe doświadczenie w pilotowaniu trudnego śmigłowca (a występowały w nim silne drgania i duże siły na sterownicach, zwłaszcza skoku ogólnego, „wodzenie” drążka, w niektórych sytuacjach istniała tendencja do oderwania strug na łopatach, a ponadto śmigłowiec był wyraźnie niestateczny) zwiększono wysokość lotów. Wszystkie loty były lotami pionowymi. 1 sierpnia 1932 r. A. M. Czeremuchin wzniósł się na wysokość 160 m, 3 sierpnia — 230 m i 5 sierpnia — 285 m. Największą wysokość lotu CAGI 1-EA zarejestrowano 14 sierpnia 1932 r. — 605 m. Istnieje kopia zapisu barografu z tego lotu. Rozmazana linia wykresu wskazuje na wystąpienie w locie szczególnie silnych drgań i chyba dlatego pilot nie kontynuował wznoszenia. Zakończenie rekordowego lotu było niefortunne: przy lądowaniu śmigłowiec został uszkodzony. Było to prawdopodobnie spowodowane wejściem śmigłowca podczas pionowego zniżania w stan pierścienia wirowego, zjawiska w owym czasie mało znanego teoretycznie i całkowicie nie zbadanego praktycznie. Śmigłowiec został wyremontowany, ale w dalszych lotach wprowadzono ostre ograniczenia realizowanych stanów.

Na podstawie doświadczeń zebranych podczas budowy śmigłowca CAGI 1-EA, pod konstrukcyjnym kierownictwem I. P. Bratuchina zbudowano ulepszoną wersję, nazwaną CAGI 5-EA. Nowy śmigłowiec miał całkowicie zmieniony



Rys. 3. Śmigłowiec CAGI 1-EA w locie



Rys. 4. Barogram z lotu śmigłowca CAGI 1-EA na rekordową wysokość 605 m

wirnik. Składał się on z czterech dużych łopatek nośnych, zawieszonych w głowicy na przegubach wahań, oraz czterech mniejszych łopatek sterujących, sztywno zamocowanych w głowicy. CAGI 5-EA wykonywał loty w latach 1933-1936. Najdłuższy lot trwał 13 min, największa pozioma długość lotu wyniosła 700 m, a prędkość maks. była równa 20 km/h. W 1941 r. śmigłowiec CAGI 5-EA został przekonstruowany na napęd silnikami elektrycznymi, zasilanymi długimi elastycznymi kablami z ziemi. „Elektrowiertło” CAGI 5-EA pilotowany przez D. A. Koszica wykonał serię lotów wiszących i powolnych manewrów. Rozpoczęcie wojny niemiecko-radzieckiej 22 czerwca 1941 r. położyło kres tym ciekawym próbom.

#### Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	11,00 m
Powierzchnia tarczy wirnika nośnego	95 m <sup>2</sup>
Średnica śmigieł pomocniczych	1,80 m
Długość całkowita ze śmigłami pomocniczymi	12,80 m
Wysokość	3,38 m
Rozstaw kół podwozia głównego	2,16 m
Masa własna	982 kg
Masa ładunku użytecznego (pilot i paliwo)	163 kg
Masa w locie maks.	1145 kg
Prędkość lotu poziomego maks.	20 km/h
Wysokość lotu pionowego maks.	605 m
Długość trwania w zawisie maks.	14 min



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 CZASOPISMI I KSIĄZEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Źródła niepowodzeń konstruktorów ZE ŚWIATA	1 2
H. Dłutowski: Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (I) Śmigła wentylatorowe (II)	3 7
A. Kardymowicz: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. IV — Charakterystyka zespołu napędowego	9
KARTOTEKA TLiA: Airbus Industrie Airbus A.320	11
W. W. Ogorodow, R. Banek: Określenie dopuszczalnych wartości zużycia ruchowego połączeń zespołów śmigłowca w próbach stoiskowych	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Instrukcja Użytkowania w Locie samolotu	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie przed oblodzeniem. Advisory Circular AC 23.1419 (IV) Dekada katastrof	20 21
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (III) (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROTOTYPY: CMC Leopard . Aerospatiale SA-365M Panther	. II okł. . II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
Na okładce: Samoloty myśliwskie PWS-10 (1931-1933): z 3 pułku lotniczego w Poznaniu (malowanie na manewry), z 4 pułku lotniczego w Toruniu i bez oznaczenia przynależności — rys. K. Cieślak	

## STRESZCZENIA

DŁUTOWSKI H.: Samoloty i śmigłowce w walce z pożarami (I). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 6, s. 3

W artykule omówiono rozwój i stosowanie sprzętu lotniczego do ochrony przeciwpożarowej w wybranych krajach. Uwzględniono stan obecny i przyszłe potrzeby krajowego i światowego rynku samolotów pożarniczych.

