

Odrzutowe samoloty bezpośredniego wsparcia ogniowego (II)

Mgr WŁODZIMIERZ WĄSKOWSKI

Problem efektywności użycia w walce samolotów szturmowych i bliskiego wsparcia. Na podstawie wskaźników strat ponoszonych przez tę klasę samolotów autor artykułu wysuwa wnioski na temat racjonalności zastosowania tych samolotów w przyszłości.

Przechodząc do ostatnich lat pragniemy wykazać, iż zmiana taktyki lotnictwa szturmowego może spowodować poważne zmniejszenie strat, zwłaszcza przy operacjach lotnictwa bliskiego wsparcia i szturmowego. Oprzemy się w tym przypadku na konflikcie arabsko-izraelskim z 1973 roku.

Przebieg operacji izraelskiego lotnictwa pierwszego dnia konfliktu (6 października 1973 r.), po południu kiedy to Izraelczycy stracili 35 maszyn przeprowadzających operację niszczenia celów naziemnych wojsk arabskich, opisuje w sposób dramatyczny wspomniany już R. Braybrook: *...izraelskie samoloty nadleciały od zachodu, od morza Śródziemnego nad Byblos; Phantomy zrzuciły bomby, powstało piekło w tym najstarszym porcie na świecie... wówczas przystąpiły do akcji baterie SAM-ów i kierujące się ku granicy Syrii Phantomy zaczęły walić się jeden po drugim na ziemię...*

W ciągu pierwszych trzech dni konfliktu izraelskiego lotnictwo (Heyl Ha' Avir) — będące jeszcze w 1967 r. głównym narzędziem natarcia, które potrafiło od razu wyeliminować z walki arabskie samoloty i zniszczyć prawie wszystkie czołgi operujące na pustyni Synaj, a więc główną siłę uderzeniową Arabskiej Republiki Egiptu — poniosło olbrzymie straty przy atakowaniu celów naziem-

nych — około 500, w tym 300 szturmowych i bliskiego wsparcia McDonnell Douglas A-4 i 150÷180 F-4 Phantom. Z ogólnej liczby około 480 samolotów w ciągu trzech pierwszych dni konfliktu stracono 33 Phantomy i 53 Skyhawki (A-4). A więc około 20% stanu całej izraelskiej floty samolotów bojowych, a przecież po tych trzech dniach nikt jeszcze nie wiedział, jak długo będzie trwał ten konflikt.

To jeszcze nie wszystko. Ani dowódca Heyl Ha' Avir, ani minister obrony Izraela, znany gen. Dajan, nie powiedzieli całej prawdy. Bardzo poważnym uszkodzeniom uległo wiele innych samolotów, rażonych rakietami z ręcznych wyrzutni. Uszkodzenia te były tak poważne, że samoloty zostały wyeliminowane z działań bojowych, jeżeli po uszkodzeniu nie rozbiły się poza polem walki. Liczba niezdatnych do użytku samolotów bojowych wzrosła zatem w ciągu trzech dni konfliktu do 30÷40% całej floty lotniczej Izraela, a procent strat wynosił około 8÷10%.

W ten sposób: *...już jedenastego dnia konfliktu okazało się, iż w konfrontacji z silnym przeciwnikiem potencjał militarny Izraela nie zapewnia pozytywnego rozstrzygnięcia konfliktu metodą wojny błyskawicznej: zapasy amunicji i materiałów wojennych Izraela pozwalały na kontynuowanie walk jeszcze tylko przez cztery następne dni (...)* Za pomocą mostu powietrznego i morskiego Stany Zjednoczone (...) złagodziły kryzys. Do 24 października 1973 r. USA dostarczyły Izraelowi 86 Phantomów, 66 szturmowych Skyhawk, 12 transportowych C-130, 30 śmigłowców, 6 rakietowych baterii przeciwlotniczych Hawk oraz olbrzymią ilość amunicji, bomb i pocisków kierowanych, łącznie (w ciągu 5 dni) wartości 2,2 mld dolarów (Sobieski, s. 63÷64).

Dlaczego Izrael poniósł w trzech pierwszych dniach konfliktu tak wielkie straty? Teoretycy lotnictwa w zasadzie zgodni są w swych poglądach na temat głównej przyczyny pogromu. Między innymi Green tłumaczy je brakiem odpowiednich urządzeń przeciwdziałania elektronicznego, brakiem właściwego uzbrojenia koniecznego do unieszkodliwiania naziemnych środków, załóg do wypełnienia zadania i wprowadzeniem przez nieprzyjaciela nowych środków obrony czynnej i biernej.

Natomiast twierdzenie wielu autorów, iż to rakiety przeciwlotnicze były głównym powodem strat poniesionych przez Izrael, zbyt upraszcza analizę wypadków: przecież przeciwlotnicze rakiety były znane wówczas od ośmiu lat (pierwszy Phantom został stracony przez rakiety jeszcze w Wietnamie w 1965 r.).

Co prawda, w omawianym konflikcie wzięły udział również nowe rodzaje broni, jak ręczne wyrzutnie rakiet przeciwlotniczych (SA-7) oraz czterolufowe działko 23 mm samojezdne ZSU-23-4, kierowane przez radar. Ponadto w Wietnamie obrona przeciwlotnicza obejmowała swym zasięgiem tylko średnią i dużą wysokość, co zwiększało szanse powodzenia ataku na niskim pułapie.



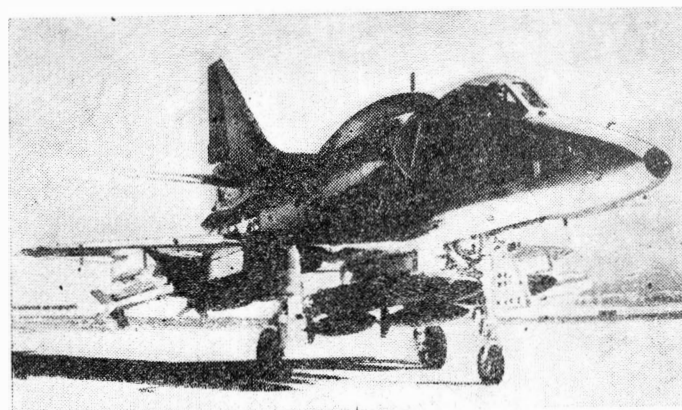
Rys. 3. Samolot bliskiego wsparcia do zaawansowanego treningu Northrop F-5F

nych wojsk arabskich. I chociaż potem Izraelczycy chwaliли się, że potrafili dokonać wyrw w pasie obronnych baterii rakiet przeciwlotniczych, zaufanie do skuteczności lotnictwa szturmowego i bliskiego wsparcia zostało poważnie podważone.

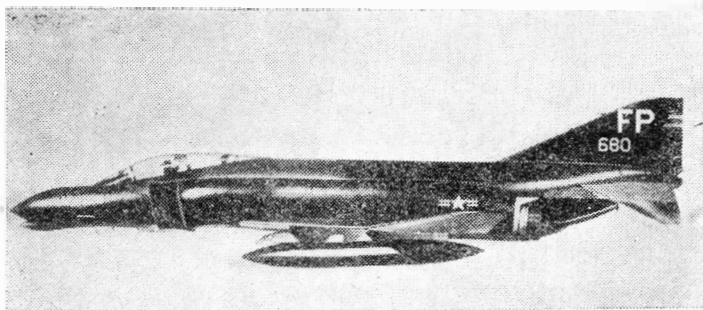
W oficjalnym sprawozdaniu szef izraelskiego lotnictwa gen. Peled podał, iż straty tej broni w okresie konfliktu wyniosły 110 samolotów (nie licząc śmigłowców), z czego 80% zostało zniszczone przez rakiety przeciwlotnicze, a 10% przez artylerię lufową. Należy jednak sądzić, że gen. Peled zminimalizował — ze zrozumiałych względów — pogrom swych samolotów.

Według danych prasy anglosaskiej (zawsze przychylniej Izraelowi), straty te były znacznie wyższe, zwłaszcza w klasie samolotów szturmowych i myśliwsko-bombowych użytych do zwalczania celów naziemnych.

6 października 1973 r. cała flota izraelskich samolotów bojowych liczyła według jednych autorów 400÷450, a we-



Rys. 4. Samolot szturmowy Douglas A-4H



Rys. 5. Samolot myśliwsko-bombowy, używany również do zwalczania celów naziemnych — McDonnell Douglas F-4 Phantom

W 1973 r. zaś środki naziemnej obrony mogły zniszczyć samoloty nieprzyjaciela praktycznie na każdej wysokości, a czas pomiędzy wykryciem celu a odpaleniem pocisków czy rakiet uległ znacznemu skróceniu.

Nie należy również zapominać, iż samolot atakujący cel naziemny może być zniszczony przez myśliwce nieprzyjaciela.

Zmiana taktyki operacji i nowe urządzenia — czynnikiem zmniejszającym straty lotnictwa szturmowego i bliskiego wsparcia

Wracamy do przykładu konfliktu arabsko-izraelskiego.

Zacznijmy od przypomnienia, iż pierwszego popołudnia pierwszego dnia wojny Izrael stracił 35 maszyn (nie licząc ciężko uszkodzonych), a przez pozostałe dziewiętnaście i pół dnia trwania konfliktu — 80 następnych samolotów. Oznacza to, iż lotnictwo izraelskie potrafiło — jeszcze nawet przed nadejściem sprzętu ze Stanów Zjednoczonych, a więc urządzeń do przeciwdziałania radioelektronicznego i bardziej udoskonalonej amunicji — zmienić taktykę walki.

W nieco późniejszym okresie, na przełomie pierwszego i drugiego etapu konfliktu, następujące czynniki złożyły się na zmniejszenie strat izraelskiego lotnictwa szturmowego i bliskiego wsparcia, które jak pamiętamy stanowiło 75% całej floty Heyl Ha' Avir:

- Izrael rozpoczął zmasowane ataki na środki obrony przeciwlotej wojsk arabskich;

- zmiana i udoskonalenie taktyki dolotu do celów, skrócenie czasu obserwacji przez OPK nadlatujących formacji samolotów, przy równoczesnym wcześniejszym wykrywaniu stanowisk SAM-ów i artylerii lufowej, dzięki czemu uzyskano możliwość przeprowadzenia bardziej zróżnicowanych form manewru;

- zastosowanie metody pozoracji (znanej już co prawda w czasie II wojny światowej) oraz intensywnego zakłócenia pracy stacji radiolokacyjnych obrony powietrznej (OP) nieprzyjaciela, zastosowanie wyrzutni z wiązkami dipoli itp.;

- wprowadzenie do walki udostępnionych przez Stany Zjednoczone, natychmiast po wybuchu konfliktu, urządzeń przeciwdziałania i zakłócenia elektronicznego, rozpoznania i pokonywania środków radioelektronicznych systemu OP nieprzyjaciela;

- w II etapie konfliktu zdobycie przy pomocy wojsk lądowych środków OP nieprzyjaciela na kilku sektorach frontu, co umożliwiło bardziej intensywnie przeprowadzanie operacji obezwładniania stanowisk OP nieprzyjaciela.

Tym niemniej aż do zakończenia konfliktu lotnictwo szturmowe i bliskiego wsparcia Izraela nie potrafiło obezwładnić większości środków OP wojsk arabskich, które do końca — z kilkoma wyjątkami — stanowiły tarczę osłaniającą przed atakami lotnictwa izraelskiego oddziały walczące na przednim skraju. Na drugim etapie konfliktu OP wojsk arabskich, pomimo rżenia przez Izrael nowych broni ofensywnych do walki, nadal limitowały działalność Heyl Ha' Avir przy jego operacjach zmierzających do jej obezwładnienia.

W ten sposób: *...została potwierdzona zasada, iż każdy nowy środek walki jest wtedy skuteczny w działaniu, gdy strona przeciwna nie dysponuje odpowiednim przeciwśrodkiem* (Sobieski, p. cit., s. 60), a zaskoczeni Izraelczycy nie znali efektywnych metod przeciwdziałania radioelektronicznego.

Faktem jednak bezspornym jest, iż po przeprowadzeniu zmian w taktyce ataku i wykorzystaniu dostarczonych przez Amerykanów nowych środków radioelektronicznych, amunicji i pocisków (bomb kulkowych, bomb betonowych z urządzeniami hamującymi i przyspieszaczami prochowymi

mi, pocisków Maverick klasy powietrze-ziemia, umożliwiającymi ich odpalenie bez konieczności wchodzenia w strefę ognia) Izraelczycy potrafili w 50% obezwładnić syryjski system OP na wzgórzach Golan i następnie opanować je przy pomocy wojsk lądowych.

Ponadto — o czym nie należy zapominać przy rozważaniach na temat efektywnego przeciwdziałania OP przeciwnika oraz jej zwalczaniu — Izraelczycy potrafili wywalczyć pełną przewagę w powietrzu. Państwa arabskie straciły w czasie konfliktu 465 samolotów, z czego 370 zestrzelono w trakcie walk przez izraelskie Phantomy i Mirage III, a 44 własne samoloty i 27 śmigłowców straciła obrona powietrzna wojsk arabskich.

Panowanie lotnictwa izraelskiego w powietrzu ograniczyło operacje myśliwców egipskich w rejonie Kanału Sueskiego, co w dużym stopniu ułatwiło Izraelczykom przerzucenie poważnych sił lądowych na afrykański brzeg Kanału i w ten sposób praktycznie umożliwiło zlikwidowanie skutków początkowych sukcesów uzyskanych przez Egipt w tym sektorze walki.

Jakie wnioski można wyciągnąć z przebiegu działań bojowych lotnictwa szturmowego i bliskiego wsparcia w trakcie konfliktu arabsko-izraelskiego w 1973 r.?

Wydaje się konieczne, aby od razu na wstępie wysunąć dwa zastrzeżenia:

- wnioski będą niepełne, gdyż był to konflikt peryferyjny, stanowiący dla teoretyków tylko materiał do rozważań i dyskusji, materiał, jaki sztabowcy opracowują po zakończeniu manewrów; z tą tylko różnicą, iż teren tego poligonu przesiąkł ludzką krwią;

- wnioski mogą być mylne, podobnie jak mylne okazały się wnioski wyciągnięte przez dowództwo hitlerowskiego Wehrmachtu z walk na innym „poligonie” — hiszpańskim, w latach 1936–1939, kiedy z powodu szczupłości republikańskich oddziałów pancernych Niemcy zlekceważyli rozbudowę własnych środków zwalczania czołgów z powietrza, a wskutek względnie niewielkiego terenu działań bojowych — również i lotnictwo dalekiego zasięgu.

Sobieski wysuwa poniższe wnioski w oparciu o analizę przebiegu kampanii arabsko-izraelskiej 1973:

- nowym elementem tego konfliktu było oparcie systemu obrony przeciwlotej zarówno obszaru kraju jak wojsk na polu walki na rakietach przeciwlotej. Masowe użycie przez państwa arabskie rakiet przeciwlotej uniemożliwiło izraelskiemu lotnictwu odegranie decydującej roli (...) próby naruszenia tego systemu i stworzenie chociażby ograniczonych warunków do działania lotnictwa na froncie egipskim kosztowało Izrael 50–60% z ogólnej liczby zestrzelonych samolotów;

- działalność izraelskiego lotnictwa była poprzedzona intensywnym rozpoznaniem prowadzonym przez bezpilotowe samoloty i pilotowane samoloty rozpoznawcze oraz amerykańskiego satelitę (pierwszy przypadek wykorzystania satelity do prowadzenia obserwacji pola walki);

- potwierdziło się doświadczenie z ćwiczeń lotnictwa NATO i z wojny wietnamskiej, że lotnictwo taktyczne działać będzie przede wszystkim z bardzo małych wysokości, przyjmując to za podstawowy warunek pokonania systemu OPK i zniszczenia obiektów położonych w głębi terytorium;

- lotnictwo izraelskie stosowało kompleksowo zakłócenia elektroniczne (aktywne i pasywne) z równoczesnym wykonywaniem manewrów przeciwrakietowych i przeciwartyle-ryjskich oraz działaniem grup pozorujących.

W sprawie przyszłego rozwoju lotnictwa szturmowego i bliskiego wsparcia cytowany przez nas kilka razy R. Braybrook wyraża dość pesymistyczne opinie. Uważa on, że wobec przewidywanego rozwoju technicznego systemu OPK jedynym środkiem, który tej klasie samolotów może zapewnić powodzenie operacyjne w zwalczaniu celów naziemnych — oprócz wyposażenia ich w nową broń ofensywną — jest przeprowadzanie akcji z bardzo małych wysokości, przy dużej prędkości rozwijanej przez atakujący samolot.

Izraelczycy na ten temat zapatrują się podobnie, stwierdzając m. in., iż starsze odmiany A-4 Skyhawk, np. Skyhawk A-4H, nie mogą być w przyszłości używane do zwalczania silnie broniących celów naziemnych. Natomiast w przypadku nowych samolotów szturmowych i bliskiego wsparcia wyposażonych w znacznie potężniejsze uzbrojenie, jak np. rakiety klasy powietrze-ziemia typu Roland, Crotale czy Rapier, z pełnym zestawem urządzeń radioelektronicznych i rozporządzających znacznie większą pręd-

kością od Skyhawk — zadania zwalczania celów naziemnych na polu walki i jej zaplecza mogą być wykonywane, zwłaszcza gdy podłoże jest zalesione lub pofałdowane, dając możliwość przeprowadzenia nagłego ataku z zasadzki.

Bezzałogowe samoloty, które mają obecnie wielu zwolenników, nadają się przede wszystkim do akcji rozpoznania i znacznie ustępują efektywnością samolotom pilotowanym. Braybrook jest również zdania, iż samoloty typu Hawk lub Alpha Jet, przeprowadzające operacje w nocy, mają duże szanse powodzenia, gdyż mogą krążyć w pobliżu celu na wysokości wierzchołków drzew, potrafią obezwładnić stanowiska OP i zwalczać wszystko, co się tylko porusza.

Reasumując.

Wydaje się, iż w celu uzyskania pozytywnych wyników w operacjach zwalczania celów naziemnych przez samoloty szturmowe i bliskiego wsparcia konieczne jest:

— obezwładnienie i zniszczenie stanowisk obrony powietrznej nieprzyjaciela,

— zastosowanie nowych technologii i uzbrojenia, które by zmniejszało niebezpieczeństwo zaatakowania szturmujących samolotów przez myśliwce nieprzyjaciela,

— udoskonalenie środków obrony powoduje konieczność opracowania nowej taktyki walki samolotów bliskiego

wsparcia, która prawdopodobnie będzie poważnie odbiegała od taktyki stosowanej jeszcze w konflikcie arabsko-izraelskim,

— zwrócenie szczególnej uwagi na zwalczanie przez samoloty bliskiego wsparcia słabiej bronionych celów naziemnych znajdujących się poza bezpośrednim polem walki, np. transportów drugiego rzutu. Zwalczanie pierwszych rzutów nacierającego nieprzyjaciela może być i prawdopodobnie będzie przeprowadzane przez wyspecjalizowane formacje śmigłowców.

LITERATURA

1. W. BABICZ: Awiacionnyje poddierżki wojsk. *Awiacja i Kosmonawtika* 1976 nr 10, s. 46 i 47.
2. G. T. E. GREEN: Tacair in the defence of NATO. *Astronautics and Aeronautics* 1977 nr 3, s. 18.
3. G. E. O. RURKE: Is Tacair dead. *US Naval Institute Proceedings* 1976 nr 10, s. 34-41.
4. R. M. BRAYBROOK: Is it goodbye to ground attack? *Air International* 1976 nr 5, s. 243-249.
5. S. SOBIESKI: Działania bojowe lotnictwa na Bliskim Wschodzie w 1973 r. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Przeciwlotniczej Kraju* 1977 nr 1, s. 59-64.

CIEKAWY KONSTRUKCJE

Rozwój samolotu rolniczego M-15

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Dzieje budowy samolotu M-15. Opis aparatury agrolotniczej (zespoły stałe i wymienne).

Samolot An-2, zaprojektowany w 1947 r. jako wielozadaniowy, podczas swej ponad 25-letniej służby był używany w ZSRR, Polsce i innych krajach jako podstawowy samolot rolniczy. Od 1960 r. samolot ten był produkowany w Polsce w zakładach PZL-Mielec.

Wielkie zadania postawione przed radzieckim lotnictwem rolniczym — głównym odbiorcą polskich samolotów rolniczych — oraz wymaganie poważnego wzrostu powierzchni obsługiwanej, powierzchni upraw bez wzrostu liczby samolotów i personelu przy równoczesnym zmniejszeniu kosztu na jeden hektar obsługiwanego aerału — mogły być zrealizowane tylko z pomocą nowego samolotu, specjalnie zaprojektowanego do prac rolniczych.

Studia nad koncepcją nowego samolotu były przeprowadzone w 1971 r. równolegle w ZSRR i w Polsce. Rozważono koncepcję dolnopłata M-14 z silnikiem tłokowym ASz-62 lub turbosmigłowym oraz dwupłata z silnikiem odrzutowym dwuprzepływowym. Wybrany został projekt R. Izmailowa z silnikiem turbodrzutowym AI-25.

Porozumienie między ZSRR i Polską w sprawie opracowania i produkcji w Polsce dużego samolotu rolniczego, nazwanego M-15, i aparatury do niego zostało podpisane 2 grudnia 1971 r. Projektowanie samolotu M-15 pod kierunkiem głównego konsultanta R. A. Izmailowa i głównego konstruktora K. Gocyły podjęło mieszane polsko-radzieckie biuro konstrukcyjne PZL-Mielec.

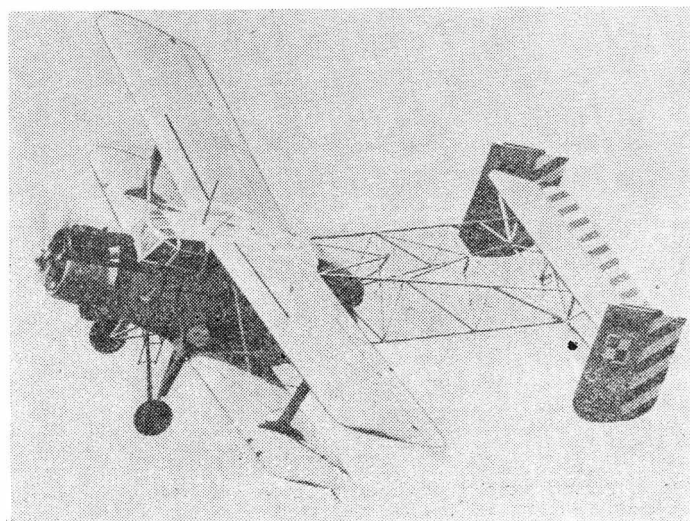
Projekt M-15 został opracowany zgodnie z warunkami technicznymi radzieckiego Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego zatwierdzonymi w lutym 1972 r. Wyposażenie rolnicze samolotu zostało zaprojektowane w Instytucie Lotnictwa w Warszawie.

W związku z programem opracowania dużego samolotu rolniczego Instytut Lotnictwa przeprowadził próby mające na celu ocenę realności wykonania samolotu rolniczego z napędem odrzutowym. Konieczne było zbadanie wpływu napędu odrzutowego na charakterystykę samolotu rolniczego. W tym celu Instytut Lotnictwa wykonał latające laboratorium Lala-1, przez zmodyfikowanie samolotu rolniczego An-2R. Samolot ten także użyto do badania aparatury rolniczej. Lala-1 zachowała zespół napędowy samolotu An-2 — tłokowy gwiazdowy silnik ASz-62 IR o mocy 736 kW (1000 KM) i czteropłatowe śmigło. Dodatkowo został zamontowany (za kabiną załogi) silnik dwuprzepływowy AI-25 o ciągu 1500 daN. Głównymi modyfikacjami płatowca były: zastąpienie tylnej części kadłuba przez nieokrytą kra-

townicę stalową pozwalającą na swobodny wypływ gazów odrzutowych z silnika AI-25, umieszczenie statecznika poziomego wysoko w górze, zastąpienie pojedynczego usterzenia pionowego — podwójnym oraz przesunięcie do przodu koła ogonowego. Projektowanie samolotu rozpoczęło w czerwcu 1971 r., a pierwszy lot odbył się 10 lutego 1972 r. Rezultaty badań wpływu strumienia odrzutowego na rozkład środków chemicznych i na uprawy oraz innych prób — były pozytywne.

Na wiosnę w 1972 r. została wykonana makieta samolotu M-15. W czerwcu 1972 r. komisja makietowa zatwierdziła makietę. W celu zbadania własności w locie i charakterystyk aerodynamicznych samolotu M-15 oraz pracy silnika podczas prac agrolotniczych, obciążeń w locie, a także wykonania prób funkcjonalnych instalacji — został zbudowany prototyp latające laboratorium LLM-15. Do budowy LLM-15 wykorzystano wiele elementów od samolotu An-14A, np. skrzydła i podwozie. Prototyp LLM-15 został oblatany 30 maja 1973 r. przez inż. Ludwika Natkańca.

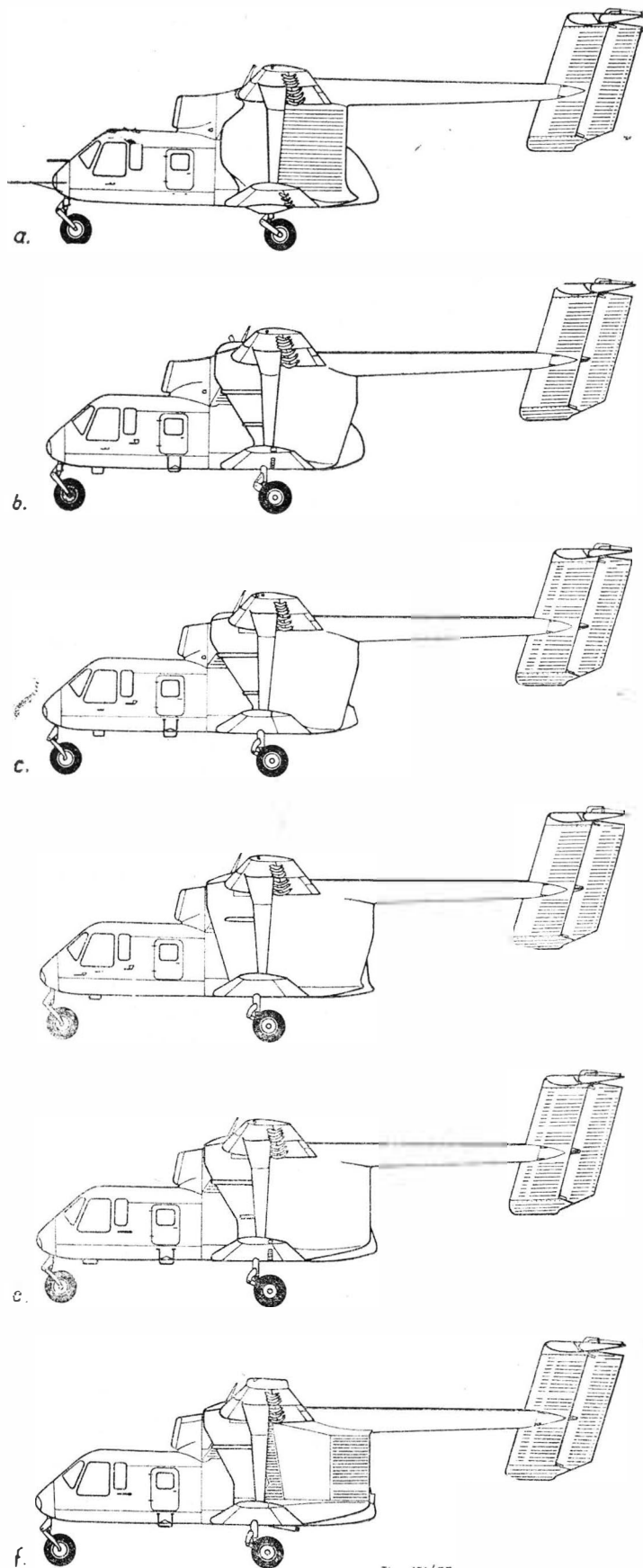
M-15 jest całkowicie metalowym trzymiejscowym rolniczym odrzutowym dwupłatem z dwoma belkami ogonowymi i podwójnym usterzeniem pionowym. Półskorupowa kabina w części przedniej zawiera kabinę pilota o doskonałej



Rys. 1. Latające laboratorium Lala-1 zbudowane w Instytucie Lotnictwa

widoczności. W części środkowej, za pomieszczeniem pilota, umieszczone jest wyposażenie radiowe oraz znajdują się dwa fotele do przewozu obsługi naziemnej podczas lotów transportowych. W tylnej części znajduje się pomocniczy turbinowy silnik rozruchowy.

Aparatura agrolotnicza samolotu M-15 składa się z zespołów stale wchodzących w skład samolotu, jak zbiorniki



TL - 151/77.

Rys. 2. Rozwój samolotu M-15: a — LLM-15 (nr 0-00), b — pierwszy prototyp M-15 (nr 1-02), c — M-15 nr 1-07 ze skróconym wlotem silnika, d — M-15 z serii informacyjnej z przedłużonymi owiewkami za zbiornikami, e — M-15 nr 1-06 ze zmienionymi owiewkami zbiorników, f — M-15 — wersja seryjna

na środki chemiczne i punkty zawieszenia na dolnym płacie oraz z zespołów wymiennych:

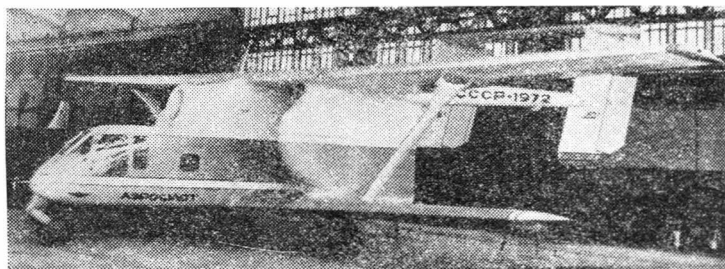
- do opylania (wysiewu materiałów sypkich granulowanych, pylistych i krystalicznych),
- do opryskiwania grubo i średniokroplistego,
- do opryskiwania drobnokroplistego (ULV).

Zbiorniki z laminatu szklanego epoksydowego zawieszane są na wagach hydraulicznych wskazujących z dokładnością do 50 kg ilość środków chemicznych. Zamykanie i otwieranie pokryw załadowczych znajdujących się na górze zbiorników steruje pilot elektrohydraulicznie. W celu umożliwienia prawidłowego wysypywania proszków ze zbiorników zostały one wyposażone w instalacje aeracji (nadmuchu) pneumatycznej.

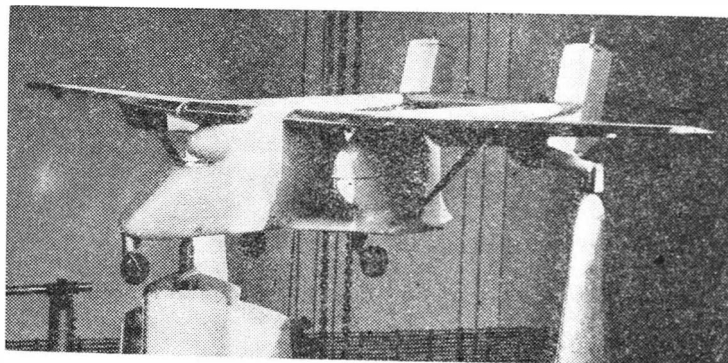
Aparatura opylająca działa na zasadzie transportu pneumatycznego. Sprężone powietrze — o nadciśnieniu do 50 kPa (0,5 atm) — pobierane jest z upustu sprężarki silnika odrzutowego AI-25. W części spływowej dolnego płata zakładane są kanały transportu pneumatycznego z wylotami pod płatem. Wydatek aparatury wynosi 10÷60 kg/s, szerokość smugi dla granulatu 50 m. Przy rozsypywaniu granulatu wysokość lotu roboczego wynosi 30 m, zaś przy opylaniu proszkami 5÷8 m.

Aparatura do opryskiwania grubo- i średniokroplistego składa się z turbopompy pracującej za pomocą sprężonego powietrza 40 kPa (0,4 atm) pobieranego z silnika AI-25, podskrzydłowych rur i rozpylaczy dyszowych o wymiennych wkładkach. Wydatek aparatury wynosi 3—25 l/s, szerokość smugi do 40 m, wysokość lotu roboczego 5 m. Instalacja cieczowa jest wyposażona w układ awaryjnego zrzutu cieczy przez otwarcie den zbiorników.

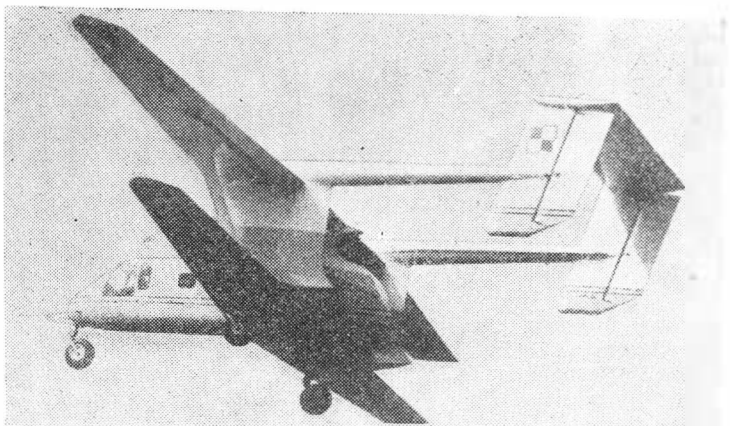
Aparatura do opryskiwania drobnokroplistego (ULV) składa się z turbopompy oraz rur podskrzydłowych wyposażo-



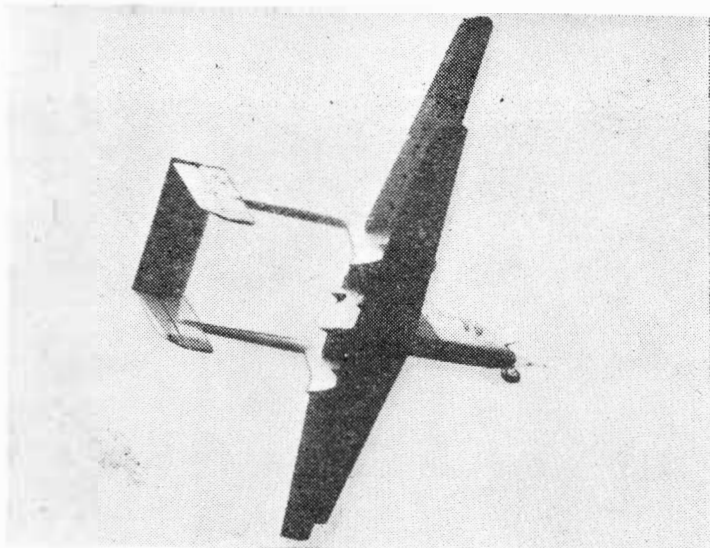
Rys. 3. Makieta M-15



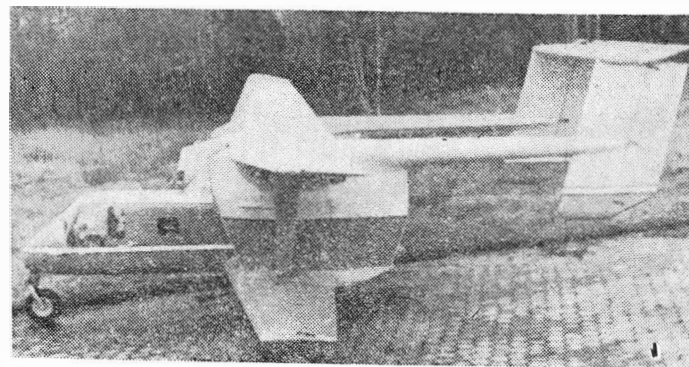
Rys. 4. Model aerodynamiczny M-15 w tunelu



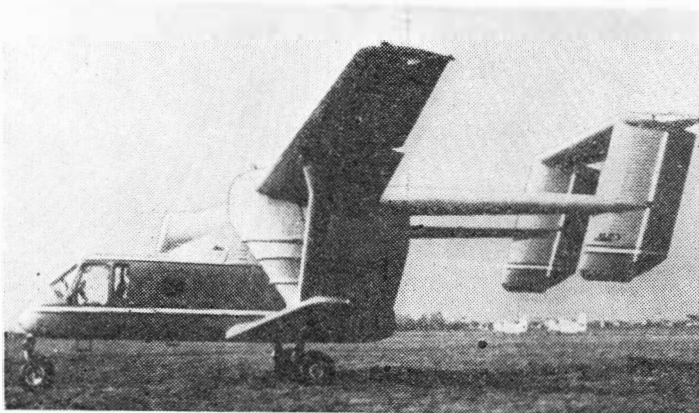
Rys. 5. Latające laboratorium LLM-15 z klapami na dolnym płacie



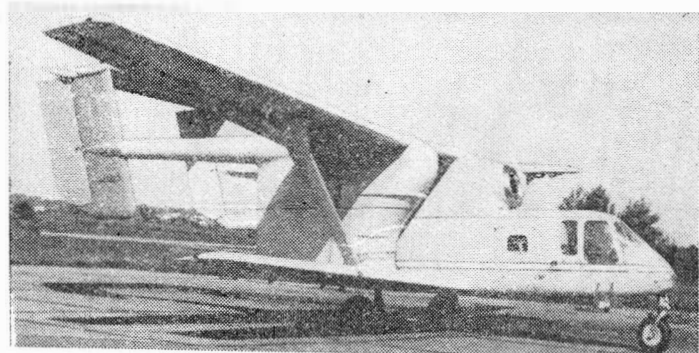
Rys. 6. LLM-15 bez klap na dolnym płacie



Rys. 9. M-15 ze zmienionymi zbiornikami



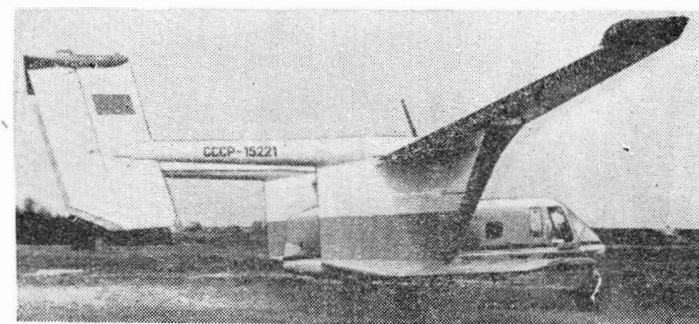
Rys. 7. Prototyp M-15 (nr 1-02) oblatany w styczniu 1974 r.



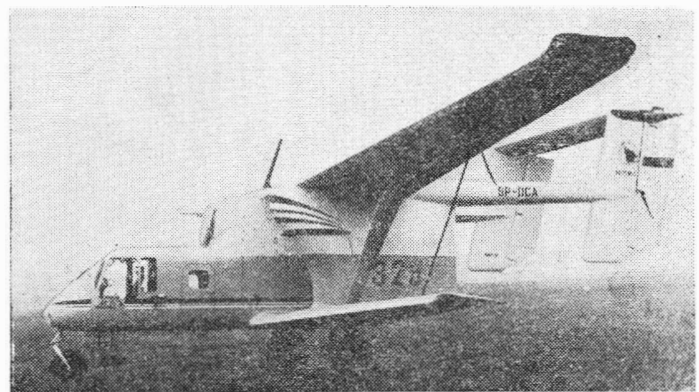
Rys. 10. M-15 nr 1-06 z przedłużonymi owiewkami za zbiornikami
Fot. W. Garbarczyk



Rys. 8. M-15 nr 1-07 na Wystawie XXX-lecia PRL w Moskwie w 1974 r. z fikcyjną rejestracją SP-1974. Fot. J. Grzegorzewski



Rys. 11. Seryjny M-15 nr 2-21 w barwach Aerofłotu



Rys. 12. M-15 SP-DCA (nr 7-07) na Salonie Paryskim 1977. Fot. W. Garbarczyk

nych w 6 atomizerów (wirujących bębnow siatkowych) napędzanych silnikami pneumatycznymi pobierającymi sprężone powietrze o ciśnieniu 350 kPa (3,5 atm) ze sprężarki silnika AI-25. Przewody pneumatyczne biegną pod płatem, ze względu na wysoką temperaturę sprężonego powietrza (180°C).

Użycie sprężonego powietrza z silnika odrzutowego do napędu urządzeń agrolotniczych i pneumatycznego rozprzestrzeniania środków sypkich — jest rozwiązaniem nowatorskim. Pozwoliło ono na uzyskanie wyjątkowo szerokiej smugi granulatu. Zastosowanie aeracji zbiorników pozwoliło na równomierne wysypywanie nawet zawilgoconych, trudno sypiących się środków pylistych. Rozstawienie zbiorników na skrzydłach w pewnej odległości od siebie poszerzyło smugę rozprzestrzenianych środków.

Napęd samolotu stanowi silnik dwuprzepływowy AI-25 o ciągu 1500 daN, znany z zastosowania na samolocie pasażerskim Jak-40. Silnik ten jest źródłem sprężonego powietrza dla uruchomienia urządzeń agrolotniczych i spulchniania proszków w zbiornikach chemikaliów oraz do klimatyzacji kabiny pilota. Zastosowanie silnika odrzutowego pozwoliło na uniknięcie niekorzystnego wpływu zawirowania strumienia zaśmigłowego na rozkład rozpylanych środków chemicznych. Silnik pomocniczy AI-9 służy do rozruchu silnika AI-25.

Pierwszy prototyp M-15 wykonał pierwszy lot 9 stycznia 1974 r. W 1975 zostały wykonane pierwsze egzemplarze z serii informacyjnej. W 1975 i 1976 r. przeszły one próby w Instytucie Zastosowań Rolniczych i Specjalnych Lotnictwa Cywilnego (GOSNIIGA) w Krasnodarze. Seryjna produkcja i dostawy M-15 rozpoczęły się w 1976 roku.

W wyniku prób fabrycznych samolot nieco zmodyfikowano: wlot powietrza skrócono, zbiorniki chemikaliów zmieniono oraz dodano końcówki górnego płata nadając im silny wznios.

W 1974 roku jeden z prototypów M-15 (z fikcyjną rejestracją SP-1974) był wystawiony na wystawie 30-lecia Osiągnięć PRL w Moskwie. W czerwcu 1977 r. seryjny M-15 (o znakach SP-DCA) został zademonstrowany na Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu.

Skrzydła Brneńskich Targów

ZOFIA RUBINI

XIX Międzynarodowe Targi Maszynowe w Brnie odbyły się w dniach 14÷22 września br. Ich wielkość i ranga są przykładem współpracy gospodarki CSRS z przemysłem innych krajów. Na targach pokazano samoloty L-410, Z-42M Z-50 i L-39 Albatros, symulator lotów TL-410 i radiolokator OPRL-4.

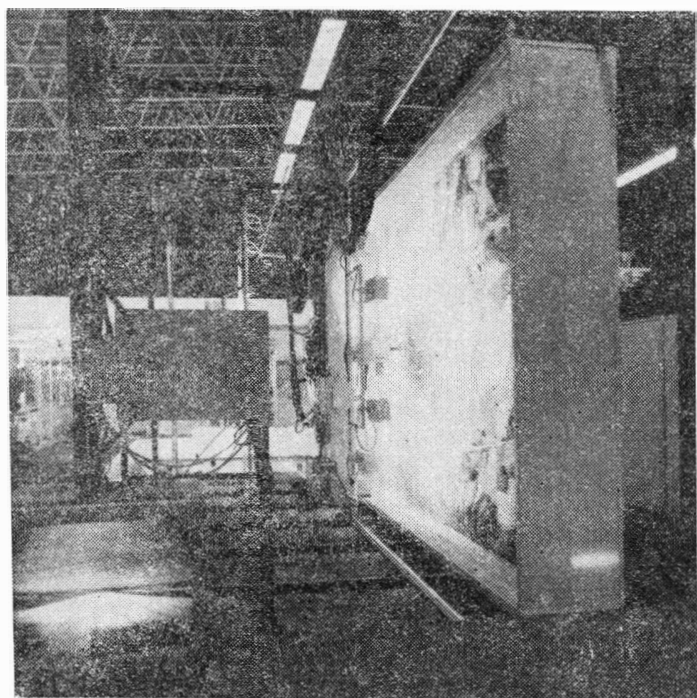
Lotnicze atrakcje Brneńskich Targów zaczęły się dla nas nie najlepiej. Z Pragi do Brna samolotem L-410 lot trwa niespełna godzinę, lecz huśtawka, na którą natrafiliśmy, nie należała do przyjemności. Mimo że przez złośliwych L-410 określany jest czasem podniebnym tra-



Rys. 1. Przed pawilonem OMNIPOL-u; z prawej — L-410 Turbolet



Rys. 2. Symulator TL-410 z ruchomym ekranem; z lewej — pulpit instruktora



Rys. 3. Makieta lotniska połączona z symulatorem TL-410

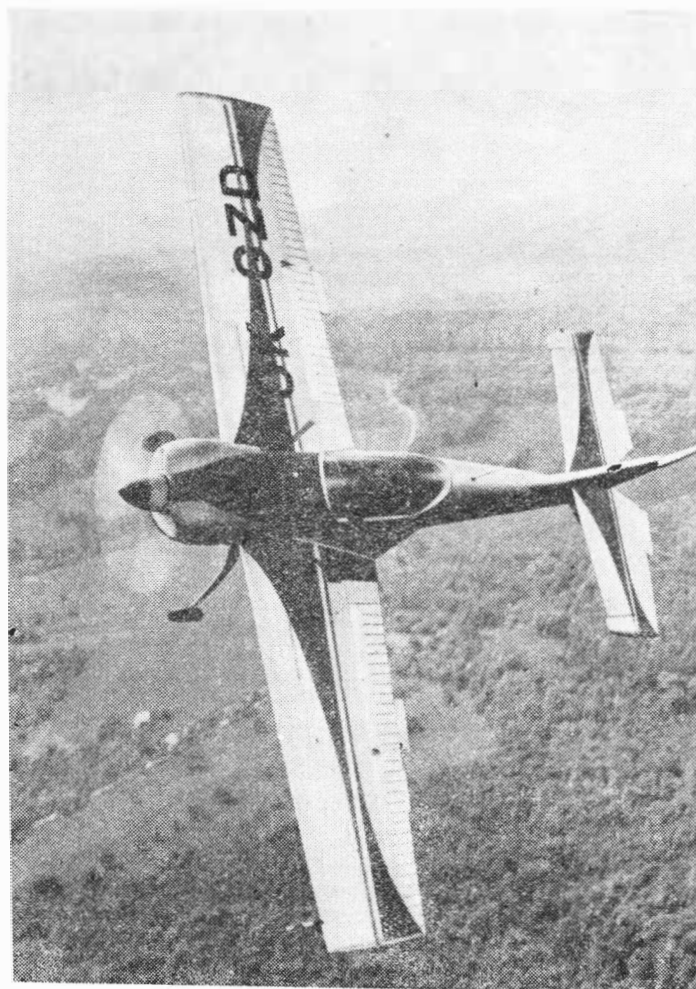
bantem, w OMNIPOL-u (czechosłowacki odpowiednik PEZETEL-u) wykazano nam, że jest to znakomity samolot w swojej klasie. W każdym razie o przykrych emocjach szybko zapominamy urzeczeni Brnem.

Miasto leży na wzgórzach, tereny targowe natomiast w kotlinie otoczonej lasami. XIX Międzynarodowe Targi Maszynowe zajmowały 80 tys. m² powierzchni krytej i tyleż otwartej. Zagospodarowania można doprawdy pozazdrościć (kwiaty, fontanny, „jeziorka”, ogródki itp.). W porównaniu z Targami Poznańskimi — o wiele przestronniej, a przede wszystkim eksponaty grupowane branżami, a nie w pawilony narodowe. Dla handlowców niewątpliwie ułatwienie, możliwość zapoznania się z pełną ofertą przemysłu światowego w danej dziedzinie bez biegania po całych targach. Wiodącym hasłem tegorocznych targów był energetyczny przemysł maszynowy — dziedzina, której waga w ostatnich latach ciągle wzrasta. Akcentowały ją liczne elementy plastyczne i liczba eksponatów.

Wysoką rangę Targów Brneńskich zapewnia przede wszystkim dbałość o jakość ofert. Do tradycji należy konkurs o złoty medal MTM, w tym roku wręczony przed-



Rys. 4. L-39 Albatros



Rys. 5. Zlin 50L

stawicielom UNITRY za modułowy system testujący MST-1.

Lotniczych ofert polskiego przemysłu w Brnie nie było. W tym czasie trwały Międzynarodowe Targi w Zagrzebiu (9-18.IX), skąd PEZETEL przywiózł dwa złote medale za wysoką jakość swoich wyrobów: Jantara Standard (pierwszy medal dla wyrobu lotniczego) i Melexa.

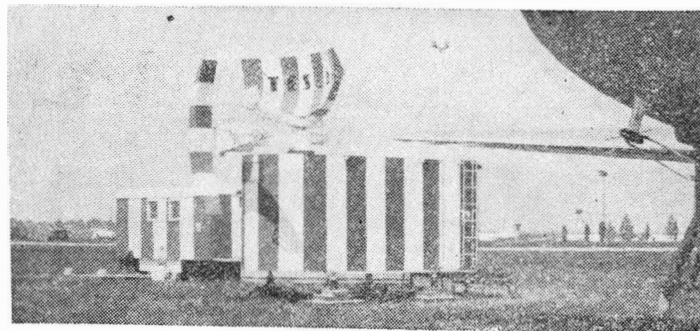
Przemysł lotniczy na Brneńskich MTM reprezentował jedynie czechosłowacki OMNIPOL. Poza nim stoiska informacyjne miały Aviaeksport (z paroma makietami swoich samolotów) i z Wielkiej Brytanii LUCAS.

Największą atrakcją w pawilonie OMNIPOL-u był niewątpliwie symulator lotów TL-410, służący do szkolenia pilotów mających latać na Turboletach L-410. Kabina symulatora wiernie oddaje rzeczywisty wygląd L-410, przed nią ekran, na którym można obserwować pas startowy i jego okolice, później niebo, horyzont — dające złudzenie autentycznego lotu. W kabinie może siedzieć uczeń i instruktor, nadto dla instruktora jest jeszcze oddzielny pulpit z ekranem i aparaturą umożliwiającą stałą kontrolę lotu. Do wyposażenia symulatora należy też makietą lotniska i jego okolic (w skali 1:1000) z przesuwającą się nad nią kamerą-samolotem. Uczeń w kabinie symulatora ma oczywiście stałą łączność radiową z instruktorem.

TL-410 zwiedził i „oblatał” premier Stroughal, którego Czechosłowacy pokazywali mi z nieukrywaną dumą. Mnie także posadzono za drążkiem sterowym — i przyznaję, że dla nie pilota jest to frajda niemała.

Do pawilonu OMNIPOL-u ściągali widzów także monitory telewizyjne non stop pokazujące akrobacje Zlinów. Na zewnątrz natomiast poza L-410 Turbolet z radziecką rejestracją, Zlin-50 i Zlin Z-42M z polską rejestracją (SP-AEO) najciekawszy był samolot treningowy L-39 Albatros.

Umowy w ramach RWPG przewidują budowę w Czechosłowacji na potrzeby innych krajów samolotów treningowych (L-39) i lekkich transportowych (L-410). Nie pro-



Rys. 6. Aparatura radiolokacyjna OPRL-4

dukuja już Czechosłowacy samolotów rolniczych — czekają na naszego Kruka i Dromadera. Bo też polska specjalność — to z kolei samoloty rolnicze.

Polska jest po ZSRR drugim partnerem handlowym OMNIPOL-u. Sprzedajemy Mi-2, Jantary, An-2 i Wilgi, kupujemy przede wszystkim dwumiejscowe Z-42 dla aeroklubów (także w Brnie przedstawiciel PEZETEL-u podpisał umowę na te samoloty).

Do krajów demokracji ludowej OMNIPOL sprzedaje dużo aparatury radiolokacyjnej OPRL-4. Licencję na tę aparaturę kupiły też Indie, gdzie Czechosłowacja ma już swój zakład produkcyjny.

Sukcesy handlowe OMNIPOL-u to nie tylko jakość wyrobów, ale zapewne i serdeczność, z jaką jego przedstawiciele przyjmują zainteresowanych.

W następnym roku Międzynarodowe Targi Maszynowe w Brnie odbędą się po raz dwudziesty; ich uczestnicy obchodząc będą także 50-lecie założenia brneńskich terenów targowych.

Rozwój silnika TFE-731

Mgr inż. JERZY KUCHARSKI

Dzieje budowy i produkcji silnika TFE-731, przeznaczonego do odrzutowych samolotów dyspozycyjnych. Podstawowe dane techniczne kolejnych wersji silnika.

O silniku TFE-731 firma Garret AiResearch poinformowała pierwszy raz w kwietniu 1969 r. Założeniem podstawowym tego napędu było przeznaczenie do szybkich odrzutowych samolotów dyspozycyjnych dużego zasięgu (dla USA *coast to coast*, tj. od wybrzeży zachodnich do wybrzeży wschodnich). W oparciu o doświadczenia produkowanych turbinowych silników pomocniczych i śmigłowych opracowano układ dwuwirnikowy. Wirnik niskociśnieniowy składa się z wentylatora sprzęgniętego przekładnią z czterostopniową sprężarką osiową i trójstopniową turbiną. Sprężarka osiowa i turbina są modelowane przepływowo z turbinowego silnika pomocniczego (APU) GTCP 660 (stosowanego na Boeingu 747). Wirnik wysokociśnieniowy oparty jest o zespoły turbinowego silnika śmigłowego TPE 331. Założono stosunek natężeń przepływów 2,82:1 na wysokości 12 190 m i $M=0,8$. Wylot przystosowano do możliwości zastosowania odwracacza ciągu (opracowanego potem przez firmę Grumman).

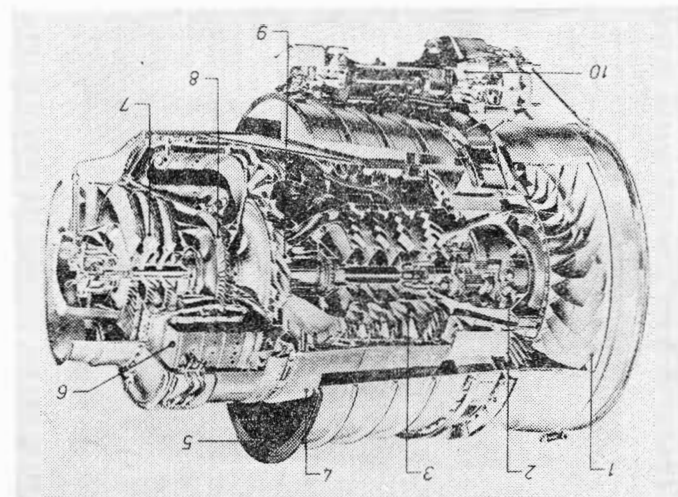
Szczególną uwagę zwrócono na poziom hałasu. Niski jego poziom uzyskano: nie stosując kierownic wlotowych wentylatora, dobierając odpowiednio odległość kierownic wylotowych, stosując duży stosunek natężeń przepływów oraz zwrotną komorę spalania. Silnik spełnia wymagania USA odnośnie hałasu (FAR-36).

Badanie zespołów rozpoczęto w marcu 1969 r., zaś pierwszego silnika we wrześniu 1970 r. W locie badano silnik na samolocie Learjet. Certyfikat FAR uzyskano w sierpniu 1972 r. i w tym samym czasie rozpoczęto dostawy do samolotu Falcon 10. Firma Garret bardzo ceni sobie zaufanie i poparcie, jakim darzyła ją Dassault-Breguet, szczególnie w okresie kłopotów rozwojowych napędu, stosując go na prototypie Falcon 10.

Do końca roku 1975 opracowano i wprowadzono do produkcji i eksploatacji trzy wersje, czwarta jest w stadium

projektowania i badań. Główną zmianą jest wprowadzenie piątego stopnia w sprężarce osiowej. Po wprowadzeniu do eksploatacji w 1972 r. wersji pierwszej firma prowadziła intensywne prace rozwojowe (na 18 prototypach i 6 przeznaczonych do prób certyfikatu), doskonalące napęd tak pod względem sprawności jak i niezawodności działania.

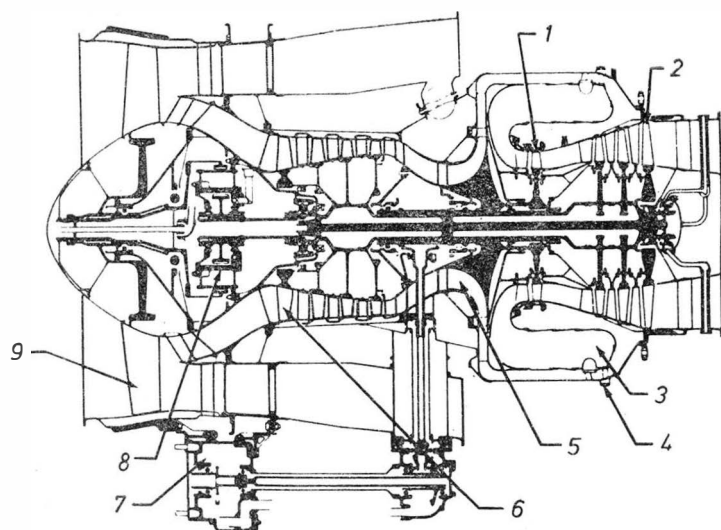
Wersja druga (TFE-731-2) ma zmodyfikowaną sprężarkę osiową, którą firma wymienia w silnikach wersji TFE-731-1 (sprzedano ich 144 sztuki) podczas przeglądu po 500 godzinach w fabryce. Inne zmiany wersji drugiej, jak: uszczelnienia zaworu upustowego, przewodów chłodnicy oleju,



Rys. 1. Silnik Garret TFE 731: 1 — wentylator, 2 — przekładnia planetarna, 3 — czterostopniowa sprężarka niskiego ciśnienia, 4 — chłodnica oleju, 5 — kanał strumienia zewnętrznego, 6 — zwrotna komora spalania, 7 — trzystopniowa turbina niskiego ciśnienia, 8 — jednostopniowa turbina wysokiego ciśnienia, 9 — jednostopniowa sprężarka promieniowa, 10 — skrzynka przekładniowa osprzętu

TABLICA. Garret AiResearch TFE-731

Warunki pracy	Startowe $H = 0; t_0 = 24,1^{\circ} \text{C}$			Wznoszenie maks. $H = 12\,190 \text{ m}$			Przelotowe maks. $M = 0,8$		
	1	2/3	4	1	2/3	4	1	2/3	4
Wersja silnika									
Ciąg [kG]	1587	1678	1795		400	457	342	370	425
Obroty: wentylatora [min]		10967			11031				
— wirnika niskociśnieniowego [min]		19728			19843				
— wirnika wysokociśnieniowego [min]		28942			27963				
Jednostka zużycia paliwa [kg/kGh]	0,490	0,515	0,548		0,835	0,852	0,815	0,818	0,831
Stosunek natężenia przepływu	2,66	2,80	2,28		2,65	2,05		2,68	2,08
Całkowite natężenie przepływu [kg/s]	51,25	53,7	54,4		19,2	19,7		18,9	19,4
Spręż: wentylatora		1,54			1,65				
— całkowity		14,6	17,5	19	19,1	23,6		18,3	22,4
Temperatura przed turbiną [$^{\circ}\text{C}$]	1020			982			955		
Dla wersji 2: masa silnika kompletnego 322 kg									
wymiary: średnica wlotu									716 mm
długość									1263 mm
szerokość									869 mm
wysokość									992 mm
średnica osłony silnika									1006 mm



Rys. 2. Schemat silnika TFE-731: 1 — turbina wysokiego ciśnienia, 2 — turbina niskiego ciśnienia, 3 — komora spalania, 4 — wtryskiwacz paliwa, 5 — sprężarka wysokiego ciśnienia, 6 — czterostopniowa sprężarka niskiego ciśnienia, 7 — skrzynka napędów osprzętu, 8 — przekładnia wentylatora, 9 — wentylator

plaszczą komory spalania, osadzenie świec zapłonowych, regulatora ciśnienia oleju i zaworu sterującego paliwem dokonywane są u użytkownika.

Udoskonalono także elektroniczne sterowanie zasilania paliwem pod względem niezawodności. Dzięki temu sterowaniu osiągnięto czas przyspieszania silnika od obrotów biegu luzem do 95% maksymalnych równy 5 s (w wypadku uszkodzenia układu elektronicznego pracę sterowania przejmuje układ mechaniczno-hydrauliczny).

Wersja TFE-731-3 różni się od wersji drugiej tylko zmianą stopu na łopatki turbiny wysokiego ciśnienia. Do 1.IX.1975 r. sprzedano 320 sztuk TFE-731, osiągając produkcję 30 sztuk miesięcznie i przewidując docelowo powiększenie tej liczby do 60–70 sztuk — zależnie od zamówień. Do 1979 r. ma być wyprodukowanych ok. 3000 silników ostatniej wersji. W 1975 r. 91 samolotów (86 użytkowników) miało jako napęd te silniki. Wylatano na nich przeszło 80 000 h (do 1.IX.1975 r.); w tym największa liczba godzin eksploatacji jednego silnika wynosi blisko 2000, a średnia ok. 390. Współczynnik przedwczesnych napraw (liczba na 1000 h pracy) wynosi 0,143.

Czas międzyremontowy jest różny dla poszczególnych zespołów-modułów. Remonty, naprawy i przeglądy wykonuje już dziesięć centralnych ośrodków obsługi (pięć w USA i pięć w Europie) oraz 31 autoryzowanych polowych stacji obsługi.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Wspomnienie pośmiertne o mgr inż. Waldemarze Kwaśniewskim

W dniu 2.05.1977 r. zmarł nagle, w czasie wykonywania zadań służbowych, przeżywszy lat 44, mgr inż. Waldemar Kwaśniewski, czynny członek Oddziału Wojewódzkiego Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie. Zmarły osierocił żonę i 7-letniego syna.

Po ukończeniu Wydziału MEL Politechniki Warszawskiej w 1965 r. podjął pracę w WSK Świdnik, gdzie pracował początkowo jako konstruktor w Dziale Konstrukcyjnym Prototypowym i kolejno od 1967 r. w Zakładzie Doświadczalnym przy WSK Świdnik na stanowisku Kierownika Sekcji oraz na stanowisku kierownika działu w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku.

Mgr inż. Kwaśniewski posiadał dużą wiedzę w zakresie konstrukcji śmigłowców. Odnosił się do niej z wielką życzliwością i koleżeńskością.

W ciągu 12-letniego okresu pracy dokonał przy współpracy nielicznego zespołu szere-

gu poważnych opracowań konstrukcyjnych, z których przede wszystkim należy wymienić: udział w opracowaniu wirników nośnych z tworzyw sztucznych; prowadzenie i udział w opracowaniu konstrukcji wersji śmigłowca z przekładnią planetarną, którego prototyp pod Jego kierownictwem zbudowano w latach 1970–72; prowadzenie i udział w opracowaniu oraz nadzór budowy serii prototypowych śmigłowca Mi-2 w wersji fotogrametrycznej, przeznaczonej do prac geologiczno-kartograficznych; prowadzenie prac konstrukcyjnych i nadzór produkcji okrętowej, szerokopasmowej anteny z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknom szklanym; szereg analiz konstrukcyjnych i prac badawczych; udział w opracowaniu wymagań i założeń konstrukcyjnych ultralekkiego śmigłowca. W ramach wymienionych osiągnięć dokonał szeregu wynalazków, na które uzyskał świadectwa patentowe.

W pogrzebie Kol. mgr inż. W. Kwaśniewskiego wzięli udział przyjaciele i Koledzy z Sekcji Lotniczej SIMP.

Studium samokształcenia

Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadry SIMP, ZODOK przeprowadza rekrutację na Studium Samokształcenia Kierowanego w zakresie Techniki Wytwarzania Maszyn. Absolwenci Studium mają szansę ubiegać się o stopień specjalizacji zawodowej i związany z tym dodatek do poborów.

Opracowanie podręcznika

Wydział Szkolenia PLL LOT przy współpracy Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji wydał podręcznik pt. Międzynarodowe Lotnicze Przewozy Towarowe, opracowany przez mgra R. Posyniaka i mgra H. Snopka. Podręcznik zawierający zagadnienia prawne, proceduralne i taryfowe związane z międzynarodowym lotniczym obrotem towarowym wydano na rotaprinie.

Dyfuzor naddźwiękowy o regulowanej długości

Dr ANTONI TARNOGRODZKI

Politechnika Warszawska

W pracy przedstawiono pewne rozwiązanie dyfuzora naddźwiękowego. Proponowany dyfuzor składa się z dwóch przewodów: jeden jest zbieżny w kierunku przepływu, drugi — o stałym przekroju poprzecznym. Ostatni przewód składa się z dwu lub więcej części, połączonych ze sobą teleskopowo.

Zdaniem autora, proponowany dyfuzor może być zastosowany w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym, a także w promieniowej sprężarce naddźwiękowej.

Zajmiemy się takim dyfuzorem naddźwiękowym, w którym nie występują fale uderzeniowe. Dyfuzor naddźwiękowy jest to przewód o przekroju poprzecznym — zazwyczaj — kołowym, kwadratowym lub prostokątnym, w którym następuje ciągły spadek prędkości przepływu — od pewnej wartości naddźwiękowej do wartości krytycznej.

W każdym dyfuzorze występuje pewien spadek ciśnienia spiętrzenia. Dyfuzor naddźwiękowy powinien być zaprojektowany w taki sposób, że spadek ten był możliwie najmniejszy.

Często zachodzi potrzeba dostosowania dyfuzora naddźwiękowego do pracy w pewnym zakresie liczb Macha M_2 ; przytoczymy przykłady:

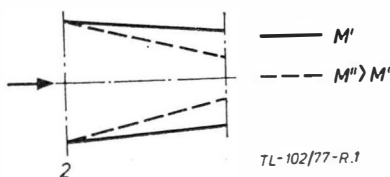
1) w tunelu naddźwiękowym z dyszą o sztywnych ściankach i ujętym strumieniu w komorze pomiarowej wartość M_2 zależy od oporu umieszczo-

Na rysunku 1 pokazane jest dotychczasowe rozwiązanie dyfuzora naddźwiękowego, umożliwiające jego pracę w pewnym zakresie M_2 ; taki dyfuzor stosowany jest często w tunelach naddźwiękowych. Rozwiązanie pokazane na rys. 1 można zrealizować tylko w przypadku dyfuzora o przekroju poprzecznym prostokątnym.

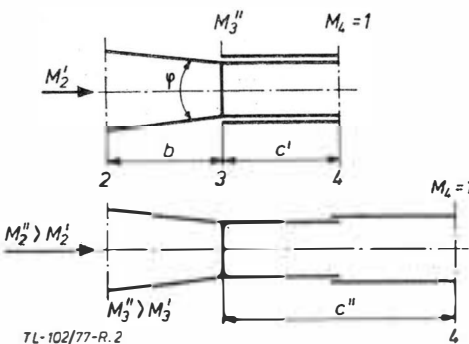
Proponowane rozwiązanie dyfuzora naddźwiękowego, umożliwiające jego

Oznaczenia

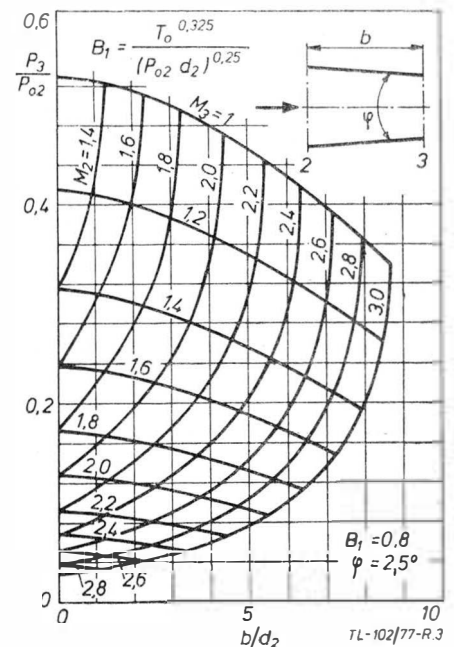
- b — długość przewodu zbieżnego w kierunku przepływu;
- c — długość przewodu o stałym przekroju poprzecznym;
- d — średnica dyfuzora;
- l — długość komory pomiarowej tunelu naddźwiękowego;
- p, p_0 — ciśnienia: statyczne, spiętrzenia.



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

Indeksy oznaczają przekroje:

- 1 — początkowy komory pomiarowej tunelu;
- 2 — początkowy dyfuzora naddźwiękowego;
- 3 — początkowy przewodu o stałym przekroju poprzecznym;
- 4 — końcowy dyfuzora naddźwiękowego.

nego w komorze pomiarowej modelu wraz z suportem;

2) w tunelu naddźwiękowym z dyszą o giętkich ściankach wartość M_2 może się zmieniać w sposób ciągły;

3) w promieniowej sprężarce naddźwiękowej wartość M_2 zależy między innymi od prędkości obrotowej wirnika sprężarki.

pracę w pewnym zakresie M_2 , pokazane jest na rysunku 2 [1]. Długość przewodu zbieżnego i kąt ψ dobrane są w taki sposób, że w przewodzie tym nie występują fale uderzeniowe; długość przewodu o stałym przekroju poprzecznym dobrane jest w taki sposób, że przepływ w jego przekroju końcowym jest krytyczny.

Rozwiązanie przepływu w dyfuzorze

Posłużymy się rysunkiem 2. Przyjmujemy, że przekrój poprzeczny dyfuzora jest kołowy, a liczba Reynoldsa $Re = \rho v d / \mu$ ma wartość rzędu kilkuset tysięcy*).

Na rysunku 3 przedstawiono rozkład ciśnienia statycznego i liczby Macha

W zależnościach przedstawionych na rys. 3 występują dwa parametry: wielkość (wymiarowa) B_1 i kąt ψ . Wartość B_1 przyjęto w taki sposób, żeby zależność z rys. 3 mogły być przydatne do rozwiązania — dalej przytoczonego — przykładu. Stwierdzono doświadczalnie, że jeśli wartość kąta $\psi \leq 2,5^\circ$, to w dyfuzorze nie występują fale uderzeniowe.

Macha i ciśnienia statycznego w jej przekroju końcowym. W zależnościach tych występuje parametr

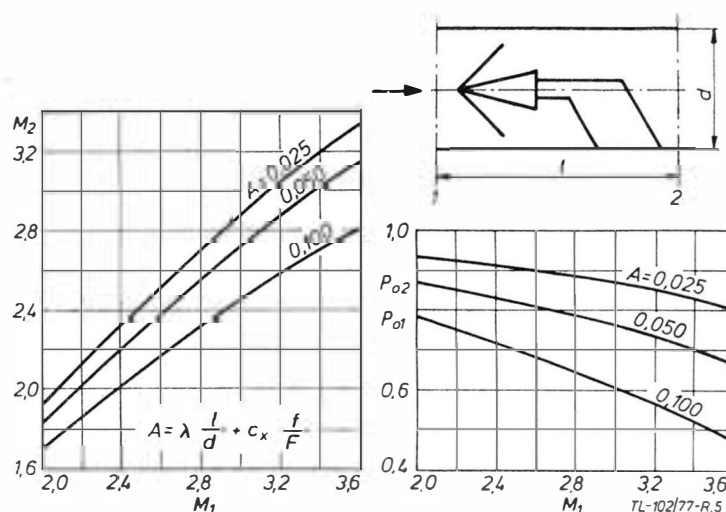
$$A = \lambda \frac{1}{d} + c_x \frac{f}{F}$$

Rozwiążemy zadanie następujące. Początkowo parametr A ma wartość

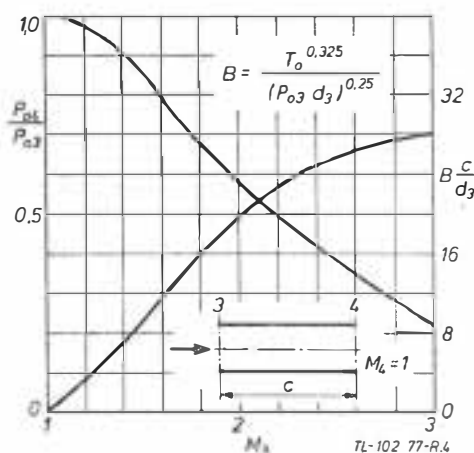
TABLICA

$p_{01} = 0,095 \text{ MPa}, \quad T_0 = 288 \text{ K}, \quad M_1 = 3,$ $d = 50 \text{ mm}, \quad Re_1 = 3,83 \cdot 10^5, \quad \gamma = 2,5^\circ$			
Wielkość	$A = 0,025$	$A = 0,050$	Uwagi
M_2	2,88	2,70	rys. 5
$p_{02} \text{ (MPa)}$	0,082	0,072	rys. 5
$B_1^*)$	0,79	0,82	
b/d_2	7,3	7,3	założenie
$d_3 \text{ (mm)}$	34	34	
M_3	1,5	1,3	rys. 3
p_3/p_{02}	0,180	0,252	rys. 3
$p_{03} \text{ (MPa)}$	0,054	0,050	zależność (1)
$\frac{c}{B} \frac{B}{d_3}$	9	5	rys. 4
$B^*)$	0,97	0,98	
$v \text{ (mm)}$	315	173	
$p_{04} \text{ (MPa)}$	0,046	0,0475	rys. 4
p_{04}/p_{01}	0,561	0,660	

*) $T_0 \text{ (K)}, p_0 \text{ (Pa)}, d \text{ (m)}$



Rys. 5



Rys. 4

wzdłuż osi przewodu stożkowego [3]; rozkład ciśnienia spiętrzenia wyznacza się za pomocą tożsamości:

$$\frac{p_0}{p_{02}} = \frac{p_0}{p_{02}} \frac{p}{p} = \frac{p}{p_{02}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

*) Taki przypadek przepływu ma miejsce w dyfuzorze rurkowym promieniowej sprężarki naddźwiękowej [2], a także w podciśnieniowym tunelu naddźwiękowym o niezbyt dużej komorze pomiarowej. Tunel naddźwiękowy nazywa się podciśnieniowym, jeśli przepływ w nim odbywa się z atmosfery do zbiornika próżniowego.

Na rysunku 4 przedstawiono zależność długości przewodu cylindrycznego i ciśnienia spiętrzenia w jego przekroju końcowym od wartości liczby Macha w przekroju początkowym przewodu [4].

Przykład zastosowania dyfuzora

Zastosujemy dyfuzor naddźwiękowy o regulowanej długości do modelu podciśnieniowego tunelu naddźwiękowego, przy czym tunel ten ma dyszę o sztywnych ściankach oraz ujęty strumień w komorze pomiarowej. Przekrój poprzeczny tej komory jest kołowy, $p_{01} = 0,095 \text{ MPa}$, $T_0 = 288 \text{ K}$, $M_1 = 3$, $d = 50 \text{ mm}$ (rys. 5). Obliczamy $Re_1 = 3,83 \cdot 10^5$. Przyjmujemy dalej, że $\psi = 2,5^\circ$, $b/d_2 = 7,3$ (rys. 2).

Rozpatrzmy przepływ w komorze pomiarowej tunelu (rys. 5). Za pomocą równań ciągłości, Bernoulliego oraz pędu:

$$\rho_1 v_1 (v_2 - v_1) = p_1 - p_2 -$$

$$-\lambda \frac{1}{d} \frac{\rho_1 v_1^2}{2} - c_x \frac{f}{F} \frac{\rho_1 v_1^2}{2}$$

(gdzie: λ — oznacza średnią wartość współczynnika liniowej straty hydraulicznej, c_x — współczynnik oporu modelu wraz z suportem, f i F — pole powierzchni przekroju poprzecznego: modelu wraz z suportem i komory pomiarowej) znajdujemy zależności od liczby Macha w przekroju początkowym komory pomiarowej — liczby

0,025, następnie — wartość 0,050. Należy wyznaczyć odpowiadające tym wartościom parametru A długości cylindrycznego przewodu dyfuzora.

Wyniki odpowiednich obliczeń zamieszczono w tablicy.

Jeśli M_2 potraktujemy jako liczbę Macha przepływu niezakłóconego, to stosunek ciśnień spiętrzenia dla prostopadłej fali uderzeniowej ma wartości: 0,364 dla $M_2 = 2,88$ i 0,424 dla $M_2 = 2,70$. Są to wartości znacznie mniejsze od odpowiednich wartości stosunku ciśnień spiętrzenia w zastosowanym dyfuzorze naddźwiękowym.

LITERATURA

1. A. TARNOGRODZKI: Dyfuzor naddźwiękowy. Wniosek patentowy P190054 z dnia 2.06.1976.
2. J. KLAMMER, A. TARNOGRODZKI: Zastosowanie dyfuzora rurkowego do sprężarki promieniowej. Arch. Bud. Masz. (w druku).
3. A. TARNOGRODZKI: One-Dimensional Analysis of Flow of Air in a Supersonic-Subsonic Diffuser. Arch. Bud. Masz., 2 (XXIV) 1977, 311-317.
4. A. TARNOGRODZKI: Poddźwiękowy i naddźwiękowy przepływ powietrza w rurze. Zbiór prac konkursowych, PTMS Oddział Gliwice, 37 (XVIII) 1976, 115-126.

Samolot akrobacyjny i do szkolenia w akrobacji

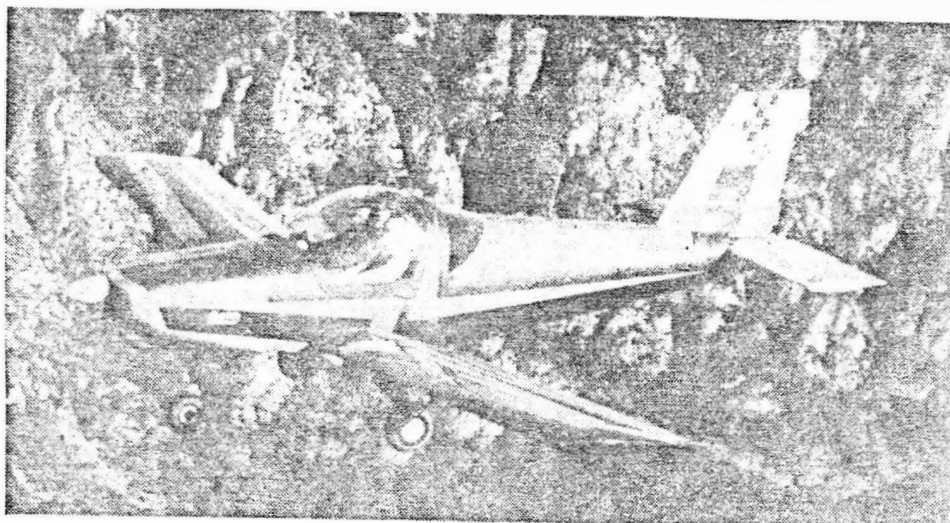
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwumiejscowy, wolnonośny, jednosilnikowy dolnopłat ze stałym trójkolowym podwoziem.

Plat. Obrys płata prostokątny. Profil stały wzdłuż rozpiętości NACA 63A218 o grubości 18%. Kąt zaklinowania 3°, kąt wzniosu 4°. Konstrukcja skrzydeł całkowicie metalowa, skorupowa, jednodźwigarowa ze skośnie położonym dźwigarkiem pomocniczym (dźwigarek ten jest tak położony, że tworzy ściankę szczeliny lotek i klap). Żebra rozmieszczone co 0,5 m. Dźwigar główny w 30% cięciwy ma pasy wykonane z kątowników. Dźwigarek pomocniczy w 75% cięciwy gięty z blachy. Pokrycie skrzydeł rozwijalne, wykonane z blachy duralowej platerowanej A-U4G.1/A5 o wysokiej wytrzymałości (480 MPa). Grubość blach pokrywowych — 0,8 mm. Pokrycia nitowane gładko. Zbiorniki paliwowe spawane z blach duralowych ze stopu AG-5MC pochodzą z samolotu Rallye 100 ST. Końcówki skrzydeł metalowe — ze stopu lekkiego, demontowalne. U nasady górnej powierzchni skrzydeł chodniki. Lotki i klapy są mechaniczne konstrukcyjnie i wymiarowo.

Kiercie lotek i klap są gięte z blachy i tywnione prostymi żeberkami. Zawieszanie lotek i klap na dźwigarku tylnym za pomocą zawiasów ciągłych — po dwa od cinki zawiasu na klapę i lotkę, z tym, że zawiasy klap położone są na dolnej powierzchni skrzydła, a zawiasy lotek — na górnej. Wychylenia klap: 12° do startu i 20° do lądowania. Wychylenia lotek: +24° i -18°. Lotki wyważone masowo, masa skupiona na dźwigni przy końcu lotki. Mocowanie skrzydeł na kadłubie do podwójnej, mocnej wręgi kadłuba (dźwigar główny) i na drugiej mocnej wrędze (dźwigarek tylny). Połączenie wzajemne dźwigarów przeprowadzono w płaszczyźnie symetrii samolotu za pomocą zunifikowanych okuć łączących pasy dźwigarów (jak w samolotach Rallye).

Kadłub. Całkowicie metalowy, półskorupowy w części przedniej, skorupowy w części tylnej, z kilkoma mocnymi podłużnicami w miejscach wprowadzenia większych sił skupionych. Przekrój kadłuba w części przedniej prostokąt o zaokrąglonych narożach, w części tylnej spłaszczony od dołu owal. Wręgi czwarta i piąta tworzą koźłi kapotażowy. Struktura części przedniej jest usztywniona tuż za ścianą ogniową przez płasko położoną przegrodę, analogicznie jak w samolotach Rallye. Tylna, skorupowa część kadłuba ma pokrycie rozwijalne, wsparte pięcioma wręgami i czterema głównymi podłużnicami. Przedostatnia skośna wręga służy do mocowania węgiera statecznika pionowego, który jest buszczony w strukturze kadłuba. Do wręgi ostatniej jest mocowany dźwigar statecznika poziomego oraz płoza-resor, chroniąca tył kadłuba. Przednia część kadłuba mieści wygodną kabinę o szerokości 1,20 m (w strefie foteli), wyposażoną w dwa ustawione obok siebie fotele pochodzące z samolotu Rallye 180. Oba fotela są przystosowane do spadochronów siedzeniowych i zaopatrzone w pasy do akrobacji L Aiglon (wojskowe). Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana od przodu, uszczelniona na całym obrysie. Dodatkowo z tyłu druga szyba za mocnymi wręgami tworzącymi koźłi kapotażowy. Z fotelami pilotów obszerne półka na bagaż. Klimatyzacja kabiny typu samochodowego z regulowanym przepływem i podgrzewaniem powietrza. Zasadnicze elementy tej instalacji pochodzą z samolotów Rallye. Tablica przyrządów wyposażona w zestaw przyrządów wymagany dla tej klasy samolotów we Francji — istnieje możliwość zainstalowania dodatkowych przyrządów w razie potrzeby. Samolot wyposażony jest w 360-kanalową radiostację UKF firmy Joliet, umieszczoną w tablicy przyrządów. Podłoga kabiny pilotów jest oklejona wykładziną dywanową.

Usterzenie. Usterzenie poziome o obrysie prostokątnym ma profil symetryczny NACA 64012. Usterzenie pionowe ma obrys trapezowy i dość wyraźny skos (30° na krzywiznę natarcia). Konstrukcja usterzenia całkowicie metalowa. Statecznik pionowy jednodźwigarowy, na jego szczycie mijające światło antykolizyjne. Ster kierunku zawieszony w dwóch punktach, z których dolny znajduje się w płaszczyźnie wprowadzenia napędu. Pokrycie steru wykonane jest z jednego arkusza blachy. Stała płytka wy-



ważająca, ustawiana na ziemi przez odginanie. Statecznik poziomy dwudźwigarowy. Pokrycia — blachy duralowe o grubości 0,6 mm. Ster wysokości dwudzielny. Każda jego połowka jest wykonana podobnie jak ster kierunku — z jednego arkusza blachy wzmocnionego wewnątrz żeberkami i zawieszona w dwóch punktach. Klapka wyważająca znajduje się na lewej połowie steru wysokości, jest ona identycznej konstrukcji jak na samolotach Rallye (zmieniono rozpiętość). Oś steru wysokości położona jest w 37,5% cięciwy. Wychylenia steru wysokości ± 30°. Ster kierunku zajmuje 38% powierzchni usterzenia pionowego.

Sterowanie. Lotki i ster wysokości — układ dźwigni i popychaczy, ster kierunku — sterowanie linkowe, sterowanie klap — dźwigniowe, ręczne, z blokadą w trzech położeniach (niewychylone, start, lądowanie). Przeniesienie napędu z dźwigni na klapy odbywa się za pośrednictwem rury skrętnej w kadłubie. Dźwignia napędu klap między fotelami pilotów. Sterowanie ręczne (dźwigni) i sterownice nożne (pedały) podobne są do stosowanych w samolotach Rallye — spawane z rurek stalowych. Sterowanie trymerem steru wysokości — bowdenowe, pochodzi z samolotu Rallye, wraz z kółkiem sterowniczym umieszczonym na pulpici centralnym pod tablicą przyrządów. Sterowanie silnikiem (również bowdenowe) zgrupowane jest na konsoli centralnej w kabinie. Obejmuje ono sterowanie gazem, podgrzewem gaźnika, przełącznik prądnicy i rozrusznika oraz zawór rozdzielczy paliwa (jest on równocześnie zaworem odcinającym). Sterowanie kółkiem przednim — popychaczowe.

Podwozie. Stałe, trójkolowe z kółkiem przednim sterowanym. Podwozie główne ma gołenie sprężyste, wykonane ze specjalnie obrabianych ciepłonie płyt o grubości 16 mm z duralu o wysokiej wytrzymałości A-U4G.1. Gołenie podwozia głównego mocowane są pod kadłubem, każda na 4 pionowych tłumikach za pomocą 8 sworzní. Koła podwozia głównego wraz z tarczowymi hamulcami hydraulicznymi pochodzą z samolotu Rallye. Podwozie przednie teleskopowe z prostowodem i tłumikiem drgań poprzecznych. Koło przednie zawieszona na półwielcu. Gołę podwozia przedniego zawieszona jest obrotowo na wzmocnionej odpowiednio ścianie ogniowej. Kółko przednie może być sterowane tylko podczas manewrów na ziemi, po starcie jest automatycznie blokowane w położeniu naturalnym.

Instalacje. Instalacja elektryczna 12 V — alternator Prestolite i akumulator 12 V (18 Ah), zasilające przyrządy, radiostację i światło antykolizyjne. Instalacja hydrauliczna do hamowania kół — konstrukcyjnie zbliżona do prostej instalacji samochodowej. Instalacja paliwowa — 2 zbiorniki o łącznej pojemności 105 wraz z całym wyposażeniem (czujniki paliwomierzy, przewody, odpowietrzenie, zawór główny) — pochodzi z samolotu Rallye. Instalacja olejowa silnika — zasadnicze elementy z samolotów Rallye.

