



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII GRUDZIEŃ 1982

TECHNIKA

9'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

O prawdę o polskich konstrukcjach lotniczych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

70-letnie dzieje polskiego przemysłu lotniczego obfitują w wiele osiągnięć i rozsądnych decyzji opartych na rzetelnej analizie technicznej i ekonomicznej oraz w znacznie mniej liczne fakty wydawania opinii o samolotach na podstawie emocji. To co jest słuszne i pożyteczne — cieszy, lecz jest uważane za oczywiste. Natomiast opinie niezbyt trafne zawsze bulwersują środowisko techniczne i wracają rykoszetem po latach w postaci plotek i wspomnień opatrywanych czasami błędnym komentarzem. Tak właśnie uczynił krakowski miesięcznik *Zdanie*, który w nrze 2 z br. publikuje anonimowy materiał o zwalczaniu przemysłu lotniczego przez jednego z byłych decydentów, a w nim czytamy:

„Do szewskiej pasji doprowadził go kiedyś latający nad Warszawą w czasie dożynek czterosilnikowy polski samolot pasażerski. Kazał całe śledztwo przeprowadzić: jaki idiota to skonstruował? Prawda, to musiała być nie byle jaka grupa idiotów, która to zrobiła. To jest oczywiste. W czasach, w których Niemcy Zachodnie nie podejmowały produkcji samolotów pasażerskich — tu się jakimś megalomanom tego zachciało na koszt państwa. Bo gdyby to był kapitalizm, to nie znalazłby się żaden dureń bankier, który by na to złotówkę poświęcił... Do szewskiej pasji go takie rzeczy doprowadzały, budziły jego pogardę dla krótkowzroczności tej młodej — z pierwszego pokolenia — inteligencji technicznej”.

Jest faktem, że samolot MD-12 zademonstrowany podczas dożynek w 1959 r. nie spodobał się i konstruktorzy musieli składać wyjaśnienia przed prokuraturą. Faktem też jest, że mimo lepszych wskaźników ekonomicznych od samolotów używanych u nas na liniach krajowych — LOT go nie zamówił. W porównaniu z powszechnie używanymi przez LOT Li-2 i IŁ-14 — miał MD-12 o 40% lepsze wskaźniki ekonomiczne. Natomiast porównanie naszego przemysłu lotniczego z ówczesnym przemysłem RFN jest chybione z dwóch względów. Po pierwsze był to jeden z nielicznych przemysłów lotniczych w Europie tworzący znikomą liczbę własnych prototypów, a po drugie nie jest prawdą, że kraj ten nie budował samolotów pasażerskich, gdyż w latach sześćdziesiątych powstały tam aż trzy konstrukcje w tej kategorii: 12-miejscowy Do-28 Skyservant, 12-miejscowa Hansa i 44-miejscowy VFW-614, przy czym na naszą korzyść było to, że MD-12 latał wcześniej od tamtych konstrukcji. Tej klasy samoloty co MD-12 powstawały nie tylko w państwach o większym przemyśle lotniczym od naszego (W. Brytania, Francja) lecz i mniejszym (np. Włochy, Hiszpania i Szwecja), zaś bardziej pojemne samoloty pasażerskie budowała i buduje do dziś Holandia. Czyli zdanie „o grupie idiotów, która to zrobiła” jest bezpodstawną obrazą dla naszego świata inżynierskiego.

Również zdanie „Bo gdyby to był kapitalizm, to nie

znalazłby się żaden dureń bankier, który by na to złotówkę poświęcił” — wykazuje, iż autor cytowanych wspomnień stworzył sobie obraz „nie zmacony bliższą znajomością rzeczy” a zupełnie sprzeczny z rzeczywistością światowego przemysłu lotniczego. Sprawdźmy jakie są fakty z tegoż właśnie kapitalistycznego, oszczędnego świata. Zajmijmy się przy tym tylko samolotami pasażerskimi zabierającymi od 17 do 22 pasażerów, czyli klasy, w której znajdował się MD-12. Brytyjski 17-miejscowy czterosilnikowy DH Heron z 1950 r. był w produkcji do 1966 r. a zbudowano go 148 szt. Amerykański 22-miejscowy Gulfstream I z 1958 r. znalazł ponad 200 nabywców, i z tego samego kraju 17-miejscowy Beech 99 z 1966 r. — 161 nabywców (obecnie wznowiono jego produkcję). Brytyjski 18-miejscowy Jetstream z 1967 r. został zbudowany w 85 egzemplarzach i obecnie rozwijana jest jego produkcja. Padnie uwaga, że to samoloty krajów dobrze usadowionych na światowym rynku lotniczym. A cóż w takim razie sądzić o tym, że Brazylia, która 10 lat temu miała mały przemysł lotniczy i nikt nie importował samolotów z tego kraju — też zbudowała w 1969 r. 21-miejscowy samolot Bandeirante. I najdziwniejsze, że z 300 wyprodukowanych samolotów tego typu 100 zakupiono w USA, a kilkadziesiąt nabyły 22 inne kraje. Po prostu Brazylia miała w produkcji samolot, na który było duże zapotrzebowanie w świecie. Czy MD-12 mógł zrobić podobną karierę? Zgodnie z jego planem rozwoju miał otrzymać w następnej wersji dwa silniki turbośmigłowe Tur po 736 kW (1000 KM), które wówczas projektowano. Z takimi silnikami latają wymienicne wyżej samoloty. Brazylia nie produkuje silników, lecz je importuje — moglibyśmy zrobić to samo na eksport. Warto też zauważyć, że budowany w Czechosłowacji 19-miejscowy L-410 Turbolet zdobył zbyt w Związku Radzieckim.

Co do uwagi o „młodej — z pierwszego pokolenia — inteligencji technicznej” — to też nieporozumienie. Samolot MD-12 był dziełem prof. dr. inż. Franciszka Misztala i prof. mgr. inż. Leszka Dulęby, stąd skrót MD. Byli oni doświadczonymi konstruktorami z najsłynniejszych polskich przedwojennych wytwórni lotniczych. Pierwszy z nich był konstruktorem samolotów PZL od 1929 do 1939 r. a po wojnie CSS, drugi — współkonstruktorem samolotów RWD od 1932 do 1939 r., następnie tureckich THK w latach 1941-1945 i CSS po wojnie. Niewątpliwie należeli do najbardziej doświadczonych konstruktorów w naszym kraju w okresie konstruowania MD-12, a z „pierwszego pokolenia” byli: Tupolew i Jakowlew, Iliuszyn i Messerschmitt i setki innych.

Metoda ustalania na początku wniosku, zaś później pomijania faktów niekorzystnych a przytaczania potwierdzających postawioną tezę — nie jest ani chwalebna, ani skuteczna. Niestety faktów nie da się zakryć, same się ujawniają.

POLSKA

● Pierwszy z zakupionych przez CSRS samolot rolniczy PZL-M18 Dromader rozpoczął już pracę w przedsiębiorstwie czeskosłowackim Slovair.

● Na tegorocznych Międzynarodowych Targach Poznańskich w grupie wyrobów konsumpcyjnych złoty medal otrzymała lotnia Z-80 z WSK PZL — Warszawa-Okęcie.

● Maleje obsługa pasażerów w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie. I tak: w 1981 r. CPL obsłużył 1142,6 tys. pasażerów zagranicznych i 616,9 tys. pasażerów krajowych, co w porównaniu z rokiem 1980 wynosi o 22% mniej obsłużonych pasażerów w ruchu zagranicznym i 4% mniej w ruchu krajowym. Startów i lądowań odbyło się 40,9 tys., w tym 25 tys. w lotach zagranicznych. Obsłużono 40,2 tys. pasażerów tranzytowych (zagranicznych). Zestawiając dane liczbowe roku 1981 z rokiem 1979, można stwierdzić, że liczba lotów uległa zmniejszeniu o 15%, liczba obsłużonych pasażerów krajowych o 20%, a zagranicznych o 29%.

● Na szybowcowych mistrzostwach świata państw socjalistycznych w Orle (ZSRR) polscy szybowcnicy zajęli trzecie miejsce przed drużynami Węgier i Czechosłowacji.

W klasie standard trzecie miejsce zajął Polak Paweł Frąckowiak na szybowcu Jantar Standard, natomiast w klasie otwartej drugie miejsce zajął Stanisław Kluk.

Polscy szybowcnicy przywieźli do kraju 3 medale: 1 srebrny i 2 brązowe.

● Z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec wysłano już do ZSRR dwudziesty komplet podzespołów (slotów) do produkowanego w ramach polsko-radzieckiej współpracy odrzutowego samolotu pasażerskiego Il-86. W roku bieżącym PZL-Mielec zobowiązała się wysłać 9 kompletów slotów, z czego wysłano już pięć do zakładów lotniczych w Woroneżu, w których montowane są radzieckie aerobusy.

● 12 lipca br. na PW w Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa odbyła się obrona pracy doktorskiej mgra inż. Wojciecha Blajera pt. „Badanie dynamiki samolotu w korkociągu”. Promotorem był prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak.



CHINY

● Rząd francuski wyraził zgodę na dostarczenie samolotów myśliwskich Mirage 2000 do ChRL. (Av. Mag. 825)

● W Shenyang produkowany jest samolot myśliwski J-8 o zmiennej geometrii napędzany dwoma silnikami R-11 od samolotu MiG-21. Źródła amerykańskie podają, że jeszcze niewiele samolotów tego typu jest w użyciu, lecz źródła taiwańskie informują, że już kilkaset. Samolot był dwa lata temu demonstrowany delegacji amerykańskiego przemysłu lotniczego, gdy odwiedziła ChRL. (Air. Int. 6/82)



BRAZYLIA

● Francja zakupiła 41 dwusilnikowych samolotów treningowych EMB-121 Xingu



Seryjny PZL-110 Koliber SP-KFC. Foto CAF

dla lotnictwa wojskowego (25 szt.) i lotnictwa morskiego (16 szt.). Pierwsze egzemplarze zostały dostarczone w maru br. (Air. Int. 6/82)



BULGARIA

● Bułgarskie lotnictwo rolnicze posiada ok. 300 samolotów i śmigłowców. Podstawę wyposażenia tego lotnictwa stanowią samoloty An-2 i Z-37 Cmelak oraz śmigłowce Ka-26. (FR 5/82)



FRANCJA

● Do połowy 1982 r. wytwórnia Dassault-Breguet otrzymała zamówienia na 218 samolotów służbowych Falcon 10, z których 192 dostarczono już odbiorcom. Obecnie na rynku amerykańskim będzie sprzedawana nieznacznie zmodyfikowana wersja oznaczona Falcon 100. Samolotów Falcon 20 zamówiono dotychczas 477, z czego dostarczono 458. Falcon 20H, który ma wejść do produkcji, otrzymał oznaczenie Falcon 200. (Air Int. 6/82)



HISZPANIA

● Odrzutowy samolot treningowy CASA-101 BB Aviojet będzie montowany w Chile na potrzeby chilijskiego lotnictwa wojskowego. Otrzymał on chilijskie oznaczenie T-36 Halcon. (Air. Int. 6/82)



HOLANDIA

● Do końca marca 1982 r. wyprodukowano 739 samolotów pasażerskich Fokker F-27 Friendship, z czego 534 w Holandii i 205 na licencji w USA. (Air. Int. 6/82)



INDONEZJA

● Wytwórnia Nurtanio zakończyła produkcję jednej wersji (100) samolotów transportowych NC-212-100 Aviocar budowanych z licencji hiszpańskiej i produkuje te samoloty w wersji NC-212-200. (Air. Int. 6/82)



IRAK

● Transportowe lotnictwo wojskowe Iraku używa samoloty Il-76, a zamierza zakupić 6÷12 samolotów L-100 Hercules i 30 Fiat G222. Część samolotów G222 ma być wyposażona w bezzalagowe latające uskrzydłone pociski Meteor Mirach 100 służące do wczesnego ostrzegania. (Air. Int. 6/82)



IRAN

● Lotnictwo wojskowe Iranu używa śmigłowce bojowe Mi-24D, w jakie także jest wyposażone lotnictwo irackie.