Śmigła wentylatorowe (II). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 6, s. 7

Przedstawiono nowy kierunek rozwoju napędów lotniczych — śmigła wentylatorowe. Opisano ich cechy i zalety.

KARDYMOWICZ A.: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. IV — Charakterystyka zespołu napędowego. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 6, s. 9

Omówiono charakterystyki zespołu napędowego — wpływ temperatury i wilgotności na charakterystykę silnika tłokowego oraz sprawność śmigła.

OGORODOW W. W., BANEK R.: Określenie dopuszczalnych wartości zużycia ruchowego połączeń zespołów śmigłowca w próbach stoiskowych. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 6, s. 17

Określono kryteria dopuszczalnego zużycia części połączeń ruchowych zwracając uwagę na różnice między wynikami prób stoiskowych i wynikami z eksploatacji.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (III). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 6, s. 22

W cz. III artykułu omówiono śmigłowlec CAGI 1-EA z 1930 r.

## CONTENTS

DŁUTOWSKI H.: Planes and helicopters in fire-fighting duty (I). TLiA, vol. XLIII, 1988, No 6, p. 3

The article discusses developments and application of flying equipment to control fire in selected countries. The current situation and future requirements of the domestic and world market of fire-fighting aircraft have been presented.

Ducted propellers (II). TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 6, p. 7

A new direction: ducted propellers, has been presented in the development of aircraft power plants. Their features and advantages have been discussed.

KARDYMOWICZ A.: The analysis of propeller-driven aircraft performance measurements. Part IV — Power plant characteristics. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 6, p. 9

Power plant characteristics have been discussed — the effect of temperature and humidity upon piston engine characteristics and propeller efficiency.

OGORODOW W. W., BANEK R.: Determination of admissible attrition values for helicopter assembly connections in stand tests. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 6, p. 17

Criteria have been established of admissible wear in movable connection parts pointing to the differences between stand test results and operating experience.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (III). TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 6, p. 22

Part III of the article presents the CAGI 1-EA helicopter from 1930.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

DŁUTOWSKI H.: Flugzeuge und Hubschrauber zur Brandbekämpfung (I). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 6, S. 3

In dem Aufsatz wird die Entwicklung und Anwendung der Flugzeuge zum Brandschutz in ausgewählten Ländern behandelt. Dabei wurden der aktuelle Stand und die zukünftigen Bedürfnisse des einheimischen und internationalen Marktes berücksichtigt.

Ventilator-Luftschauben (II). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 6, S. 7

Es wird eine neue Entwicklungsrichtung der Flugzeugantriebe, nämlich die Ventilator-Luftschauben, sowie ihre Eigenschaften und Vorteile beschrieben.

KARDYMOWICZ A.: Analyse der Flugleistungswerte eines Luftschaubenflugzeuges. Teil IV. Die Charakteristik des Antriebes. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 6, S. 9

Es werden die Kennlinien des Antriebes, der Einfluss der Temperatur und der Luftfeuchtigkeit auf die Charakteristik des Kolbenmotors und die Leistung der Luftschaube behandelt.

OGORODOW W. W., BANEK R.: Bestimmung der zulässigen Bewegungsverschleiss-

cd. na s. 14

WYDAWNICTWO



SIGMA

00 950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Agnieszka Woźniczka

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Gruzski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzyc mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwóźdź, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królkiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Mistorrek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. G288-1300/88. Nakład 5700 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-15. Cena pojedynczego egzemplarza zł 150.—



Prof. Tadeusz Sołtyk o roli konstruktora

3 listopada 1987 r. gościem Sekcji Lotniczej i Kola SIMP przy Instytucie Lotnictwa był prof. Tadeusz Sołtyk, zasłużony konstruktor samolotów. Źródłem sukcesów, za które otrzymał wiele nagród państwowych i resortowych, było jego ogromne zamiłowanie do lotnictwa oraz umiejętność wytyczania celów swej pracy i konsekwencja przy ich realizacji. Wykładał konstrukcję samolotów na Politechnice Warszawskiej, Politechnice Łódzkiej i Wojskowej Akademii Technicznej. Jest autorem książek i publikacji lotniczych.

Na spotkaniu, na które przybyli także wychowankowie i byli współpracownicy, wygłosił odczyt pt. „Zakres działalności głównego konstruktora na tle organizacji biura konstrukcyjnego samolotów”. Swoje bogate doświadczenia przekazał w formie anegdot. Siegały one czasów zamierzeń, kiedy po ukończeniu studiów w 1934 r. podjął pracę w Państwowych Zakładach Lotniczych przy samolocie Karaś, a następnie jako współkonstruktor samolotu Sum pod kierunkiem inż. S. Praussa. Po wyzwoleniu w 1944 r. w Lublinie już samodzielnie przystąpił do projektowania pierwszych po wojnie polskich samolotów Szpak, Zak, Junak, TS-3 Bies, zaś ukoronowaniem był samolot szkolno-bojowy TS-11 Iskra, znajdujący się w eksploatacji do dziś.