Zespół napędowy. Płaski, 4-cylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Rolls-Royce Continental 0-200-A o mocy 73,5 kW (100 KM), ze śmigłem metalowym dwulopato-

wym o stałym skoku McCauley. Średnica śmigła — 1,80 m. Piasta śmigła osłonięta stożkowym laminatowym kołpakiem. Śmigło jest zamocowane na silniku za pośrednictwem łącznika-przedłużacza o długości 75 mm. Rozwiązanie to pozwoliło na przedłużeniu osi silnika do przodu, co poprawiło warunki chłodzenia silnika i aerodynamikę całego samolotu. Silnik wyposażony w starannie opracowane deflektory jest zawieszony na łożu spawanym z rurek stalowych. Łoże silnika mocowane jest do ściany ogniowej — cztery okucia mocowania wprowadzają siły skupione w mocne podłużnice przedniej części kadłuba. Kolektor wylotowy spalin rurowego kształtu, poprzecznie umieszczony, otoczony jest nagrzewnicą powietrza. Ogrzane w wymienniku kolektora powietrze jest podawane przewodami do puszek mieszacza klimatyzacji (na ścianie ogniowej) i do podgrzewu gaźnika. Identyczne rozwiązanie stosowane jest w samolotach Rallye i stąd też pochodzi większość elementów. Wylot spalin pojedynczy, skierowany ku dołowi. Osłony silnika wykonane z laminatu (tkanina preimpregnowana) epoksydowo-szklanego. Osłony silnika dwudzielne, dzielone w płaszczyźnie poziomej. W dolnej osłonie znajduje się duży wykrój, przez który odprowadzane jest powietrze chłodzące silnik. Przechodzi przez niego również rura wydechowa i gołę podwozia przedniego.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstrukctorem samolotu jest Yves Charles, inżynier lotniczy pracujący w biurze konstrukcyjnym wytwórni SOCATA (dawniej Morane-Saulnier). Nie jest to jego pierwsza tego rodzaju konstrukcja, kilka lat temu opracował on dość udany mały samolot YC-12 Tourbillon. Oznaczenie LMC jest skrótem nazwy Leon Morane Club — Aeroklub im. Leona Morane, który istnieje od maja 1967 r. przy SOCATA. Sprintair niesłusznie nazywany bywa konstrukcją amatorską — był on projektowany i wykonywany przez specjalistów lotniczych, dysponujących znaczną pomocą malarzysty fabryki. W pracach nad nim brało udział 20 osób. Samolot ten zdecydowanie nie nadaje się do budowy w warunkach amatorskich — konieczność użycia odpowiednio wyposażonych przyrządów montażowych predestynuje go do produkcji w specjalistycznym zakładzie. Budowa Sprintaira była finansowana przez działające w SOCATA związki zawodowe. Dyrekcja fabryki udzieliła pomocy formalnej zespołowi budującemu samolot oraz zezwoliła na używanie pomieszczeń i oprzyrządowania. Prace konstrukcyjne rozpoczęto w lutym 1973 r. W sierpniu tego roku gotowe były pierwsze przyrządy montażowe, a w październiku — pierwsze części samolotu. Obłot odbył się 18 czerwca 1975 r. Dokonał go oblatywacz fabryczny SOCATA Jean Cluquet. Opracowanie dokumentacji zajęło łącznie 1500 h, wykonanie oprzyrządowania — 1000 h, a sama faza budowy — 2500 h. Tak krótki czas powstawania konstrukcji możliwy był tylko dzięki dużemu doświadczeniu całego zespołu oraz dzięki umiejętności wykorzystania części i całych podzespołów z produkowanych w SOCATA samolotów Rallye.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość

8,60 m

Długość

6,45 m

Wysokość

2,35 m

Rozpiętość usterzenia poziomego

3,00 m

Cięciwa skrzydła

1,20 m

Cięciwa usterzenia poziomego

0,80 m

Wydłużenie skrzydła

7,5

Powierzchnie

Skrzydło

10,00 m²

Usterzenie poziome

2,40 m²

Masa własna

450 kg

Masa maks. (2 osoby ze spadochronami + pełny
zapas paliwa)

700 kg

Prędkość maks. (na wysokości $h = 0$ m)

210 km/h

Prędkość przelotowa przy obrotach silnika

190 km/h

261,8 s⁻¹ (2500 obr./min)

Prędkość lądowania

80 km/h

Rozbieg

250 m

Start na 15 m

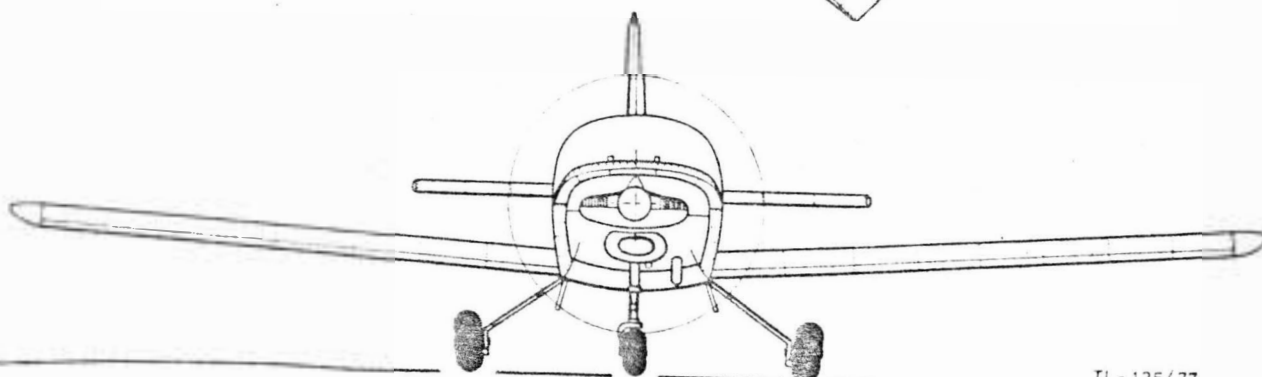
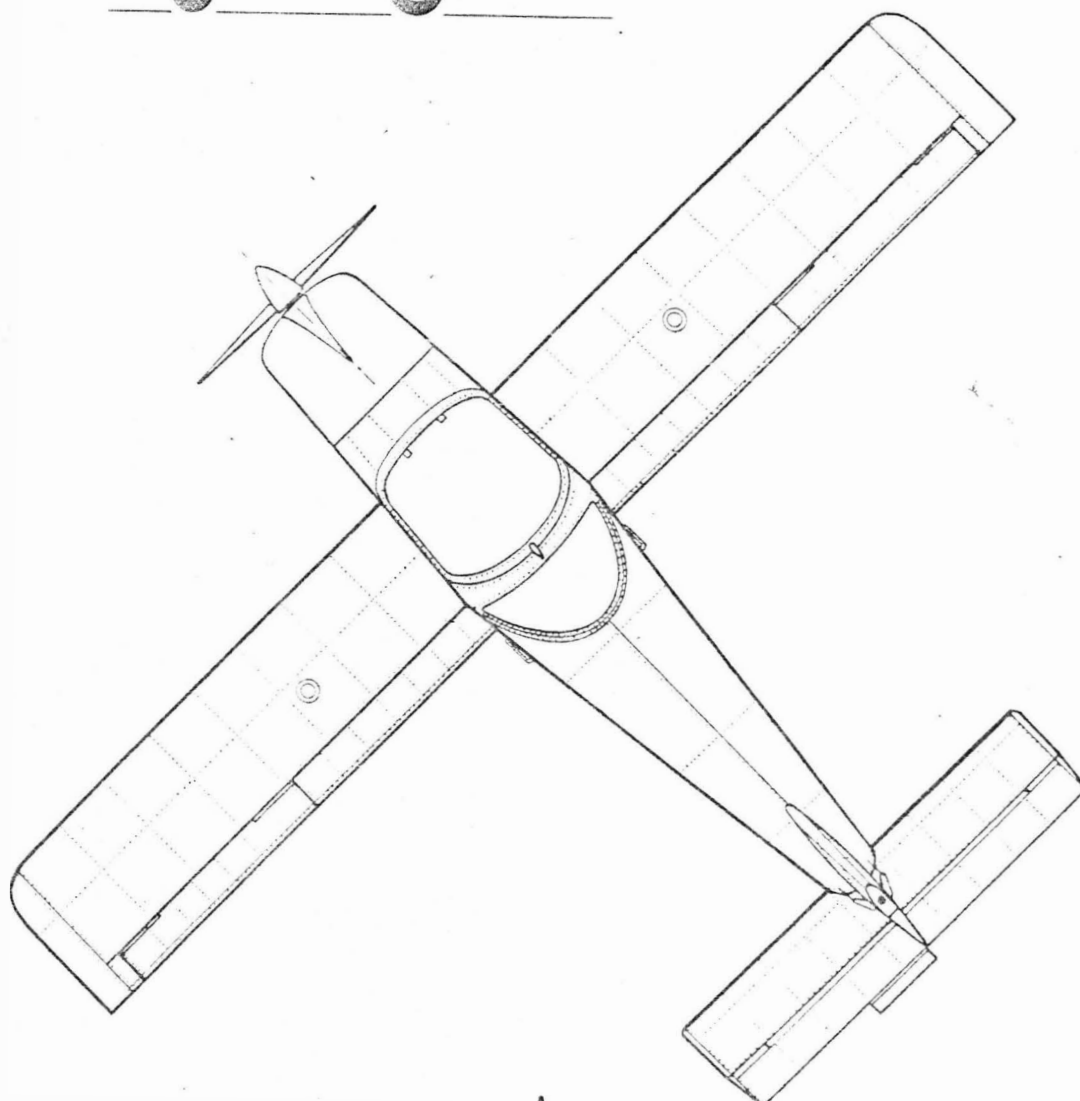
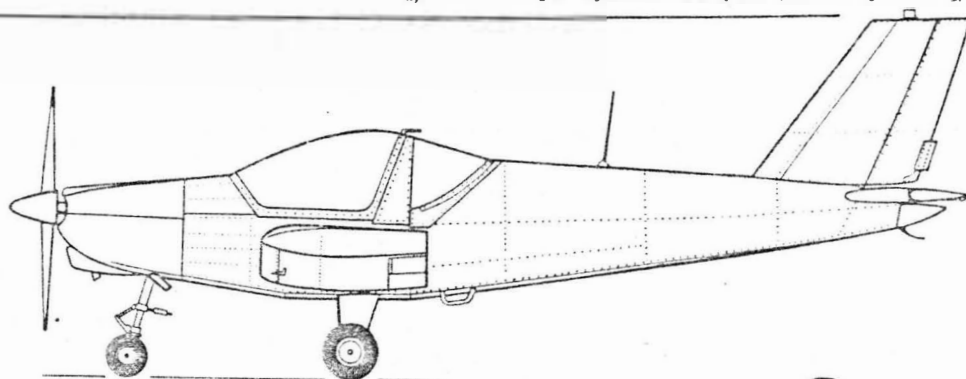
380 m

Zużycie paliwa

19 l/h

Współczynniki obciążenia (dla masy 690 kg)

$n = +9 \div -4,5$



Grumman E-2C Hawkeye

USA

KARTOTEKA TLiA

Samolot wczesnego ostrzegania

KONSTRUKCJA: Dwusilnikowy górno-
płat konstrukcji metalowej.

Płat dźwigarowy, półskorupowy. Centro-
płat konstrukcji skrzynkowej trójdźwiga-
rowej, wielopodłużnicowej. Żebra kratow-
nicowe. Część noskowa, zamocowana za-
wlasowo, jest niepracująca. W pozycji od-
chylonej ułatwiony dostęp do mechaniz-
mów skrzydła. Część zewnętrzna skrzydła,
po rozłączeniu okuć, może być obracana
do tyłu wokół skośnej osi siłownikiem za-
mocowanym do tylnego dźwigara, aż do
osiągnięcia położenia równoległego do kad-
łuba. Kłapy typu Fowler, dwuczęściowe,
na centroplatcie i części zewnętrznej. Wy-
cienie kłap hydrauliczne. Lotki o dużej
ciężkości czteropodporowe o układzie kła-
p. Gdy kłapy są odchylane, lotki
opierają się automatycznie. Układ stero-
wania samolotem posiada wspomaganie oraz
urządzenia zapewniające sztuczne czucie.
Automatyczny system kontroli lotu zapew-
nia stabilizację samolotu. Na nosku skrzydła
znajduje się gumowa instalacja przeciw-
oblodzeniowa uruchamiana pneumatycznie.

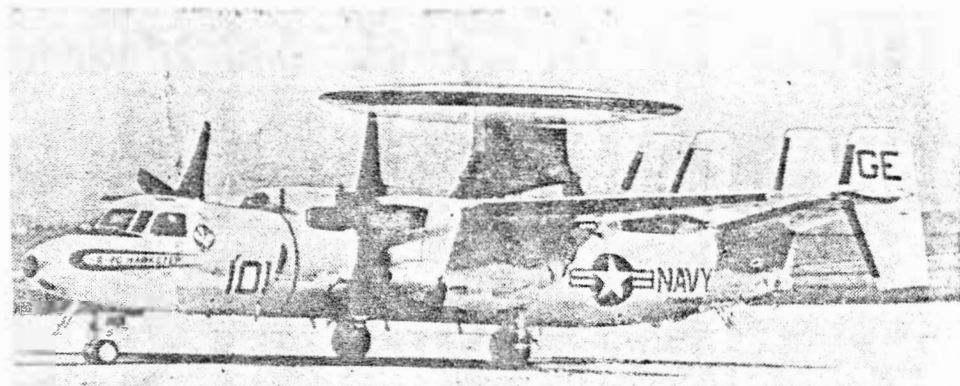
Kadłub. Struktura konwencjonalna, pół-
skorupowa typu fail-safe o przekroju o-
walnym. Wnętrze kadłuba ciśnieniowe z
klimatyzacją. Wlot powietrza do klimatyz-
acji nad kadłubem za kabiną pilotów. W
środkowej części kadłuba wybudowano pi-
ramidę do obrotowego zamontowania an-
teny radarowej.

Usterzenie konstrukcji dźwigarowej, wie-
lopodłużnicowej z czterema statecznikami
pionowymi. Stery kierunku dzielone, pod-
wójne wychylne. Wznios usterzenia pozi-
omego 11°. Górne stateczniki pionowe i ster-
y są częściowo wykonane z laminatu z
włóknem szklanym celem zmniejszenia odbi-
cia radaru. Sterowanie ze sztucznym czu-
ciem, wspomagane identycznie jak na
skrzydłach. Instalacja przeciwooblodzeniowa
gumowa, uruchamiana pneumatycznie, za-
montowana na wszystkich krawędziach natar-
cia.

Podwozie trójkółowe, chowane hydraulicz-
nie. Chowanie awaryjne pneumatycznie.
Słupki chowane podwozie przednie chowane do
tyłu. Podwozie główne chowane do przodu
do gondoli silnikowych. Amortyzacja olejo-
pneumatyczna. Koła główne o wymiarach
38X11 typu VII 24. Ciśnienie w pneumaty-
kach 182,8 kPa (18,28 kg/cm²) do lądowa-
nia na statkach i 147,6 kPa (14,76 kg/cm²)
do lądowania na lądzie. Hamulce hydrau-
liczne. Płóza ogonowa wychylana hydrau-
licznie.

Zespół napędowy. Dwie turbiny Allison
T36-A-423 o mocy 2940 kW (4050 KM) lub
T36-A-15 o mocy 3370 kW (4910 KM) wypo-
sążone w czteropłatowe śmigła samona-
stawne z rewersem firmy Hamilton-Stan-
dard. Konstrukcja łopat z laminatu z włók-
nem szklanym z wypełniaczem plankowym.
Instalacja przeciwooblodzeniowa elektryczna.

Załoga składa się z pięciu osób, I pilot,
II pilot, oficer centrum informacji bojowej,
oficer kontroli powietrznej i operator
radaru. Pracownicy informacji bojowej sle-



dzą w tylnej części kadłuba przed trzema
ekranami. Drzwi wyjściowe z wbudowanymi
stopniami wychylają się do dołu na
bocznej ścianie kadłuba.

Awionika. Antena dyskowa AN/APA-171
o strukturze półskorupowej wielodźwigaro-
wej zainstalowana obrotowo na piramidzie
nad kadłubem. Antena obraca się z prę-
dkością 6 obr/min i może być opuszczana
w dół o 0,64 m celem ułatwienia usta-
wienia samolotu na pokładzie statku. Kra-
wędź natarcia dysku anteny wyposażono
w pneumatyczną instalację przeciwooblodze-
niową. Radar dalekiego zasięgu typu AN/
APS-120 w połączeniu z komputerem wy-
pracowuje sygnały do detekcji celów
powietrznych lub naziemnych. Zapytywacz
IFF typu RT-988/A identyfikuje odpowiedzi
poszczególnych sygnałów. Odpowiedzi sa-
molotów własnych są przekazywane do pro-
cesora detekcji OL-76/AP lub do grupy
identyfikacji AN/APA-172 dla wypracowa-
nia identyfikacji i na ekran operatora.
Urządzenie RT-859A/APX IFF przekazuje
odpowiedzi kiedy Hawkeye jest zapytywany.
Układem sterującym awioniką jest cen-
tralny procesor danych OL-77/ASQ firmy
Litton, który oblicza dane radarowe, na-
wigacyjne, i steruje przebiegami. Ten pro-
cesor składa się z dwu komputerów L-301,
ośmiu jednostek pamięci 8K słów (co jest
porównywalne z pamięcią komputera IBM-
360), konwertera zasilania, systemu testu
modułów, 4 K słów pamięci na ekran ope-
ratora, buforów wejścia/wyjścia itp. Dla
śledzenia celów procesor akceptuje infor-
macje z systemu radarowej detekcji i z u-
kładu OL-76/AP IFF tak, że może opisać
pozycję celu, wysokość i prędkość lotu
oraz określić czy cel jest własny czy nie-
przyjaźnielski. Wypracowane dane są prze-
kazywane do sztabu marynarki, do in-
nych samolotów E-2C lub do myśliwców.
Gdy myśliwiec jest kierowany do celu to
procesor generuje informacje o typie
wymaganej do zniszczenia celu rakiety,
prędkości, wysokości, oraz odległości do celu.
Kombinowane dane z radaru Dopplera
bezwzględnościowego systemu nawigacyjnego
są przekazywane do procesora celem pre-
cyzyjnego pomiaru prędkości lotu. Wyo-
sokościomierz radarowy firmy Honeywell o-
kreśla wysokość lotu podczas lądowania w
warunkach IFR. Komputer firmy Conrac
CP1085/AS akceptuje sygnały: ciśnienia sta-
tycznego, całkowitego, temperatury i prze-
twarza je na wyjściu analogowym lub cyf-
rowym w sygnały: prędkości rzeczywistej,
ciśnienia, wysokości barometrycznej itp.

Bezwzględnościowy nawigator Litton AN/
ASN-92 korzysta z radaru Dopplera firmy
General Precision AN/APN-153 dla bezwzględ-
nościowego tłumienia zakłóceń lotu. Elek-
tromechaniczny automatyczny system kon-
troli lotu AN/ASW-15 steruje stabilizacją
samolotu i prowadzi kontrolę ścieżki lotu.
Podczas lądowania automatycznie może ma-
newrować samolotem w odpowiedzi na
sygnały systemu automatycznego lądowa-
nia. W czasie lotu na żądanie pilota są
wyświetlane takie dane nawigacyjne jak:
pozycja, położenie na ścieżce lotu, kieru-
nek biegun geograficznego lub magnetycz-
nego, kierunek zboczenia, odległość do celu,
kierunek wiatru i prędkość. Dla zapewnienia
prawidłowej pracy elektroniki zainsta-
lowano układ klimatyzacji.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Historia samo-
lotów wczesnego ostrzegania w USA roz-
poczęła się w grudniu 1945 r. projektem pod
nazwą Cadillac I i II, który przewidywał
wyposażenie samolotów: Grumman TBM-3W
Avenger lub Boeing PB-1W w radar AN/
APS-20. Badania w locie potwierdziły efek-
tywność tego wyposażenia w przekazywaniu
informacji radarowych na inne samoloty
lub na statki. W następstwie do celów
wczesnego ostrzegania przystosowano samo-
lot Grumman AF-2W Guardian, który był
pierwszym samolotem torpedowo-bombo-
wym. Wersja AEW (airborne early warn-
ing) nosiła nazwę Grumman S-2 Tracker
lub WF-2 (Willy Fudd), później przemiano-
wana na E-1B Tracer. Samolot był wypo-
sążony w obrotową antenę radarową nad
kadłubem. Ponieważ były zakłócenia w ob-
serwacji radarowej, pojedynczy statecznik
pionowy samolotu S-2 zastąpiono podwój-
nym. Samoloty E-1B rozpoczęły służbę w
marynarce amerykańskiej w 1958 r. Pierw-
szym samolotem zaprojektowanym specjal-
nie do celów wczesnego ostrzegania był
Grumman E-2A Hawkeye, który zbudowa-
no w 1959 r. Pierwszy lot odbył się 21
października 1960 r. Wersja produkcyjna
została oblatana 19.01.1961 r. Destawy do
marynarki amerykańskiej rozpoczęły się w
styczniu 1964 r., kiedy pierwszy Hawkeye
został akceptowany w San Diego. Do roku 1967
zbudowano 62 sztuki. Po doświadczeniach
w eksploatacji, głównie na wojnie wietnamskiej,
zmodyfikowano wersję E-2A na E-
2B, którą wyposażono w unowocześnioną
elektronikę. Prototyp tej wersji oblatano
20.02.69 r., a do 1971 r. dokonano przeróbek
we wszystkich samolotach będących na wy-
posażeniu. Latem 1968 r. rozpoczęto prace

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość
Długość
Wysokość
Średnica dysku anteny
Średnica śmigła
Powierzchnia nośna
Masa własna
Ciężar
Maksymalna masa do startu

21,56 m
17,55 m
5,59 m
7,32 m
4,11 m
65,03 m²
17090 kg
5624 kg
23391 kg
Prędkość maksymalna
Prędkość przelotowa
Prędkość przeciągnięcia
w konfiguracji do lądowania
Pułap
Rozbieg
Start na bramkę 15 m
Promień działania
Zasięg przy przelocie
Długość trwania lotu

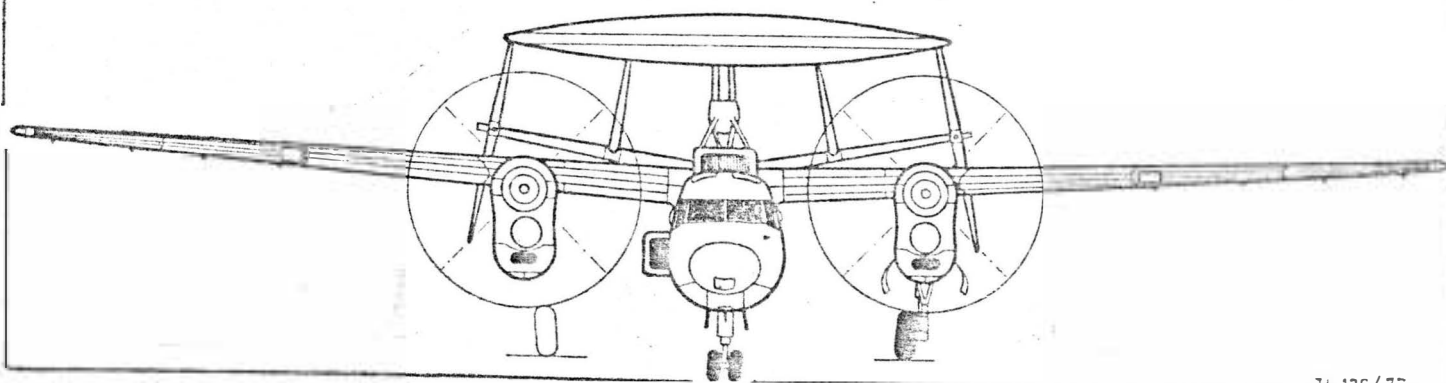
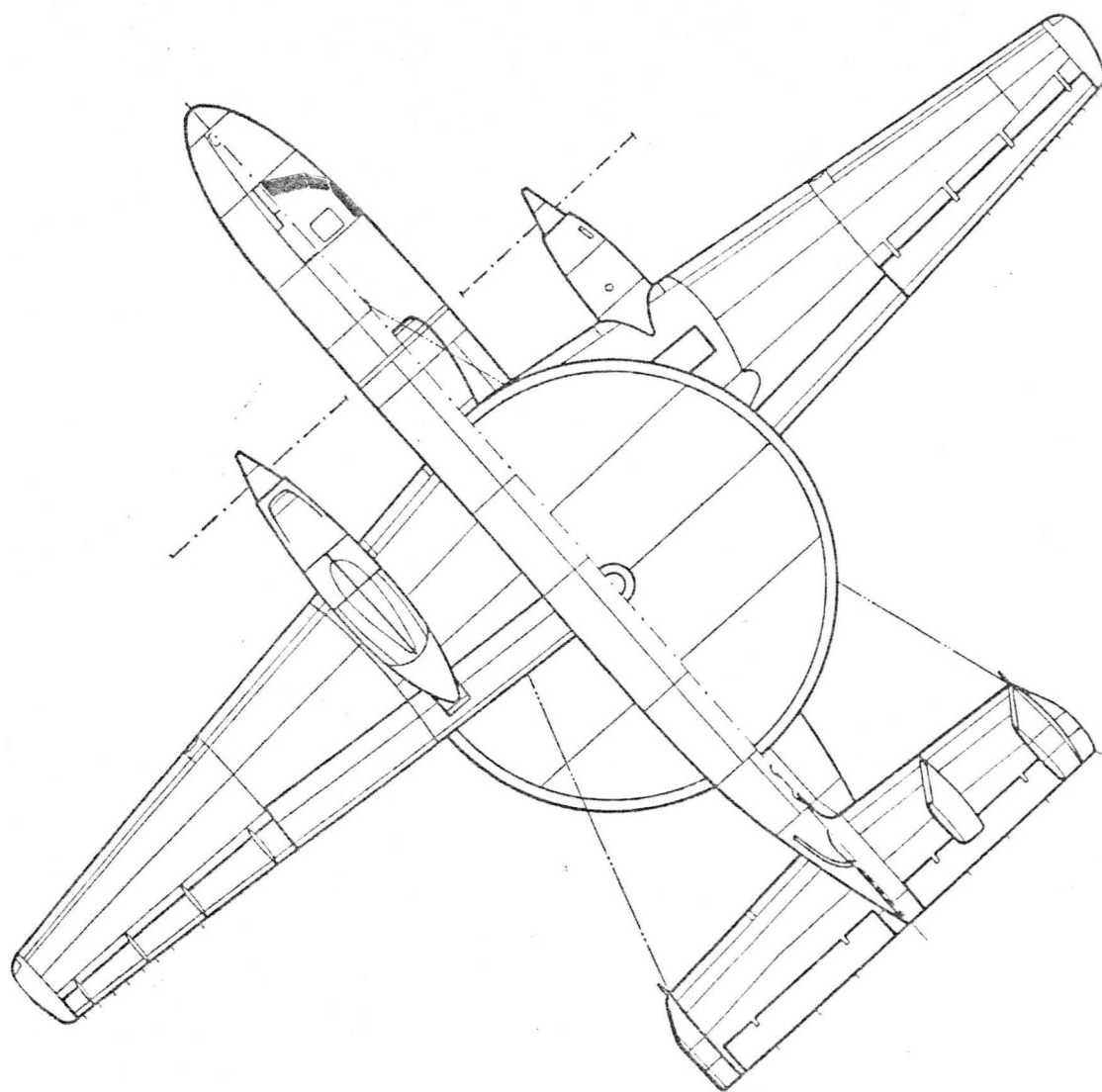
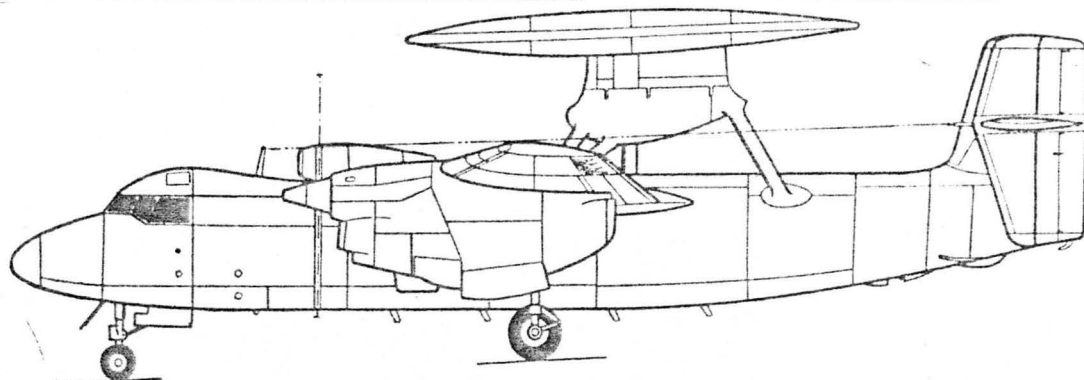
602 km/h
499 km/h
137,5 km/h
3360 m
578 m
768 m
754 km
2383 km
6,1 h

nad wersją E-2C w wyniku sprecyzowania wymagań aż po rok 1980. Pierwszy lot dwu prototypów E-2C wykonano 20.01.1971 r. Produkcja seryjna rozpoczęła się latem

1971 r. We wrześniu 1972 r. oblatano samolot seryjny. Dostawy do armii amerykańskiej rozpoczęto w grudniu 1972 r. Do końca 1976 r. zbudowano 34 samoloty. Zamówienia

do 1981 r. przewidyują wyprodukowanie 83 maszyn. Cena za samolot całkowicie wyposażony wynosi 18 mln dol.

L.J.



DRGANIA

- 1 — wahadło
- 2 — ruch kołowy
- 3 — r. aperiodyczny
- 4 — r. periodyczny
- 5 — drgania własne, d. swobodne
- 6 — d. wymuszone
- 7 — d. okresowe, d. periodyczne
- 8 — d. harmoniczne, d. sinusoidalne
- 9 — d. tłumione
- 10 — d. nietłumione
- 11 — d. mechaniczne, wibracje
- 12 — d. akustyczne
- 13 — d. elektryczne
- 14 — d. liniowe
- 15 — d. nieliniowe
- 16 — d. samowzbudne
- 17 — d. giętne
- 18 — d. skrętne
- 19 — d. podłużne
- 20 — d. poprzeczne
- 21 — d. główne, d. podstawowe
- 22 — d. składowe harmoniczne
- 23 — d. modulowane
- 24 — d. rezonansowe
- 25 — d. aerosprężyste
- 26 — cykl
- 27 — okres (drgań)
- 28 — częstotliwość, częstość
- 29 — częstotliwość kołowa, pulsacja
- 30 — c. drgań własnych, c. rezonansowa
- 31 — amplituda
- 32 — faza
- 33 — tłumienie
- 34 — dekrement tłumienia
- 35 — stała czasu, s. czasowa
- 36 — współczynnik tłumienia
- 37 — wzbudzenie
- 38 — rezonans
- 39 — superpozycja drgań
- 40 — dudnienia
- 41 — samowzbudzenie
- 42 — strzałka, brzuśce, przeciwwęzły
- 43 — węzeł
- 44 — linia węzłów
- 45 — powierzchnia w.
- 46 — sprzężenie
- 47 — przesunięcie fazowe
- 48 — histereza
- 49 — tarcie suche
- 50 — opór hydrauliczny
- 51 — buffeting, trzepotanie
- 52 — flatter
- 53 — prędkość krytyczna
- 54 — drgania shimmy
- 55 — tłumik (drgań) shimmy
- 56 — amortyzator (drgań)

(K.D.)

VIBRATION

- 1 — pendulum
- 2 — circular motion
- 3 — aperiodic m.
- 4 — periodic m.
- 5 — free vibrations, proper v.
- 6 — forced v.
- 7 — periodic v.
- 8 — sinusoidal v., harmonic v.
- 9 — damped v.
- 10 — undamped v.
- 11 — mechanical v.
- 12 — acoustical v.
- 13 — electric oscillations
- 14 — linear v.
- 15 — non-linear v.
- 16 — self-excited v.
- 17 — transverse v., flexural v.
- 18 — torsional v.
- 19 — longitudinal v.
- 20 — transverse v.
- 21 — normal v.
- 22 — harmonics, harmonic components
- 23 — modulated oscillations
- 24 — resonant vibrations
- 25 — aeroelastic v.
- 26 — cycle
- 27 — period
- 28 — frequency
- 29 — angular f., pulsance
- 30 — periodity
- 31 — amplitude
- 32 — phase
- 33 — damping, attenuation
- 34 — damping decrement
- 35 — time-constant
- 36 — damping coefficient
- 37 — excitation
- 38 — resonance
- 39 — vibrations-superposition
- 40 — beat
- 41 — self-excitation
- 42 — loop
- 43 — node
- 44 — nodal line
- 45 — nodal surface
- 46 — coupling
- 47 — phase shift, p. displacement
- 48 — hysteresis
- 49 — solid friction, dry friction
- 50 — viscosity resistance, hydraulic r.
- 51 — buffeting
- 52 — flutter
- 53 — critical speed
- 54 — nose-wheel shimmy
- 55 — shimmy damper
- 56 — shock absorber

(K.D.)

DIE SCHWINGUNGEN

- 1 — das (der) Pendel
- 2 — die Kreisbewegung
- 3 — die Kriechbewegung
- 4 — die periodische Bewegung
- 5 — die Eigenschwingungen, freie Schwingungen
- 6 — erzwungene Schwingungen
- 7 — periodische S.
- 8 — sinusförmige S., harmonische S.
- 9 — gedämpfte S.
- 10 — ungedämpfte S.
- 11 — mechanische S., die Vibration
- 12 — die Schallschwingungen, akustische S.
- 13 — elektrische S.
- 14 — lineare S.
- 15 — nichtlineare S.
- 16 — selbsterregte S.
- 17 — die Biegeschwingungen
- 18 — die Torsionschwingungen
- 19 — longitudinal Schwingungen
- 20 — die Transversalschwingungen, die Querschwingungen
- 21 — die Hauptschwingungen, die Grundschiwingungen
- 22 — die Teilschwingungen, die Oberschwingungen
- 23 — modulierte Schwingungen
- 24 — die Resonanzschwingungen
- 25 — aeroelastische Schwingungen
- 26 — der Zyklus
- 27 — die Periode
- 28 — die Frequenz, die Schwingungszahl
- 29 — die Kreisfrequenz
- 30 — die Eigenfrequenz
- 31 — die Amplitude
- 32 — die Phase
- 33 — die Dämpfung
- 34 — das Dekrement
- 35 — die Zeitkonstante
- 36 — der Dämpfungsfaktor
- 37 — das Aufschaukeln
- 38 — die Resonanz
- 39 — die Schwingungen-Überlagerung
- 40 — die Schwebungen
- 41 — die Selbsterregung
- 42 — die Bäuche
- 43 — der Knoten
- 44 — die Knotenlinie
- 45 — die Knotenfläche
- 46 — die Kopplung
- 47 — die Phasenverschiebung
- 48 — die Hysterese, die Hysteresis
- 49 — die Trockenreibung
- 50 — hydraulischer Widerstand
- 51 — das Buffeting
- 52 — das Flattern
- 53 — die kritische Geschwindigkeit
- 54 — das Bugradflattern
- 55 — der Flatterdämpfer, der Shimmy-Dämpfer
- 56 — der Schwingungsdämpfer, der Gummipuffer

(K.D.)

КОЛЕБАНИЯ

- 1 — маятник
- 2 — круговое движение
- 3 — аperiодическое д.
- 4 — периодическое д.
- 5 — собственные колебания
- 6 — вынужденные к.
- 7 — периодические к.
- 8 — гармонические к.
- 9 — затухающие к.
- 10 — незатухающие к.
- 11 — механические к., вибрации
- 12 — акустические к.
- 13 — электрические к.
- 14 — линейные к.
- 15 — нелинейные к.
- 16 — самовозбуждающиеся к.
- 17 — изгибные к.
- 18 — крутильные к.
- 19 — продольные к.
- 20 — поперечные к.
- 21 — основные к., первая гармоника
- 22 — гармоники, гармонические колебания высшего порядка
- 23 — модулированные к.
- 24 — резонансные к.
- 25 — аэроупругие к.
- 26 — цикл
- 27 — период (колебаний)
- 28 — частота
- 29 — круговая частота
- 30 — собственная частота
- 31 — амплитуда
- 32 — фаза
- 33 — затухание
- 34 — декремент затухания
- 35 — постоянная времени
- 36 — коэффициент затухания
- 37 — возмущение, возбуждение
- 38 — резонанс
- 39 — сложение колебаний
- 40 — биения
- 41 — самовозбуждение
- 42 — стрелка
- 43 — узел
- 44 — линия узлов
- 45 — поверхность узлов
- 46 — сопряжение
- 47 — сдвиг фаз
- 48 — гистерезис
- 49 — сухое трение
- 50 — вязкое сопротивление
- 51 — аэродинамические колебания, бафтинг
- 52 — флаттер
- 53 — критическая скорость
- 54 — колебания шимми
- 55 — демпфер шимми
- 56 — амортизатор (колебаний)

WCT/39/K/77

Systemowa analiza bezpieczeństwa w lotnictwie (I)

Skrót referatu głównego wygłoszonego na Sympozjum nt. Bezpieczeństwo w Lotnictwie Sportowym, Sanitarnym, Gospodarczym i Dyspozycyjnym Wrocław, 24–26 luty 1977 r. Logiczne podstawy analizy bezpieczeństwa lotu. Zasadnicze wymagania dotyczące sprzętu i załogi — na podstawie Brytyjskich Przepisów Zdatości Cywilnego Sprzętu Lotniczego BCAR. Niektóre zagadnienia optymalizacji rozmieszczenia wskaźników na tablicy przyrządów pokładowych.

Żadne zadanie lotnicze nie pozostaje całkowicie wolne od ryzyka wypadku. Fakt ten oznacza, że zdatość do wykonywania tych zadań jest zagadnieniem mniej lub bardziej związanym z prawdopodobieństwem. Kryterium zdatości do lotu sprowadza się w ujęciu probabilistycznym do tzw. obliczeniowego ryzyka, które to ryzyko jest porównywane z granicznym akceptowalnym zagrożeniem.

Początków zastosowania metod probabilistycznych do oceny zdatości statków latających można się doszukać już w zaraniu lotnictwa. Na przykład, w wielopłatowcach żądano zdwojenia ciągien nośnych, ponieważ intuicyjnie uważano, że prawdopodobieństwo uszkodzenia pojedynczego ciągu jest zbyt duże. Takie i podobne przesłanki opierano na ocenach wyłącznie jakościowych. Do sprecyzowania ocen ilościowych brak było bowiem materiałów statystycznych o odpowiednim poziomie ufności.

Jest faktem oczywistym, że zagadnienia bezpieczeństwa lotu w najbardziej jaskrawej formie dotyczyły cywilnej komunikacji lotniczej. W pierwszych latach sześćdziesiątych, kiedy samoczynne lądowanie w cywilnym transporcie stało się rzeczywistością, nie wystarczyło już arbitralne żądanie zdwojenia lub potrojenia istotnych elementów systemu. Wyraźnie zarysowała się konieczność określenia akceptowalnego poziomu prawdopodobieństwa zagrożenia, przy pozo-

stawieniu konstruktorom swobody wyboru środków technicznych zapewniających ten poziom.

Zupełnie już konkretna ocena bezpieczeństwa stosowania systemów została dokonana dla naddźwiękowego samolotu transportowego Concorde.

Ponieważ znaczny odsetek wypadków lotniczych powstaje z powodu błędów załóg, dalsze rozważania poświęcono temu właśnie zagadnieniu.

Artykuł nie pretenduje do wyczerpania całości problemów. Podkreśla jedynie niektóre, najistotniejsze zdaniem autorów, aspekty.

Definicje i wymagania ogólne

W celu ujęcia konkretnych wymagań bezpieczeństwa w logiczne ramy istnieje konieczność zdefiniowania kilku pojęć. Podstawą jakiegokolwiek analizy statystycznej są zdarzenia określane jako stany związane z potencjalnym obniżeniem poziomu zdatości do lotu. Obejmują one niesprawności elementów samolotu lub urządzeń naziemnych, przypadki powodowane przyczynami zewnętrznymi w stosunku do systemu (np. porywy wiatru) i błędy wynikłe z niewłaściwego działania lub braku działania personelu (latającego lub naziemnego) (rys. 1). Zdarzenia są klasyfikowane z punktu widzenia częstości ich występowania (tabl. 1).

Konkretne sytuacje powstające w wyniku zdarzeń określa się jako **konsekwencje**. Klasyfikację konsekwencji ze względu na ich wagę dla bezpieczeństwa lotu przedstawiono w tablicy 2.

Wymagania zasadnicze

Na bazie powyższych definicji staje się możliwe wprowadzenie zasadniczych norm postępowania w analizie bezpieczeństwa lotu. Punktem wyjścia jest wymaganie doty-

TABLICA 1. Klasyfikacja zdarzeń

Klasa zdarzeń	Określenie	Prawdopodobieństwo
Sporadyczne	częste	większe niż 10^{-3}
	sensownie prawdopodobne	$10^{-3} - 10^{-5}$
Dalekie	nieprawdopodobne, aby pojawiło się w każdym samolocie podczas całego okresu jego eksploatacji, ale mogące pojawić się kilkakrotnie podczas eksploatacji wszystkich samolotów danego typu	$10^{-5} - 10^{-7}$
Bardzo dalekie	nieprawdopodobne, aby pojawiło się podczas całego okresu eksploatacji wszystkich samolotów danego typu, ale pomimo to należy rozpatrywać je jako możliwe	mniej niż 10^{-7}
Bardzo nieprawdopodobne	tak dalekie, że nie musi być rozpatrywane jako możliwe, aby pojawiło się podczas całego okresu eksploatacji wszystkich samolotów danego typu	dużo mniej niż 10^{-7}
Uwaga: podane prawdopodobieństwa należy brać w odniesieniu do godziny lotu lub w odniesieniu do lotu, zależnie od tego, co lepiej odpowiada wykonywanemu oszacowaniu.		

TABLICA 2. Klasyfikacja konsekwencji zdarzeń

Klasa konsekwencji	Określenie
Małe	konsekwencje, przeciwko którym załoga samolotu może bezpośrednio przeciwdziałać; obejmują one: 1) nieznaczne zwiększenie obciążenia załogi 2) umiarkowane pogorszenie charakterystyk eksploatacyjnych lub osiągnięć samolotu lub 3) nieznaczną modyfikację dopuszczalnych zakresów warunków lotu
Duże	powodują: 1) istotny wzrost obciążenia załogi lub 2) istotne pogorszenie charakterystyk eksploatacyjnych lub osiągnięć samolotu, bądź 3) istotne ograniczenie dopuszczalnych warunków lotu, bądź 4) konieczność odstąpienia od wykonania planowego zadania
Niebezpieczne	powodują: 1) niebezpieczny wzrost obciążenia załogi lub 2) niebezpieczne pogorszenie charakterystyk eksploatacyjnych lub osiągnięć lub 3) niebezpieczne zmniejszenie wytrzymałości samolotu lub 4) zaistnienie warunków naruszających granice bezpieczeństwa dla pasażerów lub grożące kalectwem pasażerów
Katastrofalne	powodują stratę samolotu lub wypadki śmiertelne

czące pracy w warunkach normalnego funkcjonowania: Systemy lub kombinacje systemów pracujące bez niesprawności i obsługiwane bezbłędnie nie mogą mieć możliwości przerwania ciągłego, bezpiecznego lotu w warunkach wykonywanego zadania [1].

Co do pracy w warunkach niesprawności wymaga się, aby systemy analizowane niezależnie i w powiązaniu z innymi systemami były tak zaprojektowane, aby [1]:

— żadna niesprawność, nieprzyjmowana jako nieprawdopodobna, nie dawała w wyniku konsekwencji katastrofalnych;

— niesprawności z klasy *bardzo dalekich* nie powodowały konsekwencji niebezpiecznych, chyba że całkowite ryzyko katastrofy pozostaje przy tym *bardzo nieprawdopodobne*;

— niesprawności z klasy *dalekie* nie dawały w wyniku konsekwencji poważniejszych aniżeli sklasyfikowane jako *duże*;

— niesprawności *sporadyczne* nie powodowały konsekwencji poważniejszych aniżeli określonych jako *małe*.

Te zasadnicze wymagania ilustruje rys. 2 gdzie zaznaczono obszary: dopuszczalny i niedopuszczalny.

Odnosnie do błędów wymaga się, aby [1]:

— konstrukcja systemu (łącznie z procedurami konserwacji i przeglądów sprzętu) była taka, aby zminimalizować możliwość błędów personelu naziemnego prowadzących do zagrożeń;

— systemy wraz ze środkami kontrolnymi i ostrzegającymi były tak skonstruowane, aby zminimalizować możliwość powstawania błędów, które powodowałyby dodatkowe zagrożenie.

Zgodność z powyższymi wymaganiami winna być wykazana przez analizę, popartą wynikami prób naziemnych i w locie. Analiza taka winna uwzględniać wszystkie możliwe tryby pracy normalnej oraz w warunkach niesprawności, wynikowe konsekwencje dla samolotu i pasażerów, świadomość załogi o niesprawnościach i wymaganych akcjach korekcyjnych, zdolność do identyfikacji niesprawności oraz procedury przeglądów i konserwacji sprzętu. Przy rozpatrywaniu niesprawności zbiegających się z przypadkiem należy przyjąć poprawkę na prawdopodobieństwo zdarzenia się takiego przypadku.

Dysponując daną liczbą wartości średniego ryzyka, dla konkretnych faz lotu (np. lądowania) dokonuje się alokacji całkowitego ryzyka między poszczególne zdarzenia mające statystyczny udział w spowodowaniu wypadku.

Sprecyzowane wyżej ramowe wymagania bezpieczeństwa lotu mogą i winny być stosowane do oceny zdolności cywilnego sprzętu lotniczego. Zagadnienie niezawodności pilota (załogi) wymaga odrębnego przeanalizowania. Problemowi temu poświęcimy kilka dalszych uwag.

Błędy pilota

O ile wymagania bezpieczeństwa lotu w zakresie sprzętu lotniczego są stosunkowo szczegółowo zdefiniowane, o tyle zagrożenie, którego powodem może być niewłaściwe działanie pilota (załogi) pozostaje nadal dalece płynne.

Dzieje się tak dlatego, że zachowanie człowieka jest jedynie częściowo możliwe do przewidzenia. Dobrze wyszkolony operator przy dobrym stanie zdrowia i nie podlegający nienormalnym wpływom stresów, zmęczenia i zakłóceń emocjonalnych może wykonywać pewne zadania przy wysokim poziomie niezawodności.

Jednak od czasu do czasu zdarzają się w zachowaniu człowieka-operatora aberracje, które trudno zaliczyć do zaniedbań bądź innych bardziej oczywistych przypadków. Jeśli te aberracje zdarzają się w sytuacjach prowadzących do wypadku, są one zwykle klasyfikowane jako błędy pilota.

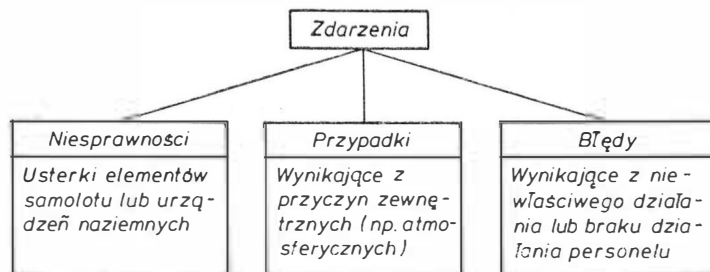
Schematyczne obciążanie pilota odpowiedzialnością za te wypadki, w których nie wystąpiły wyraźne usterki techniczne sprzętu, jest z jednej strony wysoce krzywdzące dla pilotów, z drugiej zaś mało konstruktywne dla konstruktorów. Przyjęcie bowiem filozofii błędu pilota uniemożliwia zastosowanie jakiegokolwiek metody, którą konstruktor złożonego systemu mógłby przyjąć w celu zabezpieczenia się od występowania tych błędów.

Jako zmienną można tu przytoczyć wypowiedź znanego specjalisty amerykańskiego, dr R. R. Shaw'a z IATA, skierowaną do Stowarzyszenia Licencjonowanych Inżynierów i Technologów Lotniczych [10]: „Z wyjątkiem nielicznych przypadków piloci stanowią odpowiedzialną grupę zawodową, a wypadki zaliczane do klasy wynikłych z tzw. błędu pilota są spowodowane nie przez zaniedbania, beztroskę czy też umyślne nieposłuszeństwo personelu latającego, lecz dla-

tego, że my na ziemi zastawiamy na nich pułapki, w które oni ostatecznie wpadają.

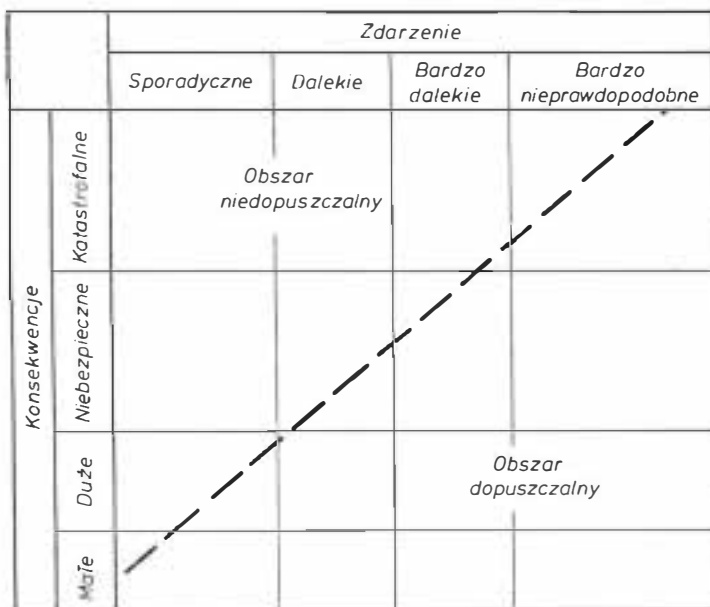
Jeśli błąd nastąpił, musiała wcześniej zaistnieć jego przyczyna.

Stosowana ostatnio przyczynowo ukierunkowana analiza wypadków z tzw. winy pilota (*WHY Oriented Investigation*) [3], dostarcza znacznie więcej informacji o genezie tej grupy wypadków. Na rys. 3 przedstawiono typowy schemat pracy człowieka, zaś na rys. 4 zasadnicze etapy, od których zależy wykonanie pracy. W praktyce niezmiennie rzadko zdarza się, że analiza daje się przedstawić jako ścieżka



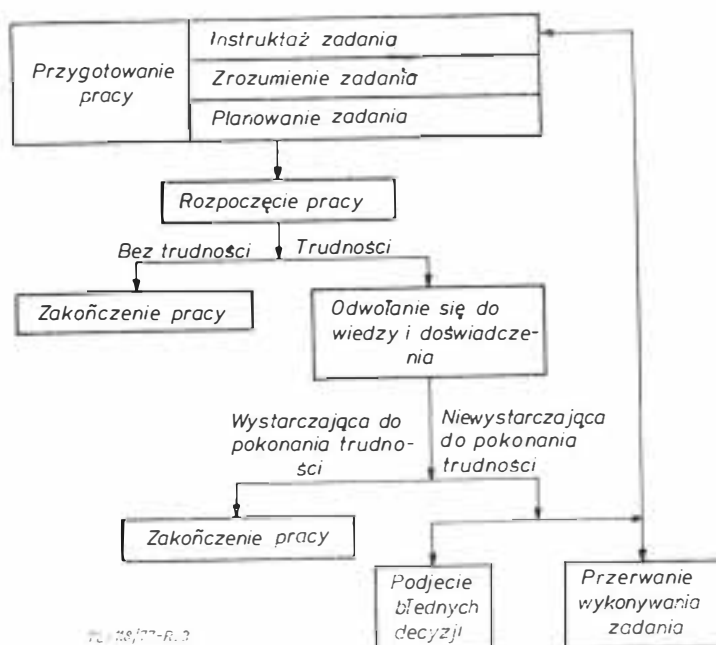
TL-118/77-R.1

Rys. 1. Zdarzenia i ich systematyka



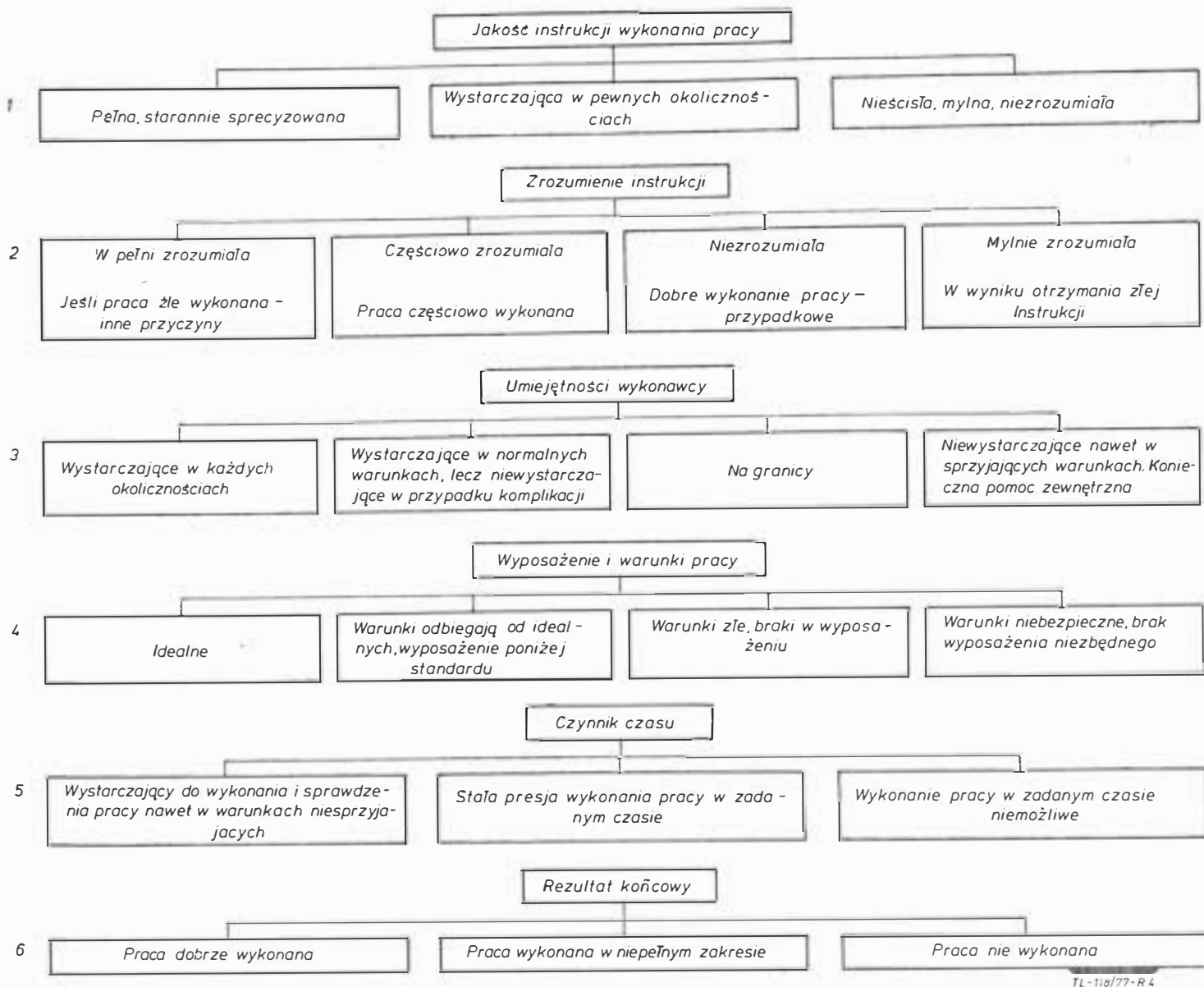
TL-119/77-R.2

Rys. 2. Zasadnicze wymagania bezpieczeństwa



TL-118/77-R.3

Rys. 3. Typowy schemat działania człowieka (Cornthwaite, 1975)



TL-118/77-R 4

Rys. 4. Schemat do analizy czynników wpływających na powodzenie działania człowieka (Cornthwaite, 1975)

biegnąca po lewej stronie rys. 4 (idealny przypadek). Z reguły na określonych etapach należy wybrać mniej idealne okoliczności (ścieżka bliżej prawej strony). Na podstawie podobnej analizy można ściśle wyznaczyć istotne czynniki przyczynowe błędu w działaniu człowieka, które winny być usunięte na drodze usprawnień technicznych bądź modyfikacji treningu i szkolenia.

Odsetek wypadków lotniczych klasyfikowanych jako błąd pilota jest znaczny. W lotnictwie transportowym wynosi on 20÷30%, w lotnictwie ogólnym — 60÷70%. Dla lotnictwa rolniczego podawana jest [5] cyfra 85%.

Większa wypadkowość z winy pilota w lotnictwie ogólnym w porównaniu z transportowym jest spowodowana przede wszystkim:

- małą powtarzalnością zadań (brak ustalonych tras i wysokości lotu, nietypowe procedury);
- szerokim zakresem zadań operacyjnych (np. akrobacja, nawigacja na małych wysokościach, holowanie, loty agro itd.);
- dużym procentem zadań typu szkolno-treningowego, zawierających z natury rzeczy elementy nieznanne dla pilota;
- dążeniem do stosowania sprzętu uniwersalnego, z zasady nigdy nie spełniającego wysokiego standardu osiągnięć i bezpieczeństwa, wymaganego dla specjalnych zadań;

— stosunkowo prymitywnym wyposażeniem samolotów (mała ilość informacji przyrządowych typu *hardware*), co zmusza pilota do filtrowania olbrzymiej ilości informacji odbieranych wprost z otoczenia;

— stosunkowo ograniczonym wyposażeniem radiowo-łącznikowym, co w dużym stopniu ogranicza wykorzystanie narządu słuchu jako receptora dla informacji operacyjnych; obciąża to dodatkowo i tak skrajnie obciążony narząd wzroku.

W przypadku operacji typu usług agrolotniczych dodatkowymi czynnikami ograniczającymi zdolności percepcyjne i wykonawcze pilota są:

- znużenie (powtarzalność cykli operacyjnych o krótkim okresie repetycji);
- zmęczenie (długotrwałość prac w stosunku dziennym, a także hałas, drgania, temperatura);
- zatrucie (wpływ chemikaliów),
- braki w wyszkoleniu (sezonowy nabór załóg).

Te właśnie czynniki decydują o przytoczonej wyżej strukturze wypadków z winy pilota w różnych rodzajach zastosowania lotnictwa.

Dokończenie w numerze 2/78

WCT/371/K/77

Uprzejmie przypominamy, że zgodnie z zarządzeniem Prezesa PKNiM od dnia 1 stycznia 1977 r. należy we wszelkich publikacjach stosować jednostki układu SI (w razie potrzeby podając w nawiasie jednostki dotychczas stosowane). Autorów nadsyłających nam artykuły i notatki prosimy o przestrzeganie ustalonych urzędowo zaleceń.

Lotniska krótkiego startu i lądowania

Podstawowe czynniki uzasadniające lokalizację i budowę lotnisk dla samolotów trzeciej generacji (krótkiego startu i lądowania). Kryteria wyboru środka komunikacji i prognozy rozwoju lotnictwa w Polsce.

Komunikacja lotnicza jest integralnym składnikiem systemu komunikacyjnego kraju, a warunkiem jej funkcjonowania jest istnienie odpowiedniej infrastruktury technicznej, zwłaszcza lotnisk. Dotychczasowy rozwój techniczny lotnisk prowadzi do znacznego powiększania ich powierzchni, wymuszonego koniecznością dostosowywania długości dróg startowych do wymagań coraz cięższych i coraz szybszych samolotów normalnego startu i lądowania.

Brak możliwości rozwojowych takiego lotniska, zlokalizowanego zwykle przy intensywnie rozprzestrzeniających się w jego kierunku aglomeracji miejskich powoduje często

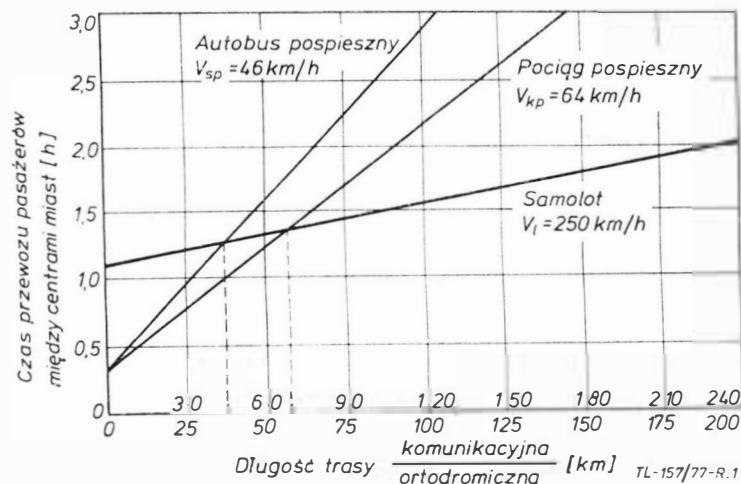
szukanie nowego terenu pod lotnisko, wymuszone koniecznością zapewnienia maksymalnego bezpieczeństwa operacji lotniczych. Warto przy tym dodać, iż 2/3 wszystkich wypadków lotniczych zdarza się w najbliższym, kilkusetmetrowym otoczeniu lotniska i dlatego zagospodarowanie tego otoczenia obiektami budownictwa miejskiego sprzyja niebezpieczeństwu lotniczemu i ogólnemu.

Poza tym odsuwanie lotnisk komunikacyjnych od centrów aglomeracji miejskich stało się wśród polskich urbanistów niezwykle modne, acz zupełnie nieprzemyślane. Wynika to z krótkowzrocznego spojrzenia na rolę komunikacji lotniczej w intensyfikacji procesu społeczno-gospodarczego rozwoju kraju i nietraktowania lotniska jako integralnego składnika aglomeracji.

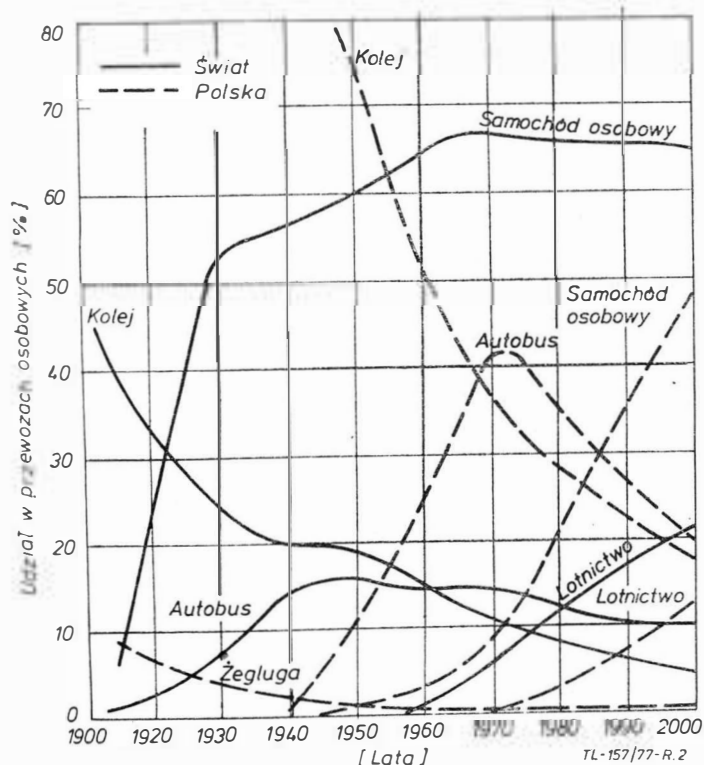
Oprócz tego zbyt mało dostrzegane są tendencje rozwoju konstrukcji samolotów, wymagających krótszych dróg startowych, a w następstwie pozwalających — przy odpowiednim bezprzeszkodowym zagospodarowaniu otoczenia lotniska — nie tylko zachować jego istniejącą lokalizację, ale nadto w przypadku projektowania nowego lotniska zlokalizować je bliżej centrum aglomeracji (miasta), a więc korzystniej dla pasażera i efektywności usługowej lotnictwa.

W Polsce komunikacja lotnicza obsługuje 12 miast wojewódzkich (Bydgoszcz, Gdańsk, Katowice, Koszalin, Kraków, Poznań, Rzeszów, Słupsk, Szczecin, Warszawa, Wrocław i Zielona Góra). Wprowadzony z dniem 1 czerwca 1975 r. nowy podział administracyjny kraju jest dla lotnictwa bardzo korzystny, ale jednocześnie wielce zobowiązujący. Od tego czasu dwa miasta wojewódzkie włączono do sieci lotniczej kraju: Słupsk i Zieloną Górę.

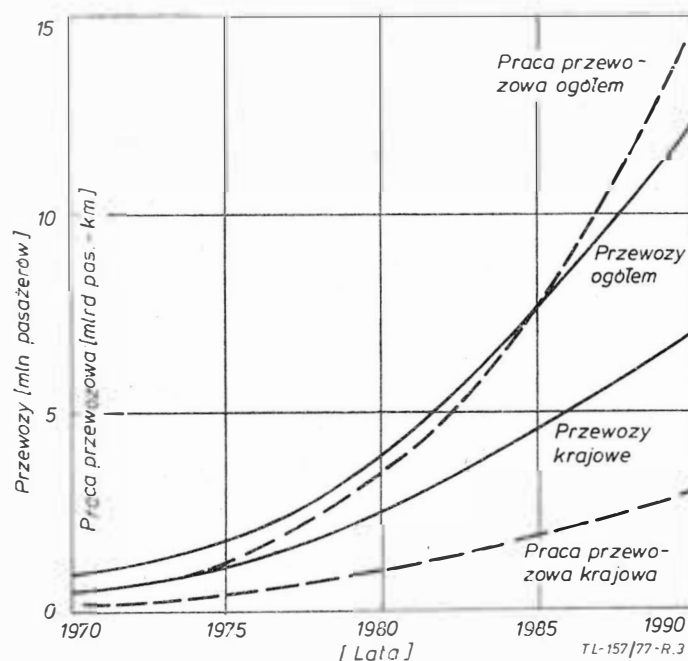
Lokalizacja lotniska słupskiego jest niezwykle korzystna dla efektywności usługowej komunikacji lotniczej, natomiast lotnisko zielonogórskie, osiąmane z miasta w ciągu 2/3 godziny, nie stanowi żadnej konkurencji dla szybkiej komunikacji kolejowej i autobusowej do Poznania i bardzo wątpliwą na dłuższej trasie do Warszawy. Decyzje lokalizacyjne nie działają w tym przypadku na dobro lotnictwa komunikacyjnego. Bez wątpienia korzystniejszym rozwiązaniem byłoby przyjęcie komunikacji lotniczej na podmiejskim lotnisku w Przylepie i dążenie do obsługi Zielonej Góry samolotami krótkiego, a co najmniej skróconego startu i lądowania.



Rys. 1. Odległość pomiędzy centrami miast w Polsce, powyżej których opłacalne z uwagi na czas przewozu jest stosowanie samolotu zamiast pociągu pospiesznego bądź autobusu pospiesznego.



Rys. 2. Struktura przewozów osobowych na świecie i w Polsce do roku 2000



Rys. 3. Przewozy i praca przewozowa w polskim lotnictwie komunikacyjnym do roku 1990

TABLICA 1. Kryteria decydujące o wyborze środka przewozowego

Kryterium	Samolot [%]	Kolej [%]	Autobus [%]
Czas podróży	82,9	19,6	39,2
Koszt taryfowy	3,0	14,3	3,6
Komfort podróży	2,0	11,7	3,6
Częstotliwość połączeń	2,3	5,9	1,2
Regularność połączeń	1,0	10,6	2,7
Warunki przewozu bagażu	0,3	1,0	6,2
Bezpieczeństwo podróży	0,3	9,0	0,2
Wygoda na dworzech	3,3	7,0	7,3
Wygoda w komunikacji drzwi drzwi	1,2	0,5	12,1
Brak dogodnych połączeń	1,5	10,7	6,3
Inne	0,9	8,2	4,6
Razem	100,0	100,0	100,0

TABLICA 2. Wybrane parametry techniczno-eksploatacyjne niektórych samolotów krótkiego startu i lądowania

Typ samolotu	Kraj	Rok produkcji	Liczba miejsc	Prędkość przelotowa [km/h]	Długość podstawowa drogi startowej [km]	Zasięg [km]
Dominion Sky-tracker-800	Kanada	1975	9	285	270	1400
Breguet 941	Francja	1961	55—60	425	310	1900
L-410 Turbolet	Czechosłowacja	1972	17—20	369	465	1140
Be-30	ZSRR	1967	15	480	475	1700
Dash 7	Kanada	1972	50	452	520	1505
Bellanca 19-25	Włochy	1975	6	400	546	2350
Boeing 737 STOL	USA	1977	97	975	600	2250

W programie rozwoju lotniczej infrastruktury technicznej kraju przewiduje się istnienie w 1990 r. 30 lotnisk komunikacyjnych. Należy dla ścisłości dodać, iż program ten jest aktualizowany, ponieważ wiele nowych miast wojewódzkich upatruje w lotnictwie ważki czynnik rozwoju regionu, służący zresztą usprawnieniu i udoskonaleniu wielu dziedzin produkcji, usług i administracji oraz szybkiemu komunikowaniu się z innymi ośrodkami w kraju.

Dotychczas zbudowano tylko jedno lotnisko w Rębiechowie, które w roku 1974 zastąpiło w Trójmieście dotychczasowe lotnisko we Wrzeszczu. Nowe lotnisko gdańskie przygotowane jest również dla ruchu międzynarodowego.

Lotniska dla nowych ośrodków wojewódzkich nie mogą być konstruowane i lokalizowane według stosowanego dotychczas modelu układu miasto-lotnisko. Obecnie odległości pomiędzy miastami wojewódzkimi poważnie zmniejszyły się, czego nie można nie uwzględnić w analizie systemów obsługi komunikacyjnej poszczególnych regionów.

Jedną z głównych cech lotnictwa jest jego szybkościowa przewaga nad innymi rodzajami komunikacji, wśród których na krótkich trasach poważnymi konkurentami są pociągi ekspresowe i pociągi pospieszne oraz — chociaż w mniejszym już stopniu — autobusy ekspresowe i pospieszne. Oczywiście konkurentem jest także samochód osobowy, jednakże ze względu na wyłączność użytkowania nie można go brać pod uwagę w analizie obsługi systemami komunikacji publicznej.

Samolot należy traktować jako środek komunikacji, obejmujący oprócz właściwego przewozu lotniczego także nieodłączne przewozy towarzyszące — do i z lotniska. Według badań autora, samolot jest w Polsce efektywniejszym czasowo środkiem komunikacji w stosunku do pociągu pospiesznego (pociąg ekspresowy praktycznie nie różni się prędkością podróży od pospiesznego) powyżej 67 km odległości komunikacyjnej pomiędzy centrami miast (= 55 km odległości liniowej), a w stosunku do autobusu pospiesznego już powyżej 43 km (= 36 km). Wyniki graficzne tych badań przedstawiono na rys. 1.

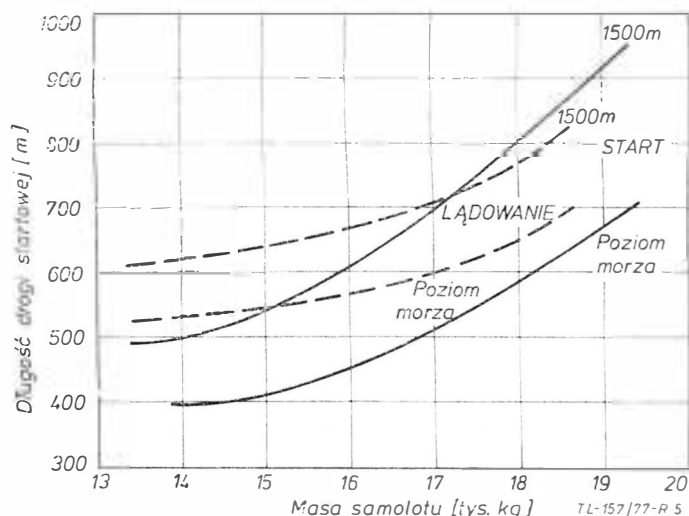
UKŁAD LOTNISKA	POWIERZCHNIA LOTNISKA [ha]		
	Operacje klasyczne	Operacje skrócone	
		wizualne	przyrządowe
	150	30	60
	250	50	100
	500	100	200
	500	120	200
	600	120	240

Przyjęto następujące wymiary powierzchni lotniska do operacji skróconych

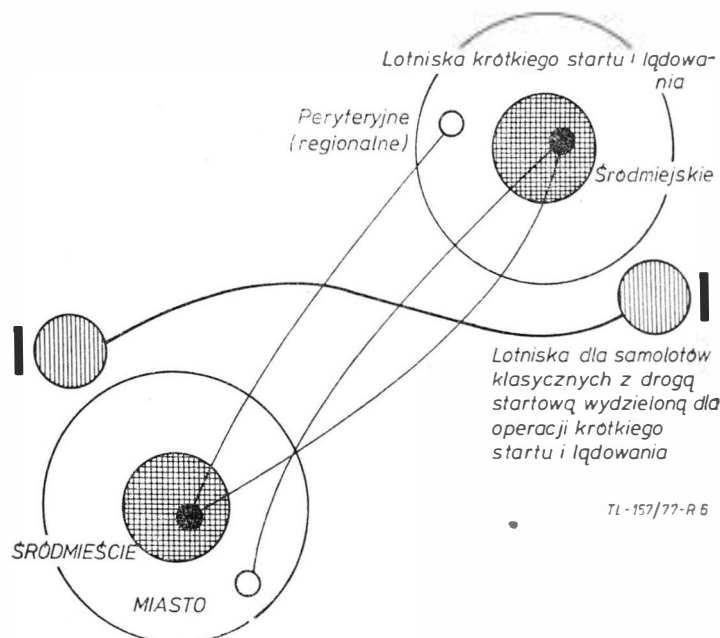
	Szerokość	Długość
wizualnych	210m	1250m
przyrządowych	420m	1250m

TL-157/77-R 4

Rys. 4. Porównanie powierzchni lotnisk dla samolotów klasycznych oraz krótkiego startu i lądowania



Rys. 5. Podstawowa długość drogi startowej dla warunków operacji startu i lądowania samolotów krótkiego startu i lądowania

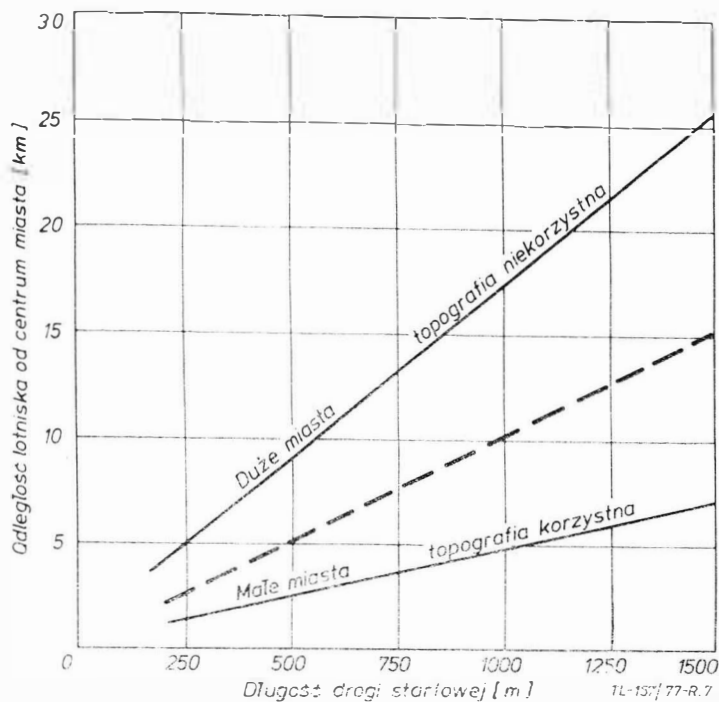


TL-157/77-R 6

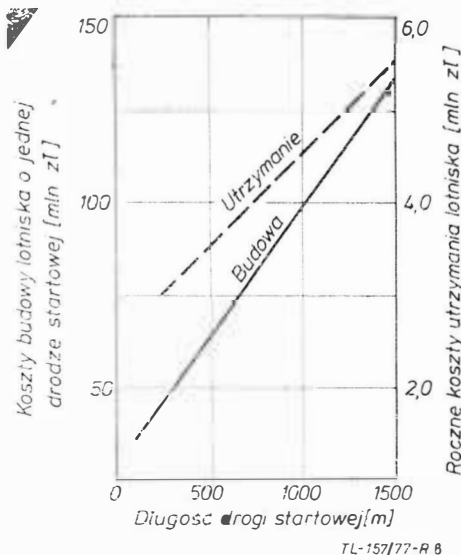
Rys. 6. Lokalizacja lotnisk klasycznych oraz krótkiego startu i lądowania w obszarach aglomeracji miejskich

Z badań nad motywacją wyboru środka przewozu wynika wyraźnie, iż w przypadku lotnictwa podstawowym kryterium jest skrócenie czasu podróży, a więc szybkościowa przewaga samolotu w stosunku do porównywalnych sposobów szybkiej komunikacji lądowej kolejowej i samochodowej (tabl. 1).

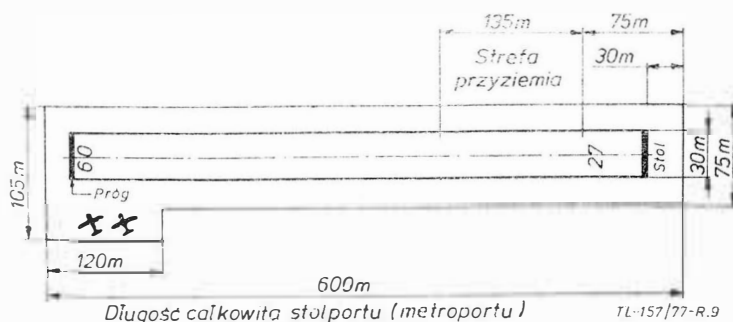
Potwierdzeniem tych decyzji jest coraz większy udział osób korzystających z samolotu w ogólnej strukturze przewozów osobowych na świecie i w Polsce (rys. 2). Prognozy zwiększającego się udziału lotnictwa w tej strukturze mogą być realne jedynie pod warunkiem kompleksowego spojrzenia na problem gospodarki komunikacyjnej w kraju,



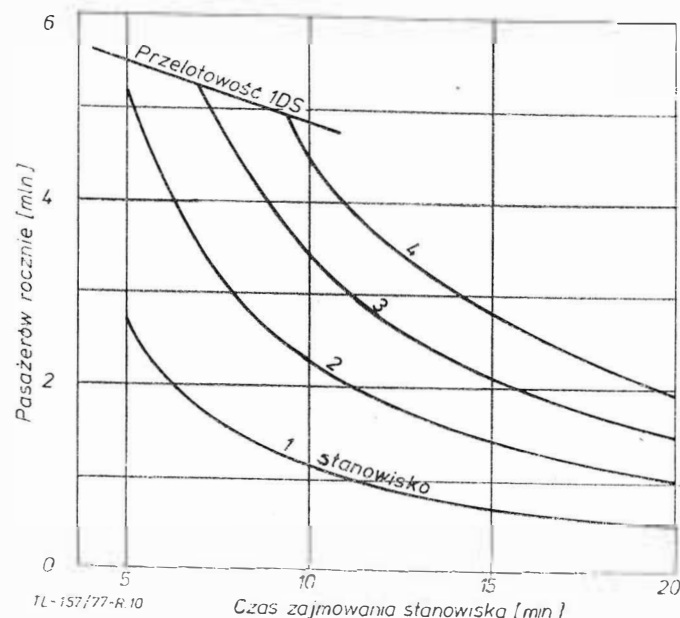
Rys. 7. Odległość lotniska od centrum miasta w zależności od długości drogi startowej, wielkości miasta i topografii jego regionu



Rys. 8. Koszty budowy i roczne koszty utrzymania lotniska w zależności od długości drogi startowej



Rys. 9. Przykładowy projekt lotniska krótkiego startu i lądowania w centrum miasta, tzw. metroportu



Rys. 10. Roczna przelotowość metroportu w zależności od liczby stanowisk i czasu odpraw

ze szczególnym uwzględnieniem roli głównych węzłów komunikacyjnych, a w tym także lotniczych.

W odniesieniu do lotnictwa oznacza to, że lotnisko komunikacyjne w obszarze aglomeracyjnym powinno być położone w stosunku do jego centrum tak blisko, jak tylko warunki techniczne (głównie zabudowy) pozwalają, a względy ekonomiczne nabycia i urządzenia terenu dopuszczają. Dochodzi do tego wprowadzić jeszcze problem ochrony środowiska człowieka, jednakże dotychczasowe badania nad lokalizacją przestrzenną lotnisk w obszarach urbanizowanych oraz zastosowaniem coraz liczniejszych już typów samolotów krótkiego startu i lądowania pozwalają sądzić o możliwości pogodzenia potrzeb socjotechnicznych człowieka i interesów rozwoju komunikacji lotniczej.

Prognoza przewozów lotniczych do roku 1990 jest bardzo optymistyczna. Wprawdzie przewozy krajowe mają znacznie mniejszą tendencję wzrostu niż zagraniczne, ale i tak w roku 1990 będą kilkakrotnie wyższe niż dzisiaj (rys. 3). W celu zwiększenia ich efektywności usługowej i ekonomicznej należy zastosować samoloty skróconego startu i lądowania, wymagające dróg startowych o długości podstawowej nie większej niż 600 m. W tabelicy 2 przytoczono przedmiotową charakterystykę niektórych typów tych samolotów.

Samoloty krótkiego startu i lądowania wymagają znacznie mniejszych powierzchni lotnisk niż samoloty klasyczne (rys. 4), co w warunkach kosztów nabycia terenu miejskiego czy wręcz śródmiejskiego nie jest bez znaczenia. Orientacyjny koszt budowy nowego lotniska komunikacyjnego w Gdańsku na terenach pozamiejskich wyniósł 500 zł/m². Budowa jednego z lotnisk brytyjskich w obszarze gęsto zabudowanym wymagała nakładu 600 tys. zł/m długości drogi startowej. W wielu krajach w warunkach pozamiejskich średni koszt budowy wyniósłby około 100 tys. zł/m długości drogi startowej. Minimalna długość tej drogi na lotniskach klasycznych (tj. normalnego startu i lądowania) winna wynosić 3000 m.

Podstawowa długość drogi startowej na lotniskach krótkiego startu i lądowania jest mniejsza przeszło 5-krotnie, co wyraźnie wskazuje rys. 5.

Lotniska krótkiego (bądź co najmniej skróconego) startu i lądowania, nazywane stolportami (STOL jest skrótem angielskim tej operacji: *Short Take-Off and Landing*), mogą służyć dwóm celom:

— jako lotniska samodzielne, obsługujące mniejsze miasto wojewódzkie lub inny ośrodek, np. przemysłowy lub turystyczny;

— jako lotniska w centrum aglomeracji bądź także na jej peryferiach, działające samodzielnie lub w zespole z lotniskiem klasycznym (normalnego startu i lądowania) położonym na obrzeżu aglomeracji (rys. 6).

Lotnisko samodzielne podmiejskie może być zlokalizowane bliżej centrum małego niż dużego miasta (rys. 7), jeżeli przyjąć podobne koszty budowy i niezależność do topografii. Lotnisko śródmiejskie — pomijając jego koszty budowy — musi spełniać dodatkowo szczególne wymagania socjotechniczne, w tym zwłaszcza ochrony akustycznej. Ba-

dania autora pozwalają wnioskować, że ochrona ta będzie zapewniona przy oddaleniu tego lotniska od:

- terenów przemysłowych i komunikacyjnych o 100 m,
- dzielnic handlowych o 200 m,
- dzielnic mieszkaniowych o 1000 m.

Warto także podkreślić, iż od długości drogi startowej zależy koszt budowy i roczne koszty utrzymania lotniska (rys. 8). Stąd też coraz intensywniejsze próby zastosowania samolotów wymagających możliwie najkrótszych dróg startowych. Jedną z koncepcji budowy odpowiedniego lotniska w warunkach intensywniej zabudowy miejskiej może być projekt tzw. metroportu o długości drogi startowej zaledwie 600 m i ogólnej powierzchni 5 ha ($= 0,05 \text{ km}^2$). Projekt ten przedstawiony jest na rys. 9. Przelotowość takiego lotniska może sięgać 5 mln pasażerów rocznie, zależnie zresztą od liczby stanowisk na płycie przeddworcowej i czasu odpraw samolotów (rys. 10). Takiej przelotowości nie osiągnęło dotąd żadne z lotnisk polskich, stąd też propozycja wykorzystania koncepcji metroportu do zwiększenia efektywności usługowej komunikacji lotniczej i poważnego zbliżenia jej do modelu komunikacyjnego *drzwi — drzwi*.

Powyższe rozważania stanowią jedynie próbę określenia podstawowych czynników motywujących zasadność loka-

lizacji i budowy lotnisk dla lotnictwa komunikacyjnego trzeciej generacji, czyli krótkiego startu i lądowania. W zastosowaniu tego lotnictwa tkwi olbrzymia szansa dla rozwoju krajowego lotnictwa komunikacyjnego w Polsce.

LITERATURA

1. H. BOESCH, H. GRÜNENFELDER: Intercity Geschäfts-reiseverkehr. ETH Zürich 1972.
2. J. CZOWNICKI: Rachunek ekonomiczny efektywności samolotów skróconego startu i lądowania jako środek komunikacji międzyregionalnej. Rozprawa doktorska. Maszynopis. Szkoła Główna Planowania i Statystyki, Warszawa 1974.
3. Program rozwoju lotnictwa cywilnego i lotniczej infrastruktury technicznej do 1990 r. Komisja d.s. Badań i Studiów Progностycznych w Transporcie. Maszynopis. Warszawa 1973.
4. B. RZECZYŃSKI: Optymalne warunki lokalizacji przestrzennej lotnisk komunikacyjnych krótkiego startu i lądowania w regionach miejskich na tle społecznej efektywności krajowego transportu lotniczego w Polsce. Rozprawa habilitacyjna. Politechnika Poznańska, Poznań 1969.
5. P. SCHOLZ: „Metroflight” Seen as a Major Contributor to Continuing Growth of Air Passenger Traffic. ICAO Bulletin 1970 nr 10.
6. A. F. TOPLIS: The Dash 7 at the Airport. Airport Forum 1975 nr 6.

WCT/40/K 77

Spawanie tytanu i jego stopów

Dr inż. JÓZEF MIKUŁA

Politechnika Rzeszowska

Własności tytanu i jego stopów oraz możliwości wykorzystania ich we współczesnej technice. Metody spawania tych materiałów i rodzaje stosowanych urządzeń.

We współczesnej technice duże znaczenie tytanu wynika z jego niskiej gęstości, wysokiej wytrzymałości właściwej, dużej odporności na korozję, zdolności do tworzenia stopów o bardzo korzystnych właściwościach użytkowych i zachowania odpowiednich własności mechanicznych w szerokim przedziale temperatur. W wielu nowoczesnych dziedzinach przemysłu stanowi tytan niezastąpione tworzywo. Po stosunkowo długim okresie stosowania tytanu wyłącznie do celów strategicznych i techniki lotniczej, metal ten zyskuje wielostronne zastosowanie.

W konstrukcjach lotniczych stosuje się tytan zarówno na elementy silników jak i kadłubów, m.in. na osłony sprężarek i komór spalania, wirniki sprężarek, elementy ramy kadłuba i pokrycia ścianek.

Tytan jest materiałem stosunkowo drogim, aczkolwiek jego cena obniża się w miarę udoskonalenia procesu jego wytwarzania. Oplacalność jego stosowania wynika z przedłużenia czasu użytkowania urządzeń, ograniczenia do minimum remontów itp.

Obniżenie kosztów urządzeń budowanych z tytanu osiąga się dwoma me-

todami. Jedną to doskonalenie i obniżanie kosztów produkcji półwyrobów tytanowych, druga zaś polega na stosowaniu minimalnej grubości urządzeń wykonanych z tytanu. Platerowanie stali tytanem oraz wykładziny z cienkiej blachy tytanowej prowadzą do obniżenia kosztów produkcji, przy zachowaniu wymaganej odporności korozyjnej i nośności.

Przodującą rolę w produkcji i zużyciu tytanu odgrywają ZSRR i USA, wyprzedzając znacznie Anglię, Japonię, RFN i Francję. Wśród krajów RWPG — przy pomocy radzieckiej — NRD od lat przetapia gąbkę tytanową i wykonuje półwyroby przetwarzane następnie na konstrukcje przemysłowe. Czechosłowacja, Bułgaria i Rumunia wdrażają tytan do przemysłu. W Polsce sprawa ta znajduje się obecnie w centrum zainteresowania władz, a celem działania jest konieczność szybkiego odrobienia opóźnienia.

Własności tytanu

Własności mechaniczne tytanu zależą od jego składu chemicznego, ilości zanieczyszczeń, struktury oraz odkształcenia plastycznego. W tablicy 1 porównano własności mechaniczne tytanu i jego stopów z innymi metalami, a na rys. 1 przedstawiono przykład mikrostruktury stopu tytanu.

W praktyce przemysłowej stosuje się coraz częściej stopy tytanu charakteryzujące się przede wszystkim podwyższoną w stosunku do tytanu wytrzymałością. Niektóre z nich przewyższają wytrzymałością trzykrotnie stal węglową, a odpornością korozyjną dorównują lub przewyższają wysokostopowe stale i stopy kwasoodporne.

Odpowiednia obróbka cieplna określonych stopów tytanu umożliwia otrzymanie wytrzymałości na rozciąganie w granicach 200 daN/mm² w temperaturze 20°C, około 80 daN/mm² w temperaturze 500°C i około 160 daN/mm² w temperaturze —196°C; przy zachowaniu jednocześnie wysokiej udurości.

Wprowadzenie dodatków stopowych do tytanu wpływa na temperaturę przemiany alotropowej, przy czym Al, Sn i Zn stabilizują Ti α , zaś Mn, Mo, V, W i Fe stabilizują Ti β . Cyrkon i hafn u-macniają tytan, mało wpływają na temperaturę przemian, rozpuszczają się w obu odmianach alotropowych. Wprowadzenie pierwiastków stabilizujących fazę β sprzyja podwyższaniu wytrzymałości i twardości stopu. Na rys. 2 przedstawiono wpływ niektórych składników stopowych na wytrzymałość tytanu.

Ze względu na strukturę w temperaturze otoczenia rozróżnia się stopy tytanu: jednofazowe (α lub β) oraz dwufazowe ($\alpha + \beta$). Stopy jednofazowe nie są obrabialne cieplnie, natomiast dwufazowe mogą być utwardzane dyspersyjnie w celu polepszenia własności mechanicznych.

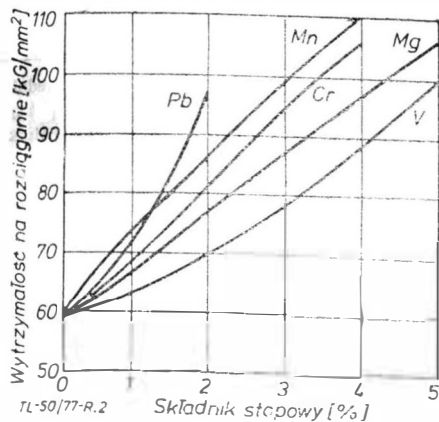
Najszerze zastosowanie znajduje tytan α o czystości 99,0÷99,5%, zawierający C, O, N, H, Fe i Si w postaci

TABLICA 1. Porównanie własności mechanicznych tytanu i jego stopów z innymi metalami

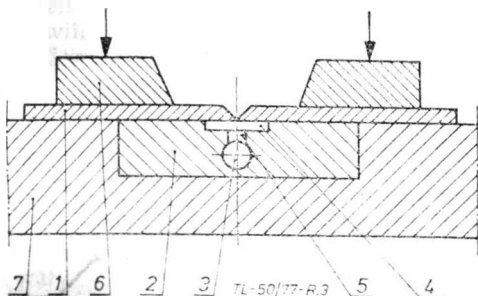
Metal	R_m [kgf/mm ²] [daN/mm ²]	Gęstość γ [g/cm ³]	Wy- trzy- małość względ- na R_m/γ
Tytan techniczny (BT ₁)	70	4,5	15,5
Stop Ti z Al, Mo, Si (BT8)	105	4,5	23,3
Stop Ti z Al, V i Fe (BT14)	133	4,5	30,0
Duraluminium	45	2,7	16,6
Stop Al-Mg	20	2,7	7,4
Stop Mg-Mn	29	1,7	17,1
Stal 30HGSa (ul. ciepl- nie)	120	7,8	15,3
Ti-8Al-1Mo-1V	112	A = =18%	24,8
Ti-13V-11Cr-3Al	182,8	A = =4%	40,6



Rys. 1. Przykład mikrostruktury stopu BT3-1 po hartowaniu, faza $\alpha + \beta$; pow. 450



Rys. 2. Wpływ niektórych pierwiastków stopowych na wytrzymałość tytanu



nietopliwą do spawania tytanu metodą TIG; 1 — spawanie blachy, 2 — podkładka miedziana, 3, 4 i 5 — rowki i otwory doprowadzające argon, 6 — płytki dociskowe, 7 — korpus przyrządu

zanieczyszczeń, nazywany tytanem technicznym. Pozostałe stopy tytanu zawierają różne ilości dodatków stopowych i przeznaczone są do pracy w bardzo agresywnych środowiskach oraz przy wysokich obciążeniach w temperaturach sięgających 600°C, a także w temperaturach bliskich 0°C.

Spawanie tytanu

Istotną cechą tytanu jest jego wysokie podobieństwo w podwyższonych temperaturach i w stanie ciekłym do tlenu, azotu i wodoru. W niskich temperaturach na powierzchni tytanu wytwarza się ścisła, dobrze przylegająca warstewka TiO_2 , zabezpieczająca materiał przed dalszym utlenianiem. Po Rys. 3. Schemat przyrządu z podkładką przekroczeniu 500°C tlenki tytanu rozpuszczają się w metalu, stwarzając w ten sposób warunki dalszego utleniania powierzchni i nasycenia metalu tlenem.

Intensywne reakcje azotu z tytanem wskutek dużej rozpuszczalności azotków tytanu powodują nasycenie metalu azotem. Rozpuszczalność wodoru w ty-

tanie maleje ze wzrostem temperatury — dzięki reakcjom tworzenia wodoroków typu TiH — lecz mimo to jest znacznie wyższa niż w stali. Fakty te powodują, że we wszystkich procesach technologicznych, w których tytan ogrzewa się do temperatury umożliwiającej dyfuzję wymienionych gazów (dyfuzja wodoru zaczyna się już w temperaturze > 150°C), należy stosować atmosfery ochronne lub próżnię.

Wysoka aktywność chemiczna tytanu, w podwyższonych temperaturach powoduje wprowadzenie do złączy spawanych dużych ilości zanieczyszczeń: tlenu, azotu, wodoru lub węgla, powodujących znaczną kruchość i porowatość połączeń. Niska przewodność cieplna sprzyja rozrostowi ziarna w strefie wpływu ciepła, nagrzanej powyżej 882,5°C. Pęknięcia zimne mogą wystąpić po kilku minutach, a nawet po kilku miesiącach od zakończenia spawania.

Doświadczalnie stwierdzono, że maksymalna zawartość składników zanieczyszczających tytan nie może przekroczyć: 0,10÷0,15% O_2 , 0,03÷0,05% N_2 , 0,15% H_2 , 0,10% C. Obecność tych zanieczyszczeń, których wpływ kumuluje się, obniża plastyczność metalu, powoduje wzrost twardości i wytrzymałości, staje się zasadniczą przyczyną powstawania kruchości złącza i pęknięcia na zimno. Tytan i jego stopy uważa się za dobrze spawalne, gdy twardość w złączu nie przekracza 200 HB. Orientacyjnie spawalność tytanu technicznego można określić za pomocą tzw. równoważnika chemicznego tlenu O_e .

Na konstrukcje spawane stosuje się najczęściej stopy α lub $\alpha + \beta$. Właściwości złącza spawanego zależą także w dużej mierze od szybkości chłodzenia. W stopach zawierających stabilizatory fazy β w warunkach szybkiego chłodzenia oprócz trwałej fazy β może pojawić się w wyniku przemiany bezdysfuzyjnej krucha i twarda faza ω o sieci heksagonalnej. Różnica objętości faz ω i β wywołuje znaczne naprężenia wewnętrzne, co prowadzi do pęknięcia na zimno złączy spawanych, zwłaszcza w SWC.

Krucha faza ω może istnieć do temperatury ok. 500°C; w wyższych rozpada się tworząc stabilną fazę α . Pękaniu na zimno sprzyja także skłonność tytanu i jego stopów do rozrostu ziarna, a także wydzielanie się na granicach ziarn faz międzymetalicznych np. $TiCr_2$. Aby zapobiec pękaniu na zimno wywołanym przez niekorzystne zmiany strukturalne, stosuje się regulowany cykl cieplny spawania, a także odpuszczanie lub odprężanie złączy po spawaniu. W ten sposób spawalność stopów $\alpha + \beta$ jest ograniczona koniecznością stosowania obróbki cieplnej — zwłaszcza dla stopów zawierających powyżej 3% pierwiastków stabilizujących fazę α . W przypadku stopów β niezbędna jest złożona, wielokrotna obróbka cieplna. Większość zabiegów obróbki cieplnej należy przeprowadzać w atmosferze ochronnej.

Podczas spawania tytanu i jego stopów niezbędne jest stosowanie osłon z gazów obojętnych lub spawanie tytanu w próżni. Optymalnym gazem ochronnym w naszych warunkach jest argon o czystości ponad 99,95%. Osłona gazu obojętnego powinna być tak zrealizowana, aby zapewnić dostatecznie

szczelną i długotrwałą ochronę ciekłego metalu i SWC przed szkodliwym działaniem gazów atmosferycznych, zarówno od strony lica jak i grani spoiny.

W celu zwiększenia szybkości odprowadzania ciepła stosuje się od strony grani podkładki z materiałów o dużej przewodności cieplnej. Podkładki te (najczęściej miedziane) odprowadzając nadmierne ilości ciepła ze strefy złącza ograniczają pochłanianie przez metal szkodliwych gazów i zmniejszają możliwość rozrostu ziarna w spoinie.

Mimo tych trudności spawanie tytanu technicznego i większości jego stopów daje pozytywne wyniki przy zastosowaniu odpowiednich środków ochronnych, do których należą:

- spawanie w atmosferze ochronnej lub w próżni; podczas spawania powinna być zapewniona dostatecznie długotrwała ochrona ciekłego metalu i SWC przed szkodliwym działaniem gazów atmosfery, zarówno od strony lica jak i grani;

- stosowanie podkładek o dobrej przewodności cieplnej w celu szybszego odprowadzenia ciepła z nagrzanego złącza i zmniejszenia tym samym aktywności chemicznej tytanu i jego skłonności do rozrostu ziarna;

- projektowanie konstrukcji w sposób zapobiegający powstawaniu nadmiernej koncentracji naprężeń w złączu, prowadzącej nieuchronnie do powstawania pęknięć.

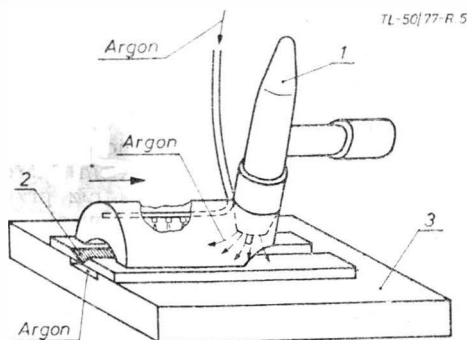
Źródłem ciepła spawania jest łuk elektryczny elektrody nietopliwej lub topliwej, oporność elektryczna żużla, plazma argonowa lub energia oddana wiązki elektronów.

Na rys. 3 przedstawiono schemat przyrządu z podkładką nietopliwą do spawania tytanu metodą TIG.

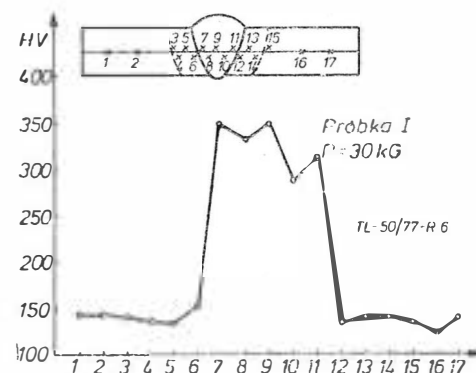
Urządzenia do spawania tytanu

Cechą charakterystyczną technik spawania tytanu i jego stopów jest konieczność budowy specjalnego oprzyrządowania w postaci komór z atmosferą ochronną bądź też osłon lokalnych, dających szczelną osłonę gazu obojętnego chroniącego spoinę i metal nagrzany powyżej 400°C. Urządzenie powinno także zapewniać prawidłowy docisk spawanych elementów oraz szybkie odprowadzanie ciepła z obszaru spoiny.

Najlepsze warunki zapewnia spawanie w szczelnych komorach wypełnionych argonem. Rozwiązania komór są bardzo różnorodne i na ogół dostosowane do wykonywanych w nich części.



Rys. 4. Osłona dodatkowa nakładana na palnik; 1 — palnik (do metody TIG), 2 — łącze spawane, 3 — podkładka z nadmuchem argonu



Rys. 5. Rozkład twardości w złączu z tytanu technicznego w przypadku niedostatecznej osłony obszaru spawanego

— komory miękkie, w których atmosferę obojętną po umieszczaniu przedmiotu uzyskuje się przez wtłaczanie argonu przez określony czas;

Przy spawaniu dużych części, niemożliwych do spawania w komorach, stosuje się specjalne osłony nakładane na palnik, do którego doprowadzany jest gaz ochronny (rys. 4). Dysze palników oraz osłony muszą być tak skonstruowane, a wydatek gazu tak dobrany, aby przepływ gazu obojętnego był laminarny. Grań spoiny powinna być chroniona przez nietopliwe podkładki z oddzielnym nadmuchem gazu.

W praktyce o jakości ochrony gazowej można sądzić już po zewnętrznym wyglądzie spoiny. Przy dostatecznej ilości i jakości gazu ochronnego spoina ma czystą, lustrzaną powierzchnię, ze srebrzystym odcieniem. W przeciwnym razie — spoina oraz strefa wpływu ciepła mają barwy nalotowe: błękitną, brązową, szarą i żółtą, które charakteryzują stopień zanieczyszczenia powierzchni spoiny.

Parametry urządzeń do spawania tytanu i jego stopów są takie same jak urządzeń do spawania innych metali. W praktyce do spawania tytanu stosuje się najczęściej metodę TIG i zasilenie łuku konwencjonalnymi źródłami prądu stałego lub zmiennego.

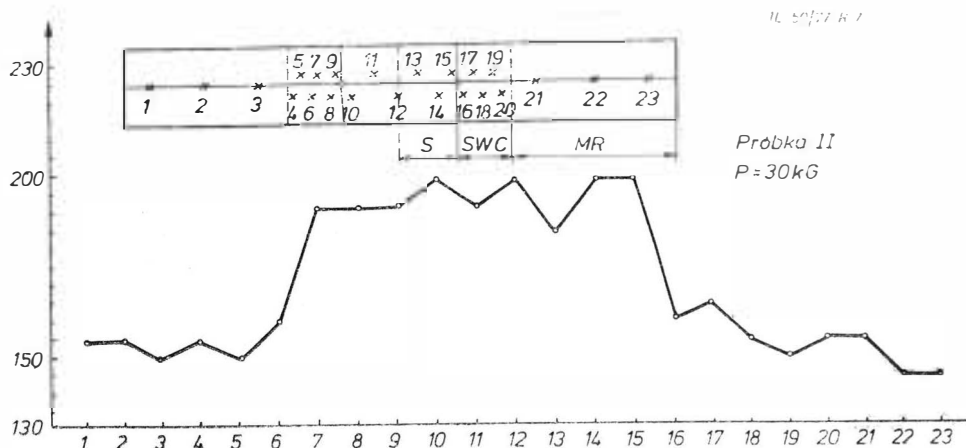
Spawanie elektrodą nietopliwą wszelkimi metodami prowadzi się za pomocą elektrod wolframowych torowanych lub lantanowanych, prądem stałym z biegunem ujemnym na elektrodzie. Wysokość łuku powinna wynosić $1,5 \div 3$ mm, przy wysunięciu elektrody odpowiadającym podwójnej jej średnicy. Orientacyjne warunki spawania ręcznego metodą TIG podano w tabl. 2.

Przy spawaniu elektrodą topliwą (MIG) w osłonie gazów obojętnych wysoka jakość złączy uzyskuje się przy drobnokroplowym lub strumieniowym przenoszeniu metalu z elektrody do jeziorka. Spawanie prowadzi się drutem o średnicy 1,5 lub 2 mm; wylot drutu w granicach $20 \div 40$ mm, zależnie od grubości spawanego materiału.

Przy spawaniu automatycznym łukiem krytym stosowane są w ZSRR beztlenowe chlorkowe topniki typu AHT. Spawanie pod topnikiem prowadzi się przy niewielkim wylocie elektrody i szybkości $50 \div 60$ m/h. Wylot drutu elektrodowego powinien wynosić do 15 mm przy drucie o średnicy $2 \div 2,5$ mm, dla drutów o średnicy $3 \div 4$ mm w granicach $20 \div 25$ mm, a przy średnicy 5 mm — około 30 mm.

Elektrodożuławo spawanie tytanu prowadzi się prądem zmiennym, przy użyciu topnika AHT-2. W celu dodatkowego zabezpieczenia powierzchni jeziorka roztopionego metalu stosuje się osłonę argonową. Ten rodzaj spawania jest jednym z najnowocześniejszych sposobów łączenia tytanu i stosowany jest do ekonomicznego łączenia elementów o grubości ponad 25 mm w jednym przejściu. Elektrody do spawania elektrodożuławowego wykonuje

Grubość metaln	Średnica elektrody wolfram.	Średnica drutu	Prąd spawania	Napięcie luku	Zużycie argonu		Średnica dyżyn palnika (mm)
					zabezpiecz. luku	zabezpiecz. strony odwrotnej	
[mm]	[mm]	[mm]	[A]	[V]			
0,5—1,0	1,5—2,0	1,0—1,5	25—60	8—10	8—10	2—3	14—16
1,4	1,5—2,0	1,5—2,0	60—80	10—12	8—10	2—3	14—
2,0	2,0—2,5	1,5—2,0	80—100	10—14	8—10	2—4	14—
3,0	2,5—3,0	1,5—3,0	120—180	10—14	10—12	2—4	16—
4,0	2,5—3,0	1,5—3,0	120—160	10—16	12—16	2—4	18—2
6,0	2,5—3,0	1,5—3,0	140—180	10—16	12—16	2—4	18—20
8,0—10,0	2,5—3,0	2,0—3,0	160—180	10—16	12—16	2—4	18—20
12,0	3,0—4,0	3—4	180—220	10—16	12—16	2—4	18—20



się w postaci prostokątnych płyt odpowiedniej grubości, wykonanych z tytanu tego samego gatunku co materiał spawany.

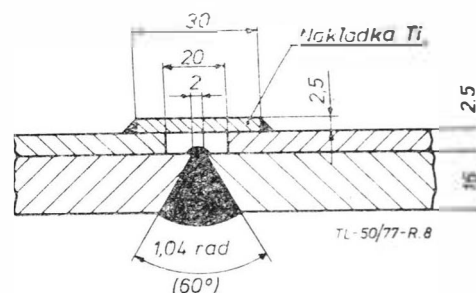
Określanie poprawności wykonania połączeń i ich własności użytkowych przeprowadza się za pomocą badań nieniszczących i niszczących. Badania własności mechanicznych złączy próbnych wykonuje się podobnie jak dla innych metali, zaś próbą podstawową jest zginanie złącza, a dodatkowym wskaźnikiem — rozkład twardości w przekroju poprzecznym złącza (rys. 5 i 6).

Badania makroskopowe wskazują na przebieg cieplnych i metalurgicznych procesów spawania, zależnych od metody i stosowanych parametrów, oraz umożliwiającą ocenę poprawności wykonania połączenia.

Badania mikrostruktury złączy z tytanu mają na celu obok ujawnienia obecności ewentualnych wad wewnętrznych i szkodliwych wodorków tytanu TiH — wykazanie charakteru i ilościowego udziału poszczególnych faz strukturalnych.

Osobną grupę badań własności związanych z charakterem pracy złącza z tytanu stanowią próby pełzania oraz badania odporności obszaru złącza na korozję.

W praktyce przemysłowej występuje najczęściej konieczność łączenia tytanu ze stalą, zarówno w przypadku spawania blach platerowanych tytanem i łączenia wykładzin tytanowych ze stalowym podłożem, jak i w przypadku łączenia części wykonanych z tytanu i stali. Stosowanie spawanych konstrukcji z tytanu i stali pozwala obniżyć masę konstrukcji, a także zmniejszyć zużycie tytanu.



Rys. 7. Przykład rozwiązania złącza spawanego stali platerowanej tytanem

Jak wynika z układu równowagi $\text{Ti}-\text{Fe}$, rozpuszczalność żelaza w tytanie α jest minimalna i w temperaturze pokojowej wynosi $0,05 \div 0,1\%$. Przy zawartości powyżej $0,1\%$ Fe powstają w stopie związki międzymetaliczne TiFe oraz TiFe_2 . Obecność związków międzymetalicznych w stopie znacznie podnosi wytrzymałość złącza, ale obniża jego plastyczność.

Przy łukowym spawaniu tytanu ze stałą nie można otrzymać złączy z zawartością żelaza w granicach jego rozpuszczalności w tytanie. Dlatego przy bezpośrednim połączeniu tytanu ze stałą złącza spawane są kruche i popękane. Zadanie komplikuje się jeszcze bardziej przy spawaniu tytanu ze stalami austenitycznymi chromowo-niklowymi. W tym przypadku tworzą się złożone związki międzymetaliczne tytanu z żelazem, chromem i niklem, które w jeszcze większym stopniu niż przy spawaniu tytanu ze stałą węglową zwiększają kruchość złącza. W celu uniknięcia tworzenia się związków międzymetalicznych i otrzymania dostatecznie plastycznego złącza tytan-stal, należy wykluczyć mieszanie się obu roztopionych metali podczas spawania. Nie dopuszcza się do powstawania i

Dokończenie na str. 32

Jak powstał 50 lat temu pierwszy w Polsce aeroklub

Ngr JERZY OSIŃSKI

Dnia 19 października 1977 roku minęło 50 lat od powstania pierwszego w Polsce sportowego klubu lotniczego. Był nim Aeroklub Akademicki w Warszawie — protoplasta dzisiejszego Aeroklubu Warszawskiego.

Błędem byłoby mniemanie, że od tego czasu datuje się rozwój sportu lotniczego w naszym kraju. Pierwsze zawody lotnicze (lot okrężny dookoła Polski) z udziałem lotników wojskowych odbyły się pięć lat wcześniej. Już w latach 1924-1925 polscy lotnicy wojskowi wykonywali udane loty indywidualne i grupowe po Europie, a w 1926 r. kapitan Bolesław Orliński wslawił imię Polski brawurowym lotem z Warszawy do Tokio. Aeroklub Polski, jako stowarzyszenie mecenasów lotnictwa, wywodzi się z roku 1919. Jednak powstanie pierwszego „aeroklubu latającego” jest wielkim wydarzeniem w dziejach naszego lotnictwa. Od tej chwili straciło ono swój wąski, ekskluzywny charakter wojskowy stając się dostępne także dla osób cywilnych, a przede wszystkim dla młodzieży.

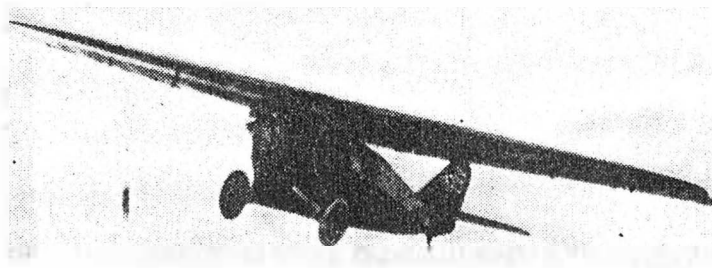
Organizatorem pierwszego aeroklubu była lotnicza młodzież akademicka Warszawy. Skupiała się ona wówczas w dwóch ośrodkach: przy redakcji Młodego Lotnika (z którego w 1930 r. powstała Skrzydłata Polska) oraz w Sekcji Lotniczej Kola Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej, z której wywodzili się konstruktorzy sławnych samolotów RWD. Ośrodki te ściśle ze sobą współpracowały. Zamiar utworzenia studenckiego klubu lotniczego powstał w redakcji Młodego Lotnika jeszcze w 1926 r., lecz wówczas klub nie miał widoków na szybkie rozpoczęcie lądowania. A o to przecież chodziło. Szanse te pojawiły się dopiero na jesieni 1927 r., kiedy wojsko przeznaczyło na złom stare, francuskie samoloty typu Caudron G-3. Inicjatorzy aeroklubu uzyskali zgodę władz wojskowych na przekazanie tego sprzętu tworzącemu się klubowi do szkolenia akademików. Wraz z trzema nadającymi się do remontu samolotami studenci otrzymali od wojska dużo części zapasowych, skrawek lotniska Mokotowskiego oraz stary, brezentowy hangar przenośny. Liga Obrony Powietrznej Państwa przyznała klubowi subsydium na szkolenie. Z tym majątkiem klub rozpoczął swą lotniczą działalność.

Okres jesienno-zimowy 1927/1928 wypełniły prace organizacyjne i zagospodarowywanie „aerodromu” — jak nazywano wówczas część lotniska pod zabudowę. W ciągu zaledwie paru tygodni wyrównano teren, wysypano go żużlem, zmontowano hangar i ustawiono pierwszy „budynek”. Była nim skrzynia po samolocie Potez z wyciętymi otworami na okna. Następnym, już bardziej wygodnym pomieszczeniem był stary wagon kolejowy. Zimą życie klubowe skupiało się w innym, niewiele większym pomieszczeniu — bufecie cywilnego portu lotniczego. Wszystkie prace terenowe i montażowe wykonali członkowie klubu. Przyszli piloci

pomagali również przy remoncie samolotów, prowadzonym przez członków Klubu z Sekcji Lotniczej.

Liczący 10 uczniów pierwszy turnus „szkoły pilotów AAW” rozpoczął loty w czerwcu 1928 r. Kierownictwo szkoły objął członek Klubu Jerzy Widawski, pilot doświadczalny PZL. Po nim szkoleniem kierował pilot wyszkolony już w AAW inż. Witold Rychter.

W latach 1928-1929 po wyszkoleniu pierwszych 20 pilotów przychodzi kolej na działalność sportową. Dzięki współpracy z Sekcją Lotniczą Studentów Politechniki (której członkowie Jerzy Dąbrowski, Jerzy Drzewiecki, Stanisław Wigura i Stanisław Rogalski konstruują w tym czasie pierwsze swoje samoloty sportowe) już w 1929 r. odbywa się na RWD-2 w barwach Klubu pierwszy rajd dookoła



Rys. 3. RWD-2 konstrukcji Rogalskiego, Wigury i Drzewieckiego

Europy wykonany przez por. H. Żwirkę i studenta Stanisława Wigurę. Poprzedza go lot okrężny po Polsce pilotów Klubu — studentów Jerzego Drzewieckiego i Jerzego Wędrychowskiego. Por. Żwirko, oficer łącznikowy w AAW, ustanawia na RWD-2 pierwszy rekord międzynarodowy.

W tym okresie bujnie kwitnie życie klubowe, któremu przewodniczy profesor Akademii Sztuk Pięknych Tadeusz Pruszkowski, jeden z pierwszych „seniorów” wyszkolonych w Klubie. Aeroklub Akademicki w Warszawie wprowadza wiele oryginalnych zwyczajów i uroczystości, m.in. słynne „pasowanie rycerzy knypla” z namaszczeniem oliwą, przysięgą na korkociąg i nadawaniem herbów. Zwyczaje te przejmują inne kluby akademickie.

W albumie 5 lat lotnictwa sportowego w Polsce wydanym w 1933 r. przez Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej znajdujemy następującą charakterystykę pierwszych lat działalności Aeroklubu Akademickiego w Warszawie: „Pierwsza linia” ujawniła niezwykle walory: nie cześć tylko umiłowanie idei, lecz wiarę we własne siły oraz instynktowny zmysł organizacyjny. Nie uległa sceptycyzmowi otoczenia, a zaraziła go swym niespożyty entuzjazmem. Utyskiwała każdą zdobycz, potrafiła wzbudzić zaufanie dla swego radosnego instynktu.

W końcu roku 1929 Aeroklub Akademicki w Warszawie liczył 211 członków, w tym 44 pilotów.

Rzucone przez redakcję Młodego Lotnika hasło „Akademicy, na lotnisko!” podejmują również inne ośrodki studenckie. 20 stycznia 1928 r. powstaje AA w Krakowie, 27 lutego tegoż roku AA we Lwowie, a następnie w Wilnie, w Poznaniu i w Gdańsku (wśród studentów Polaków w Politechnice Gdańskiej). W 1929 r. z inicjatywy AAW tworzy się Związek Aeroklubów Akademickich, który przejmie troskę o zapewnienie środków finansowych oraz kieruje pracą szkoleniową klubów.

Wobec rosnącej liczby zgłaszających się kandydatów do klubu spoza terenu akademickiego, AAW zmienia 1 stycznia 1931 r. nazwę na Aeroklub Warszawski, stając się klubem regionalnym dostępnym dla wszystkich.

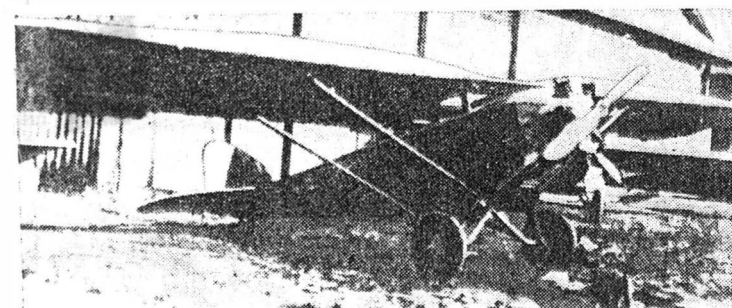
W tej postaci, jako pierwszy z naszych aeroklubów doczekał się 50-lecia.

*

Od redakcji: Jerzy Osinski w latach 1927-1929 był prezesem Akademickiego Aeroklubu Warszawskiego, w latach 1947-1949 prezesem Aeroklubu Warszawskiego, od 1924 do 1930 r. redaktorem Młodego Lotnika, od 1930 do 1939 r. redaktorem Skrzydlatej Polski, a od 1973 r. jest prezesem Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa.



Rys. 1. Pierwszy samolot Sekcji Lotniczej JD-2 konstrukcji J. Drzewieckiego



Rys. 2. Samolot PS-1 konstrukcji S. Praussa

PWS-33 Wyżeł — pierwszy polski samolot dwusilnikowy do szkolenia załóg

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot PWS-33 Wyżeł był nowoczesnym samolotem do szkolenia załóg dwusilnikowych samolotów bombowych. Został on zbudowany w 1938 r. w związku z wprowadzeniem użycia w polskim lotnictwie samolotów bombowych Łoś. Wyżeł miał wiele interesujących rozwiązań konstrukcyjnych, m. in. lotki krokodylowe i krycie kadłuba sklejką krzyżownicą. Opisano dzieje rozwoju i konstrukcję samolotu.

Pierwsze loty na prototypie samolotu Łoś w 1936 r. wykazały, iż pilotaż nowoczesnego szybkiego dwusilnikowego łopłata z chowanym podwoziem dość poważnie różni się od pilotażu dwupłatowych samolotów Potez-25 i Breguet-19, nawet trójsilnikowych górnopłatów Fokker F-VII/3m używanych przez nasze lotnictwo. Podobny problem wystąpił w tym okresie w lotnictwie na całym świecie. Powstała wówczas koncepcja użycia lekkich samolotów dwusilnikowych do szkolenia załóg samolotów wielosilnikowych. Potkowno dostosowano do tego celu małe samoloty pasażerskie. Jako pierwsze powstały odmiany treningowe lekkich samolotów pasażerskich angielskich Oxford w 1937 r. Anson w 1939 r. oraz francuskiego Caudron Goeland w 1938 r. W innych krajach później zaczęto budować takie samoloty, np. w USA w 1940 r. Cessna UC-78 Bobcat, w RFN w 1942 r. Jak-6 i w Niemczech w 1942 r. Siebel 204D. Polska była pierwszym krajem, w którym zbudowano samolot dwusilnikowy specjalnie do szkolenia za-

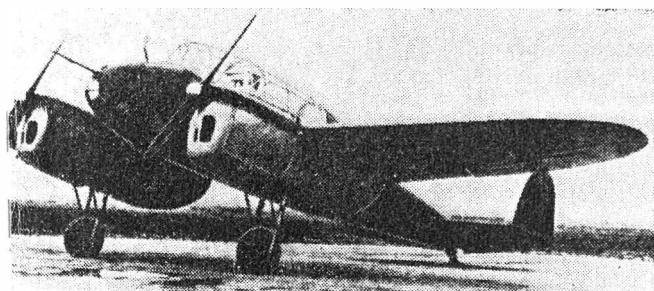
budowę takiego samolotu u nas postanowiono powierzyć Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej, gdyż samolot miał mieć drewnianą konstrukcję, a wytwórnia była w tej dziedzinie wyspecjalizowana. Ponieważ samolot miał służyć do szkolenia załóg dla Łośa i Wilka lub Lamparta — lotnictwo wojskowe, które zamawiało samoloty, zdecydowało, iż ma być on aerodynamicznie podobny do Łośa. Dlatego jako punkt wyjścia przy projekcie Wyżeła obrano geometrię i wyniki tunelowych badań aerodynamicznych Łośa. W związku z zależnością wytwórni PWS od wytwórni płatowców PZL — ta ostatnia służyła radą biura konstrukcyjnego PWS. Do napędu samolotu wybrano silniki PZInż Major po 95 kW (130 KM), produkowane w kraju do samolotu RWD-13.

Projekt wstępny samolotu PWS-33 Wyżeł, przeznaczony do przeszkalaniania pilotów na samoloty dwusilnikowe z chowanym podwoziem oraz do treningu nawigacyjnego i bombowego załóg — opracował dr. inż. Franciszek Misztal z PZL (Państwowych Zakładów Lotniczych na Okęciu-Paluchu). Konstruktorem kierującym pracami nad samolotem został inż. Wacław Czerwiński z PWS. Inż. W. Czerwiński był znanym konstruktorem szybowcowym. W tym czasie używano wiele jego szybowców szkolnych CW-III i CWJ oraz wyczynowych CW-5 bis, zaś ostatnią w 1936 r. jego konstrukcją była Salamandra. Pracę w PWS rozpoczął na przełomie 1936 i 1937 r.

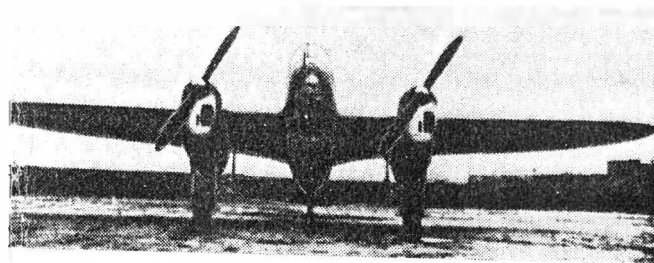
Projekt konstrukcyjny opracowali inż. W. Czerwiński i inż. Zygmunt Jabłoński. Konsultantem był dr. inż. F. Misztal. W pracach konstrukcyjnych brali udział inż. Stanisław Lassota, inż. Roman Sznee, techn. Józef Niespał, techn. Adam Hadrawa, techn. Rodacki i inni. Zimą 1937/38 r. została wykonana makieta samolotu, na której zbadano wygodę kabiny i widoczność z samolotu. Makieta została zaakceptowana przez Dowództwo Lotnictwa. Ponieważ konstrukcja kadłuba była półskorupowa, a wytwórnia nie miała doświadczenia w obliczaniu tego rodzaju konstrukcji — skorzystano z pomocy PZL, gdzie opracowano już kilka samolotów metalowych o takiej konstrukcji, oraz konsultacji inż. J. Nowińskiego z Instytutu Technicznego Lotnictwa.

W okresie od grudnia 1937 r. do marca 1938 r. grupa pracowników biura konstrukcyjnego PWS wykonała w PZL na Paluchu pod kierunkiem dr. inż. F. Misztala obliczenia samolotu i część dokumentacji rysunkowej.

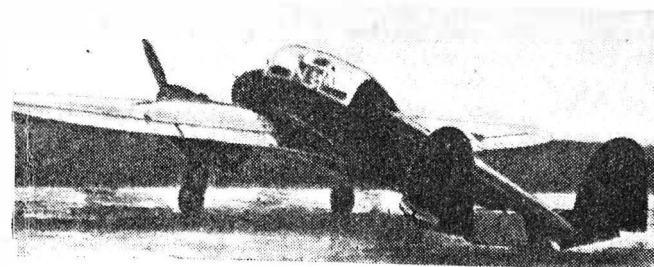
Wyżeł był pierwszym polskim samolotem drewnianym o konstrukcji skorupowej. Interesującym rozwiązaniem zastosowanym na samolocie było krycie kadłuba arkuszami sklejk wypukłej, a nie płaskiej. Krzywizny arkuszy zostały (przez specjalnie zatrudnionego w tym celu przez wytórnię matematyka) tak obliczone, by arkusze w zależności od stopnia ich zgięcia mogły służyć zarówno do pokrycia boków jak i grzbietu kadłuba. Sklejkę o wymaganych krzywiznach wykonała fabryka sklejk Bracia Konopaccy w



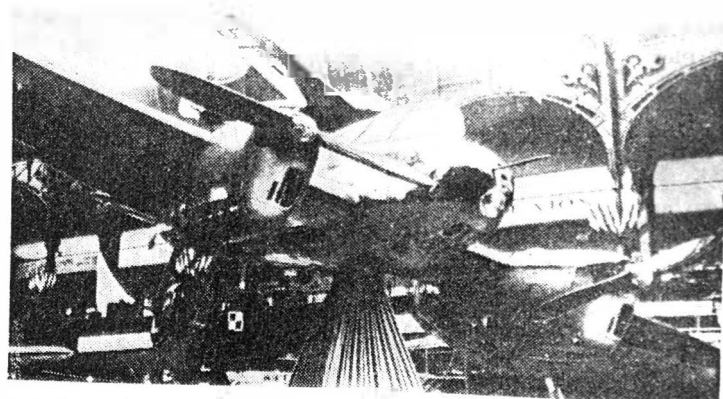
1. Pierwszy prototyp Wyżeła na Okęciu w 1938 r.



2. Wyżeł z przodu



3. Wyżeł 3/4 od tyłu



Rys. 4. Przód Wyżeła. Widoczne okienko w spodzie przodu kadłuba

ostach. Dwukrzywiznowe pokrycie było sztywne i gładkie, co było ważne, ze względu na wytrzymałość i aerodynamikę. Podobny rodzaj pokrycia dwukrzywiznowego, lecz białych, został 10 lat później opatentowany w W. Brytanii i zastosowany w 1957 r. na prototypie samolotu pasażerskiego Accountant.

Innym ciekawym rozwiązaniem konstrukcyjnym były apy krokodylowe zastosowane na lotkach i na klapach rykłych.

Ponieważ samolot miał również służyć do szkolenia pilotów do samolotów myśliwsko-bombowych Wilk lub Lamart — został dostosowany do bombardowania z lotu nurkowego. W podłodze kabiny pilota otrzymał okienko dla ułatwienia obserwacji celu podczas lotu nurkowego. Ograniczenie prędkości nurkowania uzyskiwano przez otwarcie ap krokodylowych, które wytwarzając opór odgrywały rolę hamulców aerodynamicznych.

Interesującym był system chowania podwozia. Koło było iągane niemal pionowo w górę. Składały się na to dwa łańcuchy. Amortyzatory zakończone były wciągnikami; w momencie ich włączenia golenie skracali się do minimum. Nadto górna część podwozia wykonana w postaci odlewów, mocowana do dźwigara płata i łoża silnika, składała się z zawiasów — skracając wysokość podwozia. Oś koła po wciągnięciu opierała się o gniazda, pozwalając na toczenie samolotu przy lądowaniu ze schowanym podwoziem.

W 1938 r. PWS wybudował dwa prototypy samolotu PWS-Wyżeł. Latem 1938 r. płatowiec przeszedł próby statyczne. Pierwszy prototyp został oblatany przez Stanisława Bąkę na lotnisku fabrycznym w Białej Podlaskiej na przełomie sierpnia i września 1938 r. W grudniu 1938 r. pierwszy prototyp Wyżeła został wystawiony na XVI Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu (pod oznaczeniem PZL Wyżeł), wzbudzając duże zainteresowanie polską konstrukcją. Drugi prototyp został oblatany w końcu stycznia 1939 r. Miał on zmodyfikowane osłony silników i dodatkowe usztywnienie konstrukcji podwozia. Na początku 1939 r. drugi prototyp Wyżeła został przekazany do Instytutu Technicznego Lotnictwa w Warszawie. Samolot dopuszczony był do akrobacji, którą dobrze wykonywał.

Na końcu 1938 r. pod kierunkiem inż. M. Rosnowskiego rozpoczęto w PWS przygotowanie dokumentacji do produkcji seryjnej Wyżeła. W 1939 r. wytwórnia czyniła przygotowania do uruchomienia produkcji seryjnej tego samolotu. Przewidywano zbudowanie w pierwszej serii 50 sztuk. Wszystkie samoloty seryjne mogły być gotowe w pierwszej połowie 1940 r.

W pierwszych dniach wojny we wrześniu 1939 r. jeden z prototypów Wyżeła spłonął, zbombardowany przez lotnictwo niemieckie w wytwórni. Prototyp znajdujący się w próbach w ITL w Warszawie został zdobyty przez Niemców i znacznie uszkodzony i został zabrany do Muzeum Lotnictwa w Berlinie, gdzie został wystawiony z błędnym podpisem PZL Wilk.

Wyżeł był pierwszym polskim dwusilnikowym samolotem treningowym. Była to w pełni udana konstrukcja.

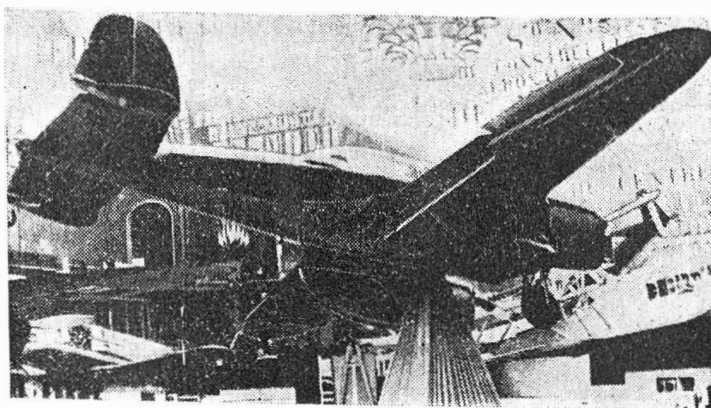
Struktura

W miejscowy, dwusilnikowy samolot treningowy (do szkolenia załóg na samoloty bombowe i nurkujące) o nietypowej konstrukcji o układzie wolnonośnego dolnołotnika.

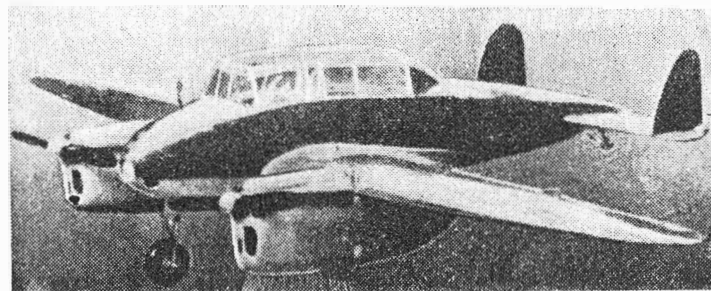
Składował o przekroju eliptycznym, drewniany, półskorupowy, kryty sklejką brzoową bakielitową. Nos kadłuba i zażegnienie tyłu — z blachy duralowej. Kabina kryta z odzianymi do tyłu częściami osłon nad kabinami. Tył kadłuba kryty sklejką. Między kabinami wzmocniona przeciważowa wręga kadłuba. Przednia kabina ucznia, tylna instruktora. Sterownice podwójne. Obie kabiny wyposażone w komplet przyrządów pokładowych, tylko nieliczne przyrządy umieszczone w przedniej kabinie, a dobrze widoczne z tylnej. W dole przodu kadłuba — okienko dla obserwacji bombardowania z lotu nurkowego. W przodzie kadłuba reflektor sygnalizacyjny i reflektor do lądowania. Instalacja elektryczna zasilana prądnicą 300 W napędzaną przez silnik.

Podwozie dwugoleniowe z amortyzatorami olejowo-powietrznymi PZL, chowane pneumatycznie w gondole silnika. Koła niskociśnieniowe, po schowaniu wystające do przodu z gondoli. W gondolach za pomieszczeniem na podwozie — bagażnik. Płaza ogonowa stalowa, z metalowym wzmocnieniem i z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Składował trapezowy z eliptycznymi końcówkami, drewniany, kryty lakierem, dwudźwigarowy (dźwigary skrzynkowe), kryty



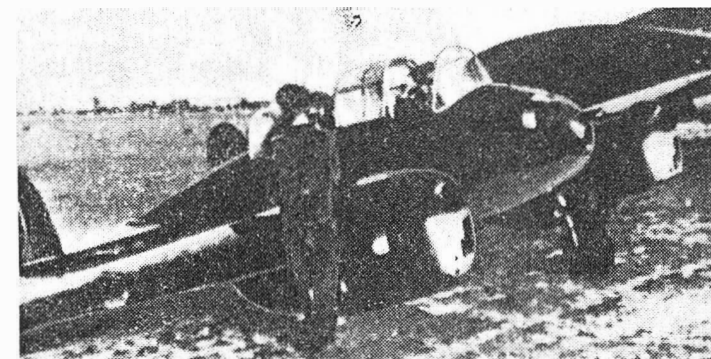
Rys. 5. Wyżeł od spodu. Widoczne krokodylowe lotki i kłapy



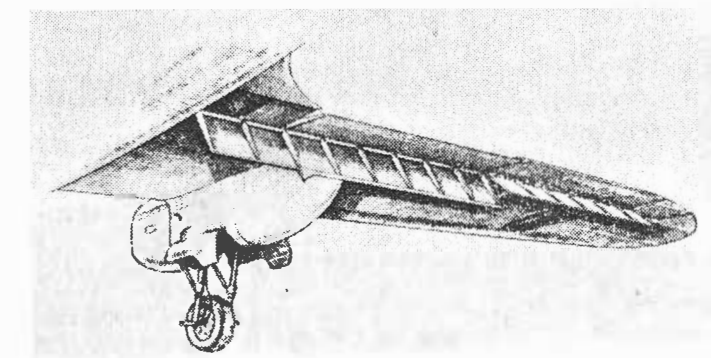
Rys. 6. Wyżeł na Salonie Paryskim w 1938 r.



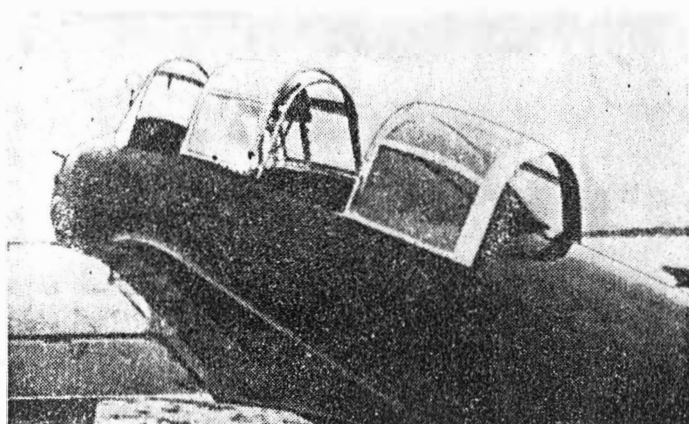
Rys. 7. Drugi prototyp Wyżeła w próbach w ITL w marcu 1939 r. Podwozie zmodyfikowane



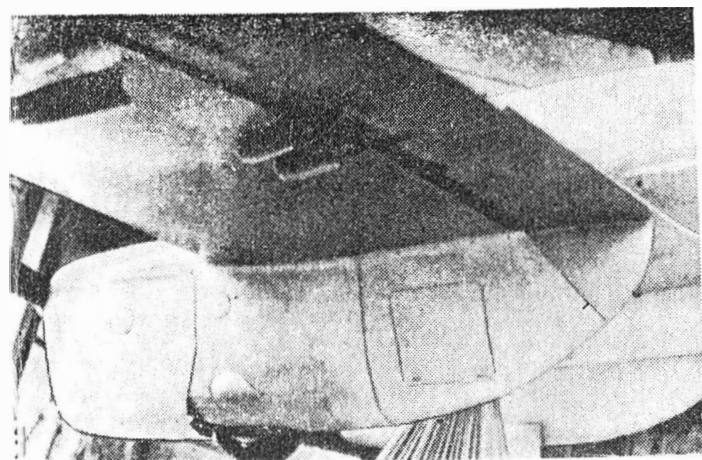
Rys. 8. Uszkodzony Wyżeł we wrześniu 1939 r., z szachownicami zerwanymi jako trofeum



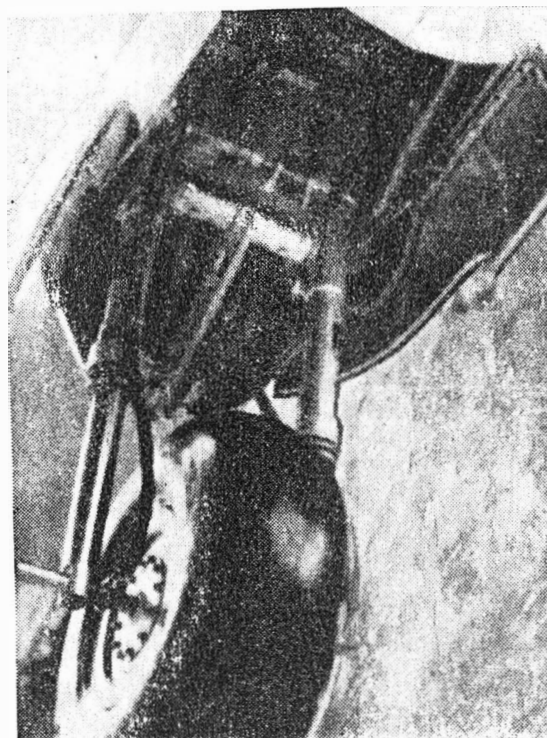
Rys. 9. Konstrukcja lotki krokodylowej i kłapy krokodylowej



Rys. 10. Kabina



Rys. 11. Gondola silnikowa ze schowanym podwoziem



Rys. 12. Konstrukcja podwozia

eką (keson między dźwigarowy kryty grubą sklejką). Krawędzi natarcia automatyczne sloty na odcinku przed kłapą. Kłapy uruchamiane pneumatycznie. Na kłach i łatkach dodatkowo metalowe kłapy krokodylowe. Terzenie drewniane, wolnonośne, usterzenie pionowe podójne. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Dźwiry sterów z rury stalowej. Profil usterzenia poziomego kierowany wypukłością do dołu, profil usterzeń pionowych — skierowany wypukłością w stronę kadłuba. Stery brunku wychylane tylko w stronę kadłuba. Na sterze sokości kłapki wyważająco-odciążające. Na sterach kierunku kłapki odciążające.

Uzbrojenie. W przodzie kadłuba foto-k.m. oraz 1 n. 7.9 mm wz 36. Celowniki przed kabiną. Dostęp do mka k.m.-u z kabiny i z zewnątrz kadłuba. Pod zewnątrzmi częściami płata — wyrzutniki na 2 bomby 12,5 kg. pęd instalacji uzbrojenia — pneumatyczny.

Dwa silniki chłodzone powietrzem, 4-cylindrowe, gldowe, PZInż Major 4B o mocy nominalnej 38 kW (120 M) przy 2100 obr/min. mocy startowej 95 kW (130 KM)

i o masie 150 kg każdy. Łoża silników spawane z rur stalowych. Oslony silników z blachy duralowej. Śmigła dwułopatowe, drewniane, stałe. Dwa zbiorniki o łącznej pojemności 250 l paliwa (połączone ze sobą) w skrzydłach, mogące zasilać każdy silnik niezależnie. Przelotowe zużycie paliwa 56 l/h. Silnik i instalacja paliwowa dostosowane do pracy w locie odwróconym.

Malowanie. Samolot od góry malowany był na zielono-oliwkowo, a od dołu na jasnoniebiesko. Prototypy początkowo nie nosiły znaków rozpoznawczych, później otrzymały szachownice. Stery kierunku miały malowane na biało — było to obowiązuje oznaczenie samolotu znajdującego się w próbach.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,26 m
Długość	6,94 m
Wysokość	2,56 m
Powierzchnia nośna	12,7 m²
Masa własna	950 kg
Masa użyteczna	160 kg
Masa całkowita	1110 kg
Obciążenie powierzchni	111 kg/m²
Obciążenie mocy	7,4 kg/kW (5,4 kg/KM)
Prędkość maksymalna	315 km/h
Prędkość przelotowa (na h = 1000 m)	260 km/h
Prędkość minimalna	ok. 95 km/h
Wzniesienie	ok. 4,5 m/s
Pałap	4500 m
Zasięg	1160 km

ukończenie ze strony 28:

zwoju obszarów dyfuzyjnych stosu- c w połączeniach Ti-stal warstwy po- ednie z metali wykazujących dobrą awalność zarówno w stosunku do ali jak i do tytanu oraz stanowiących ateczną barierę dla wzajemnej dy- zji tytanu i żelaza. Należy przy tym wracać uwagę na odporność antykor- jną złącza z różnych materiałów jcznie z przekładką), jeżeli spawana nstruktura ma pracować w ośrodku resywnym.

Tytan wykazuje dobrą spawalność niewielu metalami: cyrkonem, nio- m, tantalum, wanadem, molibdenem hafniem. Najbardziej plastyczne złą- a otrzymuje się przy spawaniu tyta- i z cyrkonem, niobem i tantalum. Stal

nie spawa się bezpośrednio z żadnym z wymienionych metali, z wyjątkiem wanadu. W ten sposób jedynym meta- lem, którego można by użyć jako przekładkę przy spawaniu tytanu ze stalą, jest wanad. Na rys. 7 przedsta- wiono przykład rozwiązania złącza spa- wanego stali platerowanej tytanem.

LITERATURA

1. B. KOŁAKOWSKI: Spawanie tytanu i jego stopów. *Mechanik* nr 9/74
2. B. KOŁAKOWSKI: Problemy związane z szerszym wprowadzeniem tytanu do konstrukcji spawanych w kraju. *Przegląd Spawalnictwa* nr 8/76.
3. PAUL WEHR: Über das Entstehen von Poren in elektronenstrahl und schutzgas-

geschweisten Nächten an Blech aus Ti- tan und seinen Liegerungen — Schrift- unsübersicht. *Schweißen und Schmel- den* nr 8/76.

4. Praca zbiorowa: Schweißen von Titan und dessen Einsatz im chemischen Apparatentbau. *Schweißtechnik* nr 9/76.
5. A. BANKIEWICZ, W. STANCZYK: Optymalizacja spawania blach z tytanu technicznego. Materiały z narady naukowo-technicznej. Częstochowa, grudzień 1976, s. 55-71.
6. W. F. GRABIN: Osnovy metallowiedie- nija i termicznej obrabotki swarnych sojedinenij iz titanowych spławów. Wyd. Naukowa Dumka 1975 Kijów.
7. S. M. GUBIEWICZ i inni: Swarka wy- sokopiecznych tytanowych spławów. Wyd. Maszynostrojnie 1975 Moskwa.
8. J. J. KORNILOW: Titan. Izdatelstwo Nauka 1975 Moskwa.
9. D. M. RABKIN i inni: Swarka raznorod- nych metallów. Izdat. Technika 1975 Ki- jów.

Problem der Gefechtseffektivität einer Anwendung von Erdkampfflugzeuge. Auf Grunde der Angaben über Verlusten in dieser Flugzeug-Klasse zieht der Verfasser Schlüsse über Zweckmässigkeit der zukünftigen Anwendung von og. Flugzeugen.

GLASS A.

Entwicklung des M-15 Agrarflugzeuges

Baugeschichte des M-15 Flugzeuges. Es wurde die aviochemische Ausrüstung: ihre feste und auswechselbare Baugruppen beschrieben.

KUCHARSKI J.

Entwicklung des TFE-731 TL-Triebwerkes

Bau- und Herstellungsgeschichte des für Strahlgeschäftsreiseflugzeuge bestimmten TFE-731 Turbofans. Wichtigste technische Daten der Triebwerkversionen.

MORAWSKI J., SMOLICZ T.

System-Analyse von Sicherheit in der Luftfahrt (I)

Abkürzung des Referates, der am Symposion über die Sicherheit in Sport-, Sanitäts-, Wirtschafts- und Geschäftsluftfahrt (Wrocław, Februar 1977) gelesen worden war. Logische Grundlagen der Flugsicherheitsanalyse. Grundsätzliche, Flugzeuge und Besatzungen betreffende Forderungen — aufgrund der britischen zivilen Vorschriften von der Lufttüchtigkeit BCAR. Einige Fragen der Optimierung von der Anzeigeranordnung auf der Gerätetafel.

RZECZYŃSKI B.

Flugplätze für Kurzstart und — landung

Grundsätzliche Faktoren, die Lokalisation und Bau der Flugplätze für die Flugzeuge der dritten Generation (STOL) begründen. Auswahlkriterien des Verkehrsmittels und Prognosen der Luftfahrtsentwicklung in Polen.

MIKUŁA J.

Schweissen von Titan und Titanlegierungen

Eigenschaften der Titanlegierungen und Möglichkeiten ihrer Anwendung in gegenwärtiger Technik. Methoden und Einrichtungen zum Schweissen solcher Stoffe.

GLASS A.

PWS-33 Wyżel — das erste polnische zweimotorige Flugzeug für die Besatzungen-Umschulung

PWS-33 Wyżel war ein modernes Flugzeug für die Umschulung der Besatzungen von den zweimotorigen Kampfflugzeugen. Es wurde 1938 gebaut, im Zusammenhang mit der Betriebseinführung von den Kampfflugzeugen Łoś in die polnische Luftwaffe. Wyżel hatte viele interessante Konstruktionslösungen, wie zB. die Spreiz-Querruder und die Befestigung aus der doppelgekrümmten Sperrholz. Es wurde die Entwicklungsgeschichte und Konstruktion des Flugzeuges beschrieben.

WASKOWSKI W.

Реактивные самолеты непосредственной огневой поддержки (II,

Проблема эффективности боевого применения штурмовых самолетов и самолетов поддержки. На основе потерь самолетов этого класса автор дает выводы по теме применения таких самолетов в будущем.

GLASS A.

Развитие сельскохозяйственного самолета М-15

История постройки самолета М-15. Описание сельскохозяйственной аппаратуры: элементов находящихся на самолете постоянно и съемных.

KUCHARSKI J.

Развитие двигателя TFE-731

История постройки и производства двигателя TFE-731 предназначенного для реактивных служебных самолетов. Основные технические данные очередных вариантов двигателя.

MORAWSKI J., SMOLICZ T.

Системный анализ безопасности в авиации (I)

Сокращение доклада, прочитанного на симпозиуме по теме „Безопасность в спортивной, санитарной, хозяйственной и диспетчерской авиации” состоявшимся в г. Вроцлав, 24—26 февраля 1977 г. Логические принципы анализа безопасности полета. Основные требования относящиеся к технике и экипажу — на основе британских норм летной годности BCAR. Некоторые проблемы оптимизации размещения указателей на приборной доске.

RZECZYŃSKI B.

Аэродромы короткого взлета и посадки

Основные факторы принимаемые в основу решений о расположении и постройке аэродромов для самолетов третьей генерации (короткого взлета и посадки). Критерии подбора транспортного средства и прогнозы развития авиации в Польше.

MIKUŁA J.

Сварка титана и его сплавов

Свойства титана и его сплавов, возможности их применения в современной технике. Методы сварки этих материалов и применяемое оборудование.

GLASS A.

PWS-33 „Выжел” — первый польский самолет с двумя двигателями для обучения экипажей

Самолет PWS-33 Выжел являлся современным самолетом для обучения экипажей двухмоторных бомбардировщиков. Был построен в 1938 г. в связи с введением в эксплуатацию в польских воздушных силах бомбардировочных самолетов „Лось”. Самолет „Выжел” имел много интересных конструктивных решений м.пр. щитки-закрылки, фюзеляж с обшивкой из фанеры, имеющий двойную-кри...
Описана история развития и конструкция самолета.

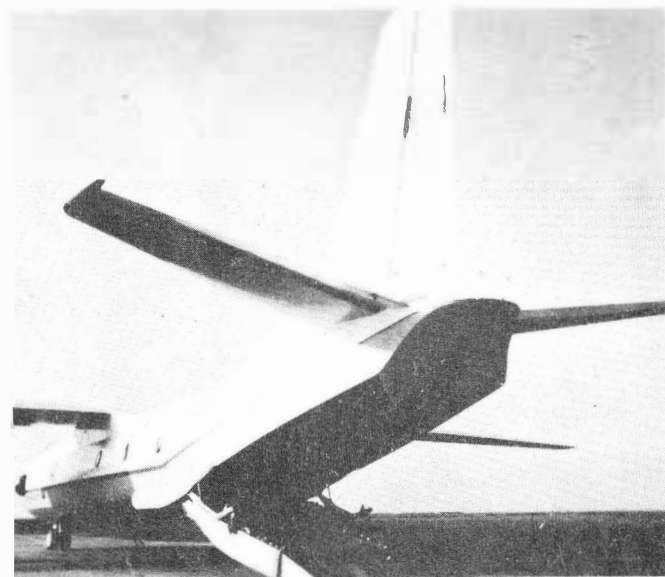


Różne warianty załadowań

Samolot transportowy

An-26

- z burty samochodu
- z ziemi
- wjazd do komory ładunkowej samochodów typu Wołga, UAZ-469B ...
umożliwia duży łuk ładunkowy oryginalnej konstrukcji, zakrywany trapem-rampą



W celu przyspieszenia i ułatwienia prac załadowczo-wyładowczych na samolocie może być ustawiony przenośnik i suwnica jednobelkowa.

Samolot An-26 może być wykorzystywany do przewozu ludzi (38—40 osób) do zrzucania spadochroniarzy i do desantowania ciężarów, a także w wariantcie sanitarnym do przewozu 24 chorych.

Dobre dane techniczne i lotne, prosta konstrukcja, burtowna mechanizacja prac załadunkowo-rozładunkowych i duża przystosowalność do różnego rodzaju przewozów zapewniają samolotowi wysoką rentowność eksploatacji.

Maksymalna masa startowa 24 000 kg

Maksymalne obciążenie handlowe 6300 kg

Prędkość podróżna 420—450 km/h

Praktyczny pułap 8000 m

Zasięg lotu (ANZ-580 kg):

z obciążeniem handlowym 5500 kg 1060 km

z maksymalnym zapasem paliwa 2400 km

Wymiary łuku załadowczego:

długość 3,4 m

szerokość 2,4 m

wysokość progu od ziemi 1,4666 m

wysokość górnej krawędzi od ziemi 3,014 m

Silniki: dwa turbośmigłowe AI-24WT o mocy startowej rzeczywistej po 2820 KM, jeden odrzutowy o ciągu 800 kG.

Bardziej szczegółowe informacje możecie otrzymać pod adresem:



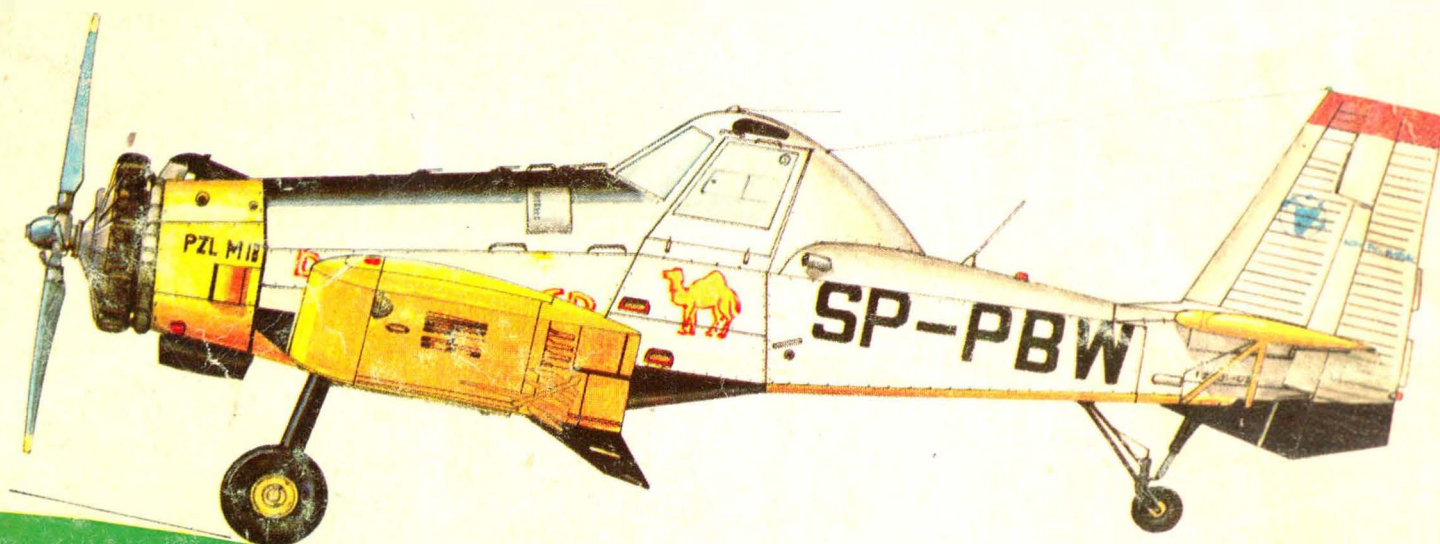
· V/O · AVIAEXPORT ·

ZSRR, 121200 Moskwa, Smolienskaja-Siennaja 32/34, Telefon: 244-26-86, Teleks: 7257

WCT/992/K/77

AG-PLANE

M-18



- 2500 l hopper capacity
- 1000 hp PZL ASz-62 IR radial engine
- 4-blade constant-speed metal propeller 3.3 m dia
- Low-pressure wheels
- Metal structure
- Sealed cockpit
- Good service access
- FAR 23 normal cat. certificate

PZL M-18 Dromader – agricultural aircraft of greatest chemical load in the world

TECHNICAL DATA

Span	17.7 m
Length	9.5 m
Height	3.1 m
Wing area, gross	40 sq m
Weight empty	2470 kg
Max T-O weight	4200 kg
Chemical load	1500 kg
Fuel tank	400 l

Performance at 4200 kg T-O weight

Max speed	256 km/h
Cruising speed	205 km/h
Working speed	170-185 km/h
Stalling speed	109 km/h
Rate of climb	5.8 m/s
Service ceiling	6500 m
Take-off run	275 m
Landing run	330 m
Range	520 km

WWCT/95/K/77



Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL Mielec,
ul. Ludowego Wojska Polskiego 7
39-301 Mielec, POLAND
Phone: Mielec 70
Telex: 83214

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371, Cable: Pezetel
Phone: 29-50-71; Telex: 813410