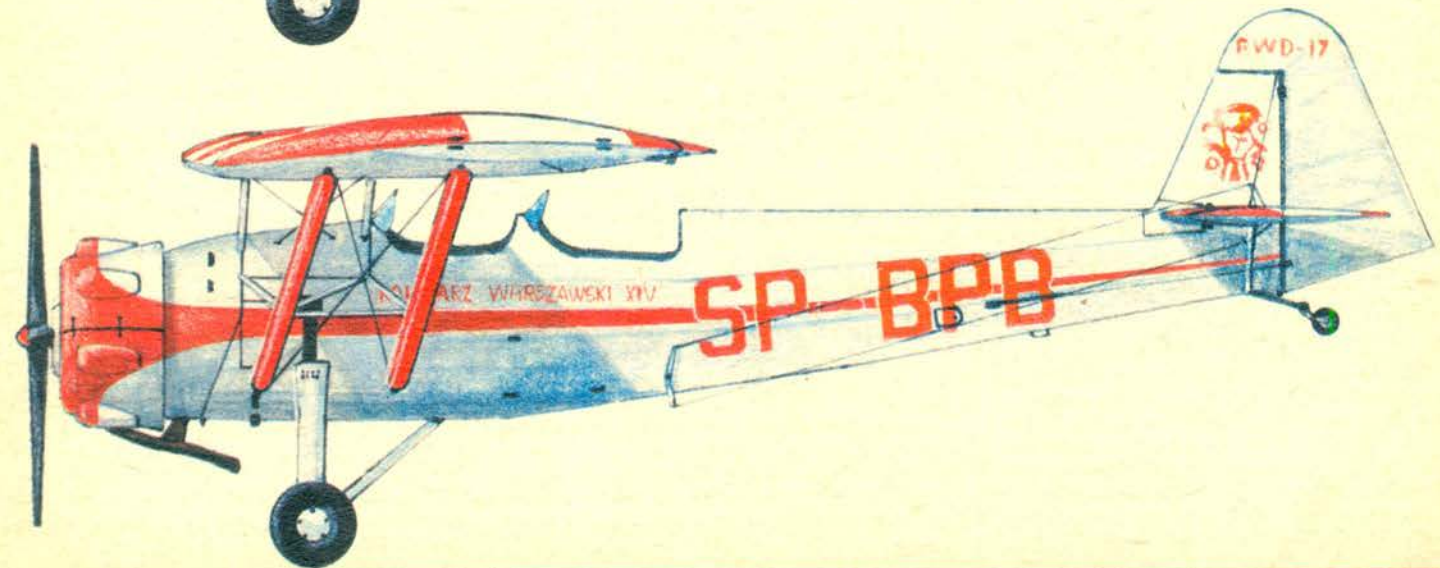
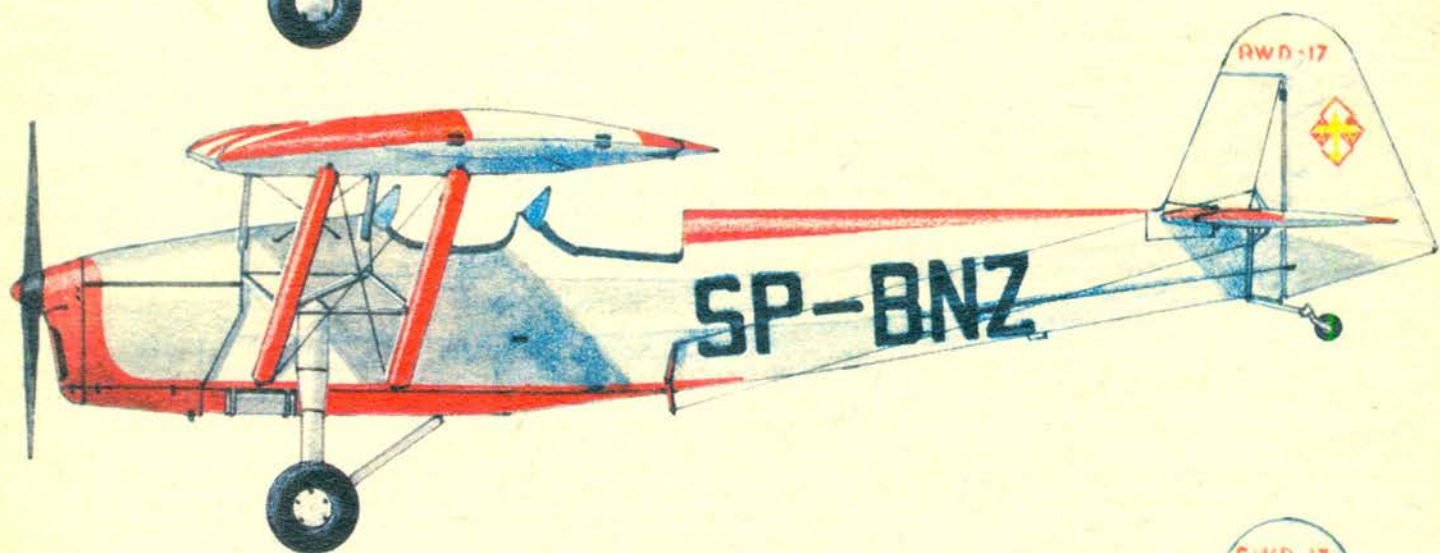
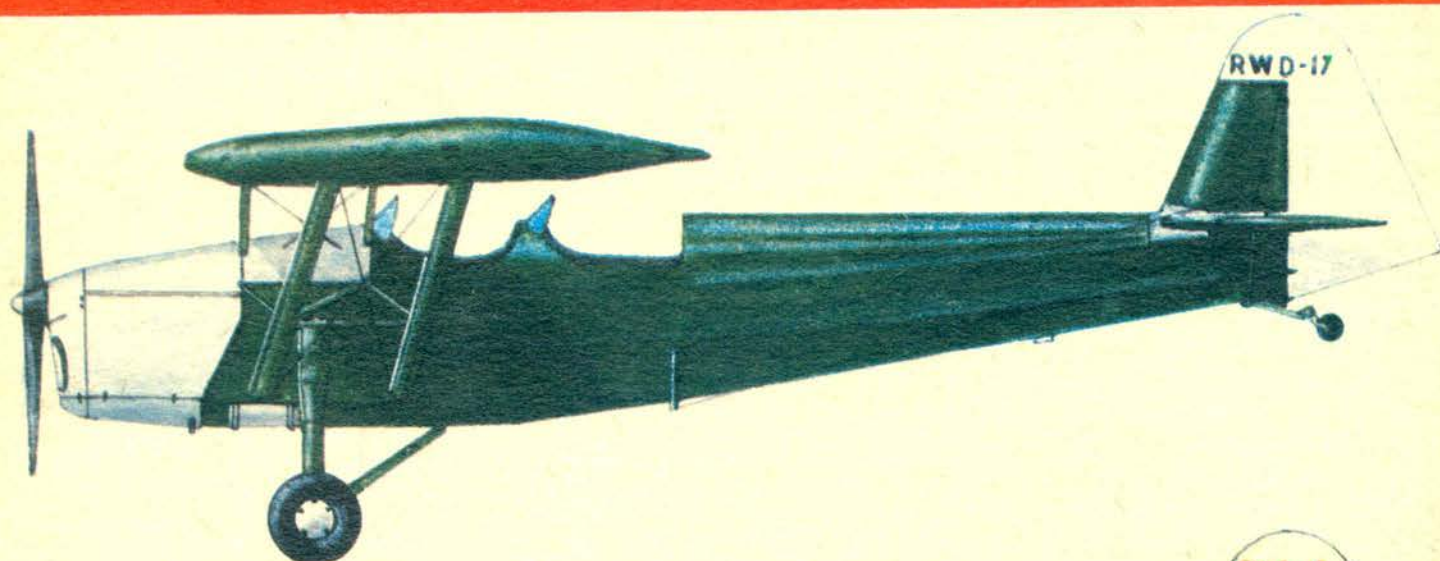


TECHNIKA

4'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Działalność Zespołów Zarządu SL SIMP

W końcu 1981 r. odbyły się kolejne spotkania członków fachowych zespołów Sekcji Lotniczej SIMP:

— Zespół Awioniki i Osprzętu zebrał się na swym czwartym posiedzeniu i omówił program zamierzeń w zakresie produkcji i badań w dziedzinie osprzętu lotniczego. W spotkaniu wzięło udział 8 członków Zespołu. Przewodniczący — kol. K. Kunachowicz — poinformował zebranych o prelekcji pt. „Stan obecny i tendencje rozwoju radiokomunikacji lotniczej na świecie i w kraju”, którą wygłosił na III konferencji radiokomunikacji ruchomej lądowej, morskiej i lotniczej. Na zakończenie spotkania kol. Kunachowicz opisał ciekawsze eksponaty elektroniczne demonstrowane na paryskim Salonie Lotniczym;

— zwołał zebranie Zespół Śmigłowcowy. Z branie, w którym — oprócz przewodniczącego Zespołu kol. S. Trębacza — wzięli udział członkowie Prezydium Zarządu SL, było poświęcone sprawom związanym z organizacją spotkania „okrągłego stołu” nt. perspektyw techniki śmigłowcowej na tle polityki rozwoju bazy produkcyjnej w PRL.

Założenia VIII Kongresu Techników Polskich

Zarząd Główny SIMP uchwalił następujący tekst założeń VIII KTP.

„Delegaci na Kongres zostaną wyłonieni z wyborów, spośród stowarzyszonych i nie stowarzyszonych inżynierów i techników mechaników. Wybory będą przeprowadzone w sposób demokratyczny, a o systemie wyborczym zdecydują w poszczególnych oddziałach wojewódzkich ich zarządy na plenarnych posiedzeniach. Limity dla poszczególnych oddziałów wojewódzkich określi Prezydium ZG SIMP proporcjonalnie do liczby członków wg danych na dzień 31.12.1980 r. Prezydium ZG SIMP spowoduje aktywny udział delegatów SIMP-owców w dyskusjach problemowych i plenarnych. Delegaci SIMP — tak w okresie przygotowawczym, jak i na Kongresie — będą popularyzować, zgodnie z uchwałą Nadzwyczajnego Zjazdu Delegatów SIMP, ideę dalszego doskonalenia Federacji NOT. Delegaci oraz członkowie ZG SIMP w okresie poprzedzającym Kongres wezmą udział w spotkaniu konsultacyjnym w wybranych kołach zakładowych SIMP”.

Apel do ogniw SIMP

Zarząd Główny SIMP zwrócił się z wezwaniem do kół zakładowych oddziałów wojewódzkich i sekcji naukowo-technicznych o podjęcie — w programie „Roku Prof. Mierzejewskiego” — działań mających na celu poprawę sytuacji gospodarczej kraju.

Towarzystwo Konsultantów

Nowo powstałe Towarzystwo Konsultantów Polskich (specjalizacja: promocja polskiej myśli technicznej za granicę, licencje, doradztwo techniczne) pragnie wejść do Federacji NOT. Zarząd Główny SIMP proponuje, aby TKP w pierwszym okresie zawarło porozumienie o współpracy z Naczelną Organizacją Techniczną.

Dyskusja nt. perspektyw śmigłowcowych

3 grudnia 1981 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się z inicjatywy Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kolejne koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”. W czasie spotkania dyskutowano nt. perspektyw techniki śmigłowcowej na tle polityki rozwoju bazy produkcyjnej w PRL. Przyjęty temat omówiono i przedyskutowano zgodnie z ustaloną regułą: bez protokółu, wyprzedzania wniosków i redagowania uchwały. Spotkanie „okrągłego stołu” miało bowiem być tylko wymianą poglądów oraz wyrażeniem opinii i ocen nt. zgłoszonego zagadnienia.

O ważności i aktualności omawianego na spotkaniu tematu świadczy liczba uczestników spotkania: 26 osób na 40 zaproszonych. W spotkaniu wzięła udział grupa pracowników WSK PZL-Świdnik z dyrektorami zakładu J. Czogałą i OBR — W. Mercikiem, główni konstruktorzy S. Kamiński i A. Gołoś oraz gł. specjaliści: R. Kosiół i S. Trębacz, grupa naukowców z udziałem m.in. R. Witkowskiego, J. Koźniewskiego, J. Lamparskiego i B. Żurawskiego, użytkownicy cywilni i wojskowi, przedstawiciele DWLOT, ITWL, COSST i CZLC, wreszcie organizatorzy, członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej. Niestety zabrakło przedstawicieli przemysłu silnikowego. Dyskusję prowadził przew. Sekcji kol. A. Misiorek.

A oto niektóre interesujące propozycje, informacje i uwagi:

— polski przemysł śmigłowcowy ma potencjał silny i dojrzały,

— średni staż inżynierów-konstruktorów w fabryce Sikorsky'ego wynosi 14 lat, nasi konstruktorzy mają również duże doświadczenie,

— można postawić zarzut, że w polskim przemyśle śmigłowcowym w niedostatecznym stopniu rosła kadra ekonomistów i techników umiejących myśleć ekonomicznymi kategoriami,

— OBR w Świdniku ma w dorobku wiele konstrukcji prototypowych, które jednak, z różnych względów, nie doczekały się produkcji seryjnej,

— jest niezbędne, aby mogła się rozprzeczć w Polsce produkcja lekkiego, oszczędnego, bezpiecznego i taniego śmigłowca,

— zagadnienie napędów jest kluczowe dla projektów polskich konstrukcji śmigłowcowych,

— jest niezbędne, aby przemysł lotniczy mógł instalować nowoczesny, polski osprzęt śmigłowcowy (m.in. zunifikowane radiokompasy dla lotnictwa sanitarnego),

— WSK PZL-Świdnik wyprodukowała śmigłowiec Mi-2b lżejszy o 200 kg, jednak z konieczności z osprzętem amerykańskim; silnik ma resurs zwiększony z 1000 na 3000 h,

— wiele narad jakościowych spowodowało, że śmigłowiec Mi-2 został w znacznym stopniu udoskonalony, wymaga jednak dalszego uatrakcyjnienia i rozwoju; zakład w Świdniku unowocześnia Mi-2 stosując rozwiązania modułowe,

— polityka rozwoju sprzętu lotniczego wymaga, aby projektując następcę śmigłowca Mi-2 myśleć już o zastąpieniu następcy,

— Instytut Lotnictwa w Warszawie ma wiele komórek badawczych (likwidacji drgań, wyciszania hałasu, oszczędności paliwa, badań modelowych i in.), które nie są dostatecznie wykorzystane przez przemysł,

— śmigłowcowe badania aerodynamiczne nie powinny ograniczać się tylko do wirników,

— masa użytkowa i przestrzeń dyspozycyjna są wykorzystywane w polskich śmigłowcach tylko w połowie,

— należy próbować uzyskać projekty lekkiego śmigłowca w wyniku prac studenckich na politechnice,

— WSK PZL-Świdnik ostatnio podwoiła eksport i za trzy kwartały 1981 r. uzyskała 1 mld akumulacji; Ośrodek Badawczo-Rozwojowy został przejęty na etaty zakładu.

Uchwała Rady Ministrów w sprawie specjalizacji

Uchwała nr 193 Rady Ministrów z dn. 7.IX.1981 r. w sprawie specjalizacji zawodowej inżynierów nowelizuje postanowienia Uchwały nr 86 z czerwca 1979 r. Poniżej przytaczamy nowe, podstawowe postanowienia.

§ 7.1. inżynierowi, który uzyskał I lub II stopień specjalizacji zawodowej, przysługuje przez okres pięciu lat od daty jej uzyskania miesięczny dodatek za specjalizację w wysokości:

a) 1500 zł za uzyskanie I stopnia specjalizacji,

b) 2000 zł za uzyskanie II stopnia specjalizacji.

2. Dodatki za specjalizację wypłacane są z funduszu plac zakładu pracy zatrudniającego inżyniera.

3. Okres wypłaty dodatku za specjalizację może być przedłużany na następne okresy pięcioletnie, jeżeli inżynier:

a) wykazał się dalszymi twórczymi osiągnięciami zawodowymi, ocenionymi pozytywnie przez komisję resortową oraz

b) ukończył w ciągu ostatnich pięciu lat studium podyplomowe, kurs lub samokształcenie kierowane.

4. Decyzję o przedłużeniu prawa do dodatku, o którym mowa w ust. 1 podejmuje kierownik zakładu pracy zatrudniającego inżyniera na podstawie opinii komisji resortowej.

W październiku 1981 r. została powołana Grupa Robocza SIMP na okres do 30 marca 1982 r., która miała za zadanie:

— uaktualnienie i rozpowszechnienie informacji wiążących się z trybem postępowania przy nadawaniu specjalizacji zawodowej,

— przedstawienie ZG SIMP postulatów w sprawach związanych ze specjalizacją zawodową inżynierów,

— przygotowanie aktów normatywnych oraz wytycznych dla ogniw SIMP w sprawie nadawania specjalizacji zawodowej. W materiałach tych znajdują się:

a) wykaz kursów spełniających wymogi zawarte w Uchwale nr 86 Rady Ministrów,

b) wykaz ogniw SIMP, w których powołano zespoły kwalifikacyjne,

c) Ramowy Regulamin Pracy zespołów kwalifikacyjnych.

Wybór J. Kaczmarka

Kol. Jan Kaczmarek, prezes ZG SIMP, został wybrany na członka Zarządu Głównego NOT.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII LIPIEC 1982

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

4'82

Problem taniego szkolenia lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nikt nie ma wątpliwości, że rozwój szkolenia lotniczego u nas wymaga obniżenia jego kosztów. Lecz co to znaczy tanie szkolenie szybowcowe i samolotowe? Czy tylko — szkolenie na sprzęcie o niskiej cenie zakupu, o łatwych naprawach i małym zużyciu paliwa? Może ważna jest też szybkość szkolenia, czyli czas pracy instruktorów i mechaników, oraz nauki pilotów, gdyż ich pensje, wyżywienie i zakwaterowanie też są składnikami kosztów. A czy nie najważniejsza jest skuteczność szkolenia, tzn. procent wyszkolonych trafiający do lotnictwa zawodowego? Jeśli większość absolwentów kursów aeroklubowych odchodzi od latania, jeśli Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza 60% kandydatów ma bez wyszkolenia lotniczego, 30% z liceów lotniczych a tylko 10% z aeroklubowego Lotniczego Przynależności Wojskowego I stopnia — to najwyraźniej źle wygląda sprawa z rozbudzaniem zainteresowań lotniczych i selekcją. Brak tzw. „piramidy lotniczej” (ze 100 tys. modelarzy wyrasta 10 tys. szybowników, a z nich 1 tys. pilotów samolotowych) powoduje, iż szkoli się niezainteresowanych „lotnictwem”, a skuteczność ich szkolenia jest mała. Jakże są drogi wyjścia?

Po pierwsze — zainteresowane instytucje, np. Zarząd Polityczny Wojsk Lotniczych wraz z Zarządem Głównym Aeroklubu PRL, powinny doprowadzić do **akcji popularyzacji lotnictwa wśród młodzieży**, np. za pomocą zawodów latawców, zawodów modeli kartonowych (wraz z nauką budowy latawców i modeli prowadzoną w TV), pocztówek lotniczych i popularnych wydawnictw z techniki lotniczej oraz szerzej popierać działalność modelarni lotniczych i harcerskich drużyn lotniczych.

Po drugie — zgodnie z doświadczeniami wielu krajów (też ZSRR, NRD i RFN) istnieje konieczność **obniżenia dolnej granicy wieku dla szkolenia szybowcowego do 14 lat**, gdyż jest to górna granica wieku rozbudzania trwałych zainteresowań. Próby zainteresowania lotnictwem młodzieży 16-letniej są dostatecznie opłakane, aby wiecznie trzymać się kurczowo tej granicy. Inicjatywę w sprawie obniżenia tej granicy powinny przejąć wszyscy zainteresowani, tj. zarówno Aeroklub jak i lotnictwo zawodowe. Znane w naszym kraju odstępstwa od obecnych przepisów, pozwalające na wcześniejsze rozpoczęcie szkolenia szybowcowego są tylko pozytywnymi przykładami na ten temat.

Teraz dopiero (jako problem nr 3) możemy sobie postawić pytanie — **jaki powinien być cel początkowego szkolenia szybowcowego?** Chyba przede wszystkim rozbudzenie i wzmocnienie zainteresowań lotniczych oraz wstępna selekcja kandydatów do lotnictwa. W takim razie

szkolenie to ma wyrabiać pewne nawyki psychiczne i cechy charakteru, a nie umiejętności pilotażowe na wysokim poziomie. Dlatego takie szkolenie powinno być prowadzone przede wszystkim na szybowcach tanich i tanio, a nie na szybowcach o wysokich osiągnięciach. Powinno być ono prowadzone za pomocą wyciągarki, ze względu na koszt paliwa.

Sprawa czwarta — to **sprawa sprzętu**. Mogą być dwie drogi takiego szkolenia. Można zaczynać od przedszkola szybowcowego prowadzonego metodą dochodzącą na szybowcach jednomiejscowych. Wówczas uzasadnione jest stosowanie ultralekkiego mini-szybowca o masie użytkowej rzędu 55÷60 kg i prędkości minimalnej 30 km/h. Byłaby to eliminacja wstępna. Natomiast faktyczna nauka pilotażu wymaga niedużego szybowca dwumiejscowego o taniej i prostej konstrukcji, którego doskonałość byłaby rzędu 23. Istnieją przykłady takich konstrukcji. Na Węgrzech był swego czasu zbudowany w serii 100 sztuk szybowiec metalowy R-26 Góbé, który przy rozpiętości 14 m i powierzchni nośnej 18 m² miał masę własną 220 kg, doskonałość 23,7 i opadanie 0,97 m/s, a jego płat był kryty za dźwigarem płótnem. Podobne osiągi miał budowany w NRD drewniany FES-530 Lehrmeister II o rozpiętości 15 m, pow. nośnej 18 m² i masie własnej 270 kg. Można w tych krajach sprawdzić jak zdawały one egzamin w szkoleniu.

Jedną z form rozbudzania zainteresowania lotnictwem jest udział młodzieży w budowie samolotów ultralekkich, służących do podfruwania nad terenem lotniska. Pole działania dla aeroklubów jest tu duże.

Reasumując, tanie szkolenie lotnicze jest możliwe tylko wtedy, gdy:

— zostaną rozwinięte różne formy popularyzacji lotnictwa,

— na szkolenie szybowcowe będzie się przyjmować tylko tych, którzy przeszli szkolenie modelarskie, lotniowe czy przedszkole szybowcowe,

— zostanie obniżona dolna granica wieku dla szkolenia szybowcowego do 14 lat,

— na obozy LPW będzie kierowana młodzież zainteresowana lotnictwem, wstępnie wyselekcjonowana,

— do szkolenia będzie używany ekonomiczny sprzęt szybowcowy.

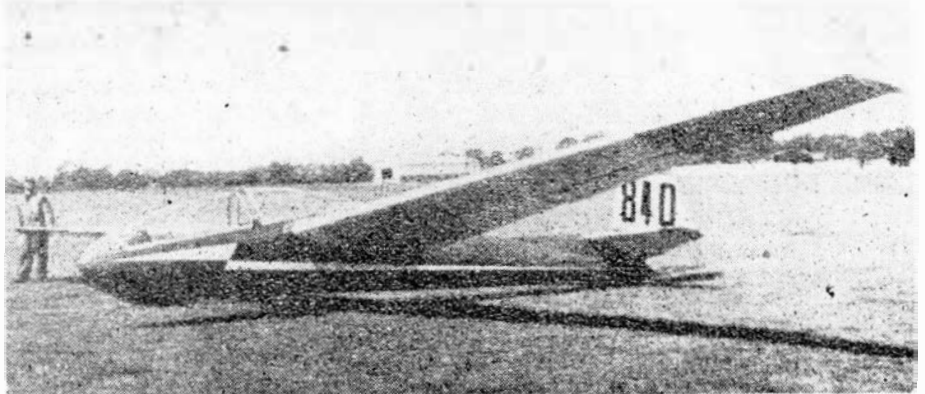
Najważniejszymi elementami są tu: popularyzacja lotnictwa i selekcja kandydatów do lotnictwa, zaś sprawy sprzętu są dalszym kolejnym problemem.



POLSKA

● W WSK PZL-Warszawa Okęcie oblatano w 1981 r. prototypy trzech odmian samolotu rolniczego PZL-106 Kruk: PZL-106AT Turbo Kruk z silnikiem turbośmigłowym PT6A-34AG, PZL-1066AS z silnikiem ASz-62IR oraz PZL-106B z nowym skrzydłem z krótkimi zastrzałami. Wersja PZL-106AT posłużyła do wypróbowania samolotu z napędem turbośmigłowym, zaś wersja PZL-106AS jest wzorcem, wg którego przerabiane są Kruki używane w klimacie tropikalnym. W 1982 r. Wytwórnia rozpoczęła produkcję samolotów PZL-106B Kruk 82 w odmianach: PZL-106BR z silnikiem reduktorowym PZL-3S o zużyciu paliwa 95 l/h, PZL-106BS o ładunku chemicznym 1200 kg napędzanej silnikiem ASz-62IR o zużyciu paliwa 105 l/h oraz oferuje odmianę PZL-106BT Kruk 82 Turbo z silnikiem PT6A-34AG o zużyciu paliwa 120 l/h. Na tej wersji może być zastosowany silnik turbośmigłowy M-601.

● Czechosłowackie przedsiębiorstwo agrolotnicze Slovair przeszkoliło swe załogi w PZL-Mielec w obsłudze samolotu PZL-M18 Dromader i przejęło 2.12.1981 r. pierwszego Dromadera do prób eksploatacyjnych. Przewiduje się, że Czechosłowacja zakupi 40 Dromaderów i 200 samolotów PZL-106B Kruk. Wartość dostaw samolotów wraz z częściami zamiennymi i serwisem naprawczym w bieżącym pięcioleciu ma wynieść ok. 50 mln rubli. Slovair użytkuje 36 samolotów polskiej produkcji PZL An-2 oraz 21 śmigłowców PZL Mi-2.



Szybowiec Bocian w Wlk. Brytanii pomalowany na czerwono

samolotów Cessna, z czego 5200 eksportowała. W 1979 r. wytwórnia sprzedała 403 samoloty, w 1980 r. — 355, zaś w 1981 r. — 225. (Av. Mag. 813)

● Wytwórnia Mudry od 1970 r. zbudowała 142 dwumiejscowe samoloty akrobacyjne CAP-10B, z czego 32 dla francuskiego lotnictwa wojskowego. Zamówione jest dalsze 18 szt. W produkcji znajduje się 20 jednomiejscowych samolotów akrobacyjnych CAP-21. (Av. Mag. 813)

rozpiętość do 23 m, oznaczając go ASW-17/23m. Płat przedłużono dodając środkowy odcinek o długości 3 m z dźwigarem z laminatu węglowego. Szybowiec oblatano 27.3.1981 r. Wziął on udział w Mistrzostwach Świata 1981. Doskonałość szybowca wynosi 55, a opadanie 0,52 m/s. Masa konstrukcji wynosi 527 kg, czyli jest o 100 kg większa od masy szybowców konkurencyjnych tej klasy (Nimbus 3 o rozpiętości 22,9 m i ASW-22/24m), których doskonałość jest taka sama lecz opadanie rzędu 0,44 m/s. (Flug Revue 11/81)

● M. Schulz na motoszybowcu Taifun 17E we wrześniu 1981 r. przeleciał przez Atlantyk z USA przez Islandię do Norwegii. (Aerokurier 10/81)

● Wytwórnia Rolladen-Schneider wyprodukowała do października 1981 r. 1000 szybowców laminatowych, w tym 100 LS-4, których produkcję rozpoczęła w początkiem 1981 r. (Aerokurier 10/81)

● Wytwórnia Grob do końca września 1981 r. zbudowała 50 dwumiejscowych motoszybowców laminatowych Grob G103, których produkcję rozpoczęła w końcu 1980 r. (Aerokurier 10/81)



INDIE

● Zakłady HAL rozpoczęły produkcję serii 24 szt. samolotu treningowego Kiran II, którego prototyp oblatano 30.7.1976 r. Pierwsze dostawy samolotów seryjnych są spodziewane na początku 1983 r. (FR 10/81)



CHINY

● Delegacja ChRL odwiedziła Wlk. Brytanię proponując dostawy tytanu na potrzeby lotnictwa. (Av. Mag. 812)



JUGOSŁAWIA

● 19 lutego 1981 r. został oblatany jednomiejscowy metalowy motoszybowiec Soko SL-40 Liska napędzany silnikiem Stamo 1500/2 o mocy 33,5 kW. Rozpiętość 15 m, masa całkowita 500 kg, wznoszenie 3,3 m/s. (Flug Revue 11/81)



USA

● Wytwórnia samolotów lekkich Piper 4 września 1981 r. odsprzedała wytwórni WTA prawa do produkcji samolotów Super Cub oraz samolotów rolniczych Pawnee, Brave 300 i Brave 375.

● Produkcja samolotów lekkich w USA spada z 17 344 szt. w 1979 r. do 13 812 szt. w 1980 r. i 8000 szt. w 1981 r. Cessna w 1979 r. zbudowała 8414 samolotów, w 1980 r. — 6393, zaś w 1981 r. ok. 4000. (Av. Mag. 813)

● 500 samolotów myśliwskich General Dynamics F-16 wyprodukowano do października 1981 r. łącznie w USA i w Europie. USAir Force użytkuje 249 F-16. (Av. Mag. 812)

● Wytwórnia Beech przystąpiła do prób stosowania płynnego metanu jako paliwa do samolotu sportowego Beech Sundowner z silnikiem tłokowym Lycoming O-360. (Av. Mag. 812)



CZECHOSŁOWACJA

● Wytwórnia LET-Kunovice, w związku z zapotrzebowaniem w świecie na szybowce dwumiejscowe, zamierza wznowić produkcję szybowców L-13 Blanik w ulepszonej wersji.

● Projekt zabudowy silnika turbośmigłowego M-601 na samolocie rolniczym Z-37 Čmelak powstał w 1976 r., lecz dopiero na początku 1981 r. powrócono do tej koncepcji i w marcu 1981 r. zapadła decyzja budowy. W ciągu pół roku powstał prototyp XZ-37T Turbočmelak. Oblot prototypu odbył się 3 września 1981 r. Samolot ma przedłużony tył kadłuba o 0,8 m. (LK 23/81)



NRD

● Nagrodę im. E. Schnellera otrzymał zespół pracowników wytwórni spadochronów VEB Bekleidungswerke Seifhennersdorf w składzie: G. Wagner, R. Badstübner, H. Hentschel, H.-G. Seibt, N. Lucke, za wkład w rozwój spadochronów, w tym za opracowanie spadochronów treningowych RS-4/3C i RS-8, wyczylnych skrzydeł latających RL-10 i RL-12 oraz dawniej opracowanych spadochronów wyczylnych RL-3/2 i RL-3/3 i ratowniczych Re-8 i Re-5/3. (FR 10/81)



FRANCJA

● Wytwórnia motoszybowców Fournier rozpoczęła produkcję serii 15 motoszybowców RF-10. W 1981 r. zbudowała 7 z 11 zamówionych motoszybowców dwumiejscowych RF-9. (Av. Mag. 813)

● W ciągu 12 lat swej działalności wytwórnia Reims-Aviation zbudowała 5850



FRG

● Na zamówienie amerykańskiego pilota R. Butlera wytwórnia Schleicher zwiększyła w jednym egz. szybowca ASW-17



WĘGRY

● Linie Lotnicze Malev w 1981 r. zakupiły dwa nowe samoloty Tu-154B. (LK 19/81)



W. BRYTANIA

● W 1980 r. w W. Brytanii miały miejsce 72 wypadki na lotniach. Trzy skończyły się śmiercią, 52 — zranieniami, a 17 tylko uszkodzeniem lotni. (LK 19/81)

● Wytwórnia Westland odsprzedała Indonezji 4 wyremontowane morskie śmigłowce pokładowe Wasp. (Av. Mag. 813)



ZSRR

● Centrum Wyszkożenia Personelu Latającego RWPB w Uljanowsku otrzymało pierwszy samolot typu Jak-42. (FR 10/81)

● Próby przechodzi wersja pasażersko-towarowa samolotu Tu-154M. Ma ona

drzwi ładunkowe o wymiarach 2,8 × 1,87 m. Zużycie paliwa jest o 10÷15% mniejsze niż w poprzednich wersjach tego samolotu. Dostawy Tu-154M rozpoczyna się w 1982 r. (FR 10/81)

● Aerobus Il-86 dwa razy w tygodniu kursuje na linii Moskwa—Berlin pokonując tę odległość w 2 h 45 min. (LK 20/81)

● Radzieccy konstruktorzy opracowali miniaturowy zdalnie sterowany przez radio bezzałogowy śmigłowiec nazwany Telekoopter wyposażony w aparaturę telewizyjną, a przeznaczony do obserwacji linii wysokiego napięcia, mostów wiszących, konstrukcji wież stalowych i przeciwpożarowego patrolowania obszarów leśnych. Długość śmigłowca wynosi 1,37 m, wysokość 0,56 m.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

VI koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”

Celem VI lotniczego spotkania „okrągłego stołu” było omówienie „aktualnego stanu i zadań polskiej komunikacji lotniczej”. Zebranie odbyło się 20 maja br. w sali S Zarządu Głównego SIMP w Domu Technika NOT w Warszawie.

Zgodnie z ustaloną tradycją spotkań „okrągłego stołu”, organizowanych przez Sekcję Lotniczą SIMP, w omawianych sprawach dyskutanci wypowiedzieli się nieoficjalnie — w imieniu własnym. Przebieg dyskusji nie był protokołowany, zaś na zakończenie spotkania nie sformułowano wniosków ani uchwały.

O ważności i aktualności problemu dot. przyszłości komunikacji lotniczej w Polsce świadczy liczba i ranga osób przybyłych na osobiste zaproszenia organizatorów (26 na 37 osób zaproszonych). W spotkaniu wzięli udział kol.: wiceminister Komunikacji J. Raczkowski, p.o. dyrektora CZLP M. Żylicz, prezes APRL J. Sobieraj, trzej dyrektorzy i główny specjalista LOT-u: M. Hedeman, J. Kujawa, J. Zwierzyński i Z. Kiszczak, przedstawiciele prasy periodycznej: PLL LOT, PAP, *Przeglądu Komunikacyjnego*, *Przeglądu Technicznego*, *Rzeczypospolitej*, *Skrzydlatej Polski*, *Słowa Powszechnego*, *Sztandaru Młodych*, *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*, *Transportu i Dróg*, *Trybuny Ludu*, *Zycia Warszawy* oraz rzecznik prasowy Ministerstwa Komunikacji. Na zebranie przybyło też kilku zainteresowanych tematem członków sekcji lotniczych, zaś prowadzili je na zmianę kol. przewodniczący: A. Misiorek i R. Zaremba.