Wg poczynionych przez niego obserwacji, spośród absolwentów wyższych uczelni technicznych tylko 10% inżynierów ma rozwiniętą wyobraźnię konstruktorską i umiejętność rysowania, zaś rolę przywódczą, czyli głównych konstruktorów, może pełnić niewielu z nich. Główni konstruktorzy powinni bowiem wyróżniać się olbrzymią wiedzą, umiejętnością dobrej współpracy z ludźmi, oraz mieć autorytet, a także móc pracować poza obowiązkowym czasem pracy. Kształtowanie konstruktora najlepszego z najlepszych trwa ok. 10 lat. W przeciwnym przypadku może on być tylko administratorem, który może rządzić lepszymi od niego.

Dobry konstruktor lotniczy musi zatem znać stan wiedzy światowej i postępu technicznego w dziedzinie aerodynamiki, wytrzymałości statycznej i dynamicznej, nowych materiałów, elektroniki, automatyki, eksploatacji. Ponadto musi rozmawiać z pilotem i rozumieć go, czyli powinien samodzielnie latać, dyskutować z partnerem zamawiającym samolot, a w przypadku rozbieżnych zdań co do wymagań — znać sztukę kompromisu.

Prof. T. Sołtyk zwrócił uwagę, że nim przystąpi się do projektowania prototypu nowego samolotu w naszych polskich warunkach, należy zawsze wykonać pewne prace przygotowawcze:

— projektant powinien dokonać wyboru charakterystyki przyszłego samolotu w zależności od warunków zamówienia wg swojego uznania lub w porozumieniu ze zlecającym, a

— biuro studiów rynku powinno zrobić rozpoznanie, ile tych samolotów i w jakim czasie będzie można sprzedać.

— technolog powinien wybrać materiały, z jakich będzie wykonywany samolot, warunkujące zakres postępu konstrukcyjnego, wśród których pierwsze miejsce zajmują termoplastyczne kompozyty węglowe ze względu na ich lekkość i wytrzymałość oraz korzystne cechy włókien sztucznych. Następnie powinien wytypować zakłady, w

których samolot będzie produkowany i z którymi wiąże się obrabiarki, technologia i ludzie-fachowcy,

— projekt wstępny, jako bardzo ważny element, powinien być uzgodniony z klientem, który z reguły ma inny sposób myślenia i formułowania swoich życzeń,

— makleta powinna być również uzgodniona z zamawiającym i ze specjalistami z różnych dziedzin.

— rysunek dowodzenia powinien być sporządzony w możliwie największej skali i powinny znajdować się na nim wszystkie niezbędne informacje, takie jak przekroje, wyjaśnienia itp. Można na nim wprowadzać poprawki.

Do innych obowiązków głównego konstruktora (poza konstruowaniem) można zaliczyć:

— zatwierdzanie zmian. Dla prototypu samolotu muszą być sporządzone dobre rysunki zatwierdzone przez głównego konstruktora; wiąże się z tym sprawdzanie rysunków. W tym celu zatrudnia się sprawdzaczy rysunków (2÷3 w biurze konstrukcyjnym) lub stosuje się hierarchiczną formę sprawdzania (przez konstruktora, szefa sekcji, zastępcę głównego konstruktora i głównego konstruktora). Ze statystyki wynika, że w końcowej fazie sprawdzania zdarza się jeszcze jeden błąd na formacie A4,

— uczestniczenie w obradach produkcyjnych (średnio na obrady przypada ok. trzy dni w tygodniu),

— współpraca z warsztatem. W czasie wykonywania prototypu samolotu konstruktor kilka razy dziennie odwiedza stanowiska pracy w warsztacie,

— zbieranie danych do statystyki, np. czasochłonności projektowania (dla samolotu 30 h/rys., dla silnika — 50 h/rys., dla sprzętu — 60 h/rys.).

— główny konstruktor decyduje także o dyscyplinie pracy, płacach, nagrodach, wyróżnieniach a nawet o przydziałach mieszkań. Obowiązki te często sprowadzają go do roli administratora i dlatego powinien on mieć swoich pełnomocników do różnych poruczeń.

Terminowa realizacja zadań może być zapewniona tylko przez dobrą organizację pracy i efektywne wykorzystanie wszystkich stanowisk pracy.

Za wykład prof. T. Sołtyk został nagrodzony brawami, zaś liczni słuchacze prosili go o autograf.

T. Kurczyk

#### Diagnostyka techniczna w gospodarce narodowej

6 listopada 1987 r. w Pałacu Staszica w Warszawie prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz wygłosił wykład pt. „Diagnostyka techniczna w gospodarce narodowej”.

Przedstawił w nim teoretyczne podstawy diagnostyki, omówił urządzenia pomiarowe oraz podał przykłady sprawdzania głównie obiektów latających na stoisku badawczym i w czasie lotu. Wykazał też, że okresowe kontrole, podczas których wykryto nieprawidłową pracę, pozwoliły zapobiec wielu wypadkom, zwłaszcza lotniczym.

Wykłady wysłuchało ok. 50 osób, wśród nich wielu lotników. Najbardziej zaangażowanymi dyskutantami byli prof. S. Ziembka i prof. W. Jarominek, którzy z dużym uznaniem mówili o osiągnięciach naukowych i aplikacyjnych zespołu diagnostycznego kierowanego przez prof. J. Lewitowicza.

T. Kurczyk

#### Automatyzacja nawigacji i systemów sterowania

W dniach 6÷8.10.1987 r. w Gdyni odbyła się I Krajowa Konferencja pt. „Automatyzacja nawigacji i systemów sterowania”, zorganizowana przez Oddział Gdański Polskiego Towarzystwa Cybernetycznego oraz Akademię Marynarki Wojennej. W konferencji uczestniczyło 38 osób reprezentujących PAN, Akademię Sztabu Generalnego, WAT, Akademię Marynarki Wojennej, Politechnikę Gdańską, Wyższą Szkołę Morską, Politechnikę Śląską, Centrum Obsługi Badań Naukowych i Dydaktyki, Politechnikę Poznańską, WOSL, Politechnikę Szczecińską, Wyższą Szkołę Inżynierską, ITWL. Na konferencji wygłoszono 25 referatów.

Referaty, dyskusja oraz rozmowy kulturalne pozwoliły na dokładne rozpoznanie prac naukowo-badawczych prowadzonych w instytutach i wyższych uczelniach całego kraju. Wykazały także, że nadszedł już kres możliwości zastosowania tradycyjnych metod przetwarzania informacji lotniczej. Jest konieczne stosowanie we współczesnych samolotach skomputeryzowanych kompleksów nawigacyjno-celowniczych, które ściśle współpracują z układami automatycznymi, tzw. autopilotami. Referaty i dyskusje nie ograniczały się do teoretycznych rozważań, ale prezentowały także gotowe rozwiązania i pracujące prototypowe egzemplarze.

Warto zwrócić uwagę na wystąpienia, które wiązały się ściśle z określoną problematyką automatyzacji nawigacji lotniczej i dotyczyły: sterowności i efektywności systemów działania, komputerowej symulacji systemów sterowania, diagnozowania zintegrowanych systemów sterowania, związku między układem sterowania kursem a układem sterowania odchyleniem poprzecznym od zadanej trajektorii, algorytmu wyznaczania współczynników równań opisujących dynamikę obiektu oraz algorytmu symulacji ruchu tego obiektu, problemów sterowania procesem zmian stanu technicznego maszyny, analizy możliwości zastosowania badań symulacyjnych ruchu obiektu, możliwości oraz podstawowych danych eksploatacyjnych imitatora kierowania samolotami — IKS 80 OBERON, współzależności automatycznego sterowania i układów nawigacyjnych na podstawie współczesnych kompleksów nawigacyjnych państw zachodnich, charakterystyki autonomicznego systemu nawigacyjno-celowniczego stosowanego w samolotach prod. radzieckiej, problemów rozwoju systemu realizacji procesu sterowania układem technicznym, przeglądu oprogramowania i sprzętu grafiki komputerowej w aspekcie zastosowania do automatyzacji procesów eksploatacji obiektów.

Uczestnicy bardzo wysoko ocenili organizację I Krajowej Konferencji, zasadność podjęcia tego problemu oraz potrzebę kontynuacji w przyszłości. Nasunęła się refleksja: należy dokonać przeglądu i systematyzacji wiedzy z dziedziny nawigacji, a przede wszystkim zintensyfikować i zespolic wszystkie te nieśmiało i pojedyncze wysiłki, aby zająć się tak do tej pory zaniedbaną dziedziną wiedzy, jaką jest nawigacja. Zdecydowano również, że takie konferencje będą organizowane systematycznie co dwa lata. Mam nadzieję, że w następnej konferencji w 1989 r. wezmą udział przedstawiciele lotniczych ośrodków badawczych i zakładów.

Kpt. inż. nawig. Andrzej Fellner

# Liberator B. V i B. VI