JAPONIA

● Wytwórnia Mitsubishi 31.3.1982 r. sprzedała 721 samolotów służbowych Mu-2, w tym 666 na eksport. (Av. Mag. 830)

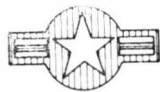


KANADA

● Prototyp samolotu służbowego Canadair CL-601, który wykonał pierwszy lot 10 kwietnia 1982 r., wyposażony jest w końcówki skrzydeł „winglet”. Dostawy sa-

molotu mają się rozpocząć w połowie 1983 r. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia de Havilland of Canada spośród 1631 zbudowanych samolotów wielozadaniowych DHC-2 Beaver ostatnie 30 wykonała w wersji Turbo-Beaver Mk III napędzanej silnikiem turbośmigłowym PT6A-20. Obecnie samoloty Beaver są przerabiane na Turbo-Beaver. (Air. Int. 6/82)



USA

● W Chile montowany jest z licencji amerykańskiej wojskowy samolot szkolny Piper PA-28R-300XBT Pillan, który otrzymał chilijskie oznaczenie wojskowe T-35. (Air. Int. 6/82)

● W marcu 1982 r. armia amerykańska zamówiła pierwsze 11 śmigłowców bojowych Hughes AH-61A Apache z terminem dostawy pierwszych egzemplarzy w lutym 1984 r. W 1983 r. ma być zamówione dalsze 48 śmigłowców tego typu. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia Sikorsky otrzymała zamówienie na opracowanie wersji MH-53E śmigłowca CH-53E Super Stallion przeznaczonej do wykrywania pól minowych. Przewidywane jest zamówienie 57 MH-53E, których dostawy mają się rozpocząć w 1986 r. (Air. Int. 6/82)

● Linie lotnicze Air Canada cofnęły swe zamówienie na 6 samolotów pasażerskich Lockheed L-1011 TriStar, Pan American na 14 TriStarów, a TWA na 9. Wytwórnia wstrzymała produkcję TriStar. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia Sikorsky ma zamówienia od USArmy na 646 śmigłowców UH-60A Black Hawk. Cena jednego śmigłowca wynosi 3,2 mln dol. (Air. Int. 6/82)

● Amerykańskie linie lotnicze Airspur wprowadziły do użytku 10 samolotów lokalnego transportu IAI Arava produkcji izraelskiej, zabierających 19 pasażerów. (Air. Int. 6/82)

● Znany konstruktor amatorskich samolotów o układzie kaczki Rutan zbudował prototyp samolotu Grizzly do badań nad układem kaczki i układem skrzydeł tandem. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia Beech w ciągu 50 lat swej działalności wyprodukowała 45 000 samolotów. (Av. Mag. 830)



W. BRYTANIA

● Wytwórnia British Aerospace, oddział w Bristol, przystąpiła do prób urządzenia do zaburzania odbioru promieniowania podczerwonego, które ma być zastosowane na śmigłowcach w celu wprowadzenia w błąd pocisków raketowych sterowanych podczerwienią. (SBAC 209)

● Przeciwpancerne śmigłowce Westland Lynx 3, w porównaniu ze śmigłowcem Lynx ma mieć dłuższą kabinę i dłuższy tył kadłuba z belką ogonową od śmigłowca Westland 30, łopaty wirnika nośnego i ogonowego z materiałów kompozytowych oraz trójkołowe podwozie. Masa śmigłowca Lynx 3 (544 kg) będzie o 27% większa niż Lynx 1. Śmigłowec ma być TOW, HOT lub Hellfire. (SBAC 208)

● Wytwórnia Shorts dostarczyła do 1.7.1982 r. 86 spośród 111 zamówionych samolotów lokalnego transportu Shorts 330 oraz zebrała zamówienia na 27 samolotów 36-miejscowych Shorts 360. (SBAC 208)

● Angielskie lotnictwo wojskowe RAF zamówiło przeróbkę 9 wycofanych z komunikacji lotniczej samolotów Vickers VC-10 na zbiornikowce. W trakcie przeróbki samoloty otrzymają 5 cylindrycznych zbiorników w kadłubie oraz urządzenia do tankowania w locie. Pierwszy przerobiony VC-10 wykonał pierwszy lot w połowie br. (SBAC 208)

● Brytyjska wytwórnia Marconi dostarczyła już 1000 kompletów projekcyjnych tablic przyrządów pokładowych (Head Up Display) do samolotu myśliwskiego General Dynamics F-16. (SBAC 208)

● Samolot służbowy Jetstream 31 w dniu 29 czerwca br. uzyskał brytyjski certyfikat typu. Pierwszy seryjny Jetstream 31 wykonał pierwszy lot 18 marca 1982 r. (SBAC 208)

● Ministerstwo handlu wynajęło 6 samolotów Islander i 2 DC-3 do zwalczania zanieczyszczeń morza olejem wzdłuż wybrzeży. Samoloty zabierają odpowiednio 1 t

i 3 t środków chemicznych rozkładających oleje. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia Westland przystępuje do produkcji kompozytowych łopat do wirników nośnych śmigłowców Sea King i Commando. Łopaty o takiej konstrukcji mają również otrzymać śmigłowce Westland 30, EH 101 i Lynx. (Air. Int. 6/82)

● Wytwórnia Westland otrzymała zamówienie od instytutu RAE Farnborough na opracowanie układu sterowania śmigłowcem przy użyciu światłowodów (tzw. system FBL, tj. fly-by-light). Z tego rodzaju sterowaniem sterem kierunku lata doświadczalny egzemplarz samolotu North American T-2 Buckeye, zaś firma Boeing Vertol opracowuje sterowanie FBL do śmigłowca Sikorsky UH-60A Black Hawk, które ma przejść próby w locie w 1984 r. (Air. Int. 6/82)

● Znana brytyjska wytwórnia szybowcowa Slingsby po 50 latach budowy szybowców zaprzestała ich produkcji. Jeszcze niedawno budowała z licencji motoszybowce Motorfalke, a obecnie produkuje z licencji francuskiej samolot sportowy RF-6B pod oznaczeniem T67. (Air. Int. 6/82)



ZSRR

● Ponad 1200 samolotów Antonowa eksportował ZSRR do 40 krajów. Są to przede wszystkim samoloty An-24, An-26 i An-12. W 1981 r. eksportowano z ZSRR 60 samolotów pasażerskich i transportowych Antonowa. (FR 5/82)

● Turbośmigłowy samolot rolniczy An-3, będący odmianą samolotu An-2, uzyskał wiosną 1982 r. państwowy certyfikat typu. (FR 5/82)

● Inż. Marat Tiszczenko, kierownik biura konstrukcyjnego śmigłowców im. M. Miła, uzyskał tytuł generalnego konstruktora. (FR 5/82)

● Samoloty Jak-42 używane są w ZSRR na 20 liniach krajowych oraz dwóch zagranicznych. W 1981 r. przewiozły one 200 tys. pasażerów i 150 t ładunku. (FR 5/82)

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — PRENUMERATA STAŁA, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratory indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

— do 25 listopada (w 1982 r. wyjątkowo do 5 grudnia) na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),

— do 10 marca — na II kwartał,

— do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,

— do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Prop-Rotor

Zupełnie inną odmianą śmigła jest Prop-Rotor (inaczej wirnik pochylany lub śmigło napędowo-nośne). Ma ono podwójny zakres zastosowań na statku powietrznym, co może budzić obawy co do ekonomii pracy w tak odmiennych warunkach pracy jak przelot z poziomą osią obrotu i wznoszenie lub opadanie — z osią pionową. Dodatkowym zagadnieniem jest sterowanie takiego statku powietrznego, biorąc pod uwagę oddziaływanie płata (gdy nie jest on przekręcany).

Istnieją już dwa udane, latające prototypy statków powietrznych, których napędem są śmigła Prop-Rotor: Bell XV-3 (rys. 5) i Aerospatiale X-910.

Dobrze działający wirnik tego typu musi odpowiadać warunkom niezawodności, żywotności i wymaganiom konserwacji, ma on działać sprawnie jako wirnik śmigłowcowy oraz jako śmigło ciągnące. Prop-Rotor Bella jest trójłopatowy, typu półsztywnego (rys. 6), z piastą przegubowo zamocowaną na maszcie w celu umożliwienia swobodnego wahan. Elastomeryczne zawieszenie w układzie nieobrotowym zwiększa straty mocy na sterowanie, ale polepsza tłumienie drgań przechodzących z zespołu napędowego na kadłub. Umieszczenie elementów konstrukcyjnych zawieszania piasty w układzie nieobrotowym konstrukcji kadłuba eliminuje obciążenia zmęczeniowe. „Sprężyna” jest zamocowana bezpośrednio do wierzchu przekładni i przez łożysko do jarzma piasty. Ruch zmiany skoku łopát następuje przez cięgła i łożyska igielkowe. Wkładki ze stali nierdzewnej wklejone do tytanowych jarzm pozwalają uniknąć korozji ciernej. Sztywne tytanowe jarzmo przejmuje wszystkie częstotliwości wirnika z wyjątkiem pierwszej harmonicznej (mniej niż jedna na obrót) w wyniku dodatkowego sprzężenia przekręcania z wahaniami zastosowanego w celu stabilizacji ruchu łopaty.

Geometria łopaty była ustalona za pomocą dwuwymiarowych badań w tunelu pod- i przydźwiękowym. Profil NACA 64-208 zastosowano na końcu łopaty i silniej wybrzuszony o grubości 27% — przy trzonie (rys. 7). Wykres pokazuje rozkład strzałki wygięcia profilu i skręcenia łopaty, umieszczone wyżej cyfry oznaczają procentową grubość łopaty. Charakterystyczne jest załamanie krzywej strzałki przy 50% promienia. Taka kombinacja skręcenia i strzałki (jak podaje K. W. Wernicke z wytwórni Bell [7]) spełnia wymagania aerodynamiczne w locie śmigłowcowym i samolotowym oraz umożliwia konstrukcję dźwigara łopaty o równomiernym skręceniu. Zintegrowanie łopaty z uchwytem (niezbyt widoczne na szkicach) eliminuje potrzebę istnienia „nogawki” na trzonie łopaty — dając oszczędność masową i polepszenie ogólnej sprawności.

Łopaty wykonane są ze spawanej stali nierdzewnej. Operacja technologiczna jest taka, że od razu powstaje łopata o wymaganym obrysie (rys. 8). Zastosowanie wewnętrznego ciśnienia w procesie formowania zapewnia dokładne odwzorowanie formy. Obciążenie pokrycia przenosi dzielony wypełniacz ulowy.

U Bella prowadzono próby niszczące i nieniszczące. Okazało się, że przy działaniu siły odśrodkowej uzyskano 112% wytrzymałości obliczeniowej. Stoiskowe badania dynamiczne przy poziomej osi obrotu wykazały zgodność I i II harmonicznej drgań z obliczeniowymi. Stosowano harmoniczne wzbudzania tarczy sterującej. Przeprowadzono badania aerodynamiczne i aeroelastyczne w tunelu w obecności symulowanego płata połączonego z gondolą zespołu napędowego. Drgania wzbudzano oscylującym skrzydełkiem o lotniczym profilu, zamocowanym na pylonie podporowym.