Merytoryczną debatę i dyskusję poprzedziło wręczenie obecnym dwóch powielonych materiałów: Biuletynu Informacyjnego Lotnictwa Cywilnego (marzec 1982 r.) i wybranych informacji dot. aktualnego stanu i zadań polskiej komunikacji lotniczej. W Biuletynie przedstawiono zagadnienia dotyczące polskich linii lotniczych w 1981 r.: podstawowe wskaźniki eksploatacyjne w latach 1979÷1981, wielkość sieci i taboru, dane porównawcze 1980/1981 dla lo-

tów regularnych i nieregularnych, ruch wg portów i zatrudnienie. Materiał ten uzupełnia tabelka przewozów lotniczych dla świata (w 10-leciu). Wybrane informacje obejmowały: ocenę retrospektywną za okres 1971÷1980 r., dane dla aktualnej sytuacji przewozowej oraz wyszczególnienie głównych zadań i problemów transportu lotniczego.

Z aktualną sytuacją eksploatacyjno-ruchową PLL LOT, z jej analizą w porównaniu z 1981 r. oraz przewidywanymi trendami na przyszłość zapoznali zebranych: dyrektor handlowy przedsiębiorstwa kol. M. Hedeman oraz dyrektor techniczny kol. J. Kujawa. Przekazane informacje spowodowały liczne pytania dziennikarzy i wywołały ożywioną dyskusję. Z przebiegu obrad można wyprowadzić następujące wnioski i stwierdzenia:

— Najważniejszym zadaniem dla PLL LOT w okresie kryzysu jest niedopuszczenie do utraty i rozproszenia fachowego, personelu latającego, gdyż celem nadrzędnym przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej musi być zapewnienie bezpieczeństwa lotów.

— Przy kryzysowym zmniejszeniu tras komunikacyjnych i ruchu pasażerskiego, PLL LOT zmuszone są (z przyczyn ekonomicznych) do sprzedaży części taboru latającego. Dotyczy to samolotów użytych w ponad 50%.

— LOT liczy na to, że (przy poprawie koniunktury) za uzyskane środki będzie mógł zakupić odpowiednio nowe, ekonomiczniejsze samoloty.

— Z wielu wyjaśnionych powodów, zakupy mogą dotyczyć tylko samolotów ZSRR.

— LOT, dążąc do zwiększenia zysków eksploatacyjnych, zwiększa ruch „paczkowy” oraz liczbę lotów nieregularnych (charterowych).

— Nie jest możliwe, aby LOT mógł zwiększyć ruch towarowo-kontenerowy (z powodu braku sprzętu), jak również wynajmować samoloty z załogą (z powodu braku ofert).

— Samoloty radzieckie Jak-42 i Il-86 ma-

ją ładownie kontenerowe, lecz w Polsce nie ma obecnie towarów do przewozu.

— Należy liczyć się z tym, że wzrost taryf kolejowych wydatnie zwiększy zapotrzebowanie na krajowe przewozy lotnicze, które już obecnie są bliskie rentowności.

— Wskutek spadku ruchu lotniczego z Polski, w 1982 r. zmniejszą się wydatki dewizowe na transport lotniczy samolotami polskimi i obcymi.

— Lotnictwo komunikacyjne zużywa za ledwie 1% krajowego zużycia paliwa.

— Są dwa sposoby finansowania lotnictwa komunikacyjnego: przyznawanie dotacji państwowych oraz podniesienie cen za korzystanie z komunikacji. Dotychczas LOT był przedsiębiorstwem wysoce rentownym (2 mld zł rocznie przekazywał do skarbu państwa). Istnieje więc poważna rezerwa pozwalająca (w nowym statusie PLL LOT) na pozytywne ustalenie podziału zysków między państwo i przedsiębiorstwo.

— Konieczne jest wprowadzenie sensownych ustaleń i rozliczeń należności za pasażerów służbowych (w 1981 r. ruch służbowy wynosił 50% zagranicznego obciążenia pasażerskiego).

Na zakończenie podajemy najpilniejsze zadania i problemy polskiej komunikacji lotniczej.

Sprawą dominującą jest przetrwanie przedsiębiorstwa przy zachowaniu kadry specjalistycznej i potencjału sprzętowego.

Ważne zadania to: odtworzenie sieci międzynarodowych połączeń lotniczych w celu zaspokojenia potrzeb gospodarki narodowej oraz uzyskania nadwyżek dewizowych; ukształtowanie programu i zasad rozszerzenia sieci lotniczej komunikacji krajowej w zależności od założeń rozwojowych transportu w Polsce oraz polityki kadrowej; zwiększenie samodzielności i wprowadzenie zasady samofinansowania przedsiębiorstwa PLL LOT oraz rozszerzenie rozrachunku gospodarczego na porty lotnicze.

Rozwój przewozów PLL LOT w latach 1945 ÷ 1980 wg okresów 5-letnich

Wskaźnik	Jedn. miary	1946 ÷ 1950	1951 ÷ 1955	1956 ÷ 1960	1961 ÷ 1965	1966 ÷ 1970	1971 ÷ 1975	1976 ÷ 1980
Przewóz pasażerów								
Ogółem	tys. osób	329,1	647,3	887,0	1362,8	3779,4	6748,2	8967,5
Wskaźnik wzrostu*)	x		197	137	154	277	179	133
W lotach międzynarodowych	tys.	22,8	52,0	231,9	547,9	1302,7	2865,5	4973,3
Wskaźnik wzrostu*)	x		228	452	233	238	220	174
W lotach krajowych	tys.	306,3	595,3	652,1	814,9	2476,7	3882,7	3994,2
Wskaźnik wzrostu*)	x		194	110	125	304	160	103
Przewóz ładunków								
Ogółem	tys. ton	3,6	9,6	16,5	27,4	70,1	82,1	92,7
Wskaźnik wzrostu*)	x		267	172	166	256	117	113
W lotach międzynarodowych	tys.	1,6	3,4	9,3	18,8	44,3	47,0	56,6
Wskaźnik wzrostu*)	x		213	274	202	236	106	120
W lotach krajowych	tys.	2,0	6,2	7,2	8,6	25,8	35,1	36
Wskaźnik wzrostu*)	x		310	108	119	300	136	103
Praca przewozowa								
Ogółem	mln tkm	10,3	23,0	46,5	97,4	254,8	574,2	1129,3
Wskaźnik wzrostu	x		223	202	210	262	225	197
W lotach międzynarodowych	mln	3,2	7,3	28,5	75,0	182,6	456,1	1005,4
Wskaźnik wzrostu*)	x		228	390	263	243	249	220
W lotach krajowych	mln	7,1	15,7	18,0	22,4	72,2	118,1	124,9
Wskaźnik wzrostu*)	x		221	115	124	322	163	105
Oferowana zdolność przewozowa								
Ogółem	mln tkm	21,7	31,2	74,5	117,1	496,7	1078,3	2068,3
Wskaźnik wzrostu*)	x		144	239	238	281	217	192
Kilometry lotów								
Ogółem	mln	10,4	18,6	30,1	36,9	71,0	119,1	189,4
Wskaźnik wzrostu*)	x		179	162	123	192	168	159

*) Okres poprzedni = 100

Podstawowe wskaźniki działalności PLL LOT w końcowych latach okresów 5-letnich

Wskaźnik	Jedn. miary	1950	1955	1960	1965	1970	1975	1980
Rozwój sieci linii								
Obsługiwanych: państw obcych	jedn.	8	12	16	21	24	30	24
miast obcych		8	13	17	21	30	44	44
miast w kraju		9	10	7	8	10	10	12
Stan inwentarzewy taboru								
Ogółem samolotów komunik.	szt.	46	44	40	28	34	34	46
w tym: Ii-2 i C-47		36	36	24	6	—	—	—
II-12 i II-14		5	6	12	12	7	—	—
An-24		—	—	—	—	14	17	17
II-18		—	—	—	7	8	9	9
Tu-134 i Tu-134A		—	—	—	—	5	8	11
II-62		—	—	—	—	—	5	9
Inne		5	2	4	3	—	—	—
Zatrudnienie								
Ogółem pracowników	osób		1296	1398	2161	3301	4661	5891
Wskaźnik wzrostu*)	x		x	108	155	153	141	126
Praca taboru								
Kilometry lotów handlowych	mln	2,6	4,8	6,3	8,3	17,2	30,3	41,3
Tonokilometry oferowane		5,1	7,9	16,1	47,8	120,6	308,2	466,7
Wskaźnik wzrostu tkm*)	x		155	204	297	252	256	151,4
Przewóz pasażerów								
Ogółem	tys. osób	89,0	159,2	175,7	368,2	958,7	1596,1	1827,3
Wskaźnik wzrostu*)	x		179	10	210	260	166	115
W lotach międzynarodowych		6,4	17,4	66,1	153,7	324,6	810,0	1036,7
W lotach krajowych		82,6	141,8	109,6	214,5	631,1	786,1	790,9
Przewóz ładunków								
Ogółem	tys. ton	1,0	2,8	3,5	7,3	19,8	20,3	17,2
Wskaźnik wzrostu*)	x		280	125	209	271	103	85
W lotach międzynarodowych		0,5	1,0	2,5	4,9	11,5	11,7	10,8
W lotach krajowych		0,5	1,8	1,0	2,4	8,3	8,6	6,4
Praca przewozowa								
Ogółem	mln tkm	2,9	6,3	11,3	25,5	67,3	162,1	257,8
Wskaźnik wzrostu*)	x		217	179	226	264	241	159
W lotach międzynarodowych		0,9	2,4	8,3	19,4	48,6	138,2	232,8
W lotach krajowych		2,0	3,9	3,0	6,1	18,7	23,9	25,0

*) Okres poprzedni = 100

Problem głębokiego przeciągnięcia szybowców

Mgr inż. JAN STASZEK

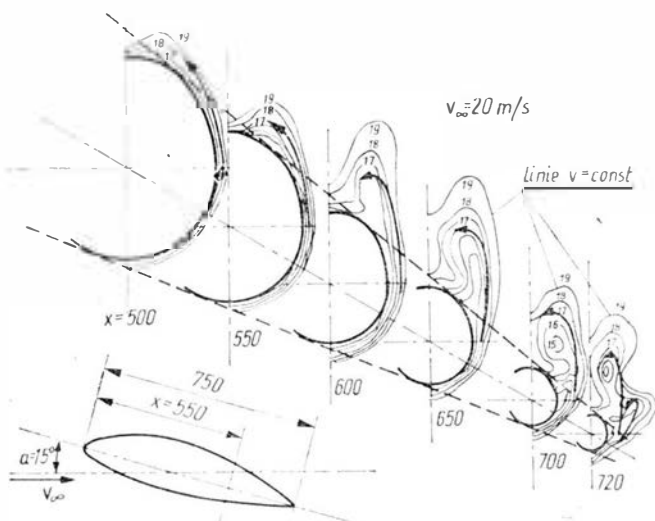
Po wielu tragicznych w skutkach wypadkach, jakim w latach sześćdziesiątych uległy m.in. prototypy samolotów B.A.C 111 i Trident w Anglii, przeprowadzono szczegółowe analizy i badania, które pozwoliły na ustalenie, że przyczyną tych katastrof były głębokie przeciągnięcia (oderwania) pojawiające się w przypadku umieszczenia usterzenia poziomego na szczycie statecznika pionowego (układ T usterzenia). Przeciągnięcie takie jest groźne dla każdego pilota, gdyż jest on bezsilny wobec braku reakcji sterów szczególnie przy tylnym położeniu środka masy. Problem ten został ostatecznie podsumowany w [3], jednak przecenienie zabezpieczeń mechanicznych w postaci wibratorów elementów sterowania (stick-shaker) oraz automatycznych odpychaczy (stick-pusher) spowodowało, że sprawa ta została stosunkowo szybko zapomniana i zaniedbana.

Zjawisko znowu dało znać o sobie na początku lat siedemdziesiątych, gdy w Australii zanotowano wypadki szybowców IS 29 i Kestrel, których przyczyną było głębokie oderwanie przy przeciągnięciu. Przeprowadzone badania tunelowe oraz analizy zjawiska pozwoliły na bliższe wyjaśnienie przyczyn niebezpiecznego stanu lotu.

Istnieją dwie główne i kilka dodatkowych przyczyn głębokiego przeciągnięcia w statkach powietrznych z usterzeniem typu T. Należy zwrócić uwagę, że samoloty z nisko położonym usterzeniem poziomym rzadko odczuwają groźne skutki głębokiego przeciągnięcia, z wyjątkiem płaskiego korkociągu. Dlatego też prawdopodobnie problem ten nie nękał dotąd szybowników.

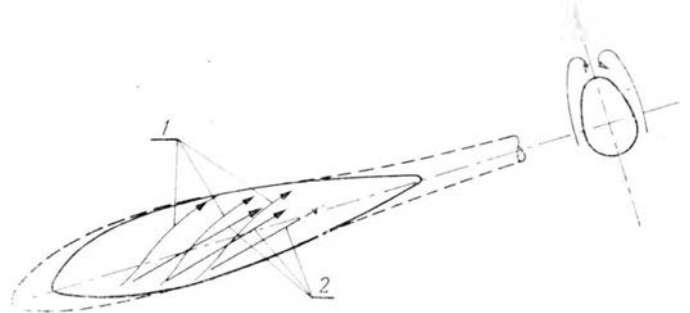
Pierwszą przyczyną tego zjawiska jest siła nośna pojawiająca się na kadłubie przy dużych kątach natarcia bliskich i przekraczających 20° . Powoduje ona, że każdy kadłub zachowuje się w zespole jak element nośny mający wyjątkowo małe wydłużenie i tworzący na jego bokach wiry brzegowe, nawet długo po oderwaniu strug na skrzydle.

Zjawisko wirów nadkadłubowych zostało zbadane w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej. Częściowe wyniki tych badań pokazano na rys. 1 w postaci wykresów linii stałych prędkości w pobliżu i ponad kadłubem. Na wykresach tych widać wyraźnie zmniejszenie się prędkości strumienia powietrza opływającego badany (skrócony) kadłub, co doprowadziło do tworzenia się pary dość intensywnych wirów, mających duży wpływ na usterzenie znajdujące się w tylnej części. Zwijanie się



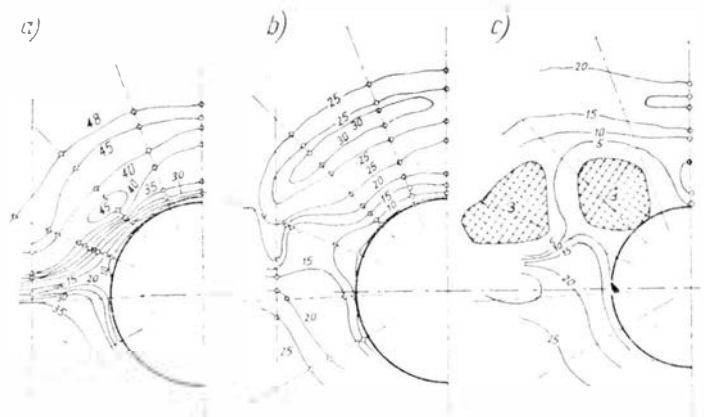
Rys. 1. Tworzenie się wirów nad kadłubem przy różnych kątach natarcia

tej warstwy wirowej rozpoczyna się w warstwie przyściennej, w której strugi powietrza mają nie tylko różne kierunki splotu, ale również różne prędkości w zależności od ich odległości od ścianki kadłuba (rys. 2).



Rys. 2. Kierunki splotu strug w warstwie przyściennej: 1 — strugi przy samej ściance, 2 — strugi w zewnętrznej części warstwy przyściennej

Poważny wpływ na pracę usterzenia mają zawirowania odrywające się z przejścia skrzydło-kadłub, które zostały zmierzone w locie grzebieniowym zestawem rurek Pitota umieszczonym w pobliżu kadłuba za skrzydłem. Pomiary wykonane przy różnych kątach natarcia (a więc i przy

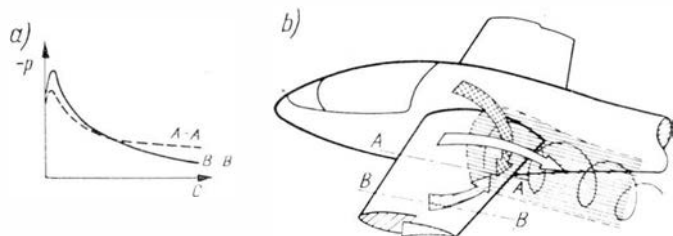


Rys. 3. Rozkłady ciśnienia dynamicznego q w przestrzeni przykadłubowej za skrzydłem w locie ustalonym przy różnych prędkościach i kątach natarcia: a) $q_\infty = 48 \text{ daN/m}^2$, $v_\infty = 100 \text{ km/h}$; b) $q_\infty = 30 \text{ daN/m}^2$, $v_\infty = 80 \text{ km/h}$; c) $q_\infty = 17 \text{ daN/m}^2$, $v_\infty = 60 \text{ km/h}$

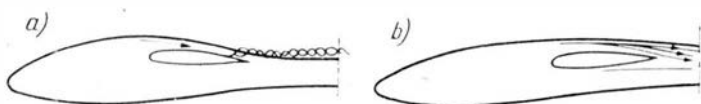
różnych prędkościach lotu) pozwoliły na stosunkowo dokładne wyznaczenie linii stałych prędkości i pól stałych wartości ciśnień dynamicznych (rys. 3), co umożliwiło ujawnienie powstawania dodatkowego oporu interferencyjnego na przejściu skrzydło-kadłub przy „kijankowym” kształcie kadłuba (rys. 4). Analiza rozkładu ciśnień w przestrzeni przykadłubowej oraz rozkładu ciśnień na skrzydle w dwóch przekrojach pozwoliła na ustalenie schematu tworzenia się wiru interferencyjnego oraz wyraźnego cienia aerodynamicznego (rys. 3c i 4b). Schemat splotu strug pokazano na rysunkach. „Kijankowy” kształt kadłuba, mający zmniejszyć opory przez zmniejszenie powierzchni tarcia, spowodował jednak spływ strug powietrza w dyfuzorowej części kadłuba na skrzydło pod strugi opływające przykadłubową część płata. Jest to powodem generacji dodatkowego wiru, dającego opór interferencyjny. Zmiana kształtu kadłuba (rys. 5b) w celu skierowania strug opływających kadłub wzdłuż jego osi (przez powiększenie jego przekroju poza skrzydłem) radykalnie poprawiła opływ i rozkłady ciśnień przyczyniając się do wy-

rażnego zmniejszenia współczynnika oporu w całym zakresie użytkowych kątów natarcia.

Samolot z usterzeniem poziomym otrzymuje więc strugi wirowe powstające na górnej stronie kadłuba i tworzące na górnej powierzchni jakby dodatkowy opływ zmywający jakiegokolwiek zawirowania w tym rejonie. Obydwa wiry tworzą duże prędkości i duże podciśnienia, które poza



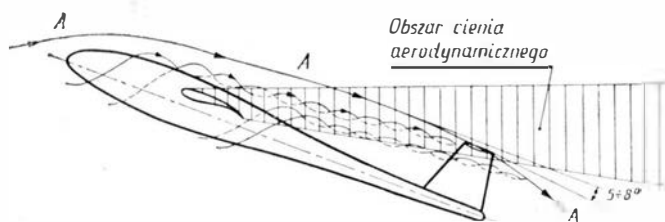
Rys. 4. Rozkład ciśnień statycznych p na skrzydle w części przykadłubowej i tworzenie się wiru interferencyjnego: a) rozkłady ciśnień, b) schemat tworzenia się wiru interferencyjnego



Rys. 5. Ukształtowanie kadłuba w pobliżu skrzydła: a) kadłub „kijankowy”, dający dodatkowy opór interferencyjny, b) kadłub prawidłowo ukształtowany

dotychczasową siłą nośną odchylają strumień powietrza ku dołowi pod kątem ok. $5\div 8^\circ$. W rezultacie daje to silne miejscowe obciążenia skierowane ku dołowi na usterzeniu poziomym i na każdej powierzchni znajdującej się w tym rejonie.

W przypadku gdy usterzenie poziome znajduje się nisko, wówczas kadłub otrzymuje jednocześnie na zewnętrznych częściach rozpiętości niezakłócony strumień powietrza, który przeciwdziałając strumieniowi wirowemu wytwarza



Rys. 6. Opływ przy głębokim przeciągnięciu: A — kierunek strug w płaszczyźnie symetrii

jednak siłę ku górze na usterzeniu, powodując powstanie dodatniego momentu pochylającego (na głowę). Dlatego samolot z usterzeniem dolnym jest znacznie mniej skłonny do głębokiego przeciągnięcia. Wyjątek stanowią: siły występujące np. w płaskim korkociągu, albo przez działanie wychylenia zbyt dużego steru wysokości lub strumienia płynącego od przodu kadłuba.

Usterzenie typu T, na szybowcu umieszczone wysoko na szczycie usterzenia pionowego, jest opływane strumieniem ze skrzydła o stosunkowo niewielkiej prędkości, natomiast miejscowe kąty natarcia na zewnętrznych częściach jego rozpiętości są bardzo duże (rzędu $25\div 30^\circ$). Wówczas większa część powierzchni usterzenia znajduje się w strefie pełnego oderwania, a więc jest nieskuteczna albo niedostatecznie skuteczna.

W ten sposób sumaryczny efekt działania wirów nadkadłubowych na wysoko położone usterzenie T jest skierowany silnie ku dołowi. Powoduje on zadzieranie przodu kadłuba i niekorzystną zmianę wyważenia, której nie można sparować sterami w przypadku gdy ster wysokości jest niedostatecznie skuteczny lub nie został wychylony dostatecznie wcześniej, aby opanować tendencję do zadzierania przodu kadłuba. Wypadkowy rozkład prędkości pionowych wzdłuż rozpiętości usterzenia przedstawiono na rys. 7 (pokazano skierowane ku dołowi siły w części środkowej rozkładu).

Niewielka skuteczność usterzenia jest więc wtórną przyczyną głębokiego przeciągnięcia, szczególnie w zewnętrz-

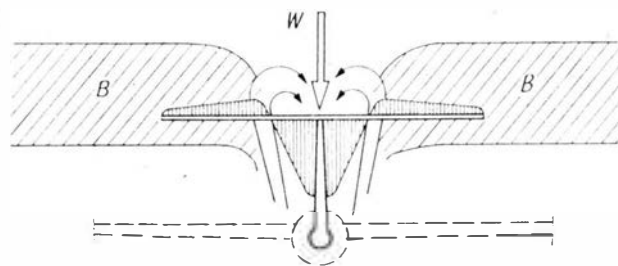
nych częściach jego rozpiętości, znajdujących się poza wpływem wirów nadkadłubowych. Powodem tego jest cień aerodynamiczny tworzący się poza skrzydłem po oderwaniu strug oraz ich znacznie mniejsza, okresowo zmienna, prędkość. Każde skrzydło o dużym wydłużeniu przestaje przy przeciągnięciu odchyłać strugi ku dołowi, natomiast ciśnienie dynamiczne w aerodynamicznym cieniu zaskrzydłowym gwałtownie spada nawet do wartości zaledwie kilkunastu procent ciśnienia w przepływie niezakłóconym (pola zacienione na rys. 3c). Przepływ w tym obszarze staje się prawie równoległy do strumienia zewnętrznego, niezakłóconego.

Każde usterzenie znajdujące się w cieniu oderwań zaskrzydłowych traci więc stabilizującą efektywność i dlatego cały układ jest niestateczny. Ujawnia się to wówczas, gdy samolot czy szybowiec mają niewielki zapas stateczności, zaś środek masy znajduje się blisko dopuszczalnej tylnej granicy. Różne kąty natarcia wzdłuż rozpiętości usterzenia spowodowane wirami nadkadłubowymi i cieniami zaskrzydłowymi pokazano na rys. 6 w postaci pionowych składowych prędkości przepływu, który w płaszczyźnie symetrii jest odchyłony ku dołowi o kąt $5\div 8^\circ$ w porównaniu z przepływem niezakłóconym.

Oddziaływanie kłap skrzydłowych może być również przyczyną pogarszania się skutków głębokiego przeciągnięcia. Skrzydła szybowców, mające duże wydłużenie, duże wygięcie linii szkieletowej profilu i niewielkie liczby Reynoldsa, przeciągają się przy stosunkowo niewielkich współczynnikach C_z i niewielkich kątach natarcia, szczególnie przy kłapach wychylonych ku dołowi. Na rys. 8 widoczne jest ostre przeciągnięcie przy kącie ok. 8° i kłapach wychylonych ku dołowi o 10° , natomiast przy kłapach wychylonych ku górze oderwanie jest bardzo łagodne i C_z utrzymuje się do 15, a nawet 20° . Gdy tak duży kąt natarcia zostaje osiągnięty przed oderwaniem, wówczas całe usterzenie T znajdzie się w bardzo głębokim cieniu aerodynamicznym, w którym ciśnienie dynamiczne spada bardzo gwałtownie, zaś przepływ ma charakter nieuporządkowany. Tak więc całe usterzenie może być przy przeciągnięciu zupełnie nieskuteczne. Może ono być przeciągnięte z powodu bardzo dużego kąta natarcia wynikającego z kierunku strumienia zaskrzydłowego i może być nieefektywne z powodu niewielkiego ciśnienia dynamicznego w cieniu aerodynamicznym.

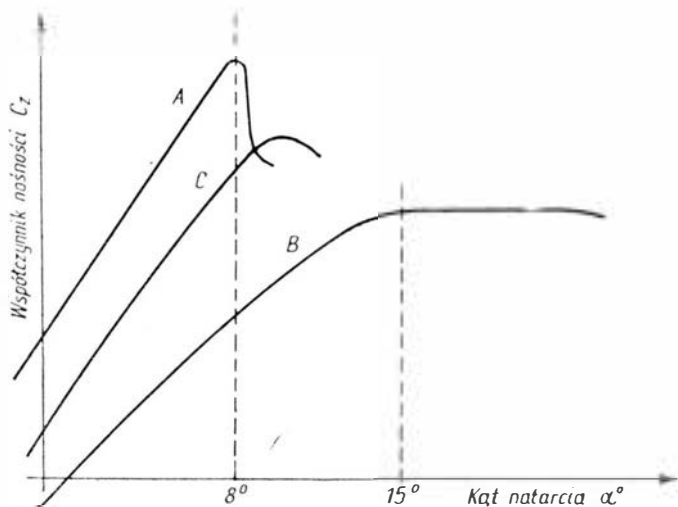
Nie jest ważne czy szybowiec ma całe pływające usterzenie, czy też sam ster ruchomy. Przy kącie natarcia 30° każdy profil czy wychylona kłapa z nim związana są bezużyteczne i nawet jeśli pilot wychyli ster całkowicie ku dołowi po przeciągnięciu, może być już zbyt późno (na rys. 9 linia przerywana). Gdy brak dodatkowej zewnętrznej pomocy do spowodowania nagłego impulsu dającego moment pochylający na głowę, wówczas kąt natarcia ciągle powiększa się przechodząc od punktu a do b i dalej do punktu c i d wzdłuż krzywych momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia (rys. 9).

W miarę podnoszenia się przodu szybowca i zwiększania się jego kąta natarcia usterzenie poziome nagle wychodzi z cienia aerodynamicznego za skrzydłem i dostaje się pod podmuch niezakłóconego powietrza. Samolot staje się wtedy znowu nagle stateczny podłużnie i sterowny. Stateczne pochycenie krzywej momentu ciągnie się od punktu c do d (rys. 9), zaś szybowiec odzyskuje prawidłową stateczność, chociaż pozostaje w dalszym ciągu w głębokim przeciągnięciu przy szacunkowym kącie natarcia rzędu 35° i stałej prędkości opadania rzędu 10 m/s. Należy podkreślić, że taka prędkość przekracza wytrzymałość pilota zamkniętego w kabynie w przypadku uderzenia nawet o miękką ziemię lub o wodę.

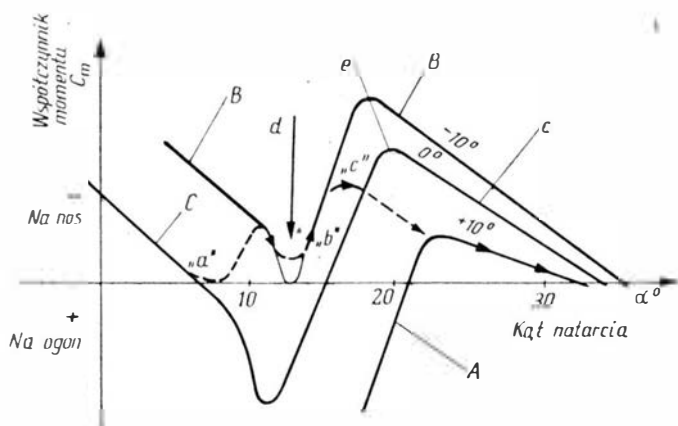


Rys. 7. Rozkład obciążeń pionowych na usterzeniu T przy głębokim przeciągnięciu: W — wypadkowa siła pionowa, B — obszar cienia aerodynamicznego za skrzydłem

Wpływ hamulców skrzydłowych może być dodatkową przyczyną powiększenia się głębokiego przeciągnięcia. Jest on wywoływany parą wirów odrywających się z wewnętrznej strony hamulców oraz z połączenia skrzydło-kaślub (rys. 10). Obydwie te pary wirów dają na usterzeniu obciążenie ku dołowi na jego końcach i pośrodku, podczas gdy środkowe części półrozpiętości są w cieniu aerodynamicznym, a więc są nieskuteczne. Może być to jeszcze jedną przyczyną głębokiego przeciągnięcia szybowca mającego hamulce umieszczone blisko strumienia opływającego końce usterzenia T, tak jak w przypadku szybowców IS 29 czy Kestrel.



Rys. 8. Zmiana współczynnika siły nośnej C_z w zależności od kąta natarcia przy różnych wychyleniach klap: A — wychylenie klap $+10^\circ$ ku dołowi, B — wychylenie klap -10° ku górze, C — wychylenie klap 0°



Rys. 9. Rozwój głębokiego przeciągnięcia: A — pełne ściągnięcie steru ($+10^\circ$), B — pełne oddanie steru (-10°), C — ster w położeniu neutralnym (0°), d — dynamiczne przeciągnięcie, e — wyrzucenie się usterzenia z cienia aerodynamicznego.

Czynnikami konstrukcyjnymi zabezpieczającymi tylko częściowo przed skutkami głębokiego przeciągnięcia od początku jego powstawania i rozwijania się mogą być:

— powiększony skos usterzenia poziomego, jego dodatni lub ujemny wznios pozwalający wyraźnie oddzielić je od kątów natarcia skrzydła, w celu zapobiegnięcia nagłemu i całkowitemu utraceniu skuteczności usterzenia, gdy wchodzi ono w cień aerodynamiczny skrzydła. Jeśli uste-

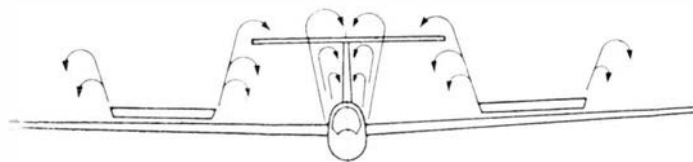
zenie lub sam ster zachowuje nawet niewielką efektywność działania, wówczas pilot ma do dyspozycji środki umożliwiające zapobieganie głębokiemu przeciągnięciu i rozwijaniu się zjawiska w pełnej skali,

— umieszczenie obciążenia w przedniej części kaśluba lub ograniczenie tylnego położenia środka masy.

Najbardziej skutecznym środkiem jest rozwinięcie spadochronu ogonowego. Wszystkie te czynniki mogą być niepopularne w przypadku konieczności ich zastosowania.

Sposoby przywrócenia stanu równowagi i pewne przestrogi

W pewnych samolotach z usterzeniem T jedynym sposobem przywrócenia stanu prawidłowej stateczności w



Rys. 10. Wiry odrywające się od hamulców mogą tworzyć na usterzeniu T opływ ku dołowi przy otwarciu hamulców w pobliżu kątów dających głębokie przeciągnięcie

razie rozwiniętego pełnego głębokiego przeciągnięcia może być wypuszczenie spadochronu ogonowego lub wyrzucenie osłony kabiny. Gdy jakieś dopuszczone do eksploatacji szybowce mają kłopoty z odzyskaniem równowagi po głębokim przeciągnięciu, piloci powinni przestrzegać następujących wskazówek:

— nie dopuszczać do przeciągnięcia w przypadku, gdy środek masy zajmuje daleką tylną pozycję, szczególnie unikać przeciągnięcia dynamicznego,

— nie dopuszczać do przeciągnięcia z klapami wychylonymi ku górze,

— nie używać hamulców przy przeciągnięciu. Należy tu podkreślić, że wyjście z głębokiego przeciągnięcia za pomocą próby przechylenia z użyciem pełnego steru kierunkowego lub pełnej lotki jest praktycznie niemożliwe z przyczyn aerodynamicznych (cień).

Sugestie dla użytkowników

Każdy szybowiec z usterzeniem T powinien być przebadany i mieć odpowiednie świadectwo ustalające bezpieczne granice tylnego położenia środka masy, przy którym głębokie przeciągnięcie jest niemożliwe, oczywiście przy różnych kombinacjach użycia klap i hamulców. Może się to stać bardzo uciążliwym i niepopularnym ograniczeniem dla pewnych już eksploatowanych szybowców wysokowyczynowych, które są uzależnione od tylnego położenia środka masy przy wysokich osiągnięciach.

Opór indukowany usterzenia (czyli tzw. opór sterowania pochodzący od sił pionowych na usterzeniu) stanowi dość duży procent całkowitego oporu profilu przy dużej prędkości. Dostyc ciekawe jest stwierdzenie, że z tego samego powodu tylne położenie środka masy jest wykorzystywane przy dobrych samolotach odrzutowych, takich jak DC 9, B-727, Concorde, w celu unikania dużego oporu sterowania przy dużych, przelotowych liczbach Macha zarówno poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych.

LITERATURA

1. J. OSTROWSKI, M. LITWIŃCZYK, Ł. TURKOWSKI: Zjawiska opływu szybowców i układów skrzydło-kaślub. PWN. Archiwum Budowy Maszyn, 1978 r., t. XXV, z. 1.
2. H. MILLICER: The Deep Stall of Sallplanes. Technical Soaring, vol. V, No. 2, 1976 r.
3. P. S. LANGFORD: The Stall and Deep Stall of Modern Transport Aircraft. Aircraft, April, 1965.

dokończenie ze str. 20

rzanych przez to wyposażenie (norma BN-71/3886/03) oraz wymagania dotyczące koniecznego poziomu odporności urządzeń na zakłócenia radioelektryczne (norma BN-72/3886/04). W obu wymienionych normach określono także odpowiednie metody badań poziomu zakłóceń, jak i odporności na zakłócenia. Mimo prawidłowej budowy samych urządzeń, na samolotach i śmigłowcach mogą wystąpić zakłócenia w pracy systemów radioelektrycznych spowodowane złym rozmieszczeniem urządzeń (np. anten), jak i nieod-

powiednią instalacją przewodów elektrycznych łączących poszczególne bloki. Dlatego okazało się celowe opracowanie dopuszczalnych poziomów zakłóceń na pokładzie statków powietrznych oraz zaleczanych metod pomiarowych. Zagadnienia te obejmuje norma BN-73/3886/05. Ostatnio wydana z tej serii jest norma branżowa dotycząca odporności pokładowych urządzeń radioelektrycznych na warunki środowiska BN-80/3895-04.

Oprac. mgr inż. Krzysztof Kunachowicz

EO/23/K/82

Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (I)

Dr inż. ZDZISŁAW ADAMOWICZ
 Politechnika Warszawska
 Instytut Techniki Lotniczej
 i Mechaniki Stosowanej

Badania w dziedzinie techniki światłowodowej jak też duże osiągnięcia optoelektroniki i optyki zintegrowanej w ostatnim dziesięcioleciu spowodowały, że światłowody znajdują obecnie zastosowanie w wielu gałęziach techniki. Dzięki takim właściwościom eksploatacyjnym, jak odporność na zakłócenia, duża niezawodność, mała masa, niski koszt, duża elastyczność mechaniczna, brak promieniowania elektromagnetycznego, odporność na wysokie temperatury i duża prędkość przesyłania informacji, łączy światłowodowe znalazły również zastosowanie w technice lotniczej.

Należy tu także wspomnieć o korzyściach ekonomicznych wynikających z oszczędności wysokowartościowej miedzi. Badania wykazały, że 1 g tworzywa szklanego zastępuje 10 kg wykorzystywanej w kablach wysokowartościowej miedzi. Na razie trudno jednak jest jeszcze o precyzyjne porównanie kosztów linii światłowodowych z kosztami linii klasycznych opartych na miedzianych przewodach elektrycznych, gdyż światłowody i urządzenia końcowe nie są jeszcze wytwarzane w długich seriach, a ich instalacja wykonywana jest laboratoryjnie przez naukowców. Biorąc jednak pod uwagę tylko porównanie wagowe, światłowody mają kilkadziesiątkrotną przewagę nad torami miedzowymi.

Sprawdzone zastosowanie znalazły światłowody przy detekcji błędów w zwielokrotnionych systemach pokładowych. Wykorzystanie łączy światłowodowych do wzajemnego porównywania odpowiednich wielkości w poszczególnych układach określonego systemu zwiększyło znacznie jego niezawodność. Wydaje się, że również duże zastosowanie na pokładzie samolotu znajdują światłowody przy transmitancji danych. Polepszenie jakości optycznej włókien szklanych i równoczesny rozwój optoelektronicznych przyrządów półprzewodnikowych umożliwiły dalszy rozwój techniki przesyłania informacji za pomocą łączy światłowodowych. Można więc przypuszczać, że w niedalekiej przyszłości łączy światłowodowe znajdą w technice lotniczej duże zastosowanie.

Wiadomości ogólne i tendencje rozwojowe w dziedzinie łączy światłowodowych

Łączy światłowodowe składa się z trzech podstawowych części: nadajnika, ośrodka transmisyjnego i odbiornika. Na rys. 1 podany jest schemat blokowy łączy światłowodowego.

Sygnal elektryczny przekształcany jest w części nadawczej łączy światłowodowego na sygnał świetlny, który następnie jest przesyłany światłowodem do części odbiorczej łączy. Sygnal emitowany przez źródło promieniowania jest zmodulowany sygnałem wejściowym o częstotliwości f . Sygnal świetlny steruje następnie fotodetektorem części odbiorczej łączy światłowodowego, w wyniku czego na jego wyjściu otrzymujemy sygnał elektryczny.

Część nadawcza łączy, nadajnik lub źródło sygnału optycznego

Dokonany w ostatnich latach ogromny postęp w dziedzinie technologii wytwarzania światłowodów pociągnął za sobą rozwój prac nad źródłami promieniowania. Dotyczy to przede wszystkim elementów półprzewodnikowych, głównie ze względu na ogromną liczbę zalet charaktery-

zujących te układy. Podstawową zaletą tych źródeł promieniowania jest możliwość modulacji prądowej o pasmie sięgającym dla laserów 1 GHz i więcej. Jednym z podstawowych wymagań stawianych źródłom sygnałów optycznych współpracujących ze światłowodami jest długość fali emitowanego promieniowania, która powinna przypadać w obszarze maksymalnej transmisji światłowodu.

Badania prowadzone obecnie w dziedzinie źródeł promieniowania dotyczą głównie: diod elektroluminescencyjnych (DEL), diod superluminescencyjnych (DSL), laserów półprzewodnikowych (LP) i laserów jonowych na ciele stałym (LCS).

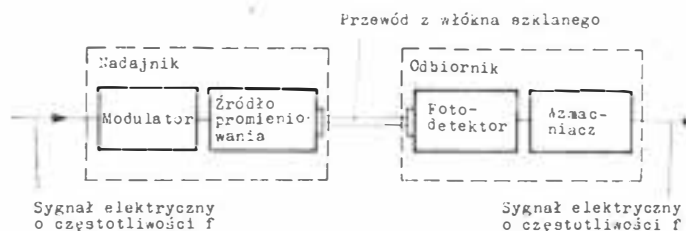
Diody elektroluminescencyjne z GaALAs generują promieniowanie niekoherentne w zakresie 800÷850 nm i dostarczają mocy rzędu 1 mW. Czas pracy diod elektroluminescencyjnych sięga kilkudziesięciu tys. h. Nowsze konstrukcje DEL pozwalają uzyskać pasmo modulacyjne przekraczające 100 MHz przy ograniczonym jednak widmie rzędu 30÷60 nm.

Poważną wadą diod elektroluminescencyjnych jest niska częstotliwość graniczna. Spowodowane jest to małą prędkością działania diody, co podyktowane jest pośrednio znaczną szerokością widmową promieniowania i w konsekwencji — poważną dyspersją czasową sygnału optycznego w światłowodzie (rzędu pojedynczych ns/km).

Badania przeprowadzone przez firmę IBM w ramach amerykańskiego programu ALOFT¹⁾ doprowadziły do podania warunków technicznych, jakie powinna spełniać dioda elektroluminescencyjna w projektowanym pokładowym systemie przetwarzania i transmitancji danych:

- materiał arsenek galu,
- długość fali promieniowania 910 nm,
- moc wyjściowa ≥ 1 mW przy $I = 50$ mA,
- apertura numeryczna $\leq 25^\circ$,
- apertura fizyczna (średnica części aktywnej diody) $\leq 0,050$ cala (1,27 mm),
- zakres temperatury pracy $-65 \div +85^\circ\text{C}$,
- obudowa hermetyczna.

Z diod krajowych, odpowiadających podanym wyżej warunkom technicznym, należy tu wymienić diody elektroluminescencyjne CQYP 15, CQYP 16, CQYP 19, CQYP 20 produkcji UNITRA CEMI. Znajdują one zastosowanie w komutacji i lokacji optycznej, w układach zdalnego sterowania, w układach automatycznej regulacji, w przetwornikach analogowo-cyfrowych, w układach optoelektronicznych łączy fonicznych oraz w technice pomiarowej. Dla przykładu podano podstawowe dane techniczne diody elektroluminescencyjnej CQYP 20:



Rys. 1. Schemat blokowy łączy światłowodowego

¹⁾ Airborne Light Optical Fiber Technology.

— moc promieniowania	4 mW przy $I = 200$ mA,
— długość fali promieniowania	935 nm,
— zakres temperatury pracy	$-40 \div +55^\circ\text{C}$,
— obudowa metalowa z soczewką z żywicy epoksydowej	
— prąd przewodzenia	$I_F \leq 200$ mA,
— napięcie przewodzenia	$U_P = 1,2$ V,
— napięcie wsteczne	$U_R \leq 3$ V.

Znacznie większą częstotliwością graniczną charakteryzują się diody superluminescencyjne dzięki zmniejszeniu ich szerokości widmowej. Mają one także większą moc promieniowania. Obecnie diody superluminescencyjne znajdują się w fazie prac eksperymentalnych. Lasery półprzewodnikowe umożliwiają zrealizowanie łącza światłowodowego o pasmie przenoszenia rzędu kilku GHz, gdyż w przeciwieństwie do DEL, oznaczają się one dużą szybkością działania i małą szerokością widmową. Przy takiej szerokości widmowej dyspersja czasowa sygnału optycznego w krzemowym światłowodzie jednomodowym jest rzędu 100 ps/km.

Nowe materiały jak też nowe konstrukcje laserowe, również z GaALAs, doprowadziły do znacznego udoskonalenia tych źródeł światła. Lasery biheterozłazcowe dostarczają już mocy od kilku do kilkunastu mW w zakresie od 800÷850 nm. Elementy te mają również zwiększoną trwałość sięgającą kilkudziesięciu tys. h. Przyspieszone badania temperaturowe wskazują na 1 mln h pracy w normalnych warunkach eksploatacyjnych. Lasery jonowe odznaczają się natomiast bardzo małą szerokością widmową. Są więc szczególnie przydatne do łącza o dużej szerokości pasma modulacyjnego.

Znacznie poważniejsze trudności wystąpiły w konstrukcji diod elektroluminescencyjnych i laserów pracujących w zakresie fal powyżej 1 μm (1000 nm). Konieczne okazało się tu zastosowanie innych materiałów. Np. lasery czteroskładnikowe GaInAsP/InP mogą promieniować w zakresie od 1,1÷1,7 μm . Moc tego promieniowania jest jednak niewielka. Również czas pracy tych elementów jest stosunkowo nieduży i nie przekracza obecnie 2 tys. h. Można mieć jednak nadzieję, że w niedalekiej przyszłości konstrukcje tego typu elementów zostaną ulepszone i będą mogły stać się podstawą systemów drugiej generacji.

Część transmisyjna łącza — światłowody

Na rys. 1 pokazano schemat blokowy łącza światłowodowego. Podstawową częścią takiego łącza jest element szklany w postaci przewodu w wiązki włókien szklanych, dzięki któremu możliwe jest przesyłanie impulsów świetlnych, np. fali z zakresu światła widzialnego. Impuls, dzięki szczególnym właściwościom szkła, z którego wykonane zostało włókno jest przekazywany do odbiornika.

Aby zapobiec zbyt niemu osłabieniu impulsu świetlnego, tworzy się specjalną konstrukcję włókna. Jest ono zwykle dwuwarstwowe, przy czym warstwa zewnętrzna („płaszcz”) ma odpowiednio niższy współczynnik załamania światła i powoduje, że promień świetlny padając na granicę warstw ulega całkowitemu, wielokrotnemu odbiciu i dzięki temu może przebywać duże odległości. W praktyce sygnał wchodzący do układu ulega jednak osłabieniu. Wynika to przede wszystkim z właściwości szkła.

Pierwszą bardzo istotną właściwością jest pochłanianie fal przez szkło. Ma ono różną wartość dla różnych składek. Osłabienie promieniowania następuje również ze względu na zjawisko nieidealnego odbicia na granicy faz rdzeń-„płaszcz” (szczególnie przy zgięciach kabla). Część promieniowania przenika „płaszcz” i wychodzi poza układ, część natomiast zostaje przez „płaszcz” pochłonięta. Na wielkość osłabienia sygnału optycznego ma również wpływ sprężystość włókna szklanego. Brak tej cechy może spowodować pęknięcie włókna i tym samym straty przesyłanego sygnału. Włókna szklane służące do przewodzenia fal świetlnych muszą mieć, oprócz właściwych cech optycznych, również odpowiednie parametry mechaniczne, szczególnie dobrą wytrzymałość na zginanie i zrywanie.

Światłowody mają niekiedy bardzo dużą długość. W związku z tym uszkodzenia mechaniczne mogą tu mieć duże znaczenie. Oprócz tego przy słabej wytrzymałości, np. na zginanie występują duże naprężenia wewnętrzne już przy niewielkim zgięciu włókna, powodując zjawiska znacznie tłumiące wielkość przesyłanego impulsu. Zapobiec temu można w zasadzie przez:

- właściwy dobór warstwy zewnętrznej — „płaszcz”,
- zmianę mikrostruktury wewnętrznej szkła, powodującą zwiększenie elastyczności włókna.

Obecnie prowadzone są intensywne prace zmierzające do zwiększenia doskonałości elementów szklanych urządzeń

światłowodowych, od których w dużym stopniu zależy jakość całych systemów. Wielkość strat przy transmisji sygnału świetlnego zależy także od ułożenia włókien w kablu. Przy niewłaściwym wypełnieniu kabla, jego przekrój poprzeczny nie jest całkowicie wykorzystany i są odstępy między włóknami. Zatem część strumienia światła, która trafia między włókna, jest tracona. Na wielkość tłumienia kabla światłowodowego ma także wpływ jego niewspółosiowe połączenie ze źródłem i odbiornikiem sygnałów świetlnych. Prowadzi to w konsekwencji do niepełnego wykorzystania strumienia światła.

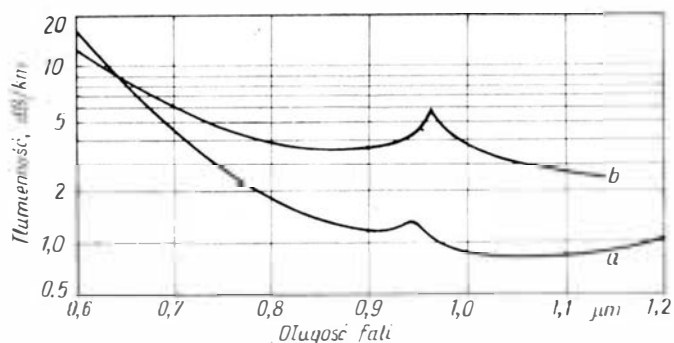
W praktyce rozpatrywane są trzy rodzaje światłowódów: jednomodowe, wielomodowe o skokowym profilu współczynnika załamania światła oraz wielomodowe o gradientowym (zmiennym) profilu współczynnika załamania światła.

Wielkość strat transmisji sygnału świetlnego określa się w dB/km. Najnowsze osiągnięcia w dziedzinie produkcji światłowódów pozwoliły obniżyć ich tłumienność do kilku dB/km.

Na rys. 2 pokazano zależność tłumienności dwóch światłowódów fabrycznych: światłowodu o profilu skokowym typu W (krzywa a) oraz światłowodu o profilu gradientowym typu W (krzywa b) w funkcji długości fali promieniowania. Jak widać z wykresu, światłowód o skokowym profilu współczynnika załamania światła ma tłumienność dwukrotnie mniejszą niż światłowód o profilu gradientowym. Należy tu dodać, że charakterystyki częstotliwościowe światłowódów charakteryzują się dwoma „oknami” małej tłumienności. Okno krótkofalowe (800÷850 nm) ma większą tłumienność niż okno długofalowe (1000 nm). Obecnie w praktyce wykorzystywane jest okno krótkofalowe ze względu na źródła i odbiorniki sygnałów świetlnych. Systemy wykorzystujące ten zakres częstotliwości przyjęło się nazywać systemami pierwszej generacji. Pojęcie systemów drugiej generacji jest związane z oknem długofalowym.

Drugie ograniczenie transmisji światłowodowej jest związane ze zniekształceniami fazowymi przy przesyłaniu sygnałów analogowych bądź z rozszerzeniem się impulsów przy transmisji cyfrowej. Ogranicza to dopuszczalne pasmo modulacyjne do kilkunastu MHz/km, a szerokość impulsów może wzrosnąć nawet do 50 ns/km. Dotyczy to światłowódów o profilu skokowym, dla których rozszerzenie pasma modulacyjnego powoduje niewielki tylko wzrost tłumienności.

Najmniejszą dyspersję fal elektromagnetycznych osiąga się stosując włókna jednomodowe. Takie światłowody można uzyskać wykonując rdzeń o bardzo małych rozmiarach (3÷5 μm) lub sprowadzając względną różnicę współczynników załamania w „płaszczu” i rdzeniu do bardzo małych wartości. W obu przypadkach występują jednak trudności w praktycznej realizacji łącza z takim światłowodem. Wynika to z trudności podczas łączenia



Rys. 2. Zależność tłumienności światłowódów w funkcji długości fali promieniowania: a — światłowodu o profilu skokowym typu W, b — światłowodu o profilu gradientowym typu W

poszczególnych odcinków światłowodu między sobą oraz podczas sprzęgania z generatorem lub z detektorem. W drugim przypadku wzrastają trudności uzyskania tak małych różnic współczynników załamania oraz straty wywołane zgięciem lub skręceniem włókna szklanego. Dlatego chętniej stosowane są światłowody wielomodowe o większych średnicach rdzenia (30÷50 μm).

O łatwości sprzężenia poszczególnych odcinków światłowodu między sobą lub z generatorem decyduje parametr nazwany aperturą numeryczną włókna. Jest on miarą gęstości kątowej energii, jaka może być wprowadzona do rdzenia włókna światłowodu i wyraża się wzorem:

$$[NA] = \sin \Theta_{kr} = \sqrt{n_1^2 - n_2^2}$$

gdzie: NA — apertura numeryczna włókna; Θ_{kr} — kąt krytyczny zapewniający graniczne odbicie wiązki świetlnej na granicy rdzeń-„płaszcz”; n_1, n_2 — współczynniki załamania światła odpowiednio w rdzeniu i „płaszczu”.

Prędkość przekazywania danych po liniach światłowodowych o gradientowym profilu współczynnika załamania światła wynosi 500 Mbit/s, a po liniach o profilu skokowym ok. 50 Mbit/s. Oprócz parametrów transmisyjnych należy jeszcze pamiętać o innych kryteriach wyboru światłowodu, a przede wszystkim o wytrzymałości mechanicznej.

Wspomniane wyżej ograniczenia nie stwarzają jednak istotnych przeszkód w stosowaniu instalacji światłowodowej na pokładzie samolotu. Stosunkowo niewielkie długości przewodów (kilkanaście metrów) w tego typu sieciach nie wymagają specjalnie wysokiej jakości światłowodów. Również ilość i prędkość przesyłanej informacji w tych układach nie jest duża.

W celu łatwiejszego zestawienia łączy światłowodowych na pokładzie samolotu pożądana jest odpowiednio duża średnica rdzenia i jego apertura numeryczna. Pozwala to na stosowanie światłowodów o dość dużych tłumiennościach (rzędu kilkuset dB/km) i o stałej wartości współczynnika załamania w rdzeniu, a więc światłowodów stosunkowo tanich i łatwych do wykonania. Są one budowane w określonych odcinkach fabrykacyjnych, do łączenia których wykorzystuje się specjalnie zaprojektowane łącza.

W ciągu ostatnich kilku lat w dziedzinie zastosowania techniki światłowodowej na całym świecie osiągnięto ogromny postęp. Prace w tym zakresie prowadzone były również w technice lotniczej. Przykładem tego może być wspomniany już amerykański program badań ALOFT. W przyjętym w tego rodzaju programie badaniach układzie nawigacji i sterowania samolotu A-7 wyodrębniono następującą grupę sygnałów elektrycznych:

- 4 sygnały o częstotliwości 1 MHz — 1 kanał,
- 10 sygnałów o częstotliwości 50 kHz — 5 kanałów,
- 42 sygnały dyskretne o napięciu 5 V — 1 kanał,
- 27 sygnałów z przełączników — 1 kanał,
- 12 ciągów impulsów o napięciu 5 V — 1 kanał,
- 8 sygnałów dyskretnych o napięciu 28 V — 1 kanał,
- 2 sygnały analogowe do przetwornika analogowo-cyfrowego — 2 kanały,
- 1 sygnał analogowy sygnalizacyjny — 1 kanał.

Jest to 106 sygnałów elektrycznych ośmiu różnych typów. Sygnały te, które w rozwiązaniach klasycznych przesyłane są wielożyłowymi, często koncentrycznymi, przewodami elektrycznymi, przekształcane są na ciąg sygnałów zgrupowanych w 13 kanałach. Informacja ta jest następnie przesyłana 13 kablami światłowodowymi do przetwornika optoelektronicznego wchodzącego w skład interfejsu komputerowego. Tak ekstensywne transformowanie sygna-

łów elektrycznych jest możliwe ze względu na szerokie pasmo przenoszenia światłowodu. Prędkość przesyłania informacji, którą można osiągnąć w tym systemie wynosi 10 Mbit/s. Przedział czasu między sygnałami jest ustalony przez przyjęcie odpowiedniego systemu kodowania. We wspomnianym programie badań (ze względu na przyjęty limit strat między nadajnikiem i odbiornikiem łącza światłowodowego, równy 43 dB) maksymalny odcinek transmisji światłowodowej osiągnął długość 8 m. Wymagania stawiane kablami światłowodowymi do zastosowań lotniczych, opracowane przez firmy IBM oraz NELC na podstawie dokładnej analizy pozostałych elementów łącza światłowodowego, w tym przede wszystkim dostępnych na rynku źródeł promieniowania i fotodetektorów kształtują się następująco:

- tłumienność światłowodu ≤ 700 dB/km,
- liczba włókien 387 $\pm 1\%$ [4],
- średnica kabla 0,0465 cala (1,1811 mm),
- średnica rdzenia 0,00215 cala $\pm 3\%$ (0,05461 mm),
- stosunek powierzchni przekroju płaszczka do powierzchni przekroju całego kabla 88–92%,
- apertura numeryczna 0,54–0,67,
- dopuszczalna liczba włókien pękniętych w nieprzełączonym kablu 1% [4],
- dopuszczalna liczba włókien pękniętych w kablu przyłączonym 2% [7],
- badania światłowodu temperaturowe i wibracyjne.

Osiągnięcia w ciągu ostatnich kilku lat w dziedzinie produkcji światłowodów opracowanych przez firmę Corning Glass Works pozwalają na przesyłanie sygnałów świetlnych z tłumieniem 6–10 dB/km. Pasmo przenoszenia tych światłowodów jest w granicach 20 MHz przy skokowym profilu współczynnika załamania światła oraz osiąga 400 MHz przy współczynniku gradientowym. Apertura numeryczna tych kabli wynosi 0,15–0,18. Włókna tej firmy pokryte są warstwą z etylen-octanwinylu o grubości 50 μ m.

Inna firma specjalizująca się w produkcji kabli światłowodowych (Du Pont) opracowała ulepszony kabel jednowłóknowy o długości 300 m, z dwutlenku krzemu, zdolny do przesyłania fali o długości promieniowania w zakresie 550–800 nm i tłumieniem poniżej 80 dB/km. Duża średnica rdzenia (203 μ m) oraz duża apertura numeryczna (do 0,4) umożliwiają łatwe łączenie poszczególnych odcinków światłowodu między sobą oraz z nadajnikiem i odbiornikiem. Powłoka kabla wykonana jest z miękkiego materiału, co pozwala na łatwe jego zginanie. Koszt kabla o długości 1 m nie przekracza 5 dol. USA.

Uwaga: Literaturę zamieścimy w II części artykułu.

PRENUMERATA

Prenumeratę na kraj przyjmują:

- oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” od instytucji, organizacji społeczno-politycznych, jednostek gospodarki społecznej i in. zakładów pracy zlokalizowanych w miastach — uzgadniając sposób dostawy lub odbioru zamówionej prasy,
- dotychczasowi czytelnicy indywidualni w miastach mogą zamawiać prenumeratę przez macierzysty zakład pracy prenumeratora. Zamówienia zbiorowe wraz z załączonymi (do wglądu) dowodami opłaty prenumeraty pocztowej za 1981 r. należy złożyć we właściwym terytorialnie oddziale RSW obsługującym dany zakład pracy w tzw. prenumeracie instytucjonalnej,
- urzędy pocztowe na wsi i wiejscy doręczyciele od instytucji i zakładów pracy zlokalizowanych na terenie wiejskim oraz od osób fizycznych zamieszkałych na tych terenach.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 23, 00-958 Warszawa, konto NBP XV O/M Warszawa, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla instytucji i zakładów pracy.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach: **do 25 listopada — na rok następny, I kwartał i I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 10 września — na IV kwartał.**

Dodatkowych szczegółowych informacji udzielają oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch”.

Cena prenumeraty krajowej: **kwartalna 150 zł, półroczna 300 zł, roczna 600 zł.**

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT-SIGMA, ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

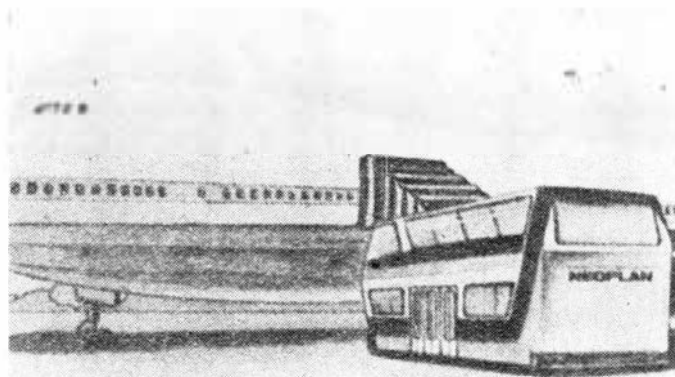
Pasażerskie pojazdy peronowe

Mgr inż. PIOTR ST. ORALEWSKI
Zakład Dróg i Lotnisk
Politechnika Warszawska
Mgr inż. WALDEMAR SUPERSON
Zarząd Ruchu Lotniczego
i Lotnisk Komunikacyjnych

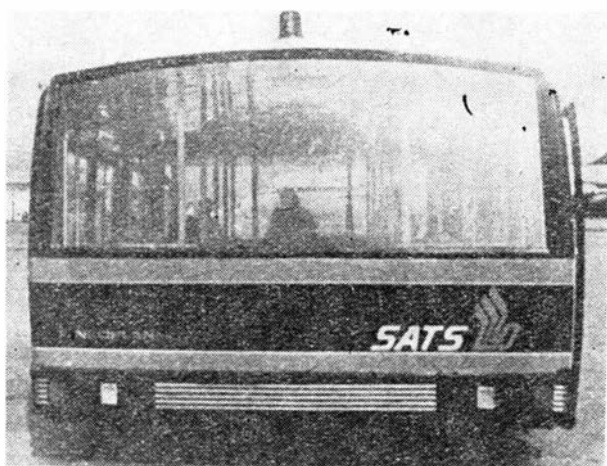
Projektowanie nowych środków transportu do przewozu pasażerów między dworcem lotniczym a samolotem nie nadąża za rozwojem projektowania samolotów. Pojawienie się samolotów szerokokadłubowych potwierdziło konieczność skonstruowania urządzenia, które by umożliwiło łatwe, szybkie, w miarę komfortowe przewożenie pasażerów między budynkiem dworca a samolotem.

W wielu nowych dworcach lotniczych problem ten rozwiązano przez zastosowanie teleskopowych pomostów, tzw. airbridge, łączących bezpośrednio budynek dworca z samolotem. Jednak miejsca postoju samolotów na peronie nie zawsze są wykorzystane z jednakową intensywnością, część z nich jest zajęta trzy, cztery razy na dobę. Niepełne wykorzystanie tych miejsc postojowych przy froncie budynku dworcowego powoduje, że część pomieszczeń w dworcu nie jest dostatecznie wykorzystana. To z kolei, przy takim rozwiązaniu dworca, wpływa na znaczne zwiększenie długości frontu budynku od strony peronu, co powoduje zwiększenie kubatury budynku i kosztów jego budowy. Dlatego też nadal szerokie zastosowanie ma sposób dowożenia pasażerów do samolotów pojazdami peronowymi — busing.

Zastosowanie tego sposobu transportu pasażerów powoduje obniżenie ogólnej sumy przeznaczonej na budowę nowego dworca do 30-40%. Takie rezultaty uzyskano porównując warianty projektów dworców lotniczych w



Rys. 3. Autobus peronowy Neoplan Jumbo Bus przy wejściu do samolotu B-747

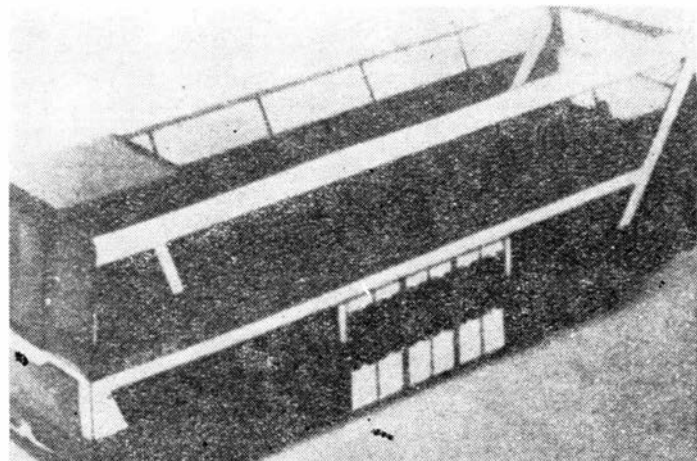


Rys. 1. Autobus peronowy Neoplan 940

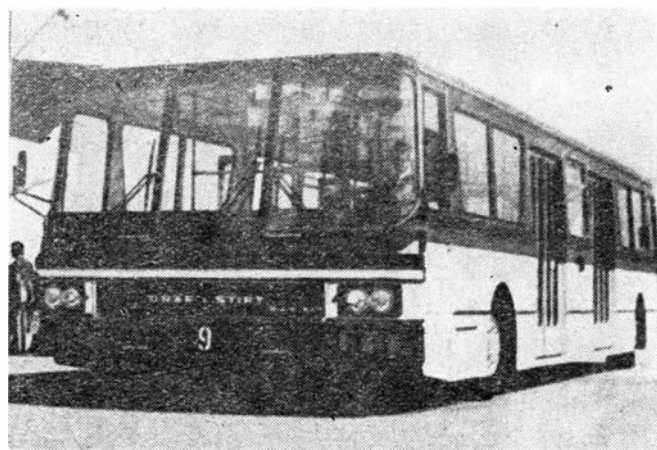
Dublinie, Montrealu i Monachium. Analiza porównawcza wariantów projektów dworca dla Monachium wykazała również, że przy wykorzystaniu peronowych pojazdów do obsługi samolotów typu B-747 wymagany byłby front dworca o długości 16 m, podczas gdy przy zastosowaniu teleskopowych pomostów długość frontu budynku musiałaby wzrosnąć co najmniej do 70 m.

Podstawową wadą busingu jest to, że eksploatacyjne wydatki na korzystanie z peronowych pojazdów są kilkakrotnie wyższe niż przy wykorzystaniu bezpośredniego połączenia między dworcem a samolotem.

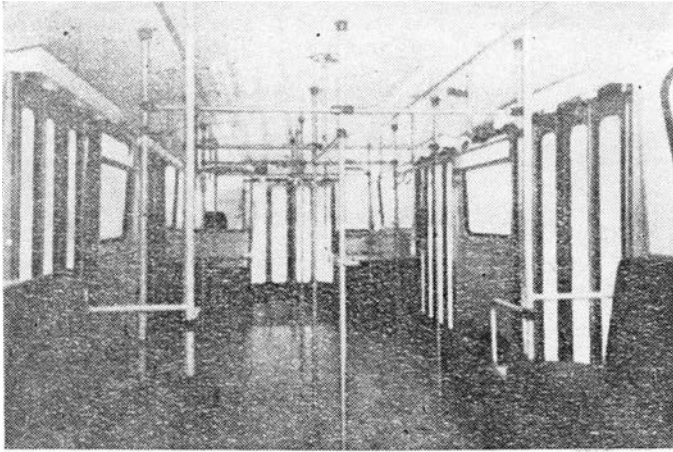
Badania firmy Aeroport de Paris wykazały, że koszty budowy dworca, w którym zastosowano by pomosty oraz koszty 15-letniej eksploatacji takiego dworca są o 15% wyższe niż przy dworcu, w którym zastosowano by busing. Równocześnie eksploatacyjne koszty w dworcu z pomostami są o 10% mniejsze niż przy drugim wariantcie dworca. Wykazano, że optymalnym wariantem z ekonomicznego punktu widzenia jest dworzec, w którym zasto-



Rys. 2. Autobus peronowy Neoplan Jumbo Bus (makieta)



Rys. 4. Autobus peronowy Graf & Stift



Rys. 5. Wnętrze autobusu peronowego Graf & Stift

sowany jest mieszany sposób dowożenia pasażerów do samolotu [5].

Wyróżnia się dwa rodzaje pojazdów peronowych: peronowe autobusy oraz „ruchome poczekalnie” — mobil lounge. Specjalne peronowe autobusy do przewozu pasażerów są jednym z pierwszych sposobów połączenia dworca z samolotem już od najwcześniejszych dni lotnictwa. Jedną z pierwszych firm produkujących te pojazdy już od 45 lat, w różnych modyfikowanych wersjach, jest zachodniemiecka firma Gottlob Auwärter GmbH & Co.



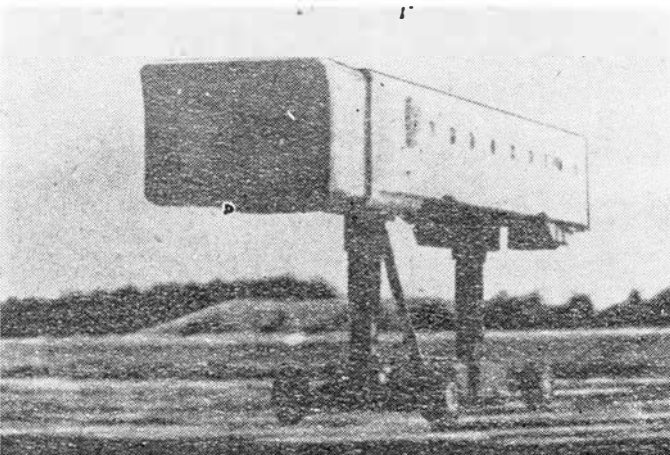
Rys. 6. Autobus peronowy Kogel

ze Stuttgartu. Produkuje ona pojazdy pod nazwą Neoplan, które są również produkowane na licencji w USA, Indii i Australii.

W produkcji są trzy podstawowe typy autobusów:

- N 912 z 5 miejscami siedzącymi i 126 stojącymi,
- N 922 z 7 miejscami siedzącymi i 126 stojącymi,
- N 940 z 12 miejscami siedzącymi i 156 stojącymi.

Dodatkowo produkowany jest pojazd dla VIP pod nazwą Neoplan VIP (Crew-Bus). Ma on 16 miejsc siedzących.

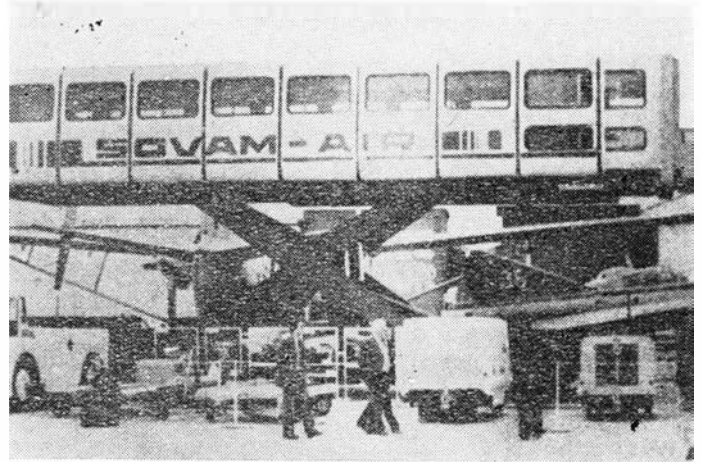


Rys. 7. Ruchoma poczekalnia Plane-Mate (USA)

Najbardziej rozpowszechnionym na świecie pojazdem tej firmy jest typ N 940. Eksportowy model kosztuje ok. 200 tys. dol. i jest dostarczany w ciągu 3 miesięcy od daty złożenia zamówienia przez kupującego [1]. Test przeprowadzony dla tego pojazdu wykazał, że 126 pasażerów może opuścić kabinę w ciągu 22 s.

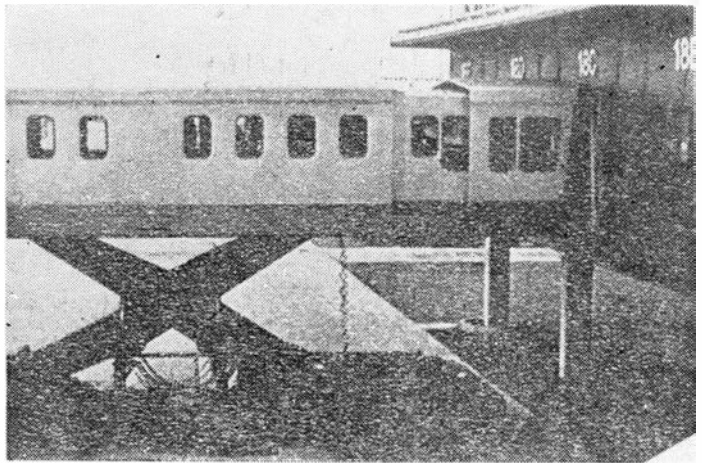
W pojazdach stosuje się wiele urządzeń klimatyzacyjnych. Autobusy eksportowane do krajów o zimnym klimacie mają podwójne oszklenie i specjalne ogrzewanie, natomiast autobusy eksportowane do krajów o klimacie tropikalnym mają oszklenie absorbujące promieniowanie słoneczne, podwójnie izolowany dach i dodatkową wentylację lub też na specjalne zamówienie urządzenia klimatyzacyjne.

Firma ma zamiar produkować specjalny piętrowy autobus o nazwie Jumbo Bus, przeznaczony do obsługi samolotów szerokokadłubowych. Do tego autobusu może wsiąść



Rys. 8. Ruchoma poczekalnia Sovam (Francja)

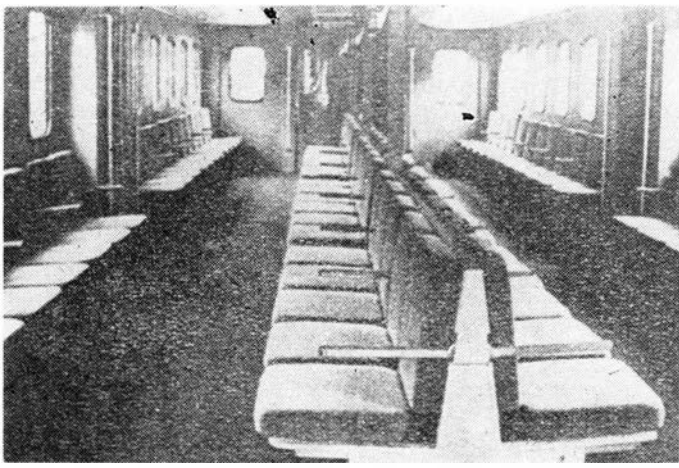
maks. 320 pasażerów. Będzie się on mógł poruszać z prędkością 55 km/h, mimo że większość portów lotniczych ograniczyła prędkość poruszania się autobusów peronowych do 25 km/h. Autobus Jumbo Bus jest wyposażony



Rys. 9. Ruchoma poczekalnia Lift-lounge (RFN)

w hydrauliczny podnośnik, który obsługuje wmontowany na piętrze pojazdu tunel złączeniowy. Tunel ten pełni tę samą funkcję co pomosty łączące bezpośrednio budynek dworca z samolotem. Autobusy Jumbo Bus mają być produkowane tylko na specjalne zamówienie i kosztować ok. 900 tys. dol. [1].

Inną firmą produkującą autobusy peronowe jest Graf & Stift z Austrii. Produkuje ona m.in. autobus dla 132 lub 180 pasażerów (w przypadku przyjęcia 0,16 m²/osobę). Długość pojazdu wynosi 14 m. Autobus jest wyposażony w dwie kabiny kierowcy, z przodu i z tyłu. Takie rozwiązanie umożliwia optymalną elastyczność i bezpieczeństwo w manewrowaniu pojazdem. Minimalny promień skrętu przy kierowaniu pojazdem wynosi 12 m. Pojazd wyposażony jest w pięć par drzwi, każde o szerokości 1,5 m. Pozwala to na szybkie i bezpieczne wejście do pojazdu i wyjście z niego. Poziom podłogi autobusu uniesiony jest powyżej płaszczyzny peronu tylko na 29 cm. Autobus może się poruszać z prędkością maks. 50 km/h. Ogólna masa pojazdu w pełni załadowanego wynosi 24 t. Autobus firmy Graf & Stift kosztuje ok. 230 tys. dol., lecz na



Rys. 10. Wnętrze ruchomej poczekalni Lift-lounge

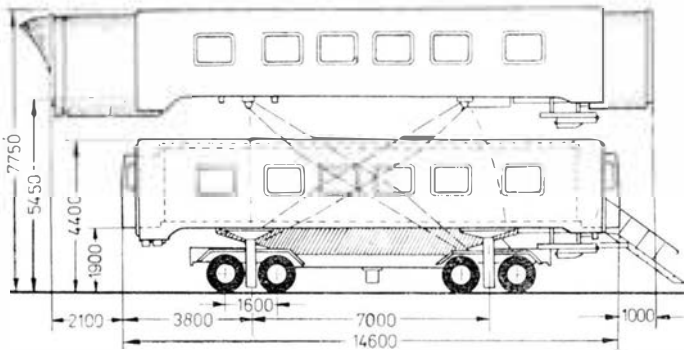
życzenie zamawiającego możliwe jest skonstruowanie tańszej wersji, z jedną kabiną kierowania [10].

Firma F. X. Kogel GmbH z Ulm/Donau (RFN) produkuje autobus, który może jednorazowo pomieścić 150 osób. Ma on 26 miejsc siedzących. Kabina pojazdu jest klimatyzowana i ma trzy pary drzwi po obu stronach autobusu. Poziom podłogi wznosi się na 32 cm powyżej gruntu. Minimalny promień skrętu przy manewrowaniu pojazdem wynosi 24 m.

Wymienione firmy specjalizują się w produkowaniu autobusów peronowych. W wielu opłatach lotniczych, które nie mogą zakupić kosztownych specjalnych pojazdów peronowych, eksploatuje się w celach busingu zwykle autobusy komunikacji miejskiej, częściowo tylko przystosowane do przewozu pasażerów między dworcem a samolotem. Nie zabezpieczają one jednak ekonomiczności oraz komfortu przewozu pasażerów, jakie zapewniają autobusy firm specjalizujących się w produkcji pojazdów peronowych.

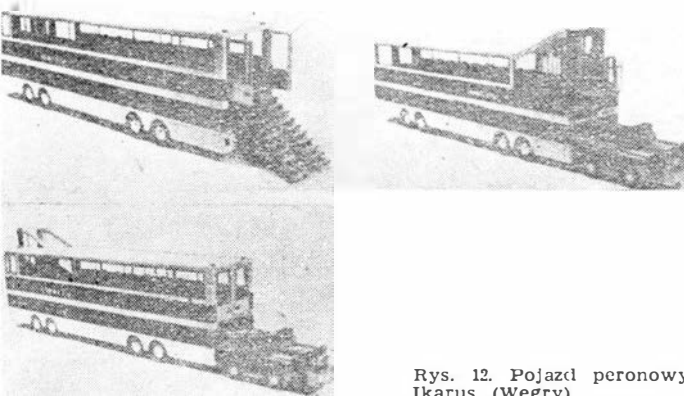
Od wielu już lat w porcie lotniczym Dulles w Waszyngtonie eksploatowane są innego rodzaju pojazdy peronowe — ruchome poczekalnie.

W USA firmą produkującą te pojazdy jest Airside



Rys. 11. Ruchoma poczekalnia Mitsubishi (Japonia)

Systems of Wilmington. Niedawno firma ta wyprodukowała nową wersję ruchomej poczekalni pod nazwą Plane-Mate. Stary model Plane-Mate miał śrubowy system podnoszenia kabiny mobil-lounge, natomiast nowy pojazd jest

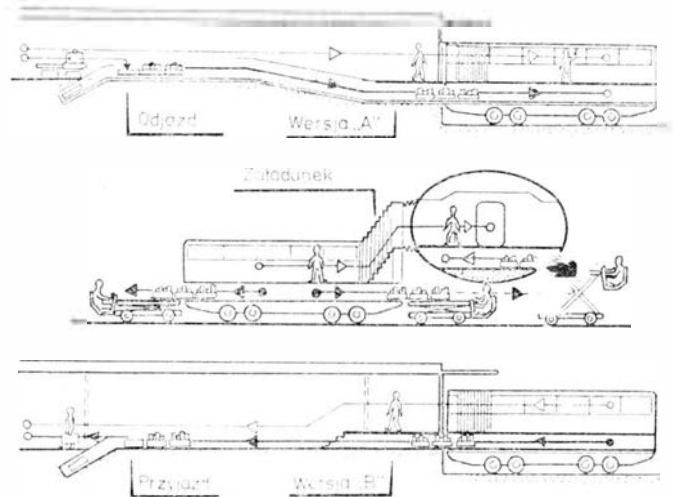


Rys. 12. Pojazd peronowy Ikarus (Węgry)

wyposażony w hydrauliczny mechanizm składający się z wielokrotnych ram wchodzących jedna w drugą i tworzących teleskop. Kabina pojazdu może się unieść na wysokość 7,57 m. Inny model Plane-Mate ma również hydrauliczny mechanizm podnoszenia kabiny, lecz działający na zasadzie nożyc.

W 1979 r. francuska firma Sovam rozpoczęła produkcję mobil-lounge, znanych we Francji pod nazwą aerolounge. Badania projektowe i realizacyjne pojazdu mającego pomieścić 150 osób były finansowane przez rząd francuski oraz zarząd Aéroport de Paris. Podwozie i system podnoszący kabinę mobil-lounge są produkowane przez zachodniemiecką firmę Trepel.

Kabina francuskiego mobil-lounge ma 15 m długości, 4,5 m szerokości i wykonana jest z warstwowych płyt odpowiednio modelowanego poliuretanu wzmocnionego płytami aluminiowymi. Pojazd ten może się poruszać z prędkością 45 km/h, a najmniejszy promień skrętu przy manewrowaniu pojazdem wynosi 18 m. Kabina opiera się na mechanizmie podnoszącym działającym na zasadzie nożyc. Może się ona unosić 2÷5,6 m nad poziom peronu.



Rys. 13. Zasada obsługi pasażerskiej przy wykorzystaniu pojazdu peronowego Ikarus

Przy cumowaniu do wejścia samolotu kabina ruchomej poczekalni połączona jest z samolotem teleskopowym korytarzem o długości 2,1 m i zakończonym gumową harmoniczną podkładką.

Wspomniana firma Trepel z RFN również produkuje tego rodzaju pojazdy. Mobil-lounge firmy Trepel, znany pod nazwą Lift-lounge, ma długość ok. 14,4 m, a szerokość 4,12 m. Pojazd ten może zabierać jednorazowo 150 pasażerów. Konstrukcja ścian kabiny jest podobna do konstrukcji francuskiego mobil-lounge. Maks. prędkość, z jaką może poruszać się Lift-lounge wynosi 42 km/h, a minimalny promień skrętu 18 m. Najkrótszy czas opuszczenia kabiny Lift-lounge przez pasażerów wynosi 35 s. Cały pojazd waży ok. 57 t.

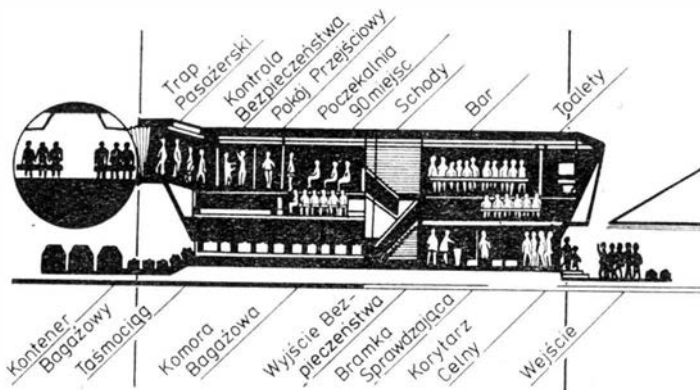
Również Japonia jest zainteresowana produkcją pojazdów — ruchomych poczekalni. Ich produkcją w Japonii zajmuje się firma Mitsubishi Heavy Industries of Japan. Skonstruowała ona mobil-lounge zabierający 150 pasażerów. Kabina unosi się za pomocą mechanizmu działającego na zasadzie nożyc. Może się ona unieść na maks. wysokość 7,75 m nad poziom peronu w ciągu 40 s. Przy cumowaniu do samolotu z kabiny wysuwa się (do 2,1 m) teleskopowy gumowy korytarz. Pojazd oparty jest, podobnie jak Lift-lounge, na ośmiokołowym podwoziu.

Autobusowa firma Ikarus z Budapesztu w czasie wystawy „Inter airport”, która odbyła się we Frankfurcie n. Menem, przedstawiła nową koncepcję pojazdu peronowego. Trudno jest ocenić, czy ta nowa koncepcja obsługi pasażerów przyjmie się w przyszłości.

Nowy pojazd peronowy jest dwupiętrowy i składa się z piętra pasażerskiego oraz z piętra bagażowego. Pasażerowie przewożeni są w górnej części pojazdu. Bagaż wchodzi do pojazdu pasażerów jest załadowywany do kontenerów, które wsuwa się do dolnego piętra autobusu. Podobnie jak w mobil-lounge, pasażerowie przechodzą do kabiny samolotu autobusowym gumowym korytarzem zaopatrzoną w schody. Wysokość uniesienia tego korytarza może być regulowana w zależności od potrzeby.

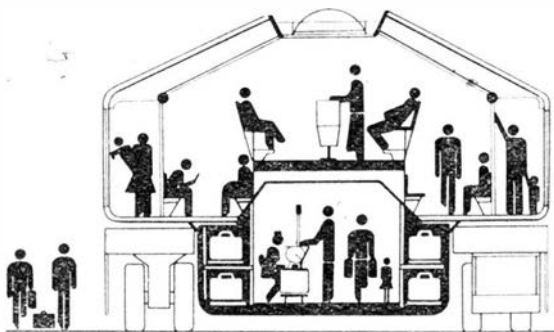
Innym ciekawym projektem pojazdu peronowego jest koncepcja pojazdu zwanego MOAB (MOBILE ABfertigung).

Projektantami tej koncepcji pojazdu są Szabo i Fuisz z firmy EAA Consulting GmbH z Neustadt w RFN. Przy projektowaniu nowego pojazdu z zachodniemiecką firmą współpracowała firma z Holandii — Hollandia Kloos.



Rys. 14. Pojazd MOAB jako samodzielna jednostka dworcowa

Pojazd MOAB jest zaprojektowany jako dodatek do istniejących instalacji portu lotniczego, obsługujących ruch pasażerski, jak również przy projektowaniu nowych portów lotniczych jako samodzielna jednostka dworcowa. Wg autorów pasażerskie dworce lotnicze nie będą już potrzebne. Całą obsługę pasażerską przejmą pojazdy typu MOAB.



Rys. 15. Przekrój poprzeczny pojazdu MOAB

W jednym pojeździe mają się znajdować wszelkie urządzenia do obsługi pasażerów, a więc: rejestracja biletów i bagażu, kontrola paszportowa i celna, jak również kontrola bezpieczeństwa. Każdy pojazd będzie mógł przewieźć ok. 400 pasażerów wraz z ich bagażem. Pojazd ma mieć następujące wymiary: długość 19,6 m, wysokość 5,5 m, szerokość 8,9 m. Wewnątrz pojazdu mają być cztery pomieszczenia, komputerowe centrum rejestracji i system obsługi bagażu. W pojeździe ma być 240 miejsc siedzących, snack-bar i instalacje sanitarne. Pasażer wchodząc na pokład samolotu będzie przechodził teleskopowym korytarzem wysuwającym z górnego pokładu pojazdu. Masa załadowanego pojazdu ma wynosić ok. 45 t. Pojazd będzie się poruszał z prędkością 20 km/h.

Na zakończenie podajemy adresy firm produkujących pasażerskie pojazdy peronowe:

Autobusy peronowe

— Neoplan Gottlob Auwärter GmbH & Co.

7 Stuttgart 80, Vaihinger Strasse 122

— OAF-Graf & Stift AG

Brunner Strasse 72; A-1211 Vienna

— F. X. Kogel GmbH & Co.

Fahrzeugwerke, Daimlerstrasse 18; D-7900 Ulm/Donau, Germany

— IKARUS-Matyasfold

Margit u.2, H-1630 Budapest

Mobil-lounge

— Airside Systems (Div of Ludwig Honold)

100 Locke Road, Edgemoor DE 19802, USA

— Sovam — Air

9 rue de Teheran, F-75008 Paris

— Trepel Airport Equipment

6200 Wiesbaden-Schierstein; Alte Schmelze, Trepel-Hans, West Germany

— Mitsubishi Heavy Industries Ltd.

5-1 Marunouchi 2-chome, Chiyoda-ku, Tokyo 100, Japan

MOAB

— EAA Economical Airport Architecture GmbH

Hannoversche Strasse 50, D-3057 Neustadt 1



Długość - 669m. Szerokość - 2,3m,

Wysokość - 2,42m

Pojemność 16 siedzeń.



Dł-12,26m. Szer-25m Wys-218m.

Poj-5 siedzeń

65 miejsc stojących (4 miejsca/m²)

126 — „ — (6 miejsc/m²)



Dł-12,26m. Szer-315m Wys-281m

Poj-7 siedzeń

84 miejsca stojące (4 miejsca/m²)

126 — „ — (6 miejsc/m²)

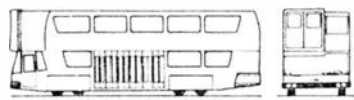


Dł-12,66m Szer-375m Wys-281m

Poj 27 siedzeń (lub 12)

80 (100) miejsc stojących (4 miejsca/m²)

120 (156) — „ — (6 miejsc/m²)



Dł-15m Szer-4m Wys-5m

Poj-131 siedzeń

118 miejsc stojących (4 miejsca/m²)

177 — „ — (6 miejsc/m²)

Rys. 16. Rodzaje autobusów peronowych Neoplan, ich wymiary i pojemność pasażerska

LITERATURA

1. M. HOOKS: New role for apron bus? *Airport International* nr 7/1980.
2. D. WOOLLEY: Bridging the gap. *Airport International*, nr 1/1979.
3. Attractive and Comfortable Airfield Bus. *Airport Forum*, nr 4/1979.
4. Big Airfield Buses and a Smali One. *Airport Forum*, nr 4/1979.
5. L'aerogare Roissy 2 et l'evolution des conceptions pour le service au sol. *Aéroport de Paris, Air France*, nr 11/1973.
6. Lift Lounge and Aerolounge. *Airport Forum*, nr 4/1979.
7. Mobil lounge prototype makes debut. *Airport International*, nr 6/1979.
8. MOAB — A New Concept in Passenger Handling. *Airport Forum*, nr 4/1980.
9. Ramps Bus with Hydrostatic Transmission. *Airport Forum*, nr 4/1980.
10. Record turn out for equipment show. *Airport International*, nr 11/1979.
11. The Ikarus Ramp BUS for Passenger and their Baggage: A Concept Worth Thinking About. *Airport Forum*, nr 4/1980.

KSIAZKI LOTNICZE

KESKINEN K., NISKA K., STENMAN K., GEUST C.-F.: Suomen Museolentokoneet. Wyd. Tietoteos, Forssa 1981, Finlandia, s. 64.

Jest to świetnie ilustrowany przewodnik po muzeach lotniczych kraju tysiąca jezior. Kartonowa okładka mieści na swych czterech stronach 13 zdjęć kolorowych wysokiej jakości, ukazujących niektóre z omawianych eksponatów sprzętu latającego. Zeszyt składa się z 64 stron papieru

kredowego, mieszczących tekst w języku fińskim, mapkę środkowej i południowej Finlandii pokazującą rozmieszczenie muzeów, pięć planików sytuacyjnych ułatwiających dojazd oraz 101 zdjęć czarno-białych, zajmujących 55% powierzchni. Opisano w sumie 80 typów sprzętu latającego, stanowiących chlubę tamtejszych muzeów, w tym również polskiego pochodzenia: W.W.S.-1 Salamandra OH-SAA, S.Z.D.-10 bis Czapla OH-KCD, SM-1SZ HK-1.

W sumie katalog eksponatów, przewodnik i zarazem miła pamiątka dla wszystkich zwiedzających, których krąg znacznie rozszerzyłby korzystanie z niej w przypadku wydania wersji w innych językach, a przynajmniej jeszcze angielskiej. Podobnego katalogu należałoby życzyć Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, a tym samym nam wszystkim.

K. Chołoniewski



Szybowiec klasy klubowej

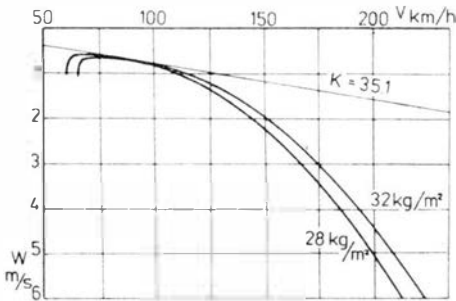
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, wolno-
nośny średniopłat konstrukcji laminatowej.

Plat. Obrys dwutrapezowy z załamaniem
krawędzi spływu na początku lotek, pro-
fil Wortmann FX-61-163 u nasady i FX-
60-126 przy końcówce, wznios $4^{\circ}18'$; kra-
węź natarcia prosta (prostopadła do osi
symetrii). Konstrukcja dwudzielna, jedno-
dźwigarowa, skorupowo-przekładkowa, z
laminatu epoksydowo-szklanego i sztywnej
pianki poliuretanowej. Pasy dźwigara z
rowingu szklanego. W połowie rozpiętości
skrzydeł umieszczone są hamulce aerody-
namiczne typu Schempp-Hirth konstruk-
cji duralowej, wysuwane z górnego i dol-
nego obrysu profilu. Lotki konstrukcji
przekładkowej z laminatu i pianki poli-
uretanowej.



Kadłub. Przekrój owalny, kształt charak-
terystyczny dla szybowca ostatniego dzie-
sięciolecia, jednak z wyraźnie mniejszym
przewężeniem przejścia kropłowej części
przedniej w belkę ogonową. Konstrukcja
skorupowa z laminatu epoksydowo-szklanego.
Struktura wzmacniająca przednią
część kadłuba rozprawdza w skorupie
siły skupione od podwozia, skrzydeł i za-
czepu holowniczego. Siedzenie fotela typu
stałej miski, oparcie regulowane, tablica
przyrządów w kształcie grzyba. Oslona
kabiny jednoczęściowa, otwierana na praw-
ą stronę. Wnętrze kabiny przewietrzane.
Belka ogonowa o przekroju kołowym
przechodzi w statecznik pionowy. Tył ka-
dłuba chroniony płożą umieszczoną pod
statecznikiem.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T,
obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie po-
ziome płytowe. Konstrukcja przekładkowa
z laminatu epoksydowo-szklanego i sztyw-
nej pianki poliuretanowej.



Sterowanie. Lotki, hamulce aerodyna-
miczne i ster wysokości napędzane popy-
chaczami, ster kierunku — układem lin-
kowym. Pedaly w kabine regulowane w
zakresie 0,25 m.

Podwozie. Stałe, jednogoleniowe. Koło
do połowy schowane w kadłubie, wyposa-
żone w mechaniczny hamulec szczękowy

TOST. Przy podwoziu zaczep holowniczy
(wykonanie standardowe, na życzenie mo-
że on się znajdować z przodu kadłuba).
Pod statecznikiem pionowym płoża ogo-
nowa.

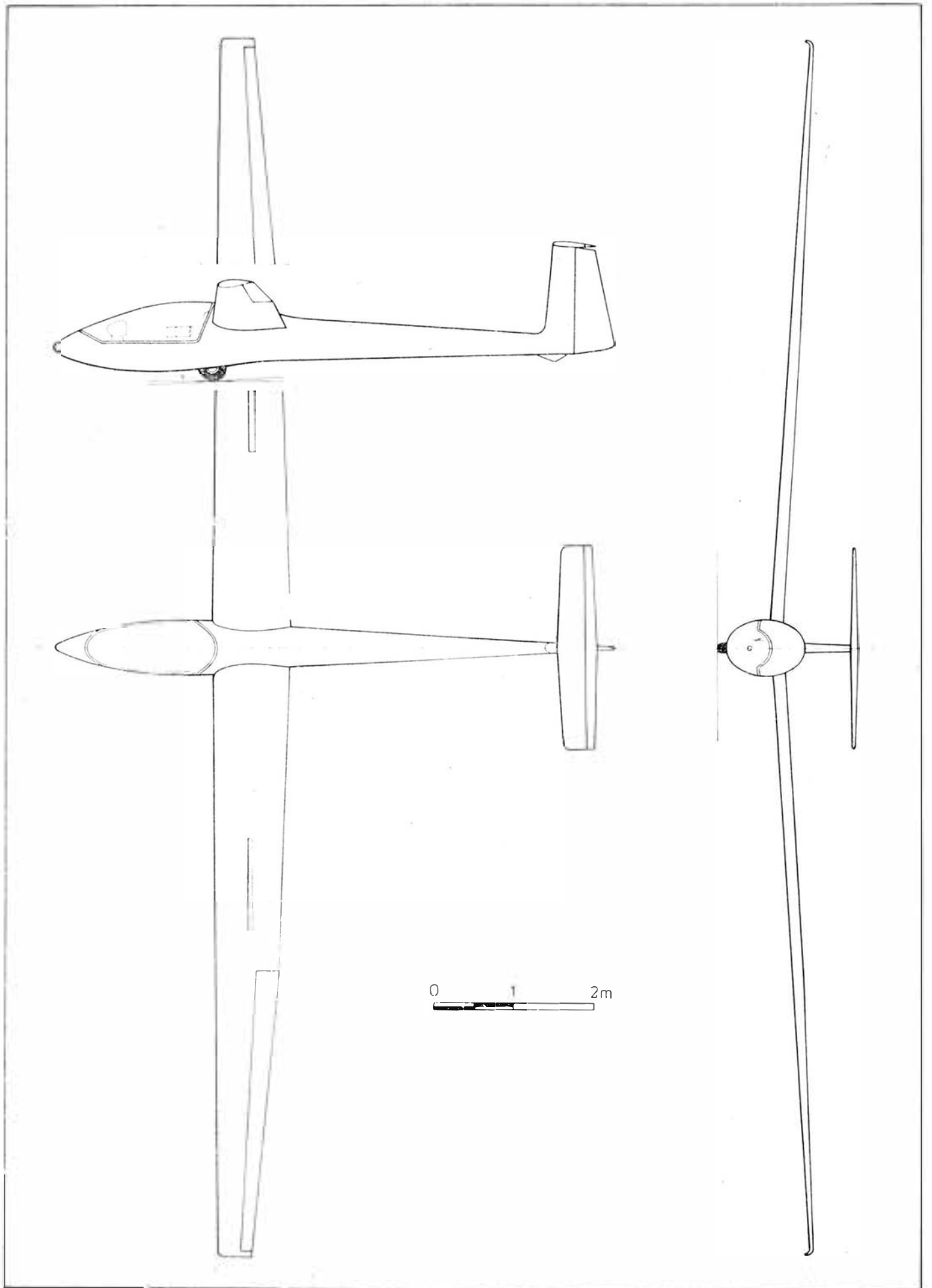
Wyposażenie. Siedem podstawowych przy-
rządów pilotażowo-nawigacyjnych. Możli-
wość zainstalowania radiostacji.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Mistral C był
pierwszą ofertą wytwórni ISF (Ingenieur
Büro Dipl. Ing. Strauber-Frommhold) za-
prezentowaną w 1974 r. Prototyp oblatano
21.10.1976 r. Szybowiec ten cechuje duża
poprawność pilotażu, predestynująca go do
szerokiego wykorzystania w lataniu klubo-
wym — od szkolenia początkowego aż po
loty wyczynowe. Do początku 1979 r. wy-
produkowano 20 szybowców.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,00 m	Doskonałość maks. (przy prędkości 90 km/h)	35,1
Długość	6,73 m	Opadanie min. (przy prędkości 65 km/h)	0,60 m/s
Wysokość	1,45 m	Prędkość min.	62 km/h
Wydłużenie skrzydła	20,7	Prędkość dopuszczalna	250 km/h
Powierzchnia nośna	10,9 m ²	Prędkość holowania	170 km/h
Masa własna	230 kg	Prędkość za wyciągarką	130 km/h
Masa całkowita maks.	350 kg	Współczynniki obciążeń	$n = +5,8$ do $-3,8$
Obciążenie powierzchni min.	28 kg/m ²		
Obciążenie powierzchni maks.	32 kg/m ²		

T.M.



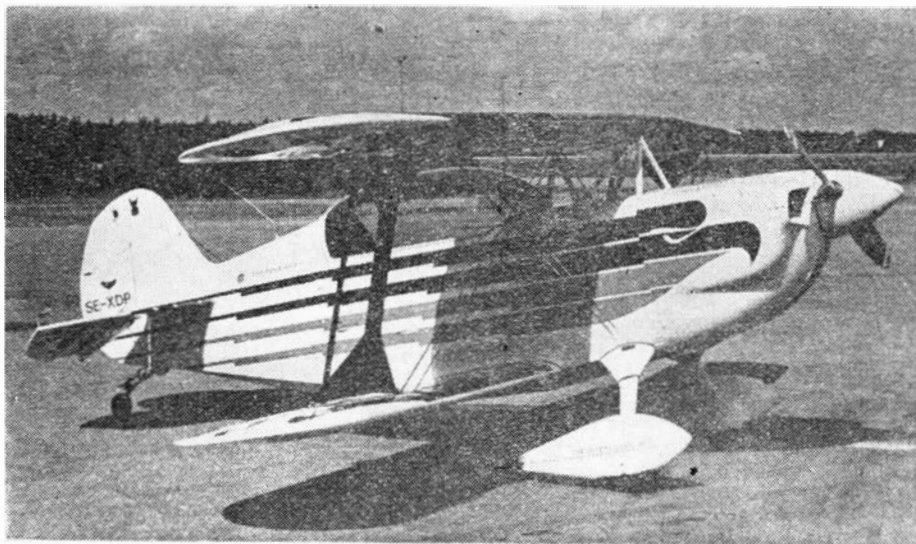
Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy, zastrzałowy dwupłat o konstrukcji mieszanej ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny z półkolistymi końcówkami, płat dolny prosty z bardzo małym wzniosem, płat górny ze skosem 7°30', bez wzniosu. Profile płatów symetryczne o grubości względnej 15%. Konstrukcja dwudźwigarowa, drewniana, żebra kratownicowe; pokrycie nosków sklejkowe, reszta płatów kryta płótnem. W przestrzeniach międzydźwigarowych wykrzyżowania usztywniające z drutu stalowego. Komora dwupłata wykrzyżowana cięgnami z drutu stalowego. Płat górny mocowany do kadłuba na piramidzie wyprowadzonej ze struktury. Płaty połączone wzajemnie stójkami z rur o przekroju kropłowym. Wejścia rur w płaty oprofilowane trójkątnymi owiewkami. Lotki na obu płatach, lotki płatów górnego i dolnego wzajemnie połączone popychaczami. Lotki zawieszane w dwóch punktach. Szkielet drewniany, pokrycie płócienne. Na lewym dolnym płacie rurka Pitota.

Kadłub. Przekrój prostokątny, od góry sklepiony łukowo. Struktura kratownicowa, spawana z rur stalowych. W przedniej części kratownicy wyprowadzona piramida niosąca płat górny. W komorze kratownicy pod płatem górnym mieści się zbiornik paliwowy. Kabina pilotów z miejscami jedno za drugim, wewnątrz starannie wykończone wykładzinami tłoczonymi z tworzywa sztucznego. Przednia część kadłuba pokryta odejmowanymi płytami z blachy duralowej, mocowanymi do szkieletu z profili duralowych; część tylna (za kabiną) pokryta płótnem. Osłona kabiny jednoczęściowa. Tablica przyrządów tylko przed przednim fotelem, wewnątrz kabiny ogrzewane. Za tylnym fotelem niewielki bagażnik.

Usterzenie. Usterzenie klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe z owalnymi końcówkami. Profile płaskie. Konstrukcja statecznika metalowa (dźwigar i krawędzie natarcia gięte z rur). Pokrycia stateczników z tkaniny poliestrowej. Stateczniki usztyw-



nione cięgnami. Szkielet sterów drewniany, pokrycie z tkaniny poliestrowej. Na obu połówkach steru wysokości klapki wyważające.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Układy sterowania lotkami i sterem wysokości popychaczowe, układ steru kierunku — linkowy. Sterowanie silnikiem za pomocą bowdenów.

Podwozie. Stałe, klasyczne z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego sprężyste, duralowe. Koła główne wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe i osłonięte owiewkami z tworzywa sztucznego. Kółko ogonowe samonastawne, na goleni sprężystej.

Zespół napędowy. Cylindrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming AEIO-360-A1D o mocy 149 kW, śmigło dwułopatowe, metalowe, o stałych obrotach Hartzell HC-C2YK-2/IC766A-2. Silnik zawieszony na łożu z rur

stalowych. Wyloty kolektorów spalin skierowane w dół pod kadłub. Osłony silnika dwuczściowe, z laminatu.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 98,4 l; instalacja dostosowana do lotów odwróconych bez ograniczeń. Olejowa — pojemność zbiornika 7,5 l. Elektryczna — akumulator 12 V do rozruchu silnika i zasilania wyposażenia.

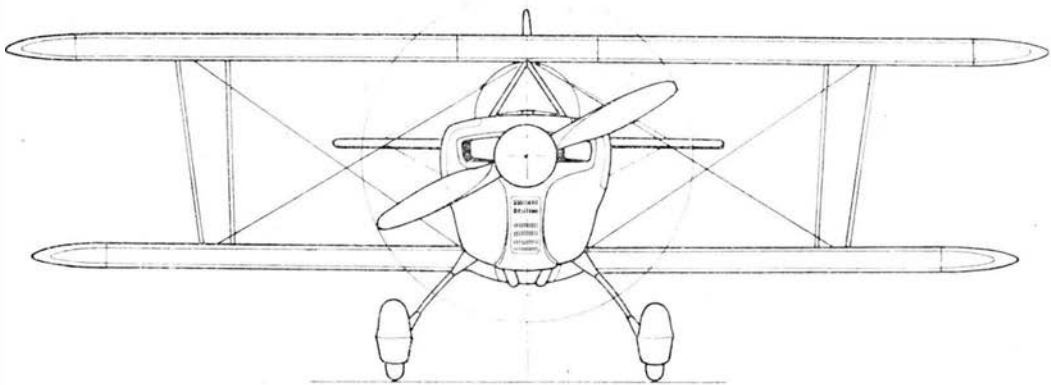
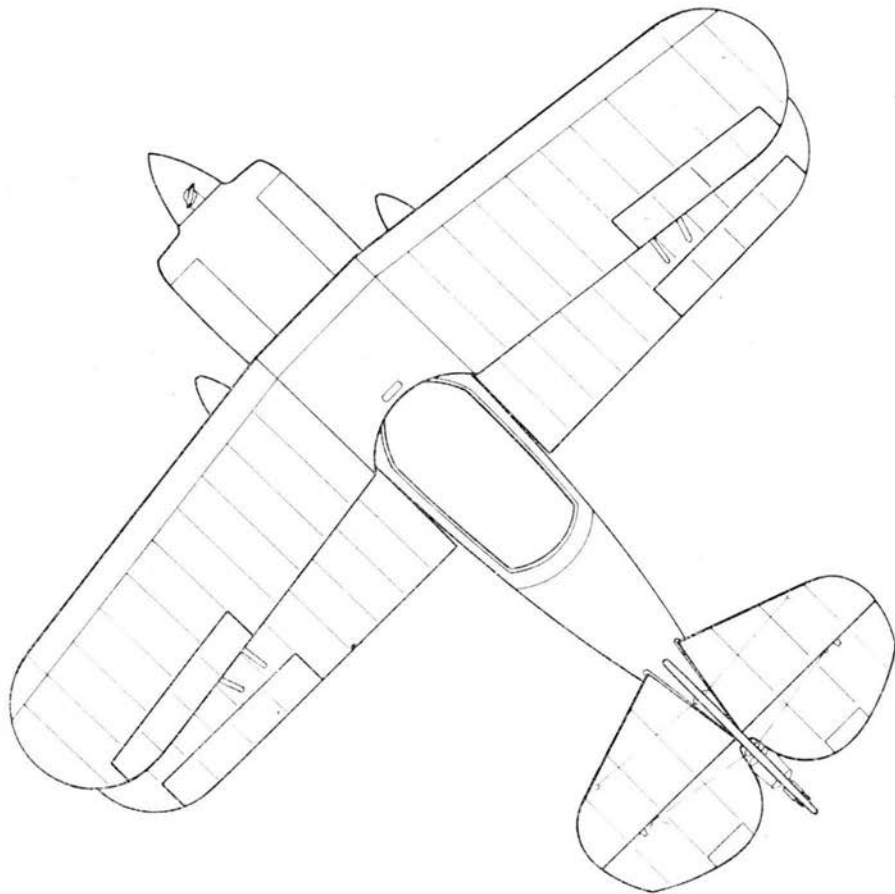
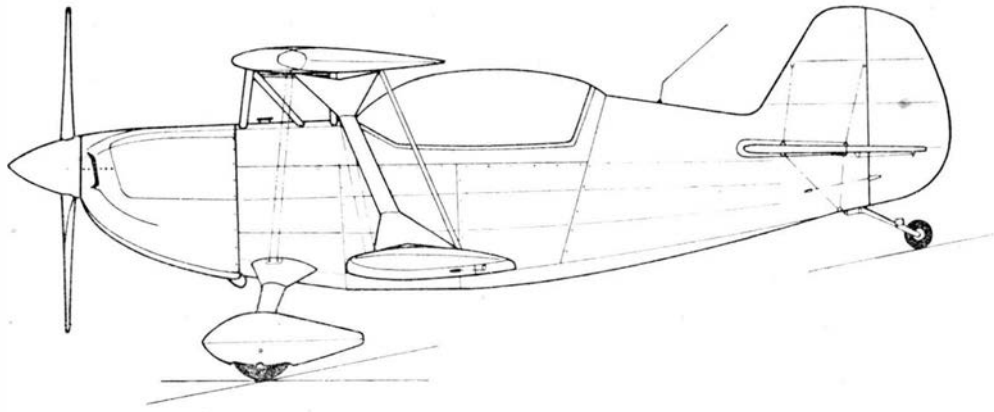
Wyposażenie. Zestaw przyrządów wymagany przepisami, radiostacja Edo-Aire RT-563 lub RT-553.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot zainstalowano po raz pierwszy w 1977 r. Przewiduje się jego produkcję w zestawach do samodzielnego montażu przez odbiorcę w następujących wersjach: I — jednomiejscowy ze śmigłem przestawialnym; IF — jednomiejscowy ze śmigłem stałym oraz II i IIF — wersje dwumiejscowe ze śmigłem przestawialnym i stałym. Eagle II może stać się w najbliższej przyszłości poważnym konkurentem produkowanych od dawna samolotów Pitts Special.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	6,07 m	Obciążenie powierzchni	61,75 kg/m ²
Ciężiwa (obu płatów)	1,02 m	Obciążenie mocy	4,8 kg/kW
Długość	5,64 m	Prędkość dopuszczalna	341 km/h
Wysokość	1,98 m	Prędkość maks. (H = 0)	296 km/h
Rozpiętość usterzenia	2,13 m	Prędkość przelotowa (H = 1825 m)	265 km/h
Rozstaw podwozia	1,83 m	Prędkość ekonomiczna (H = 1825 m)	254 km/h
Baza podwozia	3,96 m	Prędkość przeciągnięcia	94 km/h
Średnica śmigła	1,93 m	Wznieszenie maks. (H = 0)	10,66 m/s
Długość wnętrza kabiny	2,13 m	Pułap	5180 m
Szerokość wnętrza kabiny	0,71 m	Rozbieg	244 m
Wysokość wnętrza kabiny	0,99 m	Start na 15 m	381 m
Powierzchnia nośna	11,61 m ²	Lądowanie z 15 m	480 m
Masa własna	465 kg	Zasięg (pełne paliwo, masa maks.)	611 km
Masa do startu i lądowania maks.	716 kg		
Masa bagażu	13,6 kg		

T.M.



Przepisy i wymagania dotyczące budowy radioelektronicznego wyposażenia samolotów i śmigłowców

Konieczność stosowania przepisów i wymagań

Dopuszczenie samolotów, śmigłowców i ich wyposażenia do użytkowania w locie jest związane z udokumentowaniem zgodności budowy tego sprzętu z odpowiednimi przepisami. Jest to uzasadnione potrzebą zapewnienia właściwego poziomu technicznego rozwiązań konstrukcyjnych warunkujących bezpieczeństwo statku powietrznego w locie. Od wyposażenia radioelektronicznego dodatkowo wymaga się normalizacji charakterystyk urządzeń pokładowych do stosowanych systemów naziemnych. Konieczność normalizacji w skali światowej jest wyraźnie widoczna w międzynarodowym ruchu lotniczym. Wyposażenie radiokomunikacyjne, radionawigacyjne i kontroli ruchu lotniczego musi mieć te same parametry systemowe zarówno na pokładzie statków powietrznych, jak i na ziemi na wszystkich lotniskach dopuszczonych do ruchu międzynarodowego w różnych krajach. W związku z właściwościami rozchodzenia się fal radiowych i wynikającymi stąd możliwościami wzajemnych zakłóceń z nielotniczymi użytkownikami spektrum elektromagnetycznego zachodzi również potrzeba spełnienia przez lotnicze urządzenia radiowe przepisów związanych z ogólnosiwiatową gospodarką częstotliwościami radiowymi.

Konstruktor urządzeń radiowych przewidzianych do zastosowania na samolotach i śmigłowcach powinien być dobrze zorientowany w rodzajach przepisów, ich wzajemnych zależnościach i powinien znaleźć wymagania szczegółowe odpowiednie dla opracowywanej klasy urządzeń. Tę problematykę powinien również dobrze znać konstruktor samolotu czy śmigłowca projektujący skład i wzajemne powiązanie urządzeń tworzących pewien zespół systemów radioelektronicznych, właściwy dla danego statku powietrznego.

Wymagania organizacji międzynarodowych

W listopadzie 1944 r. na zaproszenie rządu USA delegaci 52 państw uczestniczyli w konferencji poświęconej zagadnieniom międzynarodowego lotnictwa cywilnego. Opracowano umowę o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, której następstwem było powołanie najpierw przejściowej (PICA0)¹⁾, a potem stałej Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ICAO). W 1947 r. ICAO została włączona do ONZ jako jej specjalistyczna organizacja. Siedzibą ICAO jest Montreal, a tzw. biura regionalne znajdują się w Paryżu, Kairze, Dakarze, Bangkoku, Limie i Meksyku. Zasadniczym celem ICAO jest rozwój lotnictwa międzynarodowego, m.in. działalność związana z ustaleniem wymagań w stosunku do systemów radionawigacyjnych, radiokomunikacyjnych i kontroli ruchu lotniczego stosowanych w lotniczej komunikacji międzynarodowej. Ze względów bezpieczeństwa ruchu, ekonomicznych i organizacyjnych większość tych wymagań jest później stosowana przez poszczególne państwa również w lotnictwie cywilnym w danym kraju.

Wymagania opracowane przez ICAO zawarte są w tzw. aneksach, tj. załącznikach do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym. Aneks nr 10 (Telekomunikacja lotnicza) obejmuje zebrane w dwu tomach parametry techniczne systemów łączności, nawigacji i kontroli ruchu.

Aneksy zawierają normy i zalecenia. Normy są to takie wymagania, których spełnienie uważane jest za konieczne dla bezpieczeństwa lub regularności w międzynarodowej nawigacji lotniczej. Państwa członkowskie muszą spełniać normy lub oficjalnie zawiadamiać o każdym odstępstwach. Zalecenia są wymaganiami, których spełnienie jest pożądane dla bezpieczeństwa i efektywności nawigacji lotniczej, a państwa członkowskie powinny starać się je spełnić i są proszone o informowanie o odstępstwach. Dążeniem ICAO jest powszechne wprowadzenie norm i zaleceń w 142 państwach członkowskich.

¹⁾ Provisional International Civil Aviation Organization.

ICAO współpracuje z samodzielną organizacją międzynarodową — Międzynarodowym Związkiem Telekomunikacyjnym (ITU)²⁾. ITU powstał w 1865 r., a jego siedzibą jest Genewa. ITU przydziela częstotliwości dla poszczególnych dziedzin działalności ludzkiej w skali światowej, w tym dla potrzeb radiokomunikacji i radionawigacji lotniczej. Podstawowym dokumentem zawierającym wymagania ITU jest Regulamin Radiokomunikacyjny, w którym dokonano podziału pasma elektromagnetycznego dla poszczególnych służb, określono stałość częstotliwości emisji, maksymalne moce nadajników radiowych i dopuszczalne poziomy promieniowania częstotliwości niepożądanych. Regulamin Radiokomunikacyjny został podpisany przez upoważnionych przedstawicieli PRL i obowiązuje w Polsce. Koordynację krajowej gospodarki częstotliwości na potrzeby cywilne nadzoruje Ministerstwo Łączności przy pomocy swojego organu — Państwowej Inspekcji Radiowej (PIR). Kontroluje ona m.in. spełnienie wymagań Regulaminu Radiokomunikacyjnego przez poszczególnych użytkowników.

Inną organizacją międzynarodową związaną z opracowaniem wymagań w stosunku do radioelektronicznego wyposażenia samolotów i śmigłowców jest Międzynarodowa Organizacja Normalizacyjna (ISO)³⁾, której Komitet TC-20 zajmuje się problematyką lotniczą. Ostatnio opracowywana jest np. norma dotycząca odporności urządzeń (osprzętu) pokładowych na warunki środowiskowe, będąca odpowiednikiem normy branżowej ZPLiS „Radioelektroniczne urządzenia pokładowe, wymagania i badania środowiskowe”.

Państwa zachodnioeuropejskie utworzyły w 1968 r. Europejską Organizację Elektroniki Lotnictwa Cywilnego (EUROCAE)⁴⁾. Organizacja ta opracowuje tzw. minimalne wymagania w stosunku do pokładowego wyposażenia elektronicznego, w tym również wymagania dotyczące odporności tych urządzeń na warunki otoczenia i metody badań. Prace EUROCAE są skoordynowane z jej odpowiednikiem amerykańskim — Radiotechniczną Komisją Lotniczą (RTCA)⁵⁾. Jest to zasadniczo narodowa organizacja USA, do której w ostatnich latach należy również 12 organizacji międzynarodowych, zaproponowała także członkostwo innym państwom, w tym Polsce.

RTCA jest najstarszą organizacją na świecie zajmującą się radioelektroniką lotniczą. Została utworzona w 1935 r. a jej głównym celem był i jest nadal rozwój nauki i techniki lotniczej realizowany przez badanie możliwości zastosowania osiągnięć techniki telekomunikacji w lotnictwie. Potrzeba powstania tej organizacji wynikała z konieczności powiązania szybkiego rozwoju techniki lotniczej i radioelektronicznej. Przemysł elektroniczny potrzebował od użytkowników informacji o potrzebach i wymaganiach dotyczących eksploatacji samolotów, a przemysł lotniczy wiadomości o możliwościach realizacyjnych, o masie, wielkości, poborze mocy i kosztach związanych z wprowadzeniem nowych urządzeń. RTCA stała się forum, na którym ustala się poglądy na problemy radioelektroniki lotniczej będące przedmiotem zainteresowania władz państwowych, przemysłu lotniczego i elektronicznego oraz użytkowników sprzętu lotniczego.

Do najważniejszych opracowań RTCA należą tzw. minimalne wymagania stawiane pokładowym urządzeniom radioelektronicznym oraz minimalne wymagania operacyjne stawiane tego rodzaju systemom, np.: odbiornikowi VHF, nadajnikowi VHF, radiokompasowi, radiowysokościomierzowi, urządzeniu do lądowania ILS/LOC i ILS/GS, systemowi LORAN, systemowi OMEGA itd. Z reguły wymagania te są opracowywane przez zespoły najwybitniejszych i kompetentnych specjalistów USA z dziedziny radioelektroniki lotniczej, a co kilka lat są aktualizowane zgodnie z nowymi osiągnięciami techniki elektronicznej i nowymi

²⁾ International Telecommunication Union.

³⁾ ISO — International Standards Organization.

⁴⁾ EUROCAE — European Organization for Civil Aviation Electronics.

⁵⁾ RTCA — Radiotechnical Commission for Aeronautics.

potrzebami lotnictwa. RTCA zajmowała się też zagadnieniem odporności pokładowego wyposażenia elektronicznego i elektrycznego na warunki występujące przy użytkowaniu sprzętu lotniczego. Opracowano klasyfikację warunków otoczenia panujących na samolotach i śmigłowcach oraz metody badań odporności urządzeń. Powstawały kolejno opracowania oznaczone DO-108 (1961 r.), DO-138 (1968 r.) oraz ostatnie DO-160 (1976 r.) uzgodnione z EUROCAE i traktowane jako dokument ISO.

Wymagania RTCA nie mają z założenia charakteru obowiązujących przepisów. Zgodnie ze stosowaną praktyką wybrane wymagania RTCA są obowiązujące w USA, po włączeniu ich przez FAA⁶⁾ (odpowiednik Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego) do zbioru przepisów państwowych dotyczących sprzętu lotniczego. Należy podkreślić wpływ opracowań RTCA na przepisy dotyczące budowy sprzętu radioelektronicznego również w innych krajach, np. w Wlk. Brytanii, Francji i Związku Radzieckim.

Wymagania poszczególnych państw

Administracje lotnicze poszczególnych państw opracowują swoje przepisy dotyczące budowy sprzętu lotniczego. Najbardziej znane i szeroko stosowane przez różne państwa są przepisy amerykańskie FAR⁷⁾ wydawane przez FAA. W PRL oficjalnie uznanymi przez CZLC MK przepisami, wg których powinien być budowany sprzęt lotniczy przewidziany do użytkowania w kraju, są przepisy brytyjskie BCAR⁸⁾ wydane przez CAA⁹⁾.

Przepisy FAR składają się z ponad 61 oddzielnych „części” dotyczących różnych zagadnień lotniczych. Problemy wyposażenia radioelektronicznego omawiane są ogólnie w częściach obejmujących budowę statków powietrznych, np. w części 23 i 25 dotyczącej samolotów i części 27 i 29 dotyczącej śmigłowców oraz bardziej szczegółowo w części 37 „Certyfikacja wg TSO”¹⁰⁾, w której zawarte są wymagania w stosunku do urządzeń i systemów pokładowych zgodnie z opracowaniami RTCA.

Wymagania stawiane danemu rodzajowi urządzenia oznacza symbolem TSO uzupełnionym znakiem literowo-cyfrowym. Przepisy stanowią, że tylko urządzenia przewidziane do zastosowania na statkach powietrznych transportowych oraz te urządzenia, których producenci chcą uzyskać świadectwo TSO w celu udokumentowania poziomu technicznego swoich wyrobów (rodzaj znaku jakości) muszą spełniać wymagania TSO. Producenci lotniczych urządzeń radioelektronicznych, np. firma KING, produkują dla małych samolotów równoległe urządzenia spełniające i nie spełniające wymagań TSO.

W częściach dotyczących budowy statków powietrznych określone jest minimalne obowiązkowe wyposażenie, jakie powinien znajdować się na pokładzie. W praktyce rodzaj i liczba zastosowanych systemów radioelektronicznych zależą od przewidywanej eksploatacji sprzętu, a szczególnie od tego, czy daną samolot lub śmigłowiec będzie latał w przestrzeniach kontrolowanych (drogi lotnicze, rejon większych lotnisk) i czy będzie eksploatowany zgodnie z zasadami VFR¹¹⁾ czy też IFR¹²⁾. Często statki powietrzne mają dodatkowe wyposażenie ze względu na wygodę użytkowników, nie zaś ze względu na wymagania przepisów.

Światowy wpływ na rozwój pokładowego wyposażenia elektronicznego ma Aeronautical Radio Inc. (ARINC), której właścicielami są głównie amerykańskie towarzystwa lotnicze. Jej Komitet Elektroniczny AECC¹³⁾ opracowuje wymagania systemowe, wymagania na „interfejsy” mechaniczne i elektryczne poszczególnych zespołów między sobą i konstrukcja statku powietrznego ze względu na interesy linii lotniczych. Głównym celem działalności ARINC jest obniżenie kosztów zakupu i eksploatacji urządzeń radioelektronicznych. Normalizacja prowadzona przez AECC umożliwia wymianę na pokładzie samolotu urządzeń i głównych zespołów pochodzących z różnych firm. Wprowadzenie wymagań ARINC dotyczące urządzeń ostrzegających przed zbliżeniem do ziemi obniżyło koszty tego urządzenia

z 6000 do 3000 dol. USA. Podobnie obniżono koszty części pokładowej systemu nawigacyjnego Omega z 40 000 do 20 000 dol. USA. Wymagania ARINC nie mają charakteru przepisów lecz są przestrzegane przez wytwórców urządzeń pokładowych do samolotów komunikacyjnych oraz urządzeń o innym przeznaczeniu.

We wspomnianych przepisach brytyjskich (BCAR) wymagania w stosunku do urządzeń i systemów radioelektronicznych zawarte są w części „R — Radio”. Wg podanej definicji część R dotyczy systemów i urządzeń związanych z przekazywaniem informacji za pomocą fal radiowych, jak również urządzeń do przetwarzania informacji otrzymywanych głównie z kanałów radiowych. Podporządkowane części R są np. radiowe systemy łączności i nawigacji, komputery pokładowe, mapowe wskaźniki pozycji, wskaźniki systemów radioelektronicznych i system łączności wewnętrznej.

Przepisy części R zawierają określenia: urządzenie radioelektroniczne, wyposażenie radioelektroniczne, systemy radioelektroniczne statków powietrznych, instalacje radioelektroniczne statków powietrznych. Przepisy tej części opierają się na wielu innych dokumentach związanych. Air Navigation Order (ustawa o nawigacji lotniczej) określa urządzenia, które powinny znajdować się na statku powietrznym, a minimalne wymagania stawiane poszczególnym urządzeniom i systemom zawarte są w dwu tomach publikacji CAP-208¹⁴⁾. Wymagania te wzorowane są na wymaganiach RTCA i są do nich bardzo zbliżone. Przy omawianiu odporności urządzeń na warunki otoczenia część R powołuje się na wymagania norm brytyjskich, głównie normy dotyczące wyposażenia statków powietrznych BS-3G100.

Część R obszerniej niż przepisy amerykańskie omawia wymagania stawiane instalacji systemów radioelektronicznych na samolotach i śmigłowcach oraz metody badań tych systemów na ziemi i w locie (po ich zabudowie na statkach powietrznych).

Jak wspomniano, Inspektorat Kontroli Statków Powietrznych (IKCSP) nadzoruje w PRL z ramienia CZLC Min. Komunikacji budowę cywilnego sprzętu lotniczego przewidzianego do eksploatacji w kraju zasadniczo w oparciu o przepisy BCAR. W praktyce jednak w stosunku do urządzeń radioelektronicznych uznawane są formalnie wymagania przepisów amerykańskich FAR. Wynika to z nowocześniejszych przepisów amerykańskich, powszechnie stosowanych m.in. również przez producentów angielskich. Takie stanowisko IKCSP nie jest sprzeczne z przyjętą zasadą, ponieważ przepisy brytyjskie dopuszczają wykonanie i ocenę sprzętu lotniczego w oparciu o inne przepisy, stawiające merytorycznie równorzędne wymagania.

Przy budowie sprzętu lotniczego przeznaczonego na eksport istotne jest jego wykonanie zgodnie z wymaganiami przepisów obowiązujących w kraju importującym samoloty czy śmigłowce. Ze względu na dostawy dużej części produkowanego w kraju sprzętu lotniczego do ZSRR konieczna jest znajomość obowiązujących tam wymagań zebranych w normach NLG (Normy Lotnoej Godności). Wyposażenie radioelektroniczne omówione jest ogólnie w części 8, a szczegółowiej w załącznikach do części 8. Wymagania NLG stawiane urządzeniom radiowym są zbliżone do wymagań RTCA.

Instytut Lotnictwa, opierając się na ogólnoświatowym znaczeniu przepisów FAR, opracował wymagania dotyczące wybranych zagadnień z wyposażenia radioelektronicznego samolotów i śmigłowców. Stały się one obowiązujące w przemyśle lotniczym i przemyśle kooperujących po ich zaakceptowaniu jako normy branżowe Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL. Trzy normy dotyczą: BN-75/3895/01 — odbiornika pokładowego VHF, BN-75/3895/02 — nadajnika pokładowego VHF i BN-75/3895/03 — pokładowego urządzenia nawigacyjnego VOR. Ponadto opracowano trzy normy dotyczące kompatybilności elektromagnetycznej wyposażenia radioelektronicznego.

Na samolotach i śmigłowcach w stosunkowo ograniczonej objętości współpracują ze sobą różne systemy radioelektroniczne, a także wiele urządzeń i maszyn elektrycznych. W tych warunkach powstają zakłócenia radioelektryczne utrudniające poprawne działanie systemów. W celu ich ograniczenia opracowano wymagania (normy branżowe) zobowiązujące wytwórców wyposażenia pokładowego do utrzymania odpowiednio niskiego poziomu zakłóceń wytwa-

cd. na str. 7

⁶⁾ FAA — Federal Aviation Administration.

⁷⁾ FAR — Federal Aviation Regulation.

⁸⁾ BCAR — British Civil Airworthiness Requirements.

⁹⁾ CAA — Civil Aviation Authority.

¹⁰⁾ TSO — Technical Standards Order.

¹¹⁾ VFR — Visual Flight Rules — procedury przy widzialności ziemi.

¹²⁾ IFR — Instrument Flight Rules — procedury przy lotach wg przyrządów.

¹³⁾ AECC — Airlines Electronics Engineering Committee.

¹⁴⁾ CAP-208 — Civil Aviation Publication 208.

Samoloty i śmigłowce specjalne (II)

- 1 — napełnianie paliwem w locie, tankowanie w powietrzu
- 2 — samolot-zbiornikowiec, s. — cysterna
- 3 — śmigłowiec-cysterna
- 4 — wąż
- 5 — (sztywna teleskopowa) rura tankowania w locie
- 6 — końcówka lejkowa
- 7 — samolot napełniany, s. zaopatrywany w paliwo
- 8 — odbiornik paliwa
- 9 — o. p. chowany
- 10 — sprzęgło automatyczne
- 11 — powietrzne operacje dźwigowe
- 12 — technologia operacji dźwigowych
- 13 — prace budowlano-montażowe
- 14 — śmigłowiec-dźwig
- 15 — ś. z zewnętrznym ładunkiem
- 16 — ś. do układania przewodów elektrycznych
- 17 — obszary leśne
- 18 — pożar lasu
- 19 — niebezpieczeństwo pożarów leśnych
- 20 — kłeska ognia
- 21 — charakterystyka pożaru
- 22 — pożar ukryty
- 23 — p. tłący się
- 24 — p. w wyniku samozapłonu
- 25 — ponowny zapłon
- 26 — ochrona lasu
- 27 — wykrywanie ognia
- 28 — walka z pożarem (lasu)
- 29 — metoda gaszenia bezpośredniego
- 30 — gaszenie pośrednie, metoda gaszenia pośredniego
- 31 — zrzut spadochronowy, skok s., desant s.
- 32 — gaszenie wodą (z powietrza)
- 33 — g. środkami chemicznymi
- 34 — zrzut (wody) z głęboką penetracją, z. z głębokim przenikaniem
- 35 — metoda płytkiego pasa przeciwpożarowego
- 36 — strefa ognia
- 37 — unoszenie wiatrem, znoszenie w., z. przez wiatr
- 38 — rozproszanie
- 39 — rozmiar kropli
- 40 — wysokość zrzutu
- 41 — salwa
- 42 — wydatek opóźniacza, w. środka opóźniającego
- 43 — rozkład (o.) na ziemi
- 44 — system wykrywania (pożaru)
- 45 — termiczny analizator sterujący
- 46 — a. mikrofalowy
- 47 — samochód pożarniczy, s. strażacki
- 48 — samolot p.
- 49 — chwytak wody
- 50 — zbiornik
- 51 — integralny zbiornik w pływaku
- 52 — drzwi (zrzutu wody)
- 53 — zamek solenoidowy
- 54 — odpowietrzenie zbiornika
- 55 — zwalnianie awaryjne, zwalniacz awaryjny
- 56 — zbiornik membranowy
- 57 — szpula membrany
- 58 — nóż
- 59 — uchwyt membrany, zacisk m.
- 60 — śmigłowiec pożarniczy
- 61 — kubel, czerpak
- 62 — drabina sznurowa
- 63 — materiał palny
- 64 — chemiczny środek zabezpieczający, c. ś. opóźniająca
- 65 — opóźniacz typu wodnego, o. wodopodobny
- 66 — zwilżacz

Special use aircraft (II)

- 1 — air refueling, flight refueling (operation)
- 2 — refueling aircraft, tanker a., air-to-air r. a., in flight r. a.
- 3 — tanker helicopter
- 4 — hose
- 5 — (flight-) refueling probe
- 6 — conical socket
- 7 — refueled aircraft
- 8 — receiver (refueling) probe
- 9 — retractable p.
- 10 — automatic coupling
- 11 — flying crane operations, f. c. flight, f. c. work
- 12 — f. c. technology
- 13 — building and assembly operations
- 14 — (flying) crane helicopter
- 15 — externally loaded h.
- 16 — cable-laying h.
- 17 — forest areas
- 18 — f. fire
- 19 — f. f. danger
- 20 — fire calamity
- 21 — f. characteristics
- 22 — hidden f.
- 23 — smouldering f.
- 24 — spontaneous f.
- 25 — f. reignition
- 26 — forest protection
- 27 — fire detection
- 28 — (forest) fire fighting, (f) f. control
- 29 — direct attack, extinguishing, extinction
- 30 — indirect attack, retarding
- 31 — paratroop
- 32 — water bombing
- 33 — fire bombing
- 34 — deep penetration drop, d. p. mode
- 35 — shallow fireline mode
- 36 — fire area
- 37 — wind drift
- 38 — dispersion
- 39 — droplet size
- 40 — drop height
- 41 — salvo
- 42 — flow rate of retardant
- 43 — ground distribution of r.
- 44 — scanner
- 45 — thermal analyser
- 46 — microwave a.
- 47 — firetruck
- 48 — fire airplane, water bomber, fire b., air tanker
- 49 — water scooper
- 50 — tank
- 51 — integral float tank
- 52 — (free-fall) doors
- 53 — solenoid latch
- 54 — tank venting
- 55 — emergency release
- 56 — membrane tank
- 57 — m. spool
- 58 — knife
- 59 — m. clamp
- 60 — fire helicopter, water bomber h., helitanker
- 61 — bucket
- 62 — rope ladder
- 63 — combustible material, fuel
- 64 — chemical (fire) retardant
- 65 — water-like r.
- 66 — wetting agent
- 67 — wet water
- 68 — rheology
- 69 — rheological properties, physical chemicals characteristics
- 70 — thickening agent, chemical water thickener

Spezielle Luftfahrzeuge (II)

- 1 — Lufttanken (n)
- 2 — Tanker (m), Tankflugzeug (n)
- 3 — Tankhubschrauber (m), Tanker-Hubschrauber (m)
- 4 — Schlauch (m)
- 5 — starres Rohr (n)
- 6 — Trichtermundstück (n)
- 7 — aufzutankendes Flugzeug (n)
- 8 — Gegenmundstück (n)
- 9 — einziehbares G. (n)
- 10 — automatische Kupplung (f)
- 11 — Kranflug (m)
- 12 — Kranflugtechnologie (f)
- 13 — Bau- und Montage Arbeiten (fpl)
- 14 — fliegender Kran (m)
- 15 — Aussenlast-Hubschrauber (m)
- 16 — Hubschrauber (m) für Ziehen von Oberleitungen
- 17 — Waldgebiete (npl)
- 18 — Waldbrand (m)
- 19 — Waldbrandgefahr (f)
- 20 — Feuerkalamität (n)
- 21 — Feuercharakteristik (f)
- 22 — versteckter Brand (m)
- 23 — glimmen, mer B. (m)
- 24 — Selbstentzündungsbrand (m)
- 25 — Wiederentzündung (f)
- 26 — Waldüberwachung (f)
- 27 — Lokalisierung (f) von Waldbränden
- 28 — Waldbrandbekämpfung (f)
- 29 — direkte Löschung (f)
- 30 — indirekte L. (f)
- 31 — Fallschirmabwurf (m), Fallschirm(ab)sprung (m) Luftlandung (f)
- 32 — (Wasserbomben (n))
- 33 — (Feuerbomben (n))
- 34 — Abwurf (m) mit der tiefen Penetration
- 35 — Verfahren (n) des untiefen Feuerschutzstreffens
- 36 — Feuerzone (f), Feuergebiet (n)
- 37 — Wind-Drift (f)
- 38 — Dispersion (f), Zerstreuung (f)
- 39 — Tropfengröße (f)
- 40 — Abwurfhöhe (f)
- 41 — Salve (f)
- 42 — Feuerschutzmittel-Durchsatz (m)
- 43 — Grundverteilung (f) des Feuerschutzmittels
- 44 — Abtastsystem (n)
- 45 — Thermalabtaster (m)
- 46 — Mikrowellenabtaster (m)
- 47 — Feuerwehrfahrzeug (n), Löschfahrzeug (n)
- 48 — Wasserbomber (m)
- 49 — Wasseransaugstutzen (m)
- 50 — Tank (m)
- 51 — Schwimmer-Integraltank (m)
- 52 — Wasserabwurfklappe (f), Wasserabwurfklappe (f)
- 53 — Solenoidsperre (f), Solenoid-schloss (n)
- 54 — Tank-Entlüftung (f)
- 55 — Notauslösen (n), Not(aus-)löser (m)
- 56 — Membran(e)tank (m)
- 57 — Membranenspule (f)
- 58 — Messer (m)
- 59 — Membranenklemme (f)
- 60 — Brandbekämpfung-Hubschrauber (m)
- 61 — Kübel (m)
- 62 — Strickleiter (f)
- 63 — Brennmaterial (n)
- 64 — Feuerschutzmittel (n), Flammenschutzmittel (n)
- 65 — wässriges F. (n)
- 66 — Netzmittel (n)
- 67 — Wasser (n) mit dem N.
- 68 — Fliesskunde (f), Rheologie (f)
- 69 — rheologische Eigenschaften (fpl)
- 70 — Verdickungsmittel (n)

Летательные аппараты специального назначения (II)

- 1 — (до)заправка (топливом) в полёте
- 2 — самолёт — заправщик
- 3 — вертолёт — топливозаправщик, в. — топливовоз
- 4 — шланг, рукав
- 5 — заправочная штанга (для дозаправки топливом в полёте)
- 6 — воронкообразный наконечник, в-штуцер
- 7 — заправляемый (топливом в полёте) л.а.
- 8 — приемная штанга заправляемого самолета
- 9 — убираемая ш. (для дозаправки топливом)
- 10 — автоматическое сцепление
- 11 — употребление вертолета — крана, полёты в. — к.
- 12 — технология аэромонтажных работ
- 13 — строительно-монтажные работы
- 14 — вертолёт — (летающий) кран
- 15 — в. со висшей подвеской
- 16 — в. — кабелеукладчик
- 17 — лесные районы
- 18 — лесной пожар
- 19 — опасность лесного пожара, угроза л. п.
- 20 — пожарное бедствие
- 21 — характеристика пожара
- 22 — скрытый пожар
- 23 — тлеющий л.
- 24 — п. от самовозгорания
- 25 — повторное возгорание
- 26 — лесоохрانا
- 27 — обнаружение огня
- 28 — борьба с огнем, пожаротушение
- 29 — метод непосредственного тушения (лесного пожара)
- 30 — м. косвенного тушения (л. п.)
- 31 — парашютное десантирование, парашютный прыжок
- 32 — пожаротушение водой
- 33 — п. химическими средствами
- 34 — сброс с глубокой пенетрацией
- 35 — метод неглубокой пожарной полосы
- 36 — зона огня, огневая з.
- 37 — снос ветром
- 38 — дисперсия
- 39 — размер капель
- 40 — высота сброса
- 41 — залп
- 42 — расход антипирена
- 43 — распределение (антипирена) на земле
- 44 — система обнаружения (огня)
- 45 — термический анализатор
- 46 — микроволновой а.
- 47 — пожарный автомобиль
- 48 — (противо)пожарный самолёт
- 49 — водоаборник, заборная створка
- 50 — бак
- 51 — интегральный бак в поплавке
- 52 — створки (свободного сброса)
- 53 — соленоидный замок (электромагнитный з.)
- 54 — дренаж бака
- 55 — аварийный спуск
- 56 — мембранный бак
- 57 — обшина мембраны
- 58 — нож
- 59 — зажим мембраны
- 60 — (противо)пожарный вертолёт
- 61 — ведро, ковш
- 62 — верёвочная лестница
- 63 — горючий материал
- 64 — химический антипирен, х. замедлитель горения
- 65 — водяной з. г.
- 66 — смачиватель
- 67 — „мокрая” вода, в. с добавлением смачивателя
- 68 — реология
- 69 — реологические свойства
- 70 — сгуститель, загуститель, загустка (воды)

Badania olejów lotniczych na silnikach turbinowych

Mgr inż. JERZY DROŻDŻ
WSK PZL. — Rzeszów

Potrzeba badań środków smarnych stosowanych w lotnictwie na kompletnych zespołach napędowych (np. silnik—przekładnia) zaistniała od czasu powstania pierwszych konstrukcji silników lotniczych i narastała wraz z wymaganiami stawianymi tym konstrukcjom. Zasadniczy postęp w badaniach olejów lotniczych na kompletnych obiektach nastąpił z pojawieniem się silników turbinowych.

Wcześniejsze konstrukcje silników turbinowych przewidywały stosowanie lekkich olejów mineralnych, a silniki lotnicze smarowane takimi olejami są nadal w użytkowaniu. Jednakże wymagania pracy w niskich temperaturach występujących w lotach na dużych wysokościach w powiązaniu z wyższymi temperaturami pracy silnika spowodowały, że olej mineralny w wielu przypadkach nie może spełnić tych wymagań. Dlatego współczesne lotnicze silniki turbinowe (odrzutowe, śmigłowe i śmigłowcowe) są smarowane zwykle olejami syntetycznymi, w większości spełniającymi stawiane im wymagania.

Badanie oleju lotniczego na silniku turbinowym jest poprzedzone laboratoryjnymi badaniami oleju i specjalistycznymi próbami stoiskowymi wybranych elementów i zespołów silnika. Najistotniejsze ze względu na pracę oleju na silniku są badania stoiskowe łożysk, kół zębatach, przekładni silnika oraz wyizolowanych przekładni zbiorczych wielosilnikowego zespołu napędowego.

W obecnym stanie techniki oraz istniejących i projektowanych urządzeniach laboratoryjnych i stoiskach badawczych do przeprowadzenia prób nowego lub zmodyfikowanego gatunku oleju nadal jest potrzebne przeprowadzenie prób kwalifikacyjnych oleju na kompletnym obiekcie. Istotnym czynnikiem na jaki trzeba zwrócić uwagę jest wybór silnika, na którym zamierza się przeprowadzać badania kwalifikacyjne oleju.

Wybór silnika do badań oleju

Wybór silnika do badań oleju jest bardzo ważnym czynnikiem tak ze względów technicznych, jak i ekonomicznych. Silnik powinien stwarzać takie warunki pracy do oceny badanego oleju, aby warunki tych badań przeprowadzanych na danym typie silnika turbinowego mogły być przeniesione częściowo lub w całości na silniki innego typu o różniącym się obciążeniu cieplnym, mechanicznym i przepływowym. Ma to na celu uniknięcie powtarzania badań oleju na każdym typie lub danej odmianie modyfikacyjnej silnika. Dlatego do badań należy wybrać taki silnik, który stwarzałby możliwie maksymalne, uniwersalne warunki obciążeń cieplnych i mechanicznych, szczególnie dla łożysk i kół zębatach przekładni oraz innych węzłów ciernych wymagających smarowania. Jest to szczególnie istotne, gdy dąży się do zunifikowania oleju dla silników turbinowych i przekładni o zróżnicowanej konstrukcji.

Istotnym czynnikiem w wyborze silnika do badań oleju jest stopień dopracowania silnika, czyli jego dojrzałość konstrukcyjna.

Silnik przeznaczony do badań oleju powinien być sprawdzony w wieloletniej produkcji i eksploatacji oraz odznaczać się wysokim stopniem niezawodności. Dla silnika powinny być znane wyniki zachowania się tzw. oleju bazowego (oleju standardowego analogu), tj. oleju, którego wcześniejsze wyniki prób będą porównywane z olejem badanym.

Przygotowanie silnika do badań

Do badań oleju powinien być przeznaczony w zasadzie nowy silnik produkowany seryjnie. Można również dopu-

ścić do badań silnik technologiczny po różnych innych próbach, z dostatecznym zapasem godzin na wykorzystanie do badań oleju pod warunkiem, że zostaną na nim wymienione na nowe wszystkie elementy pracujące w styczności z olejem, a które będą podlegać ocenie porównawczej.

Przed próbą oleju na silniku wykonuje się:

— sprawdzenie porównawcze sprawności funkcjonalnej i parametrów pracy wytypowanych części i zespołów układu olejowego na oleju bazowym i badanym,

— pomiary geometryczne wytypowanych części i zespołów pracujących w styczności z olejem,

— próby zdawczo-odbiorcze silnika.

Sprawdzenie porównawcze polega głównie na porównaniu parametrów pracy uzyskiwanych na oleju bazowym i badanym elementów i zespołów silnika oraz sprawdzeniu ich prawidłowej pracy. Jest to zwykle:

— sprawdzenie wydajności pomp olejowych przy różnych ciśnieniach występujących w czasie pracy silnika i podlegających regulacji w zakresie warunków technicznych obowiązujących dla danego silnika z uwzględnieniem odpowiednich zapasów i rozrzutów pomiarowych (rozszerzenie pomiarów poza produkcyjne warunki techniczne),

— sprawdzenie przepustowości wtryskiwaczy olejowych, dyszek, szczelin itp. stosowanych do wymuszonego i naturalnego smarowania łożysk, kół zębatach itp.,

— sprawdzenie przepustowości olejowych filtrów silnikowych, filtrów instalacji płatowcowej oraz urządzeń chłodniczych (z wyposażenia stoiska hamownianego) w przypadku gdy silnik nie ma autonomicznego układu olejowego wraz ze zbiornikiem,

— sprawdzenie przepustowości wytypowanych przewodów olejowych i kanałów węzłów łożyskowych w systemie doprowadzenia i obiegu oleju w silniku,

— sprawdzenie pracy agregatów i innych urządzeń układu olejowego (np. automatu lotu odwróconego zapewniającego warunki smarowania w locie plecowym, wirówki olejowej, odpieniaczy, mikropompek dla otwartego układu olejowego, urządzeń kontroli ilości opiłków sygnalizacji parametrów itp.),

— sprawdzenie zakresów regulacyjnych olejowych zaworów ciśnieniowych (nadmiarowych, przelotowych) itp.

Podane przykładowo sprawdzenia funkcjonalności i wielkości parametrycznych elementów silnika nie wyczerpują wszystkich możliwych sprawdzeń porównawczych, co jest uzależnione od typu silnika. Wykonuje się je w pełnym lub ograniczonym zakresie w zależności od tego, w jakim stopniu olej badany odbiega od oleju bazowego w odniesieniu głównie do takich parametrów jak: lepkość, smarność i gęstość oleju z uwzględnieniem zmienności w funkcji temperatury pracy oleju.

Pomiary geometryczne wytypowanych części i zespołów silnika można podzielić na dwie grupy: pomiary montażowe (makro- i mikrometryczne pomiary skojarzeń trących) oraz pomiary wagowe (masy).

Pomiary montażowe sprowadzają się zwykle do pomiaru luzów międzyzębnych wytypowanych kół zębatach (przeważnie najbardziej obciążonych) łącznie z opisem śladów współpracy (tuszowanie), pomiarów geometrycznych wytypowanych węzłów łożyskowych (tj. geometrii gniazd, pasowania łożysk, pomiarów dławików, uszczelki gumowych lub gumowo-metalowych) wreszcie pomiarów mikrometrycznych samych łożysk, a szczególnie luzów łożyskowych (promieniowych, osiowych), mikrofalistości bieżni (w przypadku gdy takie wyniki pomiarów nie są podane w me-

trykach łożysk) oraz innych wymiarów charakterystycznych.

Pomiary wagowe (masy) podlegają na dokładnym zważeniu na wadze laboratoryjnej (z dokładnością do 0,01 g) wytypowanych łożysk, filtrów olejowych, wirówki olejowej, uszczelnień różnego typu oraz tych elementów (niewielkich gabarytowo i lżejszych), które ulegają zwykle typowym pokryciom osadami i nagarami poolejowymi oraz mikrozużyciem (tarcie). W przypadku gdy właściwości oleju badanego (baza olejowa, dodatki, parametry itp.) nie różnią się zasadniczo od właściwości oleju bazowego, pomiary wagowe są zwykle pomijane. Ogranicza się je wówczas do pomiarów wagowych filtrów olejowych przed, w czasie próby i po próbie.

Po wykonaniu prób funkcjonalnych i pomiarów elementów silnika przeznaczonego do prób kwalifikacyjnych oleju, silnik przechodzi próby zdawczo-odbiorcze. Próby te wykonuje się od razu na oleju badanym, aby uzyskać czysty wpływ tego oleju, zwłaszcza w procesie docierania silnika w czasie próby przydatności. Przegląd silnika i wykonane pomiary po próbie przydatności dają dodatkowo wstępne dane do oceny oleju niezależnie od skróconych prób rozeznaniowych oleju wykonywanych wstępnie przed uruchomieniem próby kwalifikacyjnej. W przypadku wcześniej wykonanych skróconych prób rozeznaniowych badanego oleju i zakwalifikowania wstępnego oleju do dalszych prób rezygnuje się niekiedy z prób przydatności. Unika się wówczas powtarzania kłopotliwych pomiarów przed próbą długotrwałą.

Program próby oleju na silniku

Badaniami kwalifikacyjnymi nowego lub modyfikowanego oleju na silniku zajmują się zwykle specjalistyczne zakłady lub instytuty względnie firmy produkujące materiały pędne (paliwa, środki smarne itp.). Np. firma Shell, oprócz badań laboratoryjnych oleju wykonywanych wg specyfikacji MIL-L-7808 (dla silników w zastosowaniu wojskowym) wykonuje 100-godzinne kwalifikacyjne badania oleju na silniku wg specyfikacji MIL-E-5009. Badania oleju na silniku są przeprowadzane również przez specjalistyczne firmy wg norm 3GP-905 (kanadyjska) DERD-2487 (brytyjska) i 0-149 (NATO). Nowe lub modyfikowane oleje bada się w tych firmach na silnikach odrzutowych (np. J57-19 lub J57-29). Stosownie do programu takiej próby (dane z 1970 r.) temperatury oleju w czasie próby utrzymywane są na poziomie $150 \pm 3^{\circ}\text{C}$. Próba składa się z 20 cykli (etałów), każdy po 5 h przeprowadzanych w warunkach ustalonych i przejściowych i obejmujących rozruchy, zatrzymanie, nadobroty itp. Przed każdym cyklem na silniku montuje się czysty i zważony filtr olejowy i po każdym 5 h pracy określa się zużycie oleju i zmianę masy filtru.

Jakościowy wskaźnik oleju określa się porównując olej badany z olejem bazowym wg ilości osadu, wielkości zużycia i stopnia korozji części silnika określanych przy demontażu i przeglądzie silnika po próbie. Wskaźnik jakościowy oleju określa się wg specjalnej skali, porównując stan różnych części silnika i najcharakterystyczniejsze węzły tarcia z ich stanem po pracy na oleju bazowym. Skalę takiego porównania podaje tablica.

TABLICA

Wskaźnik jakościowy (gatunkowy) oleju	Stan części po pracy na oleju badanym w porównaniu ze stanem po pracy na oleju bazowym
4	znacznie lepszy
3	nieznacznie lepszy
2	równorzędny
1	nieznacznie gorszy
0	znacznie gorszy

Dotychczas w naszej praktyce krajowej nie przeprowadza się skróconych prób kwalifikacyjnych oleju, takich jak opisano wyżej lecz zdecydowano się na próby długotrwałe w pełnym wymiarze trwałości międzynaprawczej silnika, względnie dla silników o dużej trwałości przeprowadza się próby oleju wg programu tzw. próby ekwiwalentnej w celu uzyskania materiałów porównawczych oleju badanego i bazowego. Wynika to głównie z braku adekwatnego programu skróconych badań kwalifikacyjnych, sprawdzonego wieloletnią praktyką eksploatacyjną.

Program pełnowymiarowych badań oleju na silniku ma wiele zalet, m.in.:

— program taki, oparty zwykle na wymaganiach programów eksploatacyjnych, ujmuje poszczególne zakresy pracy w pełnym wymiarze czasowym, co jest istotne dla stworzenia podobnych warunków w czasie próby, jak w eksploatacji. Pełny wymiar czasu pracy silnika odzwierciedla liczbę cykli rozruchowych, czasy pracy na zakresach przejściowych, tj. pracę układów pompowych, filtrów, wtryskiwaczy olejowych itp., a tym samym bardziej zbliża do rzeczywistego procesu gromadzenia się osadów i nagarów poolejowych,

— przy układach o obiegu zamkniętym, które przeważają w konstrukcjach silników lotniczych, próby oleju w pełnym wymiarze godzin umożliwiają śledzenie procesu starzenia się oleju w okresie próby (przepompowanie, pienienie się, nawilgocenie, zanieczyszczenie) mimo stałego uzupełnienia oleju w zbiorniku lub (w zależności od wymagań i WT konstrukcji) jego wymiany przewidzianej pracami okresowymi po 100, 200 lub więcej godzinach. Dla niektórych konstrukcji silników i gatunków olejów, olej wymieniany się w czasie próby, w zależności od stanu tzw. „przepracowania oleju” ocenianego na bieżąco w czasie próby.

Do ujemnych cech takich prób oleju należy czas ich trwania, który dla silników o dużej trwałości międzynaprawczej (TBO) może wynosić kilka miesięcy, koszt paliwa i oleju, obsługi oraz zużycie silnika. Dlatego dla silników o dużej trwałości (od 800 do kilku tys. h) program normalnych okresowych prób długotrwałych silników przewiduje skrócony (tzw. ekwiwalentny) czas pracy silnika zawierający czasy pracy na znamionowych prędkościach obrotowych (warunki startowe nominalne) w pełnym wymiarze jak dla próby pełnowymiarowej oraz zwiększoną liczbę cykli rozruchowych i zakresów przejściowych (przyspieszenia, deceleracje).

Próby kwalifikacyjne oleju stosowane przez firmy specjalistyczne opierają się zwykle na próbach skróconych, zbliżonych w układzie do prób ekwiwalentnych. Przez statystykę skróconych prób ekwiwalentnych można wypracować praktycznie uniwersalny program prób kwalifikacyjnych oleju całkowicie wystarczający do oceny oleju.

Przebieg badań oleju na silniku

Po próbach zdawczo-odbiorczych (z przeglądem lub bez przeglądu silnika) silnik jest zwykle poddawany próbie długotrwałej. Jeżeli silnik ma autonomiczny układ olejowy (własny zbiornik, chłodnice, filtry itp.), nie przewiduje się dodatkowych urządzeń na hamowni oprócz standardowych urządzeń stosowanych przy normalnych próbach silnikowych. Dla silników turbinowych, dla których układ olejowy (np. zbiorniki, chłodnice, filtry) znajduje się poza silnikiem w budowni w instalację stoiskową hamowni, można stosować specjalne urządzenia (grzałki, chłodnice, wagi olejowe) stwarzające graniczne warunki pracy oleju (np. maks. temperatury oleju na wejściu i wyjściu z silnika), których nie można osiągnąć w czasie normalnej pracy silnika w danych warunkach atmosferycznych (np. zimą przy intensywnym wychładzaniu instalacji itp.).

Istotnym wymaganiem instalacji stoiskowej jest, aby pojemności urządzeń stoiskowych były zbliżone do naturalnych — płatowcowych (smigłowcowych). Dla prób oleju w niskich temperaturach otoczenia i w warunkach wysokościowych wskazana oczywiście byłaby hamownia wysokościowa lub hamownia latająca, stwarzająca warunki zbliżone do naturalnych warunków pracy silnika. W naszych warunkach krajowych, ze względu na brak tego typu hamowni, zbadanie np. właściwości rozruchowych silnika w niskich temperaturach oraz zachowania się oleju w czasie pracy w tych warunkach nie jest możliwe i jest potwierdzone dopiero w czasie badań w locie i prób eksploatacyjnych w naszej strefie klimatycznej.

Ze względu na kontrolę pracy silnika turbinowego na stoisku podstawowymi parametrami mierzonymi i rejestrowanymi obowiązkowo są:

- moc lub ciąg silnika,
- temperatura gazów przed lub za turbiną (turbinami),
- ciśnienie (paliwa, oleju, powietrza, mieszanki hydraulicznej) w charakterystycznych punktach silnika,
- temperatury oleju w zbiorniku na wejściu i wyjściu,
- prędkość obrotowa.

Ze względu na dodatkowe informacje nt. zachowania się lub wpływu badanego oleju na pracę silnika przewiduje się dodatkowo pomiary:

- temperatury najbardziej obciążonych węzłów łożyskowych,
- bilansu cieplnego układu olejowego (pomiar masy oleju na wadze urządzeń stoiskowych do oceny oddawania ciepła, skuteczności chłodzenia itp.),

- dodatkowe pomiary ciśnień i temperatur oleju w wytypowanych punktach silnika,
- czasy wejścia i dobiegu silnika od 0 do n_{b_j} i z n_{b_j} do 0 obr./min,
- pomiary drgań silnika (wskaźnik orientacyjny),
- pomiary poziomu szumu łożysk głównych pędni,
- pomiary godzinowego i jednostkowego zużycia oleju na każdym charakterystycznym etapie pracy silnika,
- pomiary ilościowe i jakościowe ściery różnymi metodami (wskaźniki zliczeniowe, metody izotopowe itp.),
- kontrola (pomiar) ilości wiorów (korki magnetyczne) wszelkiego typu,
- pomiary stopnia odpowietrzenia i odpienia oleju.

Silniki o współczesnej konstrukcji mają zwykle możliwość bądź ciągłej, bądź okresowej kontroli ww. parametrów, co wynika z zasad projektowania tych silników w świetle wymagań kontroli „wzg stanu”. W czasie badań olejów lotniczych celowe jest wykorzystanie metod kontroli stanu eksploatacyjnego układów trących.

Mimo, że głównym celem tych metod jest wykrywanie stanów przedawaryjnych, dają one jednak pożądany materiał porównawczy zachowania się napędów na oleju bazowym i badanym, zwłaszcza w okresie tzw. docierania napędów. Stosowane są tu metody:

- rentgenografii fluorescencyjnej (radioizotopowej),
- analizy aktywacyjnej,
- skaningowej mikroskopii elektronowej i optycznej oraz inne metody dające dodatkowe informacje nt. zachowania się elementów silnika pracującego na badanym oleju — zwłaszcza przy trwałościowych próbach oleju przeprowadzanych w celu określenia częstotliwości wymiany oleju, wpływu oleju na trwałość węzłów łożyskowych, kół zębatach itp. nie ograniczanych względami technicznymi.

W przypadku niedostępności wymienionych metod można stosować inne urządzenia, jak detektory opilków (np. korki TURBOMAG), ferrografy oraz inne skuteczne i niezawodne urządzenia do badań ferrocząsteczek w oleju (np. urządzenie opracowane w Instytucie Lotnictwa w Warszawie metodą pałapki magnetycznej z zastosowaniem transformatora różnicowego).

▲ Niezależnie od pomiaru parametrów silnika związanych z pracą na badanym oleju, w czasie próby długotrwałej wykonuje się tzw. skrócone analizy oleju po każdym lub co kilka etapów próby silnika w celu kontroli parametrów oleju (przy zamkniętych — obiegowych układach olejowych) oraz analizy oleju zalewanego. Jest to bardzo istotna informacja nt. zachowania się (starzenia — „przepracowania”) oleju w czasie próby, która stanowi materiał porównawczy z olejem bazowym. Zwykle kontroluje się takie parametry jak: gęstość, lepkość, liczba kwasowa, zawartość zanieczyszczeń, wody itp. Przed i po próbie oleju wykonuje się pełną analizę oleju świeżego użytego do próby oraz oleju „przepracowanego” pobieranego ze zbiornika oleju lub kadłubów skrzynek przekładniowych po zakończeniu próby.

Próbę długotrwałą oleju na silniku prowadzi się zasadniczo w sposób ciągły bez demontażu i przeglądu silnika w czasie próby. Jest to uwarunkowane wynikami skróconych prób rozeznaniowych, które, jak wspomniano, wykonuje się przed próbami długotrwałymi w celu wstępnej oceny wpływu oleju na pracę silnika.

Ocena stanu silnika po próbie oleju

Bezpośrednio po próbie oleju silnik jest poddawany demontażowi, weryfikacji i ocenie stanu.

Wstępna ocena przydatności badanego oleju, w porównaniu z olejem bazowym, może być wydana już z chwilą przeglądu części i zespołów silnika pracujących w styczności z olejem. Dotyczy to oceny stanu łożysk głównych, kół zębatach przekładni, agregatów olejowych oraz określenia rodzaju i ilości osadów oraz nagarów poolejowych na

częściach i zespołach silnika. Charakterystyczne węzły i części silnika, które zwykle podlegają ocenie porównawczej, fotografuje się w celu dokumentacyjnego utrwalenia stanu.

Osady i nagar z charakterystycznych miejsc silnika (węzły łożyskowe, przewody, kadłuby, skrzynki przekładniowe itp.) zabezpiecza się (zdejmuje) w celu dodatkowych badań laboratoryjnych (skład, konsystencja, właściwości). Badania tego typu po próbie są cenną informacją i materiałem porównawczym.

Wytypowane części silnika (zwykle łożyska i filtry) są poddawane ponownie ważeniu po ich ususzeniu bez usuwania osadów i nagarów w celu porównania ze stanem przed próbą. Daje to pogląd nt. osadotwórczości i nagarowania oleju badanego oraz zatrzymywania tych substancji w elementach i węzłach silnika.

Następnie wykonuje się wszystkie badania i próby tj. przeprowadza się sprawdzenie prawidłowości pracy i ocenę parametrów dla części i zespołów bez ich mycia. Badania te wykonuje się na oleju badanym.

Przez porównanie charakterystyk przepływowych, prób pracy elementów i zespołów wykonanych przed i po próbie oleju ocenia się w jakim stopniu olej badany wpłynął w okresie próby pełnej lub ekwiwalentnej na hamowni na zachowanie się, tj. pogorszenie względnie utrzymanie sprawności funkcjonalnej i parametrów na wymaganym poziomie gwarantującym ich niezawodną pracę. Spadki sprawności przepływowej, parametry (wydatki, ciśnienia itp.) tych elementów są materiałem porównawczym z wynikami uzyskiwanymi wcześniej na oleju bazowym.

Do dalszych badań i pomiarów części oraz zespołów silnika elementy te podlegają dokładnemu umyciu w celu usunięcia wszystkich pozostałości poolejowych, a następnie podlegają szczegółowej weryfikacji:

- po przeglądzie wizualnym ze szczegółowym opisem stanu powierzchni (korozja, zużycia) oraz wykonaniu zdjęć fotograficznych, części i zespoły podlegają takim samym pomiarom, jakie były wykonywane przed próbą. Makro- i mikropomiary oraz ewentualne pomiary wagowe wytypowanych części i zespołów dają obraz porównawczy wpływu oleju badanego na zużycia elementów,

- wszystkie uszczelki, dławiki, podkładki gumowe z tworzyw itp. poddawane są dalszym badaniom laboratoryjnym ich stanu (np. w instytutach specjalistycznych) w celu oszacowania ich właściwości, przydatności do dalszej pracy niezależnie od pomiarów geometrycznych i oceny zużycia wykonanych po próbie.

Opracowanie wyników badań

Wyniki badań zarówno silnika, jak i badanego oleju są opracowywane na bieżąco w formie tabel i wykresów. Dotyczy to również wyników uzyskiwanych z zastosowanych metod kontroli zanieczyszczeń.

Wyniki pomiarów mikro- i makrometrycznych oraz pomiary wagowe są zestawiane w tabele, które określają zmiany geometryczne, wielkości zużycia oraz zawierają uwagi nt. prawidłowości współpracy elementów trących.

Materiały te służą do wydania opinii nt. badanego oleju i porównania go z olejem bazowym, na podstawie czego ocenia się czy olej przeszedł próbę pozytywnie i kwalifikuje się do dalszych badań (próby w locie i eksploatacyjne), czy też ulega zdyskwalifikowaniu, względnie dopuszczeniu do eksploatacji z ograniczeniami.

Przedstawione w niniejszym artykule badania olejów na silniku turbinowym są opracowane na podstawie dotychczasowych doświadczeń zakładu WSK PZL Rzeszów z różnymi gatunkami oleju (PAL-1, AW-38, AW-30, SDF, B3-W, Aero-shell 300, 307, 500, 750, IPM-10) i mogą podlegać modyfikacjom i uzupełnieniom w zależności od rozciągłości badań.

Praktyczne wyniki prób i doświadczenia eksploatacyjne badanych olejów pozwoliły na podaną interpretację i pogląd nt. metod stoiskowych badań olejów na silniku.

**PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA**

CASA/Nurtanio CN-235

• Hiszpania/Indonezja •

Dwusilnikowy samolot wielozadaniowy

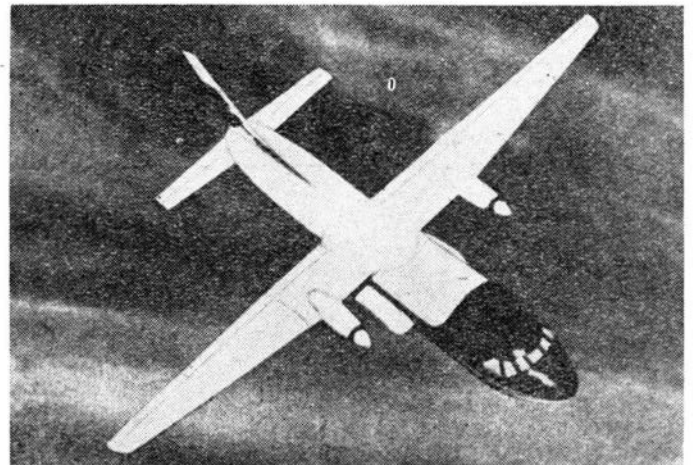
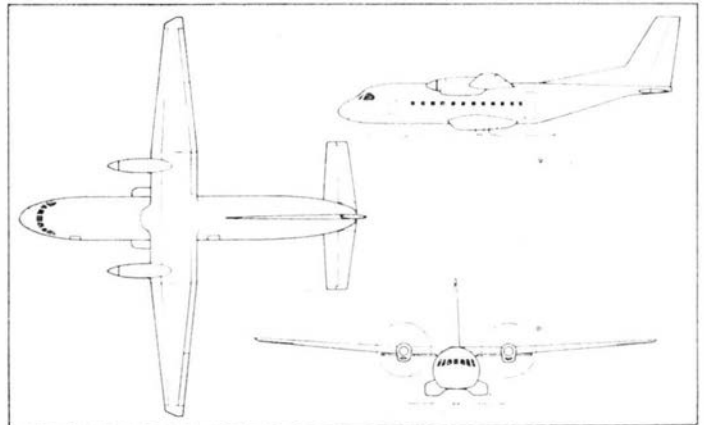
Hiszpańska firma CASA opracowuje z udziałem konstruktorów z indonezyjskiej firmy PT Nurtanio samolot wielozadaniowy CN-235, który będzie budowany w wersji pasażerskiej na linie lokalne, pasażersko-towarowej i towarowej oraz do celów wojskowych. CASA ma produkować przednią część kadłuba z wyposażeniem kabiny pilotów i wewnętrzną część płata, a Nurtanio — zewnętrznie części płata i ogonową część kadłuba z usterzeniem. Montaż końcowy będzie odbywał się w Hiszpanii i w Indonezji.

Podstawowe założenia projektu to prostota i wytrzymałość konstrukcji. W związku z wojskowym również przeznaczeniem samolotu zastosowano ogonową rampę załadunkową i podwozie główne w układzie tandem umożliwiające korzystanie z pasów lotniskowych o półutwardzonej nawierzchni. Owalny przekrój kadłuba pozwala na umieszczenie 4 foteli w rzędzie z przejściem pośrodku o wysokości 1,9 m; przy podziałce 81 cm liczba miejsc wynosi 34, a przy podziałce 76 cm — 38. Wersja towarowa może zabrać 5 kontenerów LD-2 lub 4 kontenery LD-3 o łącznej masie 4500 kg.

Samolot jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi General Electric CT7-7 o mocy startowej 1200 kW (1700 KM) utrzymywanej w zakresie temp. otoczenia do 30° i maks. mocy przelotowej 1100 kW (1500 KM) poniżej wysokości 4500 m i 1230 kW (1670 KM) powyżej 4500 m. Produkcja seryjna ma być uruchomiona w październiku 1984 r.; przewiduje się sprzedaż 360 samolotów cywilnych i 240 wojskowych.

Dane techniczne

Rozpiętość	25,8 m
Długość	21,3 m
Wysokość	7,9 m
Masa własna	3300 kg
Zapasy paliwa maks.	4000 kg
Udźwig maks.	4500 kg
Masa startowa maks.	13 000 kg
Prędkość przelotowa maks. na wys. 6100 m	463 km/h



Wznoszenie maks.	11 m/s
Pułap praktyczny	8840 m
Długość drogi startu na 10,7 m	900 m
Długość drogi lądowania z 15,2 m	600 m
Zasięg przy 463 km/h na 6100 m z rezerwą paliwa na 45 min i 160 km:	
z 34 pasażerami	1480 km
z 38 pasażerami	1110 km
	W.K.

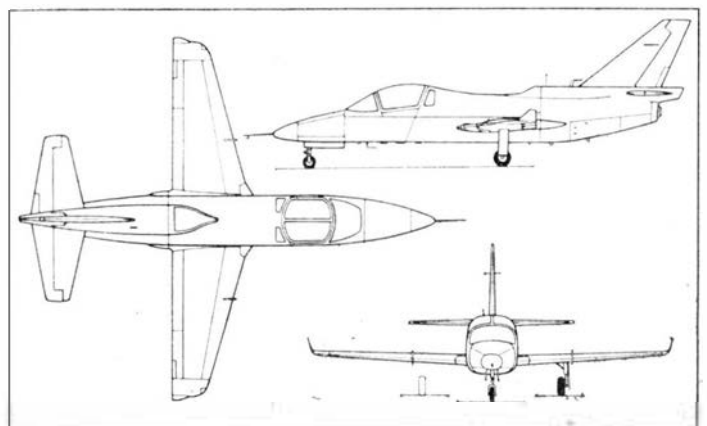
PROTOTYPY

Gulfstream Peregrine • USA •

Odrzutowy samolot szkolno-treningowy

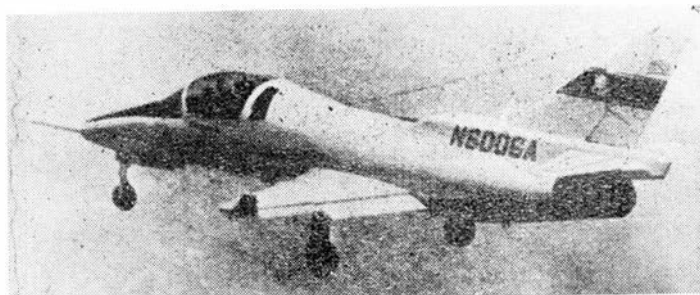
22 maja 1981 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu do wstępnego i podstawowego szkolenia Gulfstream Peregrine. Samolot jest budowany bez finansowej pomocy państwa, lecz ma spełniać wymagania USAF w zakresie odrzutowych samolotów szkolnych. W samolocie Peregrine wykorzystano płat, ogonową część kadłuba i usterzenie z dwusilnikowego samolotu Hustler (z jednym silnikiem śmigłowym i jednym odrzutowym). W porównaniu z wcześniejszym projektem samolotu zmieniono przednią część kadłuba wraz z osłoną kabiny i zastosowano odgięte do góry końcówki płata. Kabina ma siedzenia obok siebie, lecz ma być również budowana wersja z siedzeniami tandem.

Prototyp jest napędzany silnikiem Pratt Whitney of Canada JT15D-4 o ciągu 1112 daN (1134 kg) i stosunku natężenia przepływu 2,8:1, który umożliwia osiągnięcie prędkości maks. 710 km/h na wysokości 9150 m. Samoloty seryjne będą wyposażone w silnik JT15D-5 o ciągu 1333 daN (1360 kg), z wyjątkiem wersji z kabiną tandem,



która ma być napędzana dwoma silnikami (dwuprzepływowymi) Williams Research o ciągu 667 daN (680 kg).

Podczas trzygodzinnego lotu ze średnią prędkością 680 km/h samoloty Peregrine będą zużywać ok. 300 l/h paliwa, tj. o 30% mniej niż obecnie stosowane samoloty szkolno-treningowe o podobnej wielkości. Produkcja seryjna ma być rozpoczęta w końcu 1983 r., przy czym cena samolotu (w cenach stałych z 1981 r.) będzie wynosić 1,5 mln dol.



Dane techniczne

Rozpiętość	10,50 m
Długość	11,68 m
Wysokość	4,09 m
Masa startowa maks.	2812 kg
Prędkość maks. na wys. 9150 m	710 km/h
Prędkość przelotowa na wys. 9150 m	685 km/h
Czas wznoszenia na wys. 12 190 m	16,5 min

Pałap praktyczny	14 630 m
Zasięg bez dodatkowych zbiorników	2000 km
	W.K.

Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł

Cz. I. Kryterium oceny skutków uszkodzeń i efektów napraw

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI
Instytut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

Oznaczenia

D	— zużycie zmęczeniowe,
n	— liczba zmian obciążeń przyłożona do konstrukcji w określonym stanie naprężeń zmiennych,
N	— liczba zmian obciążeń potrzebnych do zniszczenia,
m	— liczba poziomów naprężeń,
H	— liczba podmuchów o prędkości pionowej $\pm w$ (m/s) i większej odniesiona do umownej sumarycznej długości przelotów,
σ_a	— amplituda naprężeń,
σ_m	— naprężenia średnie rozciągające,
τ_m	— naprężenia średnie ścinające,
α'	— stały parametr krzywej zmęczeniowej,
β	— stały parametr krzywej zmęczeniowej,
σ_z	— granica zmęczenia,
$H(\delta_a)$	— liczba zmian naprężeń o wartości przekraczającej σ_a ,
$f(\delta_a)$	— wykładnik potęgowy funkcji,
H_o	— stały parametr widma obciążeń,
h_1	— stały parametr widma obciążeń,
h	— stały parametr widma naprężeń,
R	— całkowita trwałość zmęczeniowa odniesiona do parametru podstawowego widma obciążeń,
D'	— intensywność zużycia zmęczeniowego,
$\Gamma(\beta+1)$	— funkcja stabilizowana,
t	— bezpieczny okres użytkowania,
L_o	— liczba kilometrów będąca podstawą dla widma obciążeń,
v	— prędkość operacyjna samolotu,
P_i	— prawdopodobieństwo zniszczenia zmęczeniowego,
D_{1w}	— względne zużycie zmęczeniowe,
D_j	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe,
D_{jw}	— względne jednostkowe zużycie zmęczeniowe,
t_R	— całkowity rezerwu techniczny płatowca,
Δt_R	— część całego rezerwu technicznego,
k	— krotność części rezerwu technicznego,
D_u	— zużycie zmęczeniowe uszkodzenia,
D_p	— zużycie zmęczeniowe powłoki,
D_n	— zużycie zmęczeniowe połączenia nitowego,
D_{ju}	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe uszkodzenia,
D_{jp}	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe powłoki,
D_{jn}	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe połączenia nitowego,

$D_{j \text{ kryt.}}$	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe elementu krytycznego,
$t_{u \text{ gr.}}$	— czas graniczny wystąpienia uszkodzenia lokalnego,
D_{jN}	— jednostkowe zużycie zmęczeniowe naprawy,
ν	— współczynnik bezpieczeństwa,
n	— współczynnik obciążeń dopuszczalnych,
β_k	— współczynnik działania karbu,
$S_{\log N}$	— odchylenie standardowe,
Δm	— przyrost współczynnika obciążeń niszczących.

W rozwoju konstrukcji lotniczych widoczne jest od dłuższego czasu, wywołane presją ekonomiczności, dążenie do wzrostu zarówno liczby godzin użytkowania płatowca w locie, jak i wzrostu liczby lądowań jako drugiego równoległego ograniczenia trwałościowego. Już obecnie całkowita trwałość techniczna, czyli tzw. rezerwu techniczny małych samolotów lekkich, sięga 10 000 h, gdy nie jest stosowana zasada dopuszczania samolotów do użytkowania na podstawie jego stanu technicznego, a więc nie na podstawie liczby wylatanych godzin czy też liczby wykonanych lądowań.

Współczesne samoloty transportowe nowej generacji mają rezerwy techniczne sięgające 60 000 h lotu lub kilkunastu tys. lądowań. Jednocześnie znacznie wydłużają się okresy międzyprzeglądowe i międzynaprawcze oraz zmniejszają się ich zakresy, co prowadzi do skracania przerw w przynoszącym zyski użytkowaniu. Jednym z najważniejszych skutków tego stanu dla konstrukcji płatowca, w tym szczególnie dla konstrukcji płatów nośnych, jest znaczny wzrost liczby obciążeń zmiennych prowadzących do zaostrenia wymagań zmęczeniowych. Niezwykle ważnym skutkiem jest również znaczny wzrost liczby drobnych uszkodzeń przypadkowych, powstałych w wyniku uderzeń kamieniami czy odłamkami nawierzchni pasów betonowych, kolizji ze sprzętem naziemnym itp.

Z dostępnych danych wynika, że np. w 1963 r. z analizowanych 29 lotniczych przedsiębiorstw przewozowych, aż 19 zgłosiło liczne drobne uszkodzenia struktury płatowca, przede wszystkim dolnych powłok skrzydeł, które nastąpiły w wyniku różnych kolizji podczas operacji naziemnych na nawierzchniach betonowych i powodowały kosztowne przerwy w użytkowaniu samolotów. Wykrycie takich uszkodzeń w przeglądach dokonywanych przed każdym lotem nie sprawia większych trudności, natomiast

ich konsekwencje mogą być bardzo kłopotliwe. Obecnie w przypadku wystąpienia uszkodzenia lokalnego elementów powłokowych, ich wpływ na zmianę bezpiecznego okresu użytkowania nie jest określany. Przyczyną tego może być nieumiejętność doceniania istotności zmiany bezpiecznego okresu użytkowania po wystąpieniu uszkodzenia lokalnego, wynikająca z dużej złożoności wielu czynników składających się na całość zagadnienia.

Uszkodzenie lokalne może w zasadniczy sposób zmienić dalszy przebieg procesu zmęczenia uszkodzonej konstrukcji, powodując konieczność przeciwdziałania niebezpiecznym skutkom.

Elementy powłokowe w konstrukcjach płatowców łączą w sobie wykonywanie dwóch zasadniczych zadań:

— nadanie kształtu zewnętrznego bryle samolotu,

— przeniesienie obciążeń przy zachowaniu wymagań wytrzymałościowych, sztywności i trwałości w sensie zmęczeniowym.

Powłoki takie są często narażone na przypadkowe niewielkie uszkodzenia elementu, jak np. zagniecenia lub przebicia. Pojawia się wówczas problem o bardzo istotnym znaczeniu praktycznym. Dotyczy to szczególnie powłok, których nie można projektować zgodnie z koncepcją trwałości dozorowanej. W literaturze naukowej i technicznej nie spotyka się ani analiz teoretycznych, ani badań eksperymentalnych dotyczących bezpośrednio tego problemu.

Praktyka obsługi sprzętu oraz projektowanie ewentualnych napraw jako reakcja na powstałe uszkodzenie prowadzi do wniosku, że zagadnienie jak dotychczas jest ograniczone do udokumentowywania decyzji konstrukcyjno-technologicznych opartych na przesłankach wytrzymałości statycznej.

Kształtowanie konstrukcji z uwzględnieniem wymagań zmęczeniowych odbywa się obecnie zgodnie z jedną z dwóch zasadniczych koncepcji.

W rozwiązaniach, w których powstanie i rozwój pęknięcia zmęczeniowego do pewnej długości nie stanowi zagrożenia zniszczenia konstrukcji z uwzględnieniem odporności na kruche pęknięcie, jest to koncepcja tzw. bezpiecznego uszkodzenia (ang. fail safe). Rozwiązanie takie to np. powłoki z elementami wzdłużnymi, w których dość często wprowadza się dodatkowe podziały, stanowiące przeszkodę w rozwoju pęknięcia lub zatrzymujące rozwój pęknięć na czas rzutu przelotowego. Trwałość zmęczeniowa takiej konstrukcji uzależniona jest więc od możliwości wykrycia pęknięcia zmęczeniowego i dokonania naprawy przed osiągnięciem przez nie niebezpiecznej długości. Ustalenie programu przeglądów zawierającego ich zakres i częstość zależy zatem od znajomości charakterystyki zmęczeniowej (powstania i rozwoju pęknięcia zmęczeniowego w danym materiale oraz przy pewnym stochastycznym przebiegu obciążeń danego elementu, wywołujących zmienne naprężenia w materiale). Ocena bezpieczeństwa metodami probabilistycznymi sprowadza się tu właściwie do oceny prawdopodobieństwa koniunkcji zdarzeń: powstania pęknięcia zmęczeniowego i jego rozwoju do długości niebezpiecznej.

Drugą zasadniczą koncepcję kształtowania przeciwmęczeniowego konstrukcji stanowi określenie bezpiecznego okresu użytkowania (ang. safe life). Koncepcję tę stosuje się w przypadku, gdy pęknięcie zmęczeniowe danego elementu czy fragmentu konstrukcji powoduje zniszczenie całej konstrukcji. Dotyczy to więc przede wszystkim ustrojów statycznie wyznaczalnych o przekrojach krępych, gdzie czas do wystąpienia pęknięcia jest stosunkowo długi, a rozwój pęknięcia do długości niebezpiecznej bardzo krótki, nie stwarzający możliwości racjonalnego programowania przeglądów. Zgodnie z tą koncepcją należy również kształtować elementy i fragmenty konstrukcji, do których dostęp w czasie przeglądów wykonywanych współczesnymi metodami i urządzeniami diagnostycznymi nie prowadzi do wykrycia istniejących pęknięć. W konstrukcjach powłokowych istnieją również fragmenty, które są analizowane zgodnie z koncepcją bezpiecznego okresu użytkowania, np. powłoki pokryciowe w otoczeniu dysz wylotowych silników odrzutowych lub turbośmigłowych, położone (w zależności od układu samolotu) w tylnej części kadłuba lub, co ważniejsze, w dolnych przeważnie rozciąganych pokryciach płatów nośnych. Zgodnie z tą koncepcją ocena probabilistyczna bezpieczeństwa konstrukcji ze względu na zmęczenie polega na wyznaczeniu takiego okresu użytkowania, w którym prawdopodobieństwo zniszczenia zmęczeniowego konstrukcji jest odpowiednio małe i akceptowane nie tylko przez konstruktora i użytkownika, ale również w kategoriach społecznych.

Przedmiotem zainteresowania są właśnie przede wszystkim takie elementy powłokowe, których bezpieczne okresy

użytkowania są krótsze niż resurs całej konstrukcji, gdyż ze względów zmęczeniowych muszą podlegać wymianie z określoną częstością bez względu na to, czy wystąpiły zewnętrzne objawy zmęczenia. Ważność zagadnienia staje się zrozumiała, gdy weźmie się pod uwagę liczne możliwości lokalnych uszkodzeń dolnych powłok zewnętrznych konstrukcji skrzydeł i istnienie w tych samych miejscach elementów powłokowych kształtowanych zgodnie z koncepcją bezpiecznego okresu użytkowania. Powstaje bowiem zagadnienie złożone. Drobne uszkodzenie lokalne, które staje się źródłem powstania i rozwoju pęknięcia zmęczeniowego, może bowiem wystąpić po takim czasie użytkowania, po którym konstrukcja nie uszkodzona jest dość daleka od wyczerpania bezpiecznego okresu użytkowania. Jednakże to uszkodzenie lokalne może w zasadniczy sposób zmienić dalszy przebieg procesu zmęczenia konstrukcji, powodując konieczność przeciwdziałania niebezpiecznym skutkom.

Obserwowane w praktyce uszkodzenia, stanowiące niewiele ponad 1% obwodu najbardziej obciążonych i narażonych na uszkodzenie fragmentów powłokowego kesonu nośnego w skrzydle samolotu lekkiego, a znacznie poniżej 1% w przypadku średnich i dużych samolotów transportowych, rzadko wpływają na naruszenie wymagań wynikłych z wytrzymałości statycznej i sztywności konstrukcji, ponieważ uszkodzenie fragmentów o istotnym znaczeniu dla nośności statycznej, jak np. połączeń powłok, jest znacznie mniej prawdopodobne niż powłoki ciągłej. W strukturze płatów nośnych można bowiem wyodrębnić trzy charakterystyczne grupy elementów (lub fragmentów):

— powłoka zewnętrzna w formie cienkiej blachy ciągłej,

— wysoko obciążone połączenia elementów powłoki: nitowe, zgrzewane, klejone, położone zarówno wzdłuż cięciwy, jak i wzdłuż rozpiętości,

— połączenia elementów wewnętrznych jak żebra, podłużnice, wsporniki itp. z blaszaną powłoką zewnętrzną wykonane również przez nitowanie, zgrzewanie lub klejenie.

Z analizy płatów nośnych samolotów pasażersko-transportowych wynika, że powłoka z blachy ciągłej zajmuje ponad 80% powierzchni. Pozostałą część zajmują różne połączenia elementów wzdłużnych i poprzecznych oraz niezbędne wykroje i wzniki. Powłoka jest więc pod tym względem wyraźnie dominującą częścią struktury skrzydła, najbardziej narażoną na przypadkowe lokalne uszkodzenia. Podobne wyniki otrzymuje się dla kadłubów i ustereń o konstrukcji powłokowej.

O statycznym zniszczeniu skrzydeł konstrukcji powłokowej wielopodłużnicowej decyduje utrata stateczności elementów powłoki po stronie ściskanej poddanej jednoczesnemu ścinaniu. Poziomy naprężenia, jakie wówczas występują po stronie rozciąganej, są znacznie niższe od wytrzymałości doraźnej materiału. Ponieważ poziomy naprężenia w ciągłych elementach powłoki są znacznie niższe niż w najbardziej obciążonych połączeniach ograniczających te elementy powłoki, uszkodzenia powłoki ciągłej, obejmujące ok. 1% poprzecznego obwodu kesonu, nie odgrywają istotnej roli w obniżaniu bezpieczeństwa ani w aspekcie sztywności konstrukcji skrzydeł, ani jej nośności statycznej, nawet przy uwzględnieniu efektów kruchego pęknięcia. Warto również zauważyć, że np. w odniesieniu do obliczania oraz dokumentowania w próbach sztywności konstrukcji aktualna dokładność metod i urządzeń uniemożliwia wykrycie wpływów tak niewielkich uszkodzeń.

Jednak te niewielkie uszkodzenia powłok ciągłych mogą mieć zasadnicze znaczenie dla trwałości zmęczeniowej konstrukcji płata nośnego, obniżając poziom bezpieczeństwa, tworząc nowe źródła intensywnego zmęczeniowego zużywania się i wprowadzając tym samym potrzebę nie planowanej początkowo interwencji użytkownika, zmuszonego do kosztownego wstrzymania użytkowania samolotu i podjęcia naprawy. Dotyczy to szczególnie powłok, ukształtowanych zgodnie z koncepcją bezpiecznego okresu użytkowania. Poszukując sposobów reakcji na lokalne uszkodzenia powłoki ciągłej, za niezadowolające należy uznać kryterium odtwarzania właściwości wyjściowych konstrukcji, nie ma ono bowiem ani ekonomicznego, ani konstrukcyjno-technologicznego uzasadnienia. Potrzebne i możliwe jest natomiast uwzględnienie zarówno stopnia zużycia zmęczeniowego od początku użytkowania konstrukcji, zwłaszcza jej krytycznych pod tym względem fragmentów, jak i rodzaju uszkodzenia wraz z rodzajem jego naprawy w sensie ich wpływu na trwałość zmęczeniową konstrukcji, mającej przed sobą jeszcze określony sposób i czas użytkowania przy założeniu niezmińszonych wy-

magają bezpieczeństwa. Aktualnie istniejące teoretyczne metody analiz i wyniki badań zmęczeniowych typowych fragmentów konstrukcji lub całych konstrukcji już obecnie mogą stanowić zespół danych o wartości bezpośredniej lub pośredniej dla tego celu.

Te liczne badania zmęczeniowe różnych rozwiązań konstrukcyjnych, pomiary obciążeń zewnętrznych samolotów, metody analiz teoretycznych pozwalają np. na oszacowanie bezpiecznego okresu użytkowania określonej konstrukcji już na etapie projektowania wstępnego. Te dane i metody można również adaptować do analizy zmęczeniowej użytkowanych konstrukcji, m.in. w celu np. porównania bezpiecznych okresów użytkowania poszczególnych fragmentów konstrukcji, co ułatwia ocenę wpływu uszkodzeń lokalnych i ich ewentualnych napraw na bezpieczny okres użytkowania całej konstrukcji. Dla przykładu przeprowadzono analizę bezpiecznych okresów użytkowania powłoki ciągłej i sąsiadujących z nią połączeń nitowych w dolnym pokryciu skrzydła samolotu transportowego An-24 przy założeniu, że fragmenty te zostały ukształtowane zgodnie z ww. koncepcją.

Posłużono się metodą podaną przez Lundberga i Eggwertza, którzy dostosowali do potrzeb budowy płatowców hipotezę o liniowej kumulacji zużycia zmęczeniowego sformułowaną przez Palmgreną i rozwiniętą przez Minerą. Ogólne zużycie zmęczeniowe określa się wg niej jako:

$$D = \sum_{i=1}^m \left(\frac{n}{N} \right)^i \quad (1)$$

gdzie:

- n — liczba zmian obciążeń przyłożona do konstrukcji w określonym stanie naprężeń zmiennych,
- N — liczba zmian tych obciążeń potrzebnych do zniszczenia w tych samych warunkach,
- m — liczba poziomów naprężeń.

Dla przyrostu naprężeń $d\sigma_a$, przy danej krzywej zmęczeniowej i danym widmie naprężeń, przyrost zużycia zmęczeniowego (rys. 1) wyniesie:

$$dD = - \frac{dH}{N} \quad (2)$$

Krzywa zmęczenia w postaci hiperboli w układzie $N = f(\sigma_a)$ przy stałych naprężeniach średnich σ_m wyraża się jako:

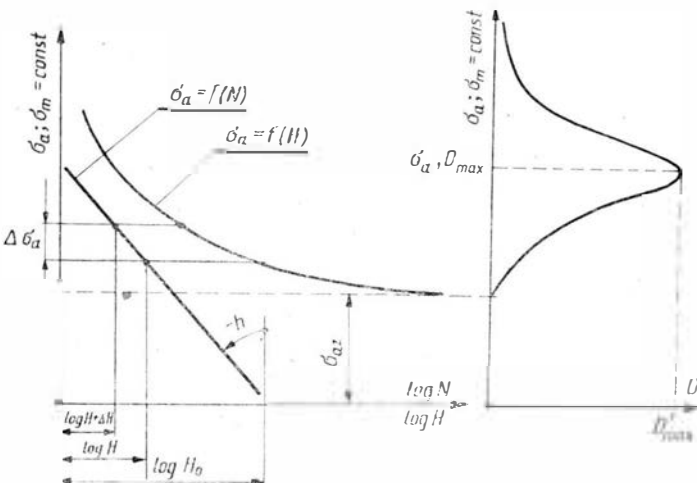
$$N = a' (\sigma_a - \sigma_z)^{-\beta} \quad (3)$$

gdzie:

- a' i β — stałe parametry funkcji,
- σ_z — ew. istniejąca pozioma asymptota lub granica zmęczeniowa.

Przyjęta funkcja daje całkowicie zadowalające wyniki przy trwałości powyżej $N = 10^4$ zmian obciążeń.

Widmo obciążeń zmiennych uzależnione jest od przeznaczenia, a więc i typu samolotu. Przedstawiane ono bywa w postaci liczby i wartości obciążeń, osiągniętych i przekraczających pewien poziom, dla określonej liczby godzin lotu lub liczby przeleciań kilometrów. W pierwszym przypadku chodzi o te samoloty, w których dominujące dla trwałości zmęczeniowej są obciążenia tzw. sterowane (np. dotyczy to samolotów akrobacyjnych, myśliwskich itp.), w drugim o te samoloty, dla których dominujące



Rys. 1. Krzywa zmęczenia struktury z jej widmem obciążeń oraz przebieg intensywności zużycia zmęczeniowego D' struktury

z punktu widzenia trwałości zmęczeniowej są obciążenia w burzliwej atmosferze. Otrzymane przez Taylora (rys. 2) z pomiarów w locie widmo podmuchów atmosferycznych opisać można funkcją wykładniczą jako:

$$H = H_0 \cdot e^{-h_1 \cdot w} \quad (4)$$

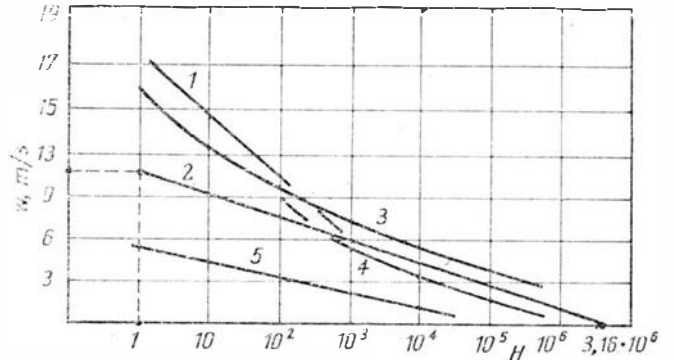
lub w postaci zlogarytmowanej jako:

$$\log H = \log H_0 - h_1 \cdot w \cdot \log e \quad (5)$$

gdzie:

- H — liczba podmuchów o prędkości pionowej $\pm w$, m/s i większej odniesiona do pewnej umownej sumarycznej długości przelotów z uwzględnieniem wysokości lotu, stref klimatycznych itp.,
- H_0, h_1 — stałe parametry funkcji.

Widmo podmuchów jest więc w układzie $(w, \log H)$ linią prostą o nachyleniu $-h_1$. Podobnie wyrazić można czasem widmo obciążeń od sterowania. W przypadku przejścia z prędkości podmuchu na wartości odpowiadającej im amplitudy naprężeń w konstrukcji widmo przybierze postać:



Rys. 2. Widmo podmuchów pionowych w burzliwej atmosferze wg Taylora dla $L_0 = 1,6 \cdot 10^8$ km: 1 — 0÷3000 m, 2 — podstawowe widmo dla 0÷3600 m, 3 — 1500÷3000 m, 4 — 3000 m, 5 — 9000÷12 000 m

$$H(\sigma_a) = H_0 \cdot e^{f(\sigma_a)} \quad (6)$$

a gdy

$$f(\sigma_a) = -h \cdot \sigma_a \quad (7)$$

funkcję opisującą widmo naprężeń w konstrukcji pochodzące od burzliwej atmosfery przedstawić można jako:

$$H(\sigma_a) = H_0 \cdot e^{-h \cdot \sigma_a} \quad (8)$$

lub po zlogarytmowaniu:

$$\log H = \log H_0 - h \cdot \sigma_a \cdot \log e \quad (9)$$

Wprowadzając pojęcie intensywności zużycia zmęczeniowego jako:

$$D' = \frac{dD}{d\sigma_a} = - \frac{dH}{d\sigma_a} \frac{1}{N} \quad (10)$$

i wprowadzając doń (3) i (9) otrzymuje się:

$$D' = \frac{H_0 h}{a'} \cdot e^{-h \cdot \sigma_a} \cdot (\sigma_a - \sigma_z)^\beta \quad (11)$$

całkowite zużycie zmęczeniowe wyraża się wtedy jako:

$$D = \int_{\sigma_z}^{\infty} D' d\sigma_a \quad (12)$$

Doświadczenie wykazuje, że intensywność zużycia zmęczeniowego na poziomach naprężeń, przy których trwałość zmęczeniowa jest mniejsza niż 10^4 zmian obciążeń, jest mała ze względu na małe liczby obciążeń zmiennych i w rachunku całkowitego zużycia zmęczeniowego można je pominąć, zwłaszcza w analizie porównawczej. Przyjmuje się również, że obciążenia wywołujące naprężenia poniżej granicy zmęczenia nie powodują przyrostu zużycia zmęczeniowego. Jest to uproszczenie, gdyż naprężenia te występując wraz z naprężeniami przekraczającymi granicę zmęczenia, mogą mieć pewien wpływ na zużycie zmęczeniowe. Uproszczenia te ułatwiają jednak obliczenia, gdyż umożliwiają przyjęcie granic całkowania od σ_z do ∞ .

Po wykonaniu odpowiednich podstawień i przeprowadzeniu całkowania otrzymuje się:

$$D = \frac{H_0}{a'} h^{-\beta} \cdot e^{-h \cdot \sigma_z} \cdot \Gamma(\beta + 1) \quad (13)$$

Poszukiwany bezpieczny okres użytkowania wyraża się wówczas:

$$R = \frac{L}{D} \quad (14)$$

i odniesiony jest do bazy określonej jako łączna długość przelotów lub czas lotu.

Jeśli dla przykładu obliczono całkowite zużycie zmęczenia konstrukcji na bazie L_0 kilometrów widma obciążeń od podmuchów, bezpieczny okres użytkowania można wówczas wyznaczyć w godzinach w zależności od średniej prędkości operacyjnej samolotu v , km/h jako:

$$t = \frac{L_0}{D \cdot v} \quad (15)$$

gdzie:

L_0 — liczba km, podstawowa dla przyjętego widma obciążeń.

Do przykładowej analizy fragmentów powłok skrzydła samolotu An-24 położonych jak na rys. 3 przyjęto typowy profil lotu złożony z pięciu stanów (tabl. 1).

Krzywe zmęzeniowe dla połączeń nitowych i dla powłoki ciągłej zaczerpnięto z publikowanych danych. Badania te dotyczyły wprawdzie tego samego typu materiału, ale o nieco korzystniejszych właściwościach w przypadku połączeń nitowych, co w prowadzonej analizie daje wyniki po stronie bezpiecznej. Celem badań jest bowiem określenie, o ile bezpieczny okres użytkowania powłoki ciągłej może być większy niż bezpieczny okres użytkowania otaczających powłokę połączeń nitowych w tych samych warunkach obciążeń zewnętrznych. Sprowadzenie krzywych zmęczenia do warunków naprężeń w powłokach skrzydła samolotu An-24 wykonano opierając się na doświadczalnym spostrzeżeniu o stałości pochodnej $d\sigma_a/d\sigma_m$ przy $N = \text{const}$ w zakresie poziomów występujących w eksploatacji. Jako dominujące przyjęto (zgodnie z doświadczeniem) obciążenia od burzliwej atmosfery, których widmo określono wg widma podmuchów dla przeciętnych warunków środkowoeuropejskich. Wyniki obliczeń dla wskazanych połączeń nitowych oraz fragmentu powłoki ciągłej położonej między połączeniami o najkrótszych okresach bezpiecznego użytkowania przy prawdopodobieństwie zniszczenia zmęzeniowego $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$ zestawiono w tabl. 2.

Z przedstawionych obliczeń wynika, że bezpieczny okres użytkowania fragmentu powłoki ciągłej jest ok. 5700 razy większy niż przyległego połączenia nitowego. Uznać więc można, że zużywanie się zmęczeniowe takiej powłoki ciągłej jest pomijalnie małe w porównaniu ze zużywaniem się przyległych połączeń nitowych. Jak wykazano poprzednio, powłoki ciągłe są jednak najbardziej narażone na

TABLICA 1

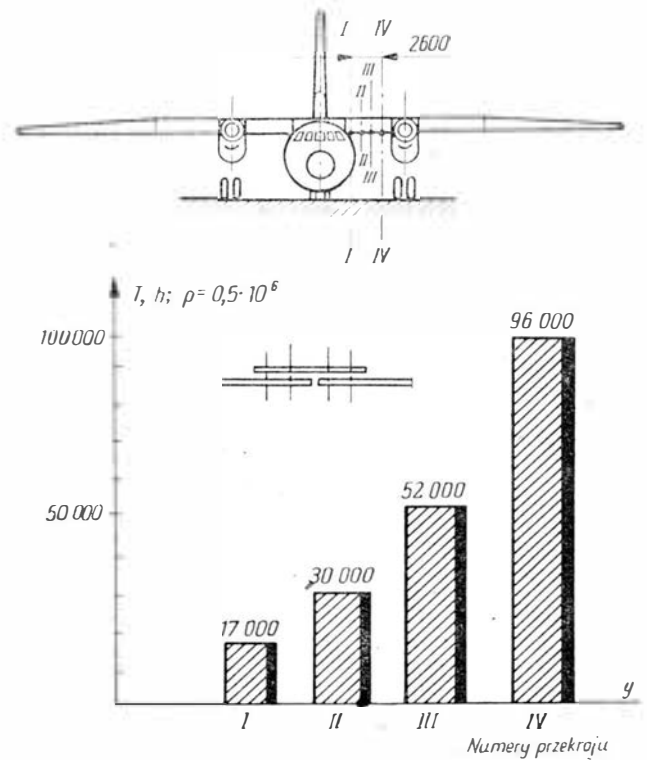
Stan lotu	Średnia wysokość, m	Średnia prędkość, m/s	Masa samolotu, kg	Czas poszczególnych etapów lotu, min
Wznoszenie	2000	95	20 900	12
Przełot	4000	136	20 550	30
Schodzenie	2400	144	20 217	10
Oczekiwanie	800	74	20 092	5
Podchudzenie do lądowania	400	71	20 025	3

TABLICA 2

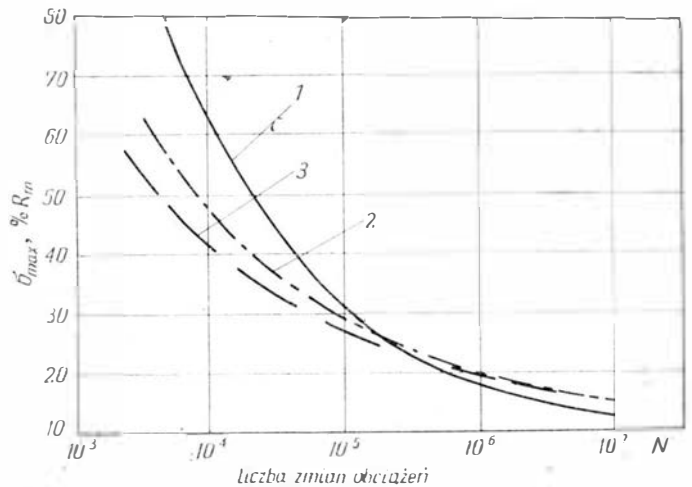
Typ fragmentu	Bezpečny okres użytkowania w h lotu przy $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$			
	I	II	III	IV
Połączenie nitowe	$1,7 \cdot 10^4$	$3 \cdot 10^4$	$5,2 \cdot 10^4$	$9,6 \cdot 10^4$
Powłoka ciągła	$9,7 \cdot 10^7$			

uszkodzenia lokalne, stąd niezwykle ważne jest podjęcie badań zmęczeniowych, które mogłyby wykazać, czy powłoki takie po lokalnym uszkodzeniu nie stają się bardziej niebezpieczne zmęczeniowo niż sąsiednie połączenia nitowe. Szczególne znaczenie mogą mieć wyniki badań zmęczeniowych konstrukcji w skali naturalnej (1:1). Badania takich, w większej niż 1 liczebności próby, wykonano jednak bardzo niewiele. Wyniki badań przeprowadzonych w latach pięćdziesiątych w Australii, mimo nieuchronnych uproszczeń, są pod tym względem do dziś jednym z bar-

dzo wartościowych źródeł danych, wskazujących na możliwość wyciągania wniosków o trwałości zmęczeniowej skrzydła na podstawie odpowiednio dobranych płaskich elementów z koncentratorem naprężeń. Wyniki tych badań przedstawia rys. 4.



Rys. 3. Bezpečny okres użytkowania wybranych połączeń nitowych wzdłuż rozpiętości skrzydła samolotu An-24 dla prawdopodobieństwa zniszczenia zmęzeniowego $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$



Rys. 4. Krzywe zmęzeniowe dla skrzydeł samolotów Mustang P-51 D i Bumerang CA-12 i dla próbki płaskiej ze stopu 24 ST (PA7T) ze współczynnikiem koncentracji $\sigma_k = 3,6$: 1 — płaska próbka z materiału 24 ST, $\sigma_k = 3,6$; 2 — skrzydło samolotu Mustang P-51 D; 3 — skrzydło samolotu Bumerang CA-12

Ocena trwałości zmęczeniowej zarówno elementów struktury jak i jej całości jest trudna ze względu na brak jednoznacznych wyjaśnień kumulacji zużycia zmęczeniowego, przez które rozumie się stopień wyczerpywania w procesie użytkowania zdolności do przenoszenia obciążeń zmiennych wywołujących naprężenia o wartościach mniejszych niż wytrzymałość doraźna materiału.

Najprostszą i najpopularniejszą hipotezą jest wymieniona już, zaproponowana przez Palmgrena i rozwinięta przez Minera, hipoteza o liniowej kumulacji zużycia zmęczeniowego przyjmująca, że na danym poziomie naprężeń zużycie zmęczeniowe w każdym cyklu jest stałe, a osiąga wartość 1 w chwili zniszczenia próbki. Powstanie hipotez uzupełniających regułę Minera, np. Freundenthalla czy Cortena, spowodowane było chęcią uzyskania lepszego przybliżenia do prawdziwej trwałości. Jednakże trudności ich stosowania nie są rekompensowane wynikami. Reguła

Minera pozostaje więc nadal metodą najprostszą i jest obecnie często stosowana w obliczeniach praktycznych. Dyskusja nad zakresem zastosowania reguły Minera nie została dotąd zamknięta.

Dowiedziano doświadczalnie, że wartości sum stosunków n/N odpowiadające zniszczeniu zmęczeniowemu są zarówno większe, jak i mniejsze od 1, a w przypadku występowania pojedynczych obciążeń wprowadzających naprężenia własne mogą prowadzić do znacznych odchyżeń od uznanej przez Minera za podstawową wartość 1. Spotykane w analizach zmęczeniowych zastosowanie hipotez o liniowości kumulacji zużycia zmęczeniowego jest czasem połączone z wprowadzeniem przez badaczy i konstruktorów arbitralnych współczynników korygujących, dla których jedynym dowodem bywa oczekiwanie, że sprawdzą się w przyszłej praktyce użytkowania.

Istotną różnicę oceny przydatności poszczególnych hipotez o kumulacji zużycia zmęczeniowego otrzymuje się, gdy analiza zmęczeniowa ma charakter porównawczy. Wówczas zastosowanie tego samego widma obciążeń i tej samej hipotezy umożliwi wskazanie wariantu lepszego z punktu widzenia trwałości zmęczeniowej.

Jeśli więc jedną z wersji konstrukcji przyjmą za podstawową i oznaczą charakterystyczne jej parametry indeksem „0”, np. całkowite zużycie zmęczeniowe D_0 , a parametry innej wersji oznaczą indeksem „1”, to względne

całkowite zużycie zmęczeniowe tej wersji można zapisać jako:

$$D_{1w} = D_1/D_0 \quad (16)$$

co po podstawieniu wzoru (13) z uwzględnieniem wprowadzonych indeksów przyjmie postać:

$$D_{1w} = \frac{a'_0}{a'_1} h^{-(\beta_1 - \beta_0)} \cdot e^{-h(\sigma_{z_1} - \sigma_{z_0})} \cdot \frac{\Gamma(\beta_1 + 1)}{\Gamma(\beta_0 + 1)} \quad (17)$$

Całkowita względna trwałość wyrazi się wówczas wzorem:

$$R_{1w} = \frac{D_0}{D_1} = \frac{1}{D_{1w}} \quad (18)$$

i to może być parametrem porównawczym niezależnym od parametru H_0 , czyli podstawy czasowej lub kilometrowej widma obciążeń. Podkreślić tu należy bardzo ważny fakt, że bez względu na przyjętą hipotezę kumulacji zużycia zmęczeniowego, rozkład tego zużycia jako całkowy czas użytkowania samolotu przyjmuje się jako liniowy, gdy profil użytkowania samolotu jest przeciętnie ten sam. Historia użytkowania poszczególnych egz. samolotu jest z pewnością inna, jednakże kumulacja ta pozostanie prostoliniowa przy analizie odniesionej do przeciętnego w sensie statystycznym egzemplarza.

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Lublin R-XX z trójdzielnym płatem

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Kierownictwo Marynarki Wojennej, zawierając w 1932 r. umowę*) z Z.M. Plage i Laśkiewicz na opracowanie projektu i budowę prototypu samolotu torpedowego R-XX, podało warunek, aby dwudźwigarowy płat nośny był trójdzielny, składający się ze skrzydła środkowego połączonego na stałe z kadłubem i skrzydeł zewnętrznych zawieszanych za pomocą mocnych okuc (rys. 1). Warunek umotywowany był ułatwieniem transportu drogą lądową i hangarowaniem samolotu w stanie zdemontowanym. Zespół konstruktorów, w skład którego wchodził: mgr Jerzy Rudlicki (szef), inż. Janusz Lange, inż. Jerzy Teisseyre, inż. Franciszek Janik, inż. Jaworski oraz techn. lotn. Józef Medwecki, stanął przed bardzo trudnym zadaniem.

Pracę podzielono między poszczególnych członków zespołu. Konstruktor płata nośnego został J. Medwecki. Znaczny wkład pracy w tym kierunku wniósł również inż. J. Lange. Problem był o tyle skomplikowany, że fokkerowski układ konstrukcji grubego, wolnonośnego płata ze współpracującym pokryciem nie bardzo sprzyjał takim rozwiązaniom. Konstrukcja lekka, sztywna i wytrzymała w całości, traciła swoje walory po dokonaniu cięć wzdłuż cięciwy.

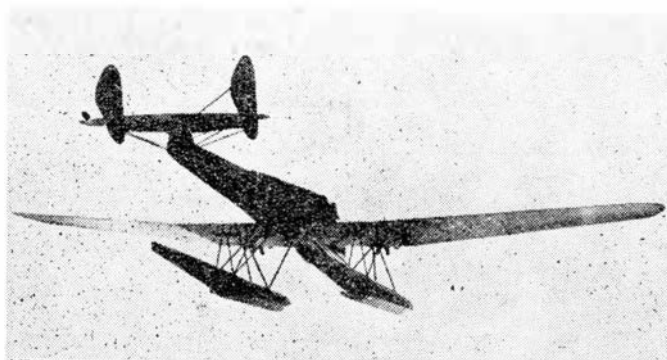
W tej sytuacji, przed przystąpieniem do budowy płata postanowiono przeprowadzić niszczącą próbę statyczną dźwigara zaprojektowanego zgodnie z życzeniem strony zamawiającej. Ponieważ żaden z budynków wytwórni nie mógł pomieścić rusztowania zaprojektowanego specjalnie dla tej próby, zbudowano je pod gołym niebem na dziedzińcu fabrycznym. Próbie poddano dźwigar skrzydła środkowego i zewnętrzne lewego skrzydła.

Badany element miał konstrukcję skrzynkową, a jego długość wynosiła ok. 16,0 m. Zamocowano go na wysokości 5,0 m nad ziemią, zawieszając wzdłuż rozpiętości, w określonych miejscach (co kilkadziesiąt centymetrów), specjalne uchwyty z wiszącymi małymi podestami, na których ustawiono skrzynie z piaskiem. Powiększając stopniowo obciążenie przez dodawanie piasku, mierzono strzałkę ugięcia aż do złamania dźwigara.

Zakładany współczynnik obciążenia dopuszczalnego wyniósł 6, a niszczącego 9. Stosowane wówczas uproszczone

metody obliczeń wytrzymałościowych nie dawały 100% pewności wyników i dlatego pełne potwierdzenie dawały dopiero próby statyczne. Przy obciążeniu niewiele większym od 6 wystąpiły pierwsze trwałe odkształcenia na ściankach dźwigara, a wkrótce i na dolnej półce (odwróconej do góry). Przy obciążeniu ok. 7,5 (a więc mniejszym od 9) nastąpiło złamanie dźwigara i zniszczenie okucia skrzydła środkowego w miejscu u nasady gondoli silnikowej. Długie okucia, zaprojektowane tak ze względu na konieczność przeniesienia i rozłożenia znacznego obciążenia były niewspółmiernie sztywniejsze od drewna, które silnie uginając się na długości okucia odłamywało się od metalu, powodując następnie zniszczenie samego okucia (rys. 2 i 3).

Prowadząc dalej badania, wykonano szereg kolejnych prób, stosując lokalne wzmocnienia i coraz to inne konstrukcje. Próby te wykonywano przy ścisłej współpracy z IBTL. Poczynania nie dały niestety oczekiwanych rezultatów. Wzmocniony dźwigar dzielony był niewspółmiernie cięższy od dźwigara wykonanego w całości. Konsekwencją zastosowania cięższego skrzydła byłoby ograniczenie masy użytecznej samolotu. W efekcie uzyskano zgodę KMW na zaprojektowanie i budowę skrzydła nie dzielonego wg klasycznych wzorów Fokkera.



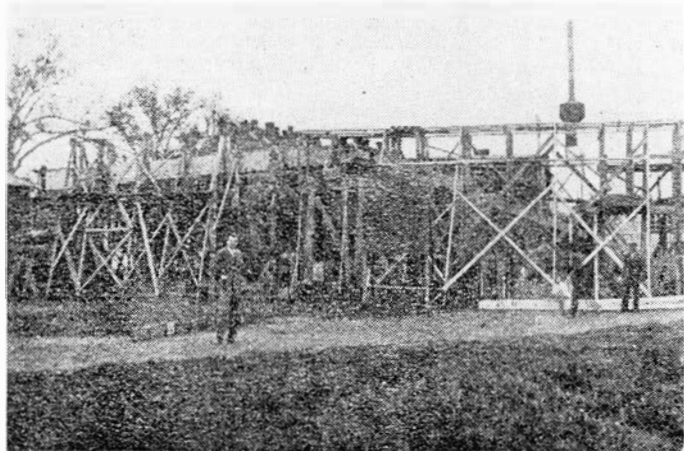
Rys. 1. Model tunelowy samolotu R-XX. Widoczne części zewnętrzne płata (ze wzniosem) miały być odłączane na czas transportu i hangarowania

*) Umowę nr 59/32 parafowano w imieniu KMW, Kierownictwo Zaopatrzenia Aeronautyki.

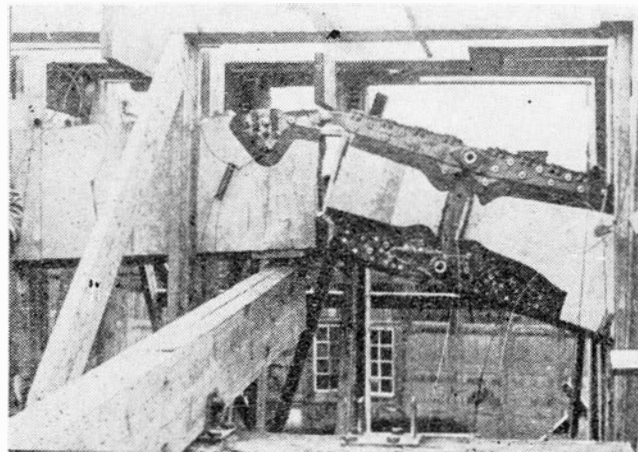
W tym miejscu niestety nie skończyły się kłopoty i problemy konstruktorów. Lekkie, wysmukłe dźwigary zastosowane na R-XX powodowały przenoszenie większej części obciążeń na pokrycie sklejkowe od wewnątrz usztyw-

własnej w porównaniu z wielkością wynikającą z projektu.

Zbudowany prototyp R-XX załadowano na specjalne lory i w trzech partiach wyekspediowano z Lublina do



Rys. 2. Urządzenie do próby statycznej dźwigara dzielonego zbudowane na dziedzińcu fabrycznym ZMPiL. Na pierwszym planie Józef Medwecki — konstruktor płata nośnego samolotu R-XX



Rys. 3. Miejsce złamania dźwigara. Widoczne zniszczone okucie

nione podłużnicami. Podczas prób statycznych całego skrzydła pokrycie pękało lub ulegało wyboczeniu. Dopiero po zwiększeniu liczby podłużnic i zastosowaniu grubszej sklejki uzyskano odpowiednią sztywność i wytrzymałość skrzydła. Odbiło się to jednak wzrostem masy

Pucka w dniu 22.VI.1934 r. Trudności ze zmontowaniem całości nad morzem były duże. Ponadto zaistniała konieczność dokonania przeróbek. W efekcie wielki wodnopłat został w całości postawiony na pływakach dopiero wiosną następnego roku i zgłoszony do oblotu w dniu 8.IV.1935 r.

ca. ze str. 32

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Airfield passenger vehicles. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 11

This paper presents airfield passenger vehicles, i.e. airfield buses and mobil-lounges, which are designed to transport passengers between an air terminal and an airplane. Descriptions of vehicles made nowadays by leading specialistic bus manufactures and descriptions of vehicles representing the present-day trends in designing of vehicles of this type are included.

DROŻDŻ J.: Examinations of aircraft oils in turbine engines. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 22

This paper presents criterions of selection of the engine and oil for tests, preparation of the engine, a program of the oil test in the engine, examination principles and the method of evaluation of test results.

DANILECKI S.: Application of fatigue durability analysis to evaluation of results of local damages and effects of wing shell repairs. Part I. The criterion of evaluation of damage results and repair effects. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 26

Damages of thin-walled wing shells, resulting from stone impacts, affect significantly the fatigue durability, i.e. the technical life of an airplane. The method to evaluate the fatigue life and results of the analysis carried out for the An-24 aircraft are presented.

MORGAŁA A.: Lublin R-XX with a three-segment wing. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 30

The difficulties met by designers in 1933 at designing of the R-XX torpedo hydroplane and the reasons to give up division of the plane are presented. This is a contribution to the history of development of this aircraft.

ZUSAMMENFASSUNG

STASZEK J.: Das Problem des tiefen Überziehens von Segelflugzeugen. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 5

Es werden die Ursachen der Beherrschungsschwierigkeiten des tiefen Überziehens von Flugzeugen und Segelflugzeugen (besonders bei Anwendung von T-Höhensteuerflächenanordnung), wie auch Mittel zur Minderung des Einflusses von Ober-rumpfwirbeln sowie anderer Flugzeug- und Segelflugzeugteile angegeben.

ADAMOWICZ Z.: Anwendung von Lichtleitern in flugtechnischen Anlagen für Daten-Verarbeitung und Übergangsfunktion (I). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 8

Im ersten Teil des Beitrages werden die Eigenschaften und der Aufbau des Sendee- und Übertragungsteiles einer Lichtleiteranordnung erörtert.

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Bahnsteigbusse für Flugzeugpassagiere. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 11

In dem Beitrag werden Bahnsteigwagen wie Bahnsteigbusse und Mobil-Lounge dargestellt, deren Aufgabe auf der Beförderung von Fluggästen zwischen dem Abfertigungsgebäude und dem Flugzeug beruht. Es werden die heutzutage von Bus-Spezialfirmen hergestellte Beförderungswagen sowie Verkehrsmittel beschrieben, die für die Entwicklungstendenzen dieses Typs von Fahrzeugen kennzeichnend sind.

DROŻDŻ J.: Untersuchungen von luftfahrttechnischen Ölen an Turbinenmotoren. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 22

In dem Beitrag werden Kriterien für die Wahl des Motors, des Öls, die Vorbereitungen des Motors zur Untersuchung, das Untersuchungsprogramm für das Öl im Motor, die Grundlagen für die Durchführung der Untersuchungen sowie die Beurteilungsmethode der Versuchsergebnisse erörtert.

DANILECKI S.: Anwendung der Ermüdungsbeständigkeits-Analyse zur Beurteilung von örtlichen Beschädigungen und der Reparatureffekte an Flügeloberflächen. Teil. I. Beurteilungskriterium der Beschädigungsauswirkungen und der Reparatureffekte. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 26

Die durch Aufprallen von Steinen entstandene Beschädigungen der dünnwandigen Flügeloberflächen, üben auf die Ermüdungsfestigkeit, also auf die technische Beständigkeit des Flugzeuges, bedeutenden Einfluss aus. Es wird eine Beurteilungsmethode der Ermüdungsfestigkeit sowie die Ergebnisse der für das Flugzeug An-24 durchgeführten Analyse dargestellt.

MORGAŁA A.: Lublin R-XX mit 3-teiliger Tragfläche. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 4, S. 30

Die Schwierigkeiten, die beim Entwerfen des Torpedo-Wasserflugzeuges R-XX im Jahre 1933 auftraten und die Ursachen des Verzichts auf die Teilung der Tragfläche, stellen einen Beitrag zur Entwicklungsgeschichte dieses Flugzeuges dar.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАШЕК Я.: Проблема глубокого срыва обтекания планеров. TLiA, т. 37, 1982, № 4, стр. 5

Описаны причины трудностей в освоении проблемы глубокого срыва обтекания планеров и самолетов, особенно при применении Т-образного оперения, а также способы уменьшения влияния надфюзеляжных вихрей.

АДАМОВИЧ З.: Применение световодов в авиационных системах переработки и трансмиссии данных (I ч.). TLiA, т. 37, 1982, № 4, стр. 8

В первой части статьи описаны свойства и строение передаточной части соединения использующего световод.

ОРАЛЕВСКИ П. СТ., СУПЕРСОН В.: Транспортные средства для перевозки пассажиров на аэродроме. TLiA, т. 37, 1982, № 4, стр. 11

В статье описаны транспортные средства для перевозки пассажиров на аэродроме: аэродромные автобусы и „подвижные залы ожидания“. Описаны изделия выдающихся заводов производящих автобусы; описаны тоже автобусы являющиеся примерами современных тенденций в этой области.

ДРОЖДЖ Е.: Испытания авиационных масел на газотурбинных двигателях. TLiA, т. 37, 1982 г. № 4, стр. 22

В статье описаны критерии выбора двигателя для испытаний, программа испытания масла на двигателе, принципы ведения испытаний и метод оценки результатов.

ДАНИЛЕЦКИ С.: Применение анализа усталостной прочности для оценки результатов местных повреждений и ремонта обшивки крыльев самолета. I ч. Критерий оценки последствий повреждений и эффектов ремонтов. TLiA, т. 37, 1982, № 4, стр. 26

Повреждения тонкостенных обшивок крыльев возникающие при случайных ударах камнями, влияют на усталостную прочность то есть технический ресурс самолета. Представлен метод оценки усталостной прочности и результаты анализа для самолета Ан-24.

МОРГАЛА А.: Люблин Р-XX с крылом члененым на три части. TLiA, т. 37, 1982, № 4, стр. 30

Представлены трудности, с которыми встретились конструкторы в 1933 г. при проектировании торпедного гидросамолета Р-XX и причины отступления от этой схемы. Статья является очерком из истории развития этого самолета.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Spiska 4 m. 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Problem taniego szkolenia lotniczego	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	3 i III okł.
STATYSTYKA LOTNICZA: Rozwój PLL LOT 1950-1980	4
J. Staszek: Problem głębokiego przeciągnięcia szybowców	5
Z. Adamowicz: Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (I)	3
P. Oralewski, W. Superson: Pasażerskie pojazdy peronowe	11
KSIĄŻKI LOTNICZE	14
KARTOTEKA TLiA: ISF Mistral C — RFN	15
Christen Eagle II — USA	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Przepisy i wymagania dotyczące budowy radioelektronicznego wyposażenia samolotów i śmigłowców	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Samoloty i śmigłowce specjalne (II)	21
J. Drożdż: Badania olejów lotniczych na silnikach turbinowych	22
PROJEKTY: CASA/Nurtanio CN-325 — Hiszpania/Indonezja	25
PROTOTYPY: Gulfstream Peregrine — USA	25
S. Danilecki: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. I. Kryterium oceny skutków uszkodzeń i efektów napraw	26
A. Morgała: Lublin R-XX z trójdzielnym płatem (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.

Na okładce: Samoloty RWD-17: prototyp, seryjny, RWD-17W — rys. K. Cieślak

STASZEK J.: Problem głębokiego przeciągnięcia szybowców. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 5

Podano przyczyny trudności opanowania głębokiego przeciągnięcia samolotów i szybowców (szczególnie przy zastosowaniu układu T usterzenia wysokości), jak również sposoby złagodzenia wpływu wirów nadkadłubowych oraz innych części samolotów i szybowców.

ADAMOWICZ Z.: Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (I). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 8

W części I artykułu omówiono właściwości oraz budowę części nadawczej i transmisyjnej łącza światłowodowego.

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Pasażerskie pojazdy peronowe. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 11.

W artykule przedstawiono pasażerskie pojazdy peronowe: autobusy peronowe i mobil-lounge, których zadaniem jest przewóz pasażerów między dworcem a samolotem. Przedstawiono opisy pojazdów obecnie produkowanych przez produjące specjalistyczne firmy autobusowe oraz opisy pojazdów reprezentujących współczesne tendencje w projektowaniu tego typu pojazdów.

DROŻDŻ J.: Badania olejów lotniczych na silnikach turbinowych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 22.

W artykule przedstawiono kryteria wyboru silnika do badań, oleju, przygotowywanie silnika do badań, program próby oleju na silniku, zasady przeprowadzania badań i sposób oceny wyników badań.

DANILECKI S.: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. I. Kryterium oceny skutków uszkodzeń i efektów napraw. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 26

Uszkodzenia cienkościennych powłok skrzydeł, powstałe w wyniku uderzeń kamieniami, mają duży wpływ na wytrzymałość zmęczeniową, czyli trwałość techniczną samolotu. Przedstawiono metodę oceny trwałości zmęczeniowej oraz wyniki analizy przeprowadzonej dla samolotu An-24.

MORGAŁA A.: Lublin R-XX z trójdzielnym płatem. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 4, s. 30

Przedstawiono trudności, na jakie natrafili w 1933 r. konstruktorzy przy projektowaniu wodnosamolotu torpedowego R-XX i przyczyny zrzegnowania z dzielenia płata. Jest to przyczynek do dziejów rozwoju tego samolotu.

CONTENTS

STASZEK J.: The problem of deep stall of gliders. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 5

The reasons for difficulties in controlling airplanes and gliders when deeply stalled (particularly in case of elevator unit of the T system), as well as the methods to moderate the influence of the over-fuselage vortexes and other parts of airplanes and gliders, are shown.

ADAMOWICZ Z.: Application of light pipes in aircraft data processing and transferfunction systems (I). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 4, p. 8

Features and structure of the sending and transmitting sections of a light pipe connection are discussed in part I of this paper.

WYDAWNICTWO



SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głruński, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Miktuska, mgr inż. A. Młstórek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wolniński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0447-1300-82. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z-63.

Cena pojedynczego egz. zł 50.—

Prenumerata roczna zł 600.—

INDEKS 37909

cał. na str. 31

● На заводе ВСК ПЗЛ Варшава-Океңце в 1981 г. совершили первые полеты три новых варианта сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106 КРУК, ПЗЛ-106АТ Турбо-Крук с турбовинтовым двигателем ПТ6А 34АГ, ПЗЛ-106АС с двигателем АШ-62ИР и ПЗЛ-106Б с новым крылом с короткими подкосами. Вариант ПЗЛ-106АТ был использован для испытания сельскохозяйственного самолета с турбовинтовым двигателем, а вариант ПЗЛ-106АС — это образец по которому будут модифицироваться самолеты Крук, работающие в тропическом климате. В 1982 г. завод начал выпуск самолетов ПЗЛ-106Б Крук 82 в вариантах ПЗЛ-106БР с редукторным двигателем ПЗЛ-3С, с расходом топлива 95 л/час, ПЗЛ-106БС с нагрузкой химикатов 1200 кг, с приводом от двигателя АШ-62ИР с расходом топлива 105 л/час, а также предлагает вариант ПЗЛ-106БТ Крук 82 Турбо с двигателем ПТ6А-34АГ с расходом топлива 120 л/час. На этот вариант самолета возможна тоже установка турбовинтового двигателя М-601.

● Чехословацкое предприятие сельскохозяйственной авиации СЛЮВЭР подготовило свои экипажи в области обслуживания самолета ПЗЛ-М18 Дромедер и приняло 2.12.81 г. первый самолет Дромедер на эксплуатационные испытания. Полагается, что чехословацкое предприятие купит 40 самолетов Дромедер и 200 самолетов ПЗЛ-106Б Крук. Стоимость поставок самолетов вместе с запасными частями и сервисом в текущей пятилетке составит ок. 50 млн рублей. СЛЮВЭР эксплуатирует 36 самолетов Ан-2 польского производства и 21 вертолет ПЗЛ Ми-2.

● Prototypes of three versions of the PZL-106 Kruk agricultural airplane were test-flown in WSK PZL-Okęcie in 1981: PZL-106AT Turbo Kruk with the PT6A-34AG turbo-prop engine, PZL-106AS with the ASz-62IR engine and PZL-106B with a new wing design with short bracing struts. The PZL-106AT version served to test an aircraft with a turbopropeller propulsion system and the PZL-106AS version is a pattern to which the Kruks to be used in tropical climate are modified. In 1982 the factory started production of the PZL-106B Kruk 82 airplanes in versions: PZL-106BR with the PZL-3S geared engine with fuel consumption of 95 l/h, PZL-106BS of 1200 kg chemicals load capacity driven with the ASz-62IR engine with fuel consumption of 105 l/h and offers the PZL-106BT Kruk 82 Turbo version with the PT6A-34AG engine consuming 120 l/h of fuel. The latter version may be equipped as well with the M-601 turbo-prop engine.

● Slovaik, a Czechoslovak air agricultural enterprise, trained their crews in PZL-Mielec in operation of the PZL-M18 Dromader aircraft and on 2nd Dec. 1981 they took over their first Dromader for service tests. It is anticipated that Czechoslovakia will purchase 40 Dromaders and 200 PZL-106B Kruk airplanes. The value of delivery of these airplanes together with spare parts and service is to amount to approx. 50 million roubles for the current 5-years' period. Slovaik use 36 PZL An-2 airplanes and 21 PZL Mi-2 helicopters made in Poland.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

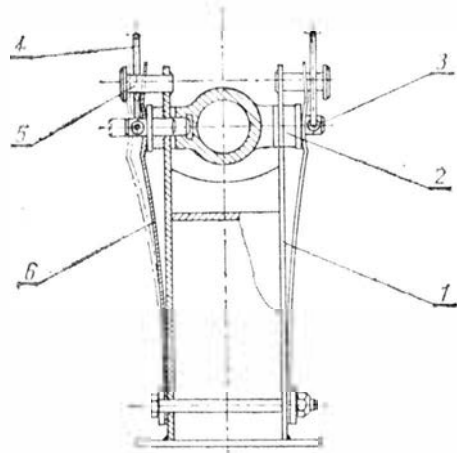
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania:

● Sposób zabezpieczenia wnętrza samolotu rolniczego przed zanieczyszczeniami atmosferycznymi, zwłaszcza środkami chemicznymi (autorzy: J. Rumszewicz, S. Markowski), mający zastosowanie w technice agrolotniczej i zapobiegający przedwczesnemu powstawaniu korozji wewnątrz konstrukcji samolotu.

Sposób będący przedmiotem patentu charakteryzuje się tym, że podczas lotu samolotu wytwarza się nadciśnienie wewnątrz struktury samolotu przez wtłaczanie powietrza z zewnątrz, chwytym umieszczonym w dowolnym miejscu samolotu, lub przez nadmuchiwanie z upustu powietrza z silnika, rozprowadzając go wewnątrz.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 8/1980, w klasie B 64D, pod nr P.215429 T.

● Wspornik dwuramienny siłownika (autorzy: W. Kornas, J. Cepnik), rozwiązujący zagadnienie umożliwienia szybkiego mocowania i rozmocowywania siłowników cylindrycznych wyposażenia pokładowego statków powietrznych.

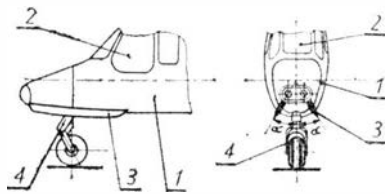


Wspornik ma dwa ramiona 1 wraz z gniazdami 2, w których znajdują się sworznie suwliwe 3 mające kołnierze oraz otwory poprzeczne, w których mocowane są uchwyty 4. W górnej części umocowane są ograniczniki 5 wysunięcia sworzni 3, natomiast w dolnej części są umocowane sprężyny płaskie 6 mające w górnej części prostokątne wycięcia wzdłużne. W wycięcia prostokątne wchodzi sworznie ruchome 3 i ograniczniki 5. Wstępne nacięcia sprężyn 6 utrzymują sworznie 3 w

stanie wciśniętym do środka przez ich kołnierze. Pociągnięcie za uchwyty 4 powoduje rozsuniecie sworzni na zewnątrz i zwolnienie siłownika.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 8/1980, w klasie F 08C, pod nr W.61750.

● Pletwy stabilizująco-rozbrzyżgowe, zwłaszcza samolotów rolniczych ze stałym podwozem przednim (autorzy: L. Sanecki, A. Romanek, Z. Szczeciński, R. A. Izmailow).

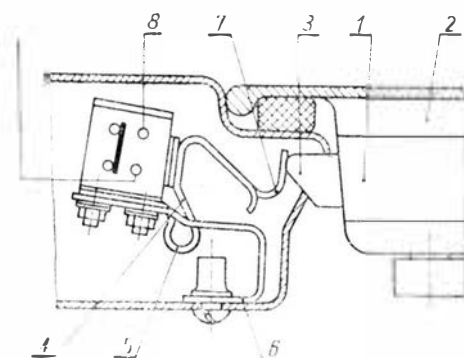


Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zabezpieczenia przedniej szyby kabiny pilota przed błotnistymi bryzgami wody.

Pletwy charakteryzują się tym, że są zbudowane z boków kadłuba 1 symetrycznie do podwozia 4, od noska kadłuba 1 do kabiny 2, pod kątem $\alpha 15^\circ \pm 20^\circ$ na przedłużeniu promieni przekrojów poprzecznych kadłuba 1, przy czym szerokość pletwy 3 dostosowana jest do gabarytów kadłuba 1 gwarantując wsteczny rozbrzyżg strugi.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 9/1980, w klasie B 64C, pod nr P.215990 T.

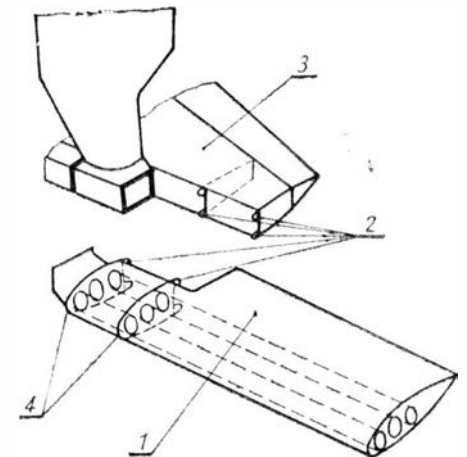
● Sygnalizator zamkniętych drzwi lub pokryw, zwłaszcza statku powietrznego (autor C. Mądro), rozwiązujący zagadnienie opracowania sygnalizatora gwarantującego prawidłową sygnalizację zamknięcia.



Sygnalizator wg wynalazku jest zabudowany w gnieździe obramowania otworu drzwiowego konstrukcji samolotu, naprzeciw rygla 3 zamka 1 drzwi 2 i składa się ze wspornika 6 z zabudowanym mikrowyłącznikiem 8, pod którym zamocowana jest sprężyna płaska 4 z wyprofilowaniem 5, płaską częścią oraz końcem 7, wchodzącym w otwór gniazda.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 9/1980, w klasie G 08B, pod nr P.215461 T.

● Samonośne skrzydełko rolnicze, zwłaszcza do transportu pneumatycznego materiałów pylistych (autorzy: K. Piwek, T. Widełka, Z. Szczeciński), rozwiązujące zagadnienie opracowania konstrukcji skrzydełka szybkołączalnego od konstrukcji

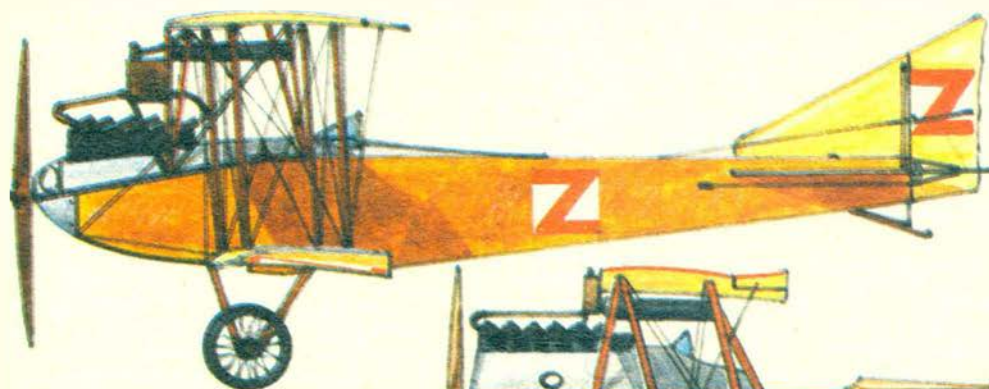


statku powietrznego, zwłaszcza agrolotniczego, mającego minimalne opory tarcia materiałów sypkich transportowanych z dozownika do kanałów doprowadzających.

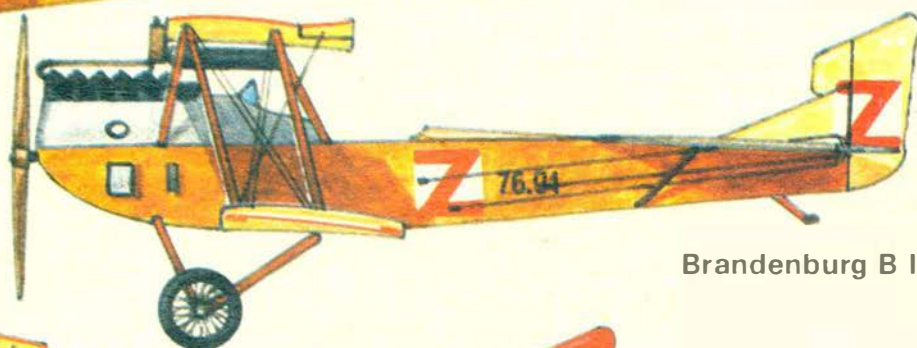
Samonośne skrzydełko charakteryzuje się tym, że ma przy nasadzie do gardzieli dozownika rolniczego dwa żebra nośne 4 zewnętrzne, rozmieszczone wzdłuż skrzydełka 1 zakończone przynajmniej trzema punktami zaczepienia 2 do konstrukcji nośnej statku powietrznego 3 zdolnymi do przejścia obciążenia działających na skrzydełko 1.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 9/1980, w klasie B 65G, pod nr P.215872 T.

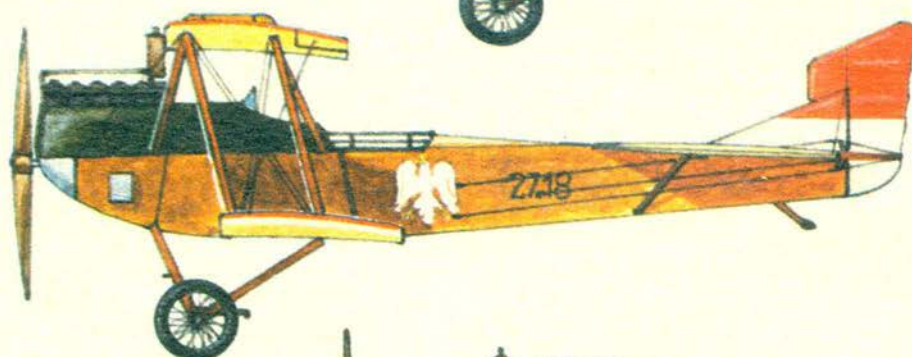
SAMOLOTY POLSKIEGO LOTNICTWA 1918



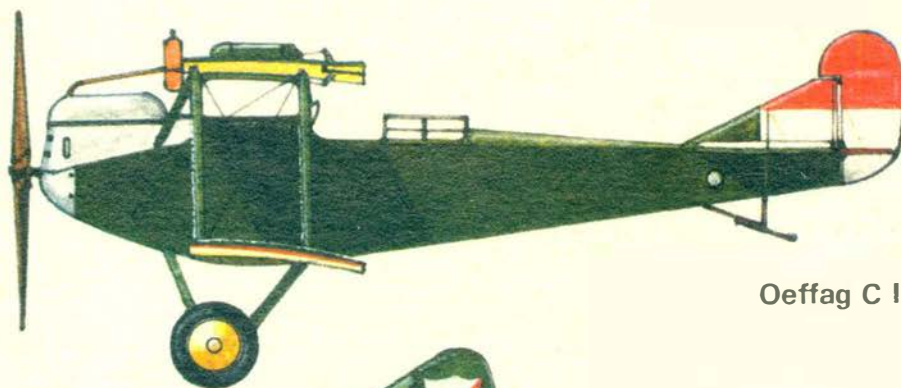
Lloyd C II



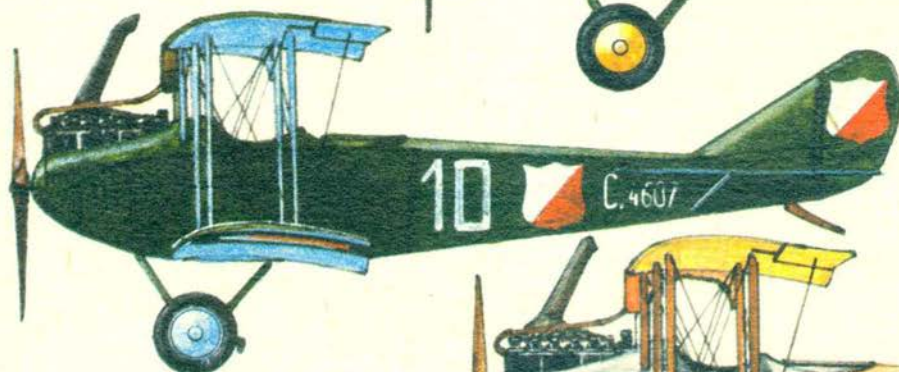
Brandenburg B I



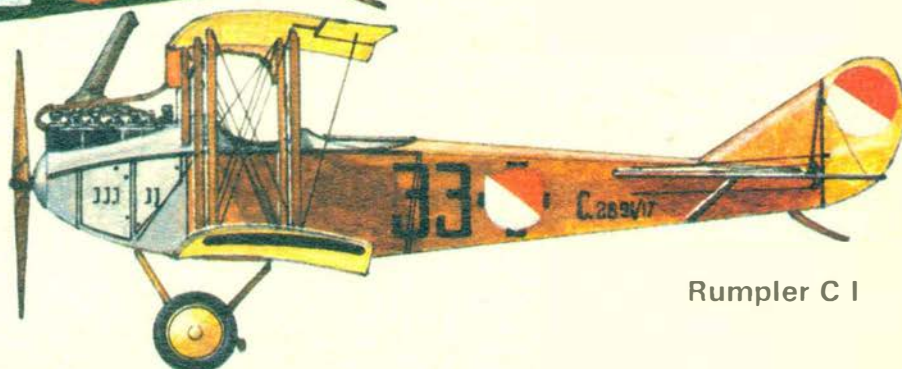
Brandenburg C I



Oeffag C II



Rumpler C I



Rumpler C I