Analiza teoretyczna oraz badania modelowe wykazały, że stateczność łopát jest bardziej krytyczna dla przypadku wiatrakowania wirnika niż dla wirnika napędzanego. Badania w skali naturalnej wykazały, że stateczność i charakterystyki wahań pionowych są do przyjęcia. W celu symulowania większych prędkości zmieniono sztywność dźwigara łopaty na mniejszą. Ścisłość nie była jednak od-

wzorowana. Badania osiągowy wykazały zgodność z obliczonymi. Ciąg zmierzony był nieco wyższy od obliczonego; dotyczy to również fazy przejścia z zawisu do przelotu. Badania i uwagi dotyczące konfiguracji samolotowej zawierają ciekawe elementy, bowiem wirnik jest jednak bardziej zbliżony do śmigłowcowego niż do śmigła ciągnącego (rys. 6).

Podana w [7] sprawność napędowa wynosi 90%, a nawet 92% przy wznoszeniu i 80% dla przelotu. Warunki przyjęte — 450 km/h i prędkość końcowa łopaty 183 m/s. Wyniki uzyskane w badaniach i obliczenia teoretyczne określają, że w celu utrzymania dobrej sprawności napędowej w zakresie śmigłowcowym Prop-Rotor powinien pracować przy niższych obrotach i większym współczynniku siły nośnej łopaty. Pełna zmiana ze stanu zawisu do lotu postępowego trwa 10-12 s.

Budzący obawy stan przejścia na większe i bardziej złożone obciążenia powoduje ograniczenia ze względu na żywotność łopát i na oderwanie na płacie. Szkodliwe działanie płata przy locie pionowym jest w pewnym stopniu eliminowane przez kłapy powodujące oderwanie opływu lub przez przekręcanie płata.

Sterowanie statku powietrznego z przekręcanym wirnikiem jest złożone. Sterowanie śmigłowcowe i samolotowe są zasadniczo różne, co doskonale ilustruje rys. 9. W każdym przypadku kłapy i interceptory na płacie zapewniają oderwanie opływu i przez to zmniejszenie oporu płata opływanego prostopadłe. System ten przyjęto dla Aerospatiale X 910. Dla Bella jest on podobny.

Śmigło wentylatorowe Prop-Fan [8, 9]

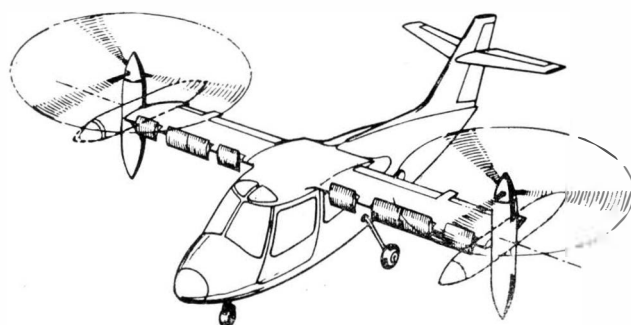
Jest to śmigło swobodne (nie obudowane), lecz o szczególnych założeniach. Wytwórnia Hamilton-Standard zakłada 20% zmniejszenie zużycia paliwa w porównaniu z napędem silnikiem turbowentylatorowym.

Jest to śmigło 8-łopatowe, silnie obciążone, zaprojektowane w ramach programu RECAT (Reduced-Energy-Consumption-Aircraft-Technology). Przewidziano zastosowanie na samolotach krótkiego i średniego transportu DC-9 i B-727 oraz VPY (samolot patrolowy marynarki) (rys. 10).

Zestawienie sprawności napędowej napędu turbośmigłowego (ze standardowym śmigłem), turbowentylatorowego i śmigła wentylatorowego (Prop-Fan) wykazuje przewagę tego ostatniego przy prędkościach przydźwiękowych. Przy zasięgu lotu ok. 1000 km i mniejszym, oszczędność paliwa wynosi aż 30%, gdyż dominuje tu wznoszenie i zniżanie. W tym więc przypadku różnica jest większa w stosunku do napędów turbowentylatorowych niż przy locie o dominującej fazie przelotowej.

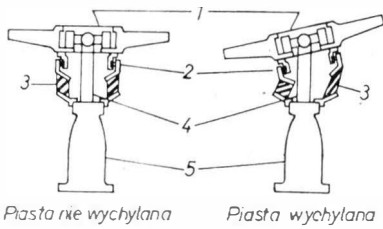
Obecna konfiguracja Prop-Fan rozwinęła się ostatnio, gdy zawiody nadzieje pokładane w śmigłach na duże prędkości opartych na profilach naddźwiękowych.

Prace nad śmigłami w 1970 r. wykazały korzystną sprawność napędową w porównaniu z napędem odrzutowym. Sto-

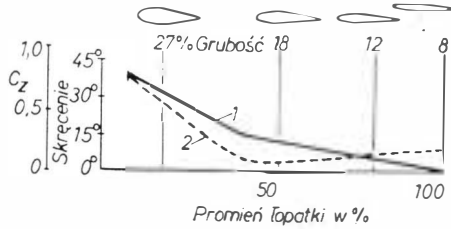


Rys. 5. Bell XV-3 — śmigłowiec z pochylanymi wirnikami

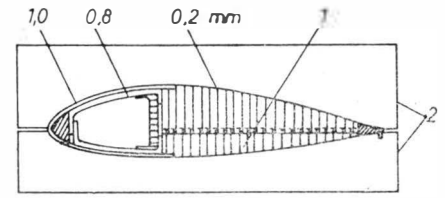
sowanie standardowych obciążeń mocy wymaga śmigieł o dużej średnicy. Powstają wówczas problemy dystansu od ziemi i od kadłuba oraz oddziaływania momentu gيروسkopowego przy zakrętach.



Rys. 6. Wirnik Bell: 1 - piasta wirnika, 2 - piasta łożyska, 3 - zawieszenie gumowe, 4 - maszt, 5 - osłona masztu



Rys. 7. Profile wirnika Bell; rozkład skręcenia i strzałki profilu: 1 - skręcenie, 2 - C_z odpowiadający przyjętej strzałce profilu



Rys. 8. Formowanie łopaty wirnika: 1 - przekładka ulowa, 2 - foremnik; pokrycia ze stali nierdzewnej 17-7PH o grub. 1,0, 0,8 i 0,2 mm

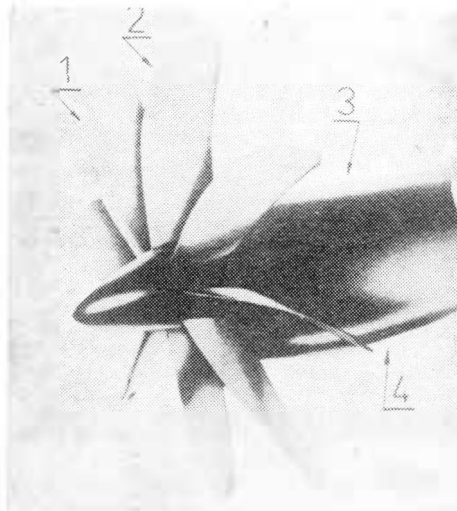
Przy zmniejszeniu średnicy o 40÷45%, obciążenie mocy zwiększy się trzykrotnie (rys. 11) w przelocie z prędkością $Ma=0,8$. Jak ocenia Wetmore [8], dla śmigła o średnicy równej połowie średnicy konwencjonalnego napędu turbośmigłowego i dwa razy większej od średnicy wentylatora napędu turbowentylatorowego masa Prop-Fan wynosi 50÷60% masy śmigła konwencjonalnego, zaś biegunowy moment bezwładności wyniesie tylko 10÷15%. W porównaniu ze śmigłem konwencjonalnym, wypełnienie dysku jest 2,5 raza większe, zastosowane są cieńsze, mniej wybrzuszony profile oraz zredukowana jest masa reduktora.

Wewnętrzna część łopat zachodzi na siebie i tworzy kaskadę, jak w napędzie turbowentylatorowym. Zewnętrzne 50% pracuje w warunkach swobodnych i łopaty nie oddziałują na siebie. Układ piasta-gondola silnikowa jest starannie oprofilowany, aby zmiana prędkości była łagodniejsza i aby uniknąć zdławienia opływu. Tak więc projektując Prop-Fan przeanalizowano kompleksowo zagadnienia aerodynamiczne nie tylko samych łopat, ale i opływ otaczających części samolotu.

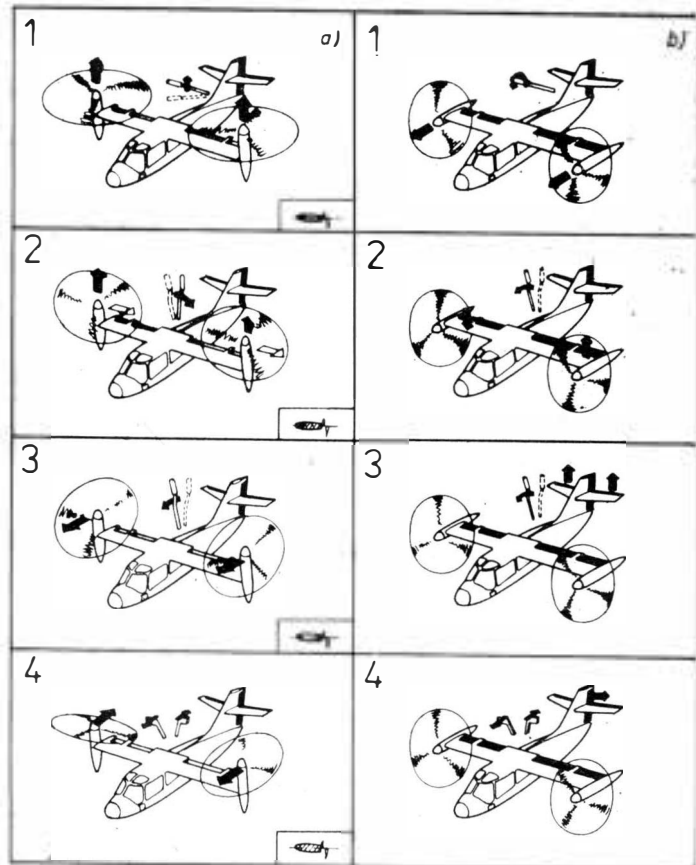
Wcześniejszy rozwój śmigieł dla dużej prędkości lotu był ukierunkowany na naddźwiękowe prędkości końca łopat. Były one jednak nadmiernie hałaśliwe i sprawiały duże trudności związane z opanowaniem drgań, które

wzbudzała fala uderzeniowa. Natomiast śmigła przeciwbieżne, dla ograniczonych prędkości lotu, mają łopaty mniej obciążone. Ich zaletą jest pomoc w odzyskaniu strat zawirowania (tak jak kierownice w silnikach turbowenty-

latorowych), co zwiększa sprawność. Niestety dodają się tu straty masowe i znacznie bardziej skomplikowane urządzenia zmiany skoku, ułożyskowania, podwójna liczba łopat i specjalna przekładnia redukcyjna. Doświadczenia ze



Rys. 10. Śmigło wentylatorowe Prop-Fan: 1 - ulepszone profile, 2 - skośny koniec łopaty, 3 - zintegrowana gondola o formie aerodynamicznej, 4 - ulepszone silnik turbinowy



Rys. 9. Sterowanie wirnika pochylanego Aérospatiale X-910: a) lot śmigłowcowy: 1 - skok ogólny, 2 - skok ogólny różnicowy i sterowanie cykliczne na bok, 3 - sterowanie cykliczne podłużne, 4 - sterowanie cykliczne podłużne różnicowe; b) lot płatowcowy: 1 - skok ogólny, 2 - sterowanie przechylenia bocznego, 3 - sterowanie pochylecia, 4 - sterowanie odchylenia (kierunkowe)

śmigłami przeciwbieżnymi w USA nie były zadowalające. W ZSRR zastosowano m.in. na samolotach Tu-95 i Tu-114.

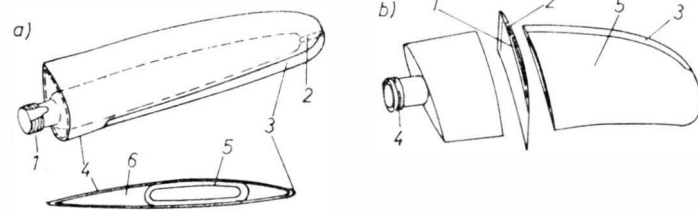
Straty zawirowania powstające przy Prop-Fan, wynoszące 4÷5%, pozwalają przypuszczać, że dla śmigieł przeciwbieżnych nie uda się uzyskać większego zysku, niezależnie od poprzednio wymienionych wad. Trzeba też mieć na uwadze, że płat samolotu umożliwia odzyskanie części strat zawirowania strugi zaśmigłowej.

W badaniach tunelowych Prop-Fan na końcu łopaty aż do 45% promienia stosowano profile śmigłowe NACA serii 16, zaś bliżej trzonu, od 37%, profile serii 65. Grubość zmienia się od 24% na promieniu 20÷25% do 2% na końcu. Ogólnie łopata jest cieńsza w porównaniu ze standardową i stanowi 65÷75% jej grubości. Obrys łopaty jest wiosłowy, o dużej cięciwie (rys. 12). Skos łopaty zmienia się od zera do 40% promienia, do 27° na końcu, lecz ponieważ profile układają się wzdłuż strug, efektywny skos na końcu wynosi 30°. Skos ten, podobnie jak dla płata, pomaga w zwalczaniu wzrostu oporu wskutek ściśliwości przy prędkości transonicznej. Główną jego zaletą jest zmniejszenie hałasu. Zastosowanie profilu nadkrytycznego polepszyło sprawność o 2%.

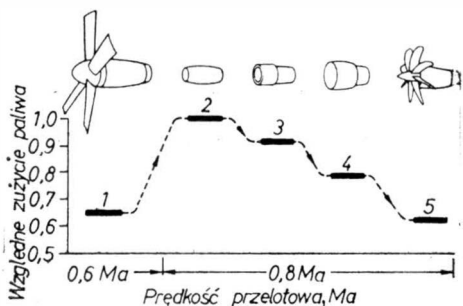
Łopaty w pełnej skali mają przekładkową konstrukcję i dźwigar stalowy lub tytanowy o przekroju owalnym oraz tytanową krawędź natarcia (rys. 14). Zewnętrzna skorupa - kompozytowa (grafit-epoksyd). Wewnątrz wypełniacz ulowy do tłumienia flatteru przy dużej mocy startowej. Ulepszenia materiałowe i techniczne pozwoliły na 50% redukcję masy w porównaniu z łopatami całkowicie metalowymi. Skorupa chroni metalowy dźwigar przed korozją. Materiał kompozytowy pokrycia jest poza tym odporniejszy na uderzenia obcych cząstek i ptaków. Sterowanie skoku łopat Prop-Fan i przez to silnika turbinowego z wolną turbiną następuje przez przymusowe sterowanie „beta” lub bezpośrednio przez pilota dźwignią zmiany skoku w kabinie. Zastosowany będzie komputer pokładowy do optymalizacji ustawienia łopat i regulacji silnika w zależności od warunków lotu lub specjalnych warunków, jak minimum hałasu przy starcie lub podejściu.

Śmigło przestawia się na wsteczny ciąg (rewers), lecz większa część hamowania pochodzi z blokady i rozpraszania strumienia, gdyż trzon łopaty może przekreślać się jedynie o ograniczoną wartość kąta; odstępy między łopatami są mniejsze niż szerokość łopaty. Końce łopat będą jednak miały ujemny skok i będą dawały odwrotny ciąg. Osiągany jest nawet nieco większy ciąg ujemny niż dla napędu turbośmigłowego czy wentylatorowego — przyspieszenie hamujące 0,5 g.

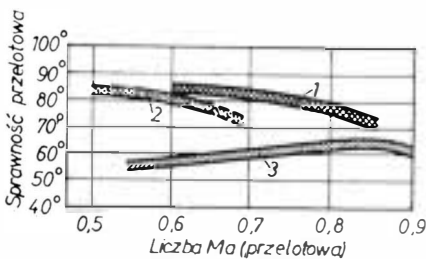
Kątowe ustawienie łopat przy 75% promieniu będzie równe 0° dla hamowania, 30° — dla startu, 65° — dla przelotu i 90° pełna „chorągiewka”. Zastosowano nowe ulepszenia systemu zmian skoku. Na wypadek awarii urządzenia sterującego, łopaty będą zablokowane w swym położeniu i będą mogły być przekrecone jedynie po zwolnieniu blokady. Przewidziano, że śmigło w przypadku awarii silnika przestawi się na chorągiewkę lub może wiatrakować. Istnieje możliwość regulacji śmigła dla różnych mocy silnika, lecz nie będzie ono wówczas pracować przy optymalnych kątach ustawienia. Prop-Fan z powodu mniejszej średnicy i obrotów wyższych o ok. 900 obr./min — w stosunku do standardowego śmigła, wymaga mniejszej redukcji obrotów wolnej turbiny. Wystarczy przekładnia dwu-



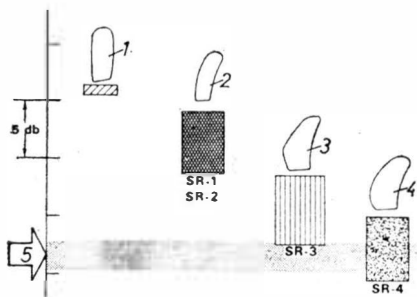
Rys. 14. Konstrukcja łopaty Prop-Fan: a) obecna łopata kompozytowa. 1 — zintegrowany uchwyt łopaty, 2 — wkładka zabezpieczająca przed elektrycznością statyczną, 3 — niklowy pasek przeciwozryzyny, 4 — skorupa kompozytowa, 5 — dźwigar metalowy, 6 — wypełniacz z twardej pianki; b) typowa łopata Prop-Fan: 1 — metalowy dźwigar, 2 — wypełniacz ulowy, 3 — metalowa krawędź natarcia, 4 — zintegrowany uchwyt łopaty, 5 — kompozytowa skorupa profilowa.



Rys. 11. Względne zużycie paliwa dla różnych napędów: 1 — turbośmigłowego, 2 — odrzutowego, 3 — silnika dwuprzepływowego, 4 — wentylatorowego, 5 — Prop-Fan



Rys. 12. Porównanie sprawności przelotowej różnych napędów w zależności od prędkości: 1 — Prop-Fan, 2 — turbośmigłowy, 3 — turbowentylatorowy



Rys. 13. Ewolucja łopat Prop-Fan i jej wpływ na uciszenie (hałas bliskiego obszaru), przelot $Ma = 0,8$, wys. 10 tys. m: 1 — konwencjonalne grube łopaty, 2 — początkowe cienkie skośne łopaty, 3 — poprawiony skos, 4 — poprawione profile, 5 — cel na dalszą przyszłość

stopniowa 8:1, ale może być i jednostopniowa. Pożądane jest stosowanie przekładni o zębach z dużymi powierzchniami kontaktu. Istnieją różne rozwiązania przekładni dwustopniowych o współosiowości śmigła i silnika, przeważnie obiegowych.

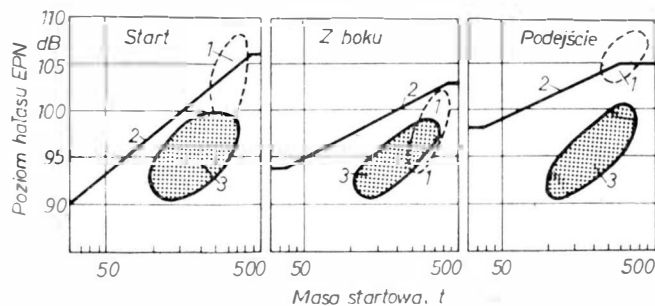
Bardzo ważną zaletą Prop-Fan jest znaczne uciszenie (rys. 13). Rozróżnia się trzy główne składniki hałasu śmigła: wynikiły z oderwania na grubszych profilach łopaty, hałas wirowy, powodowany wirami schodzącymi z końców łopat i hałas szerokopasmowy, pochodzący z efektów ściśliwości na końcach łopat. Tu skutecznym sposobem było zastosowanie cienkich profilów i skosu łopaty. Badania wykazały, że już pierwsze warianty łopat SR-1 i SR-2 są o 5 dB cichsze niż konwencjonalne śmigło pracujące w tych samych warunkach.

Zastosowanie ulepszeń łopaty w wariantcie SR-3 dało dalsze zmniejszenie o 6 dB, w SR-4 zastosowano nowy ulepszony profil. Przy ulepszonych profilach poziom hałasu przy powierzchni kadłuba, w płaszczyźnie śmigła w odległości od końca łopaty równej 0,8 średnicy śmigła będzie wynosił 37 dB. Odpowiednia wartość dla śmigła konwencjonalnego wynosi 151 dB. Mniejsza średnica Prop-Fan daje możliwość uzyskania większej odległości od kadłuba, co prócz możliwej dogodności konstrukcyjnej jest też przy-

czyną uciszenia przy powierzchni kadłuba. Docelowo chodzi o zmniejszenie hałasu w kabine do poziomu 75÷78 dBA. Redukcja niezbędnej izolacji akustycznej umożliwia powiększenie masy ładunku o 0,25%. Z dala od płaszczyzny obrotu śmigła nie można uzyskać większego uciszenia,

gdyż hałas jest emitowany głównie przez turbulentną warstwę przysięnną. Poziom hałasu na lotnisku wg FAR ilustruje rys. 15. Jest on dla samolotu z Prop-Fan niższy niż dla uciszonych aerobusów i mieści się poniżej granicy przepisów.

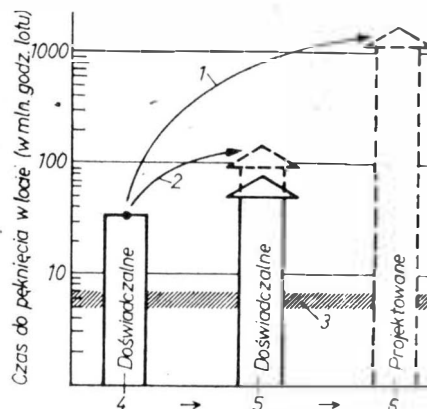
Niezawodność i bezpieczeństwo ma być lepsze niż dla śmigieł metalowych, choć z drugiej strony wytwórnia Hamilton-Standard chwali się, że ich śmigła metalowe nigdy nie miały wypadków pęknięć w czasie lotu. Pęknięcia łopat przy dawnych napędach z silnikami tłokowymi były powodowane przez wysoki poziom drgań silnika lub uszkodzenia powierzchni łopat przy pracy, natomiast silniki turbinowe mają równomierniejszą pracę. Łopaty z kompozytów zbrojonych włóknami stosowane obecnie dla samolotów turbośmigłowych mają większą tolerancję na uszkodzenia powierzchniowe wynikłe z eksploatacji (rys. 16).



Rys. 15. Poziom hałasu na lotnisku wg FAR: 1 — obecne samoloty szerokokadłubowe, 2 — proponowane ograniczenia wg FAR 36, 3 — samoloty transportowe z Prop-Fan

Śmigło ogonowe

Pod względem warunków pracy i konstrukcji śmigło ogonowe jest bardziej złożone niż śmigło standardowe, na co mają wpływ dwa dodatkowe zjawiska: boczny napływ



Rys. 16. Niezawodność/bezpieczeństwo: 1 — eliminacja drgań silnika tłokowego i uszkodzeń powierzchni łopaty, 2 — eliminacja drgań silnika tłokowego, 3 — doświadczenia nad nieopanowanymi pęknięciami łopat turbowentylatorowych (Prop-Fan), 4 — silnik tłokowy, łopaty metalowe, 5 — silnik turbinowy, łopaty metalowe, 6 — silnik turbinowy, łopaty kompozytowe

i działanie momentu giroskopowego, wobec dużych stonkunkowo prędkości kątowych zakrętów.

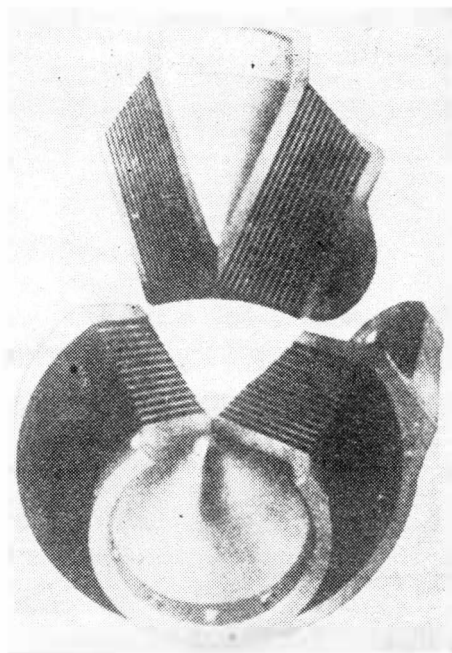
Precesja giroskopowa powoduje oderwanie na łopacie śmigła ogonowego. Konstrukcyjnie praca śmigła jest złożona (musi ono pracować w konfiguracji pchającej iciągającej, co ma wpływ na zakres kątów ustawienia). Optywowo działa w różny sposób interferencja kadłuba, która oprócz tego jest uzależniona od kierunku obrotów.

U śmigłowców jednowirnikowych, dla prawie wszystkich warunków lotu, śmigło ogonowe jest głównym źródłem hałasu. Poziom ciśnienia dźwięku śmigła ogonowego jest zwykle nieco niższy niż dla głównego wirnika, lecz jego częstotliwość jest zawarta w zakresie słyszalnym, bardziej dokuczliwym dla ludzi.

Przy śmigle ogonowym stosuje się ujemne skręcenie w celu poprawienia rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości. Przy zawisie i małej prędkości lotu redukuje to moment napędowy, natomiast przy dużej prędkości lotu napływ boczny istnieje z obydwóch stron zataczanego dysku, tak że negatywny skręt nie jest korzystny [4]. Jest to szczególnie szkodliwe przy odciążeniu przez stały statecznik pionowy.

Dla powolnych śmigłowców skręt musi być rozważany ze względu na podwyższenie sprawności przy zawisie. Dla śmigła ogonowego profil łopaty gra dużą rolę, ale stanowi to odrębny temat.

Mechanizm zmiany skoku stanowi przedmiot szczególnej



Rys. 18. Łożysko elastomerowe

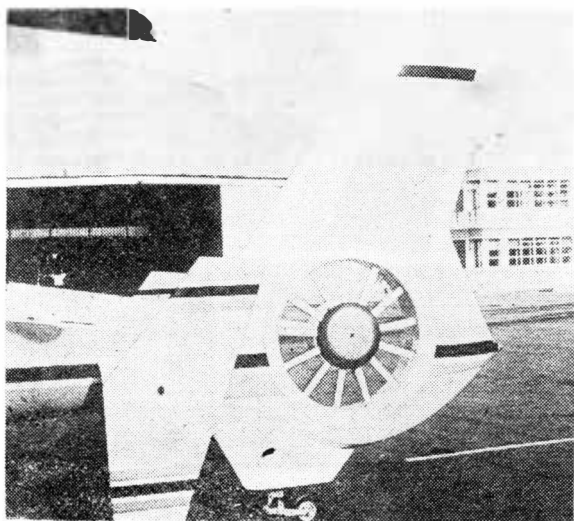
troski konstruktorów. Ostatnio zastosowano do mocowania łopat łożyska elastomerowe, bowiem mimo konieczności przestawiania na ujemne kąty, sumaryczna zmiana kątów mieści się w granicach dopuszczalnych dla tego rodzaju łożysk (ok. 45°) (rys. 18).

*

Trzeba podkreślić główne czynniki, które przyczyniły się do rozwoju tych nowych odmian śmigła:

- nowe materiały kompozytowe, pozwalające na formowanie dokładniejszych kształtów i profili, przy zwiększonej wytrzymałości i lekkości,
- prowadzone badania i opracowanie nowych udoskonalonych profili dla śmigieł i wirników śmigłowcowych,
- coraz szersze stosowanie łożysk elastomerowych zamiast klasycznych łożysk tocznych.

Jeszcze raz wypada podkreślić, że nowe rodzaje śmigieł spowodowane zostały potrzebami nowych rodzajów statków powietrznych i następuje właściwie ich integracja z wirnikami śmigłowcowymi.



Rys. 17. Otunelowane śmigło ogonowe (śmigłowiec Dauphin)

Udział Polskich samolotów Mi8 Dromader w walce z pożarami na Lazurowym Wybrzeżu

Inż. RYSZARD MARCINKOWSKI

W Południowej Francji pożary wybuchają na nieużytkach, tj. obszarach bujnie porośniętych różnymi trawami (niezwykle o specyficznym, aromatycznych zapachach) oraz skarłowaciałymi odmianami żywocowych drzew i oleistych krzewów. Tereny te są ponadto porośnięte różnymi odmianami kolczastych krzewów jeżynopodobnych.

W okresie wiosennym, dzięki opadom i słonecznej pogodzie, następuje gwałtowny wzrost roślinności. Wówczas rośliny, przerastając się wzajemnie, tworzą niedostępny, piękny, ciemnozielony dywan, zwany tam „garigues” lub „maquis”.

W okresie letnim, kiedy w ciągu 2÷4 miesięcy nie spadnie nawet kropla deszczu, następuje całkowita zmiana ubarwienia — barwą dominującą staje się brąz i zgniła zieleń, na tle jasnobeżowym (wyschnięte trawy). Krzewy obumierają, stwarzając doskonałe warunki do powstawania pożarów. Jeżeli do tego dodać mocne powiewy Mistrala, który często wieje z prędkością 60 km/h, można sobie wyobrazić z jaką szybkością należy interweniować, aby nie dopuścić do wielkich katastrof.

Przyczyny powstawania pożarów

Francuscy specjaliści pożarnictwa dzielą przyczyny powstawania pożarów w Południowej Francji na:

- naturalne,
 - wynikające z niezachowania należytej ostrożności,
 - wywołane z premedytacją.
- Do przyczyn naturalnych zaliczają wyładowania atmosferyczne oraz tzw. samozapłon spowodowane np. przez porzucone, rozbite butelki lub inne przedmioty, które w odpowiednim położeniu spełniają funkcję soczewki skupiającej promienie słoneczne na bardzo suchym i łatwopalnym podłożu.

Przyczyny pożarów wynikające z niezachowania należytej ostrożności, dzielą się z kolei na:

- przypadkowe:
 - zerwanie się linii wysokiego napięcia,
 - wyrzucenie przez ciągniki lub inne pojazdy samochodowe iskiei,
 - powstanie iskiei podczas ostrego hamowania pojazdów szynowych itp.;

● niezamierzone:

- rozpalenie ogniska przez ogrodników lub turystów,
- rzucenie niedopałka papierosa.

Požary wywołane z premedytacją są najczęściej dziełem: dzieci, piromanów, kryminalistów oraz osób chorych psychicznie. W 1981 r. dzięki pilotom samolotów obserwacyjnych (taką rolę spełniały samoloty Navajo i Aztec) udało się zlokalizować kilku piromanów. Dzięki łączności radiowej z policją schwytano ponad 20 takich osobników na gorącym uczynku.

Zastosowanie lekkich samolotów rolniczych do walki z pożarami

Wśród wielu różnorodnych zastosowań samolotu, w ostatnim okresie daje się zauważyć intensywny wzrost zainteresowania tym sprzętem jako „latająca gaśnica”. Jednym z krajów, które wcześniej wprowadziły samoloty do walki z pożarami, jest Francja.

Wprowadzenie lekkich samolotów do walki z pożarami lasów i buszu sięga we Francji 1976 r. Wprowadzono wówczas na Korsyce (w sierpniu), tytułem eksperymentu, dwa samoloty rolnicze (samoloty Cessna C 188 oraz Britten Norman Islander). Samoloty zabierały odpowiednio 550 i 800 l wody i stosowane były jako pierwsza interwencja w początkowej fazie pożaru. Samoloty te dokonały wówczas 260 lotów i 207 zrzutów wody na 41 pożarów.

Szybkość i skuteczność interwencji lekkich samolotów, które przybrały nazwę „lekkich bombowców wodnych”, okazały się mocnym ich atutem i, praktycznie rzecz biorąc, od tej pory zaczęto je stosować do lotów patrolowych (obserwacyjnych) i jako samoloty pierwszej interwencji.

W roku 1977 ponownie dwa lekkie samoloty zostały sprowadzone na Korsykę i dwa inne pracowały w Departamencie Hérault. Ugaszono 317 pożarów, przy czym 224 pożary zostały wykryte przez te samoloty. Największą korzyścią lotów patrolowo-interwencyjnych było wówczas to, że w 224 wykrytych pożarach powierzchnia spalona nie przekroczyła 0,5 ha. Pomimo panującej wówczas suszy w Departamencie Hérault ani razu nie potrzebowały interweniować ciężkie samoloty (ciężkie bombowce wodne) typu Canadair CL-215.

W roku 1978 wprowadzono dwa lekkie samoloty do akcji w Departamencie Hérault. Ich działalność sprawiła, że uniknięto w ten sposób 122 sprzężonych interwencyjnych akcji straży pożarnej i samolotów Canadair — obniżono dzięki temu koszty walki z pożarami o 50%. Ponadto zaoszczędzono 120 h lotów samolotów Canadair.

Po skończonym sezonie i po wycofaniu lekkich samolotów z tego Departamentu ponownie rozszalały się pożary, które strawiły ponad 500 ha lasów i zagajników. Wówczas oceniono, że gdyby samoloty pozostały na miejscu, to pożary nie zniszczyłyby w sumie powierzchni 100 ha.

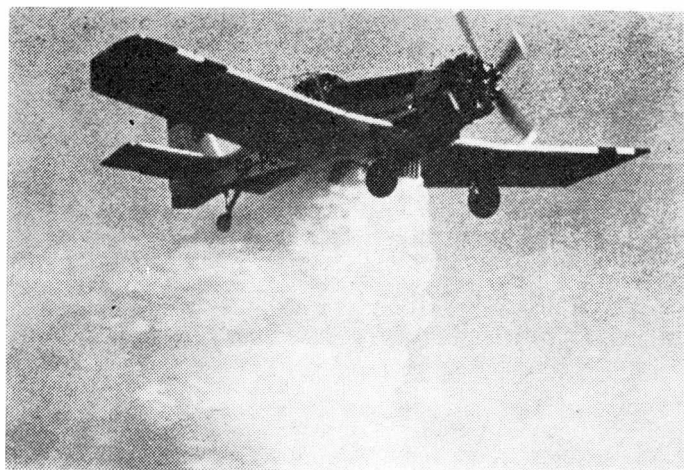
W roku 1979 znów dwa lekkie bombowce wodne brały udział w akcjach wykrywania i gaszenia pożarów w Departamencie Hérault.

Po raz pierwszy eksperymentalnie zostaje zastosowany w Departamencie Aude, na wniosek francuskiego przedsiębiorstwa AFTA i przy pełnym poparciu BRH w Paryżu, polski samolot M18 Dromader, który okazał się samolotem uniwersalnym do gaszenia pożarów lasów i buszu, tzn. spełniał jednocześnie zadania patrolowo-interwencyjne i całkowicie interwencyjne. Inaczej mówiąc, służył on jednocześnie do lotów patrolowych, a po wykryciu pożaru — do dokonania pierwszego zrzutu wody, oceny rozmiarów pożaru i poinformowania o tym lotniczej bazy straży pożarnej.

W związku z dużym sukcesem polskiego samolotu M18 Dromader odniesionym w walce z pożarami, strona francuska, a szczególnie firma Entreprise du Travail Aérien J.C. Segaert, wycarterowała w roku 1980 dwa Dromadery na pełen „sezon pożarów” w Południowej Francji. Władze francuskie po raz pierwszy powołały cztery bazy lotnicze straży pożarnej w następujących departamentach: Alpes Maritimes, Aude, Bouches-Du-Rhône i Hérault. W każdej bazie znajdowały się lekkie samoloty przystosowane do gaszenia pożarów (tabl. 1).

W roku 1980 spłonęło zaledwie 15 103 ha lasów i buszu, co w porównaniu z 53 880 ha, jakie spłonęły w roku 1979, stanowiło niemałe osiągnięcie. W okresie od 1 lipca do 30 września średnia powierzchnia spalona w przeliczeniu na jeden pożar spadła z 22,4 ha w roku 1979 do 3,9 ha w roku 1980. Lekkie samoloty interweniowały w tym okresie w 332 pożarach.

Potwierdziła się słuszność stosowania lotów patrolowo-interwencyjnych nawet w dni o bardzo niskim stopniu zagrożenia pożarowego, gdyż przy tego rodzaju misji prak-



Rys. PZL M18 Dromader

TABLICA 1. Wielkość pożarów a lotnicza interwencja przeciwpożarowa

Departamenty	Powierzchnia spalona na jeden pożar		Uwagi
	w ciągu roku	w okresie działania baz lotn. ppoż.	
Bouches-Du-Rhône (Dromader)	4,3 ha	0,6 ha	pierwsza interwencja b. szybka
Hérault (Pilatus Porter)	3,5 ha	2 ha	pierwsza interwencja wolniejsza, a jakość zrzutu wody gorsza
Aude (Thrush Commander)	6,9 ha	2,6 ha	pierwsza interwencja wolniejsza
Alpes-Maritimes (Grumman Ag-Cat)	6,0 ha	2,5 ha	pierwsza interwencja zbyt wolna, a objętość zrzuconej wody zbyt mała
	5,1 ha	1,7 ha	

tycznie dwa zrzuty wody i 40 minut lotu wystarczyło na ugaszenie lub przejście kontroli nad rozwijającym się pożarem. Na 313 pożarów atakowanych bezpośrednio przez lekkie samoloty, 87% nie przekraczało 5 ha, a średnia powierzchnia spalona wyniosła ok. 1,7 ha. Średnio na jeden pożar poświęcono 1 h 40 min lotu oraz dokonywano 4,1 zrzutu wody, tj. ok. 5410 l.

Równoległe z akcją przeciwpożarową prowadzoną przez lekkie samoloty, interweniowały w przypadku dużych pożarów ciężkie bombowce wodne typu Canadair CL-215 i DC-6. W tym okresie francuska flotylla przeciwpożarowa składała się z 12 samolotów Canadair i trzech samolotów DC-6. Jeżeli chodzi o koszty, to dzięki pomocy samolotów lekkich wyniosły one w 1979 r. w czterech ww. departamentach średnio 9316 FF na jeden gaszony pożar.

W Departamencie Bouches-Du-Rhône, tam gdzie operowały polskie samoloty, koszty te wyniosły zaledwie 6782 FF na jeden pożar. Z szacunkowych obliczeń wynika, że dzięki lekkim samolotom zaoszczędzono 360 h lotu ciężkim samolotom oraz uratowano ponad 600 ha lasów i zarośli. Dzięki polskiemu samolotom M18 Dromader Departament Bouches-Du-Rhône mógł się pochwalić wysmienitymi rezultatami, tj. średnia powierzchnia spalona nie przekroczyła 0,6 ha na pożar, a 81 (!) ugaszonych pożarów nie przekroczyło 1 ha. Czas akcji wyniósł średnio 55 min lotu i 2,8 zrzutu na jeden pożar. Jak sprawa ta wyglądała w innych departamentach przedstawia tabl. 2. Z tablicy tej jasno wynika, że sprawą decydującą w gaszeniu lasów i zarośli jest, oprócz zwrotności i dużej precyzji zrzutów wody w wykonaniu samolotów rolniczych, szybkość pierwszej interwencji.

Osiągi lekkich samolotów użytych do gaszenia pożarów w latach 1980 i 1981 we Francji przedstawia tabl. 3.

Pięć różnych typów samolotów było użytych w czterech omawianych departamentach. Wszystkie te samoloty mają wspólne zalety samolotów rolniczych, tzn.: dobra zwrotność, solidność konstrukcji, łatwość konserwacji, dobra widoczność. Mają one również wiele niedogodności, a szczególnie mały zasięg. Jednakże z praktyki wynika, że rzadko zdarza się, aby przeznaczony do walki z pożarami samolot przebywał w powietrzu dłużej aniżeli 2 h. Podczas letniej kampanii 1980 r. średnio akcje trwały ok. 1 h 5 min. Niemniej możliwość przebywania w powietrzu nie powinna być mniejsza od 2 h.

TABLICA 2. Statystyka lotniczej działalności przeciwpożarowej w poszczególnych departamentach

Departamenty	Alpes Maritimes		Aude		Bouches-Du-Rhône		Hérault	
Typ samolotu	Grunman Ag-Cat		Thrush Commander		Dromader		Pilatus Porter	
Ilość zrzuconej wody w tonach	268		523		618		118	
Czas lotu netto na jeden pożar	2 h 25 min		1 h 25 min		55 min		2 h 3 min	
Liczba zrzutów	267		365		358		418	
— dokonanych dwoma samolotami	14 min 56 s		11 min 24 s		10 min 52 s		13 min 42 s	
— jednym samolotem	28 min 26 s		19 min 23 s		20 min 6 s		25 min 54 s	
Liczba zrzutów	Liczba całkowita	Liczba średnia na 1 pożar	Liczba całkowita	Liczba średnia na 1 pożar	Liczba całkowita	Liczba średnia na 1 pożar	Liczba całkowita	Liczba średnia na 1 pożar
— na pożary wykryte podczas lotu patrolowego	6	3	18	1,1	16	1,4	42	3,8
— na pożary gaszone na wezwanie	206	5,6	328	6,3	292	2,8	370	4,7
— na pożary odnowione	55	7,9	19	3,8	50	8,3	6	6
Razem	267	—	365	—	358	—	418	—

TABLICA 3. Osiągi samolotów lekkich użytych do gaszenia pożarów we Francji w latach 1980÷1981

Typ samolotu	Moc, kW (KM)	Prędkość praktyczna, km/h	Długość rozbiegu, m	Prędkość wznoszenia, m/s	Czas lotu ¹⁾ , h	Udźwig norm., kg	Jakość zrzutu
Dromader	736 (1000)	170	250	3,7	2	1700÷2000	bardzo dobra
Grunman Ag-Cat	441 (600)	145	300	2,8	1,35	1000÷1200	dobra
Grunman Turbo	552 (750)	180	250	4,1	1,30	1600	dobra i b. dobra
Pilatus Turbo Porter	401 (550)	190	250	4,3	2,30	1000	dostateczna
Thrush Commander	441 (600)	190	300	3,1	1,45	1000÷1400	dobra

1) Nie uwzględniono 20÷25 min rezerwy

Jeżeli chodzi o czas niezbędny do startu, to start może nastąpić (w przypadku samolotów z silnikami tłokowymi) w ciągu 7 min od momentu otrzymania wezwania (w tym czas grzania silnika tłokowego wynosi ok. 6 min) oraz jeżeli pilot znajduje się w pobliżu samolotu a zbiorniki paliwa i wody są napełnione. Jeżeli silnik jest „gorący”, czas próby silnika można skrócić do 3 min. Silnik turbinowy nie wymaga „rozgrzania” i w ciągu 3 min może być gotowy do startu.

Promień działania samolotów wynosił ok. 15 km od bazy, tzn. ok. 5 min lotu, tak więc można uważać, że pierwszy zrzut wody był dokonywany w ciągu 12÷20 minut po otrzymaniu wezwania, a w najlepszym przypadku po 8 minutach. Szybkość interwencji znacznie się wydłuża przy stosowaniu samolotów ciężkich (Canadair i DC-6), których czas gotowości do startu wynosi od 18 do 30 min i które wymagają odpowiedniego pasa startowego. Stąd też, samoloty ciężkie stosowane są do wielkich pożarów.

Generalnie można uważać, że zrzut co najmniej 1500 l wody w wykonaniu samolotów lekkich jest tak samo skuteczny, jak zrzut wody w wykonaniu samolotów ciężkich. Jeżeli uwzględnić dużą zwrotność samolotu lekkiego i możliwość dokonania zrzutu wody z bardzo małej wysokości sprawia to, że ta skromna objętość bomby wodnej jest tylko pozorną. Ponadto, co nie jest bez znaczenia, koszt 1 h lotu samolotu rolniczego wynosi zaledwie 1/5 kosztów 1 h lotu ciężkiego bombowca wodnego. Nie należy jednak na tej podstawie dokonywać zbyt pochopnych i automatycznych porównań samolotów rolniczych z ciężkim sprzętem lotniczym przeciwpożarowym. Każdy rodzaj samolotu ma inne zastosowanie. Francuskie władze przeciwpożarowe uzmysłowiły sobie, że ani samoloty lekkie nie są w stanie zastąpić ciężkich samolotów przy wielkich pożarach, jakie co roku występują latem na Lazurowym Wybrzeżu, ani też ciężkie samoloty nie zastąpią lekkich samolotów przy wykrywaniu pożarów i ich likwidowaniu w zarodku. W ten sposób samoloty te przestały być dla siebie konkurentami, jak to niektórzy piloci, zwłaszcza ciężkich bombowców wodnych, początkowo uważali, lecz wzajemnie świetnie się uzupełniają, czego najlepszym dowodem była ubiegłoroczna (1981 r.) kampania, w której brały udział cztery Dromadery. Zaistniała po raz pierwszy ścisła łączność i współpraca między pilotami lekkich i ciężkich samolotów. Tam, gdzie pożary były nie do opanowania przez lekkie samoloty, przywoływano natychmiast samoloty ciężkie. Z kolei samoloty lekkie pilnowały, aby nie odnawiały się ugaszone wielkie pożary. Ponadto, podczas gdy ciężkie samoloty koncentrowały się na dużych pożarach, samoloty lekkie wykry-

wały i gasiły inne drobne pożary, które w każdej chwili, gdyby nie ich interwencja, mogły się przekształcić, przy sprzyjających wiatrach, w wielkie kataklizmy.

Uszkodzenia lekkich samolotów podczas operacji gaszenia pożarów

W roku 1980 miały miejsce trzy przymusowe lądowania samolotów:

— pierwsze — w Departamencie Herault 13 sierpnia. Samolot Pilatus awaryjnie lądował po zgaśnięciu silnika turbinowego podczas przelotu nad pożarem w bardzo gęstym dymie. Prawdopodobną przyczyną tego wypadku był gęsty dym. Pilot wylądował w lesie bez możliwości wyboru lądowiska. Samolot został poważnie uszkodzony;

— drugie lądowanie miało miejsce w Departamencie Bouches-Du-Rhône 16 sierpnia. Kilka minut po zrzuceniu wody nad pożarem, wskutek przerwanej pracy silnika w Dromaderze, samolot przymusowo lądował na zboczu wzgórza, uszkadzając gołęń podwozia. Samolot został przetransportowany z miejsca wypadku przez ciężki francuski śmigłowiec Puma;

— trzecie lądowanie nastąpiło 22 sierpnia w podobnych okolicznościach. Samolot Dromader uległ tym razem zniszczeniu w 90%.

Przyczyną drugiego, jak też trzeciego wypadku, był błąd pilota polegający na niesprawdzeniu ilości paliwa w zbiornikach (samolot Dromader ma dwa zbiorniki paliwa w skrzydłach połączone przewodem). Wskutek dłuższego przebywania samolotu w powietrzu w położeniu przechylnym, następowało całkowite przemieszczenie się paliwa z jednego zbiornika do drugiego i w konsekwencji przerwanie zasilania pompy paliwowej.

To dłuższe przebywanie samolotu w położeniu przechylnym wynika z konieczności dokonania dokładnego rozpoznania rozmiaru pożaru, kierunku jego rozwijania się oraz ustalenia przeszkód otaczających miejsce pożaru. W tym celu samolot, przed dokonaniem zrzutu wody, wykonuje dwa, trzy kręgi. Często dodatkowym utrudnieniem jest fakt, że pożary w Południowej Francji występują przeważnie w dolinach, do których samoloty muszą schodzić na małą wysokość.

Samoloty rolnicze bombardują na ogół pożary z wysokości 20÷150 m, stąd wywodzi się ich duża celność i skuteczność zrzutów, lecz jednocześnie czyha na nie duże niebezpieczeństwo. Gęsty dym często zasłania widoczność i przeszkody stają się niewidoczne, a silne wiatry (Mistral) nie ułatwiają pilotom prawidłowego wykonywania zadań.

We wszystkich trzech wypadkach piloci wyszli w zasadzie bez większych obrażeń, co jest zasługą ich wysokich umiejętności pilotażowych oraz solidności maszyn, na których latają.

Charakterystyka idealnego lekkiego samolotu do walki z pożarami

Francuscy specjaliści uważają, że samolot idealny do zwalczania pożarów jakie mają miejsce w Południowej Francji powinien mieć:

- silnik turbośmigłowy o dużym nadmiarze mocy i niezawodności działania,
- krótki start i lądowanie z lotnisk polowych,
- konstrukcję o dużej wytrzymałości,
- dużą zwrotność,
- dobrą widoczność,
- udźwig 1700÷2200 l wody,
- zapas paliwa na minimum 2,5 h lotu przy maksymalnym ładunku.

Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych.

Cz. III. Badania naziemne, próby w locie

Mgr inż. JERZY KĘDZIERSKI
 Mgr inż. PRZEMYSŁAW PLECIŃSKI
 Dr inż. ROMAN ŚWITKIEWICZ
 Politechnika Warszawska

Badania i próby naziemne

Uzgodniony z przedstawicielem IKCSP, mgr. inż. Jerzym Trzeciakiem, program badań i prób naziemnych szybowca ULS był dostosowany do eksperymentalnego charakteru konstrukcji i uwzględniał fakt, że zasadnicze zespoły i podzespoły szybowca zostały wykonane tylko w jednym egzemplarzu. W związku z tym jedynie niektóre elementy konstrukcji poddano próbom niszcącym. Realizowane podczas prób obciążenia konstrukcji zostały obliczone w oparciu o obwiednię obciążeń dopuszczalnych w locie (rys. 1) dla masy całkowitej $Q = 125$ kg.

Próby nieniszczące

Badania wytrzymałości struktury w zakresie obciążeń niszczących objęły wszystkie podstawowe zespoły szybowca i węzły okuciowe. Podstawową zasadą przy wyznaczaniu obciążeń do prób niszczących było nieprzekraczanie wartości obciążeń dopuszczalnych w locie (tzn. 100% obciążeń wg obwiedni). Przeprowadzono następujące próby:

- Próbę wytrzymałości statycznej centralnego węzła nośnego szybowca, tzn. okuć głównych skrzydło-kadłub wraz z zastrzałami. Na zmontowanym szybowcu wykonano próbę (rys. 2), w której zrealizowano:

- moment gnący w skrzydle w przekroju okucia zastrzału równy ok. 85% maksymalnego momentu gnącego (jak w punkcie A obwiedni obciążeń),

- siłę rozciągającą w zastrzale równą ok. 67% siły maksymalnej (jak w punkcie A obwiedni obciążeń),

- siłę w okuciu głównym skrzydło-kadłub, której składowe stanowiły: siła pionowa (100% siły — jak w punkcie A obwiedni obciążeń) i siła pozioma (75% siły — jak w punkcie F obwiedni obciążeń).

Zamierzone ugięcie skrzydła przy zadanym obciążeniu (85% momentu gnącego) wyniosło 378 mm wobec obliczeniowego 420 mm dla 100% momentu.

- Próby wytrzymałości statycznej usterzenia poziomego, w czasie których usterzenie było zamontowane do kadłuba. Próbę na zginanie (rys. 3) przeprowadzono, obciążając usterzenie do ok. 94% momentu gnącego i ok. 93% siły tnącej dla przypadku brutalnego sterowania przy prędkości V_A przy wychyleniu steru w górę. Próbę na skręcanie przeprowadzono przy zdjętym sterze wysokości, obciążając statecznik do ok. 96% momentu skręcającego i ok. 100% dopuszczalnej siły tnącej (przy obciążeniu usterzenia do równowagi w punkcie E obwiedni obciążeń).

- Próbę wytrzymałości statycznej usterzenia pionowego, przeprowadzoną przy zdemontowanym sterze. Statecznik obciążono do ok. 97% momentu gnącego i siły tnącej dla przypadku podmuchu poziomego przy prędkości V_B .

Próby niszczące

W zakresie obciążeń niszczących wykonano badania i próby następujących elementów konstrukcji:

- próby wytrzymałości statycznej i sztywności żebra bieżącego oraz przylotkowego. Badania wykonano na specjalnym stanowisku (rys. 4), prowadząc próby do zniszczenia dla obu typów żeber (rys. 5). Obciążenia wymiarujące dla żebra bieżącego wyznaczono wg punktu D obwiedni obciążeń, zaś dla żebra przylotkowego wg punktu A obwiedni obciążeń;

- badania elementów sprężystych płozy głównej. Wykonano badania charakterystyk sztywnościowych, wytrzy-

małości statycznej oraz odporności na obciążenia dynamiczne (cykliczne) dla kolejnych rozważanych wariantów struktury i geometrii elementów sprężystych (w ramach dwóch prac przejściowych);

- badania płozy ogonowej pod względem: charakterystyki sztywnościowej, wytrzymałości statycznej oraz odporności na obciążenia dynamiczne (w ramach pracy przejściowej).

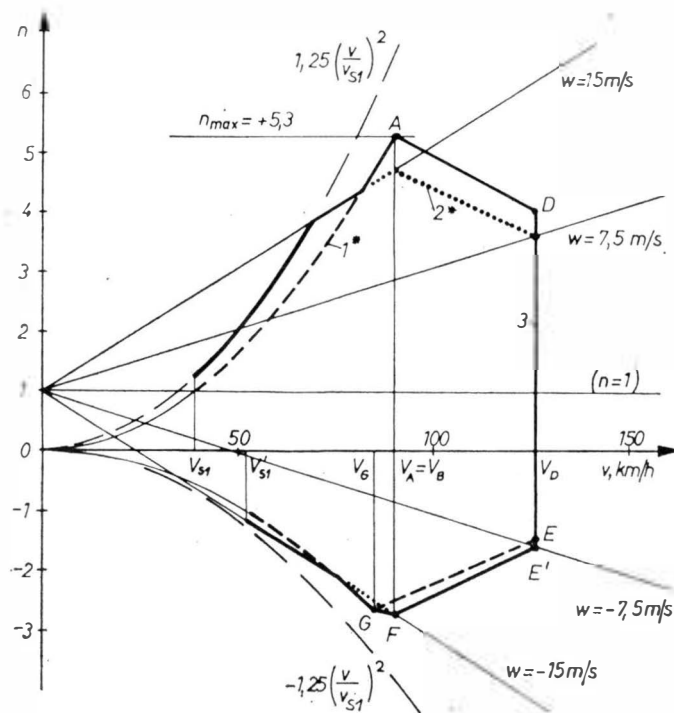
Wszystkie badania i próby przeprowadzono w temp. otoczenia $20 \pm 4^\circ\text{C}$.

Po przeprowadzeniu ww. prób oraz sprawdzeniu ergonometrii układu sterowania i przystosowaniu fotela do wymagań pilota doświadczalnego PZL-Bielsko Adama Zientka, przedstawiciel IKCSP dopuścił szybowiec ULS do wstępnych prób w locie.

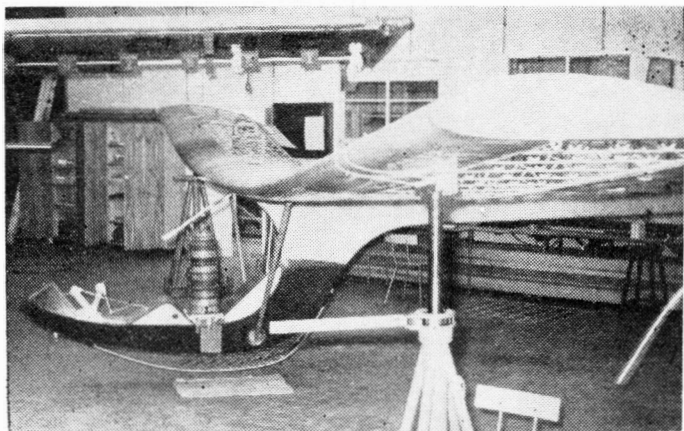
Próby w locie

Jak już informowaliśmy, szybowiec ULS został oblatany 27.09.1981 r. na lotnisku Aeroklubu Ziemi Piotrkowskiej. Oblotu dokonali piloci doświadczalni z Działu Prób w Locie PDPSZ PZL-Bielsko Adam Zientek i mgr inż. January Roman. W wyniku pierwszych lotów, w Dziale Prób w Locie zostało opracowane „Sprawozdanie nr S-199 z oblatańia szybowca ULS PW”, z którego przytaczamy wybrane charakterystyczne fragmenty.

„Szybowiec oblatano zgodnie z „Programem oblatańia i pierwszych prób”. Specyfika ultralekkiej konstrukcji wy-



Rys. 1. Krzywe obciążeń dopuszczalnych w locie szybowca ULS dla masy całkowitej 125 kg, wyznaczone wg przepisów szybowcowych OSTIV, 1*) — obciążenia od sterowania, 2*) — obciążenia od podmuchów (*), fragmenty krzywych obciążeń nie „wymiarujące” konstrukcji są położone wewnątrz obszaru ograniczonego obwiednią, 3 — obwiednia krzywych obciążeń



Rys. 2. Główna próba zespołu skrzydła-kadłub (obciążenie maksymalne — wartość reakcji na podporach w płaszczyźnie napędu lotek po 1172 N)

magala przeprowadzenia oblotu w sposób odmienny od trybu wypracowanego dla szybowców konwencjonalnych, ponieważ szybowiec ULS nie jest na razie dopuszczony do startu za samolotem” (...).

Stąd „do prób startu, a także do transportu szybowca po lotnisku, zastosowano samochód Tarpan wyposażony w zaczep samolotowy SZD-III. Samochód z otwartą platformą bagażową — na platformie obserwator”. (...) Samochodem kierował mgr inż. Andrzej Marcjanik, szef techniczny Aeroklubu w Piotrkowie.

„Warunki prób: Lotnisko (...) wystarczająco równe dla ruchu pojazdu holującego, wysokość trawy ok. 20 cm. Maksymalna długość pasa użytecznego ok. 700÷800 m (...). Pogoda słoneczna, wiatr do 2÷4 m/s z kierunków południowych. Start pod słońce utrudniające obserwację prędkościomierza”. (...)

Zrealizowany program prób w locie był następujący: „Pilot A. Zientek wykonał kolejno:

— 1 szur na lince dł. 200 m, z prędkością poniżej 40 km/h, pozwalający na sprawdzenie skuteczności lotek,
— 4 loty proste na lince dł. 200 m, wysokość lotów szacunkowo od 1 do 20 m, prędkość na holu do 70 km/h, po odczepieniu do 50 km/h,

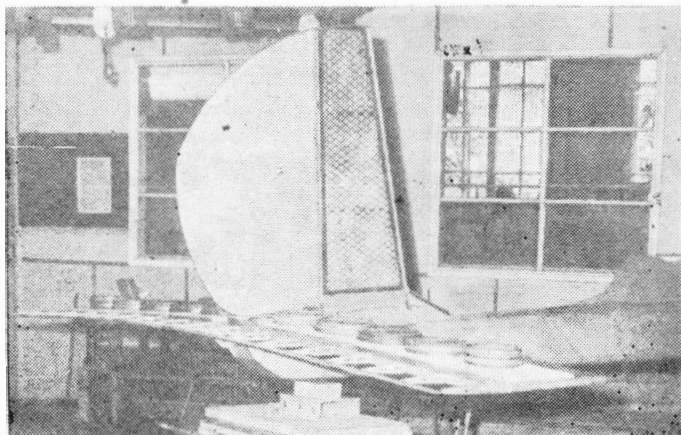
— 4 loty na lince dł. rzędu 400 m, połączone z wykonywaniem zakrętów 90, 180 i 360°, wysokość lotów do ok. 100 m, prędkość na holu do 90 km/h, po odczepieniu 40 do 60 km/h, czas lotu do 1,5 min.

Następnie pilot J. Roman wykonał 1 lot prosty na wysokość ok. 10 m oraz 1 lot na wysokość rzędu 100 m połączony z wykonaniem zakrętów. Wszystkie lądowania zostały wykonane pod wiatr i miały przebieg gładki. Nie stwierdzono uszkodzeń ani istotnego zużycia płoży”.

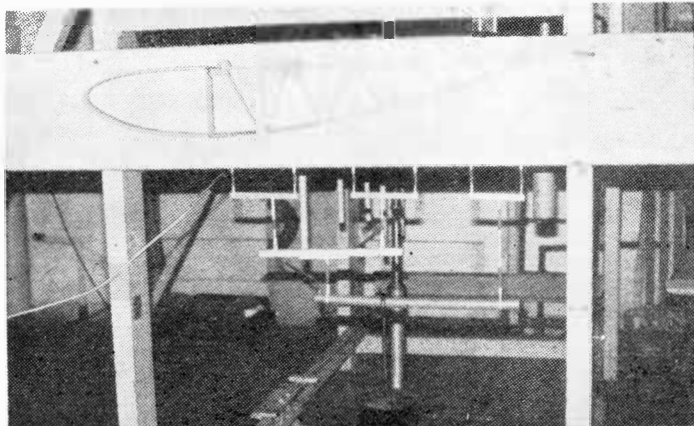
Właściwości szybowca

I tu również cytuję ze „Sprawozdania nr S-199”:

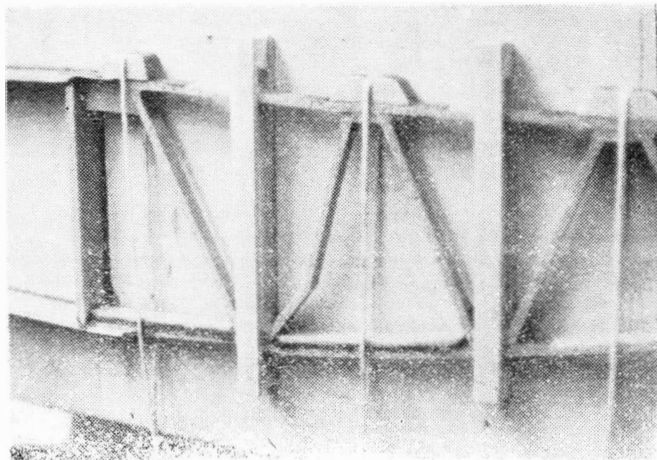
„Podczas startu, po krótkim rozbiegu szybowiec odrywa się od ziemi przy prędkości poniżej 40 km/h. Podczas wznoszenia skuteczność sterów wystarcza do utrzymania właściwego położenia szybowca oraz żądanego toru wznoszenia. Nie stwierdzono tendencji do wahań podłużnych lub schodzenia z kierunku. Nie stwierdzono nadmiernej elastyczności ani nadmiernych odkształceń konstrukcji —



Rys. 3. Próba wytrzymałości statycznej na zginanie usterzenia poziomego (suma mas obciążających 48 kg)



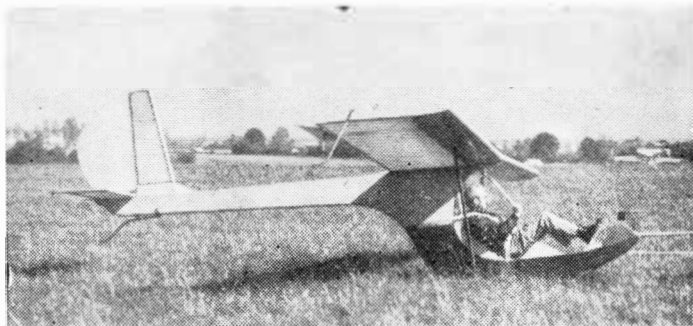
Rys. 4. Stanowisko do prób wytrzymałościowych żeberk skrzydła



Rys. 5. Postać zniszczenia żebra przylotkowego (siła w pasie w miejscu zniszczenia 360 N)



Rys. 6. Do transportu szybowca zastosowano zmodyfikowany wózek transportowy do łodzi i samochód Fiat 126p



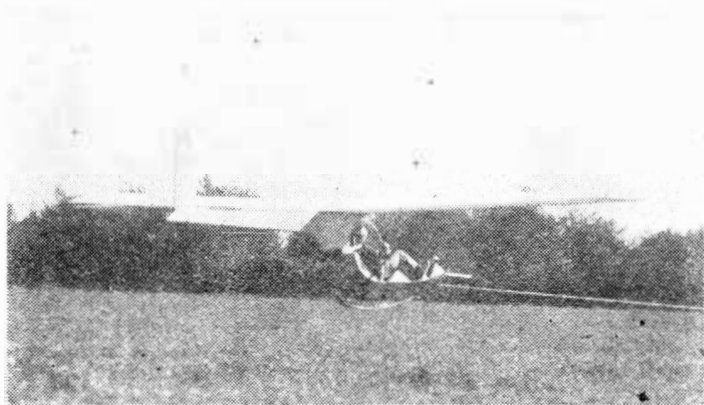
Rys. 7. Szybowiec ULS na chwilę przed startem na lotnisku w Piotrkowie. Za sterami pilot A. Zientek

w zakresie holowania z prędkością do 90 km/h szybowiec wydaje się bardzo sztywny. Odczepienie następuje bez trudności i nie powoduje nadmiernego zakłócenia toru lotu.

Lot prosty i wykonywanie zakrętów w locie swobodnym przy prędkości rzędu 40÷70 km/h nie nastęrcza trudności. Wszystkie stery wykazują wystarczającą skuteczność. Siły sterowania są niewielkie. Układ wiszącego drążka nie jest sprzeczny z konwencjonalnymi nawykami sterowania lotkami i sterem wysokości.

Lądowanie z przyziemieniem stycznym nie nastęrcza żadnych trudności. Przyziemienie następuje na tylny fragment płoży, w położeniu szybowca zbliżonym do położenia postojowego. Amortyzacja płoży jest wystarczająca dla lądowań gładkich.

W porównaniu ze znanymi polskimi szybowcami bezkabinyowymi Wrona i ABC, szybowiec ULS jest dwukrotnie lżejszy, osiągowo prawdopodobnie nieco lepszy, znacznie delikatniejszy w obsłudze i przy lądowaniu. W porównaniu z ultralekkim szybowcem niemieckim HIPPIE jest masowo równorzędny, osiągowo zbliżony względnie prawdopo-



Rys. 8. Pierwszy lot, jeszcze „blisko ziemi”

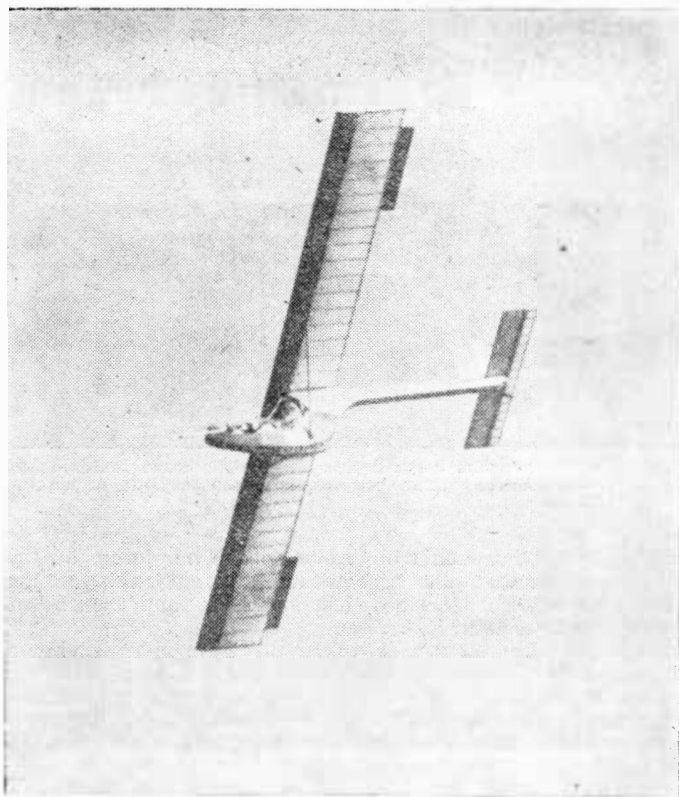
dobnie nieco lepszy, znacznie sztywniejszy i odporniejszy w obsłudze”.

* * *

Tyle uwag i spostrzeżeń po pierwszych lotach. Dalsze loty próbne, a następnie użytkowanie szybowca przez Koło Naukowe Lotników, powinny dać pełniejszą i bardziej pogłębioną odpowiedź na pytanie, jakie cechy konstrukcyjne i eksploatacyjne powinien mieć przyszły szybowiec popularny, nowej generacji”. Już teraz jednak można stwierdzić (m.in. na podstawie zainteresowania z jakim spotkał się ULS wśród pilotów aeroklubowych, którzy się z nim stykali, a także kadry technicznej), iż w dobie obecnego „kryzysu energetycznego” konstrukcje tego typu mogą mieć znaczną przyszłość, umożliwiając powrót do bardziej masowo uprawianego latania szybowcowego na tanim sprzęcie.

Warto również jeszcze raz podkreślić możliwości, jakie współczesnym konstrukcjom stwarzają najnowsze osiągnięcia techniki lotniczej, w tym szczególnie aerodynamiki, a także technologii lotniczych konstrukcji z kompozytów. Mieści się w tym m.in. stosowanie najnowszych profili aerodynamicznych, wymagających m.in. dużych dokładności odwzorowania geometrii, a także dalsza minimalizacja masy konstrukcji oraz jej „utechnologicznienie”, tzn. lepsze dostosowanie do warunków wytwarzania.

Jedną z takich możliwości jest również zastosowanie tzw. rozpraszaczy wirów brzegowych, szczególnie efektywnych dla płatów nośnych o niezbyt dużym wydłużeniu, ale jednocześnie wysokim współczynniku siły nośnej C_z przy prędkościach eksploatacyjnych (jak to ma właśnie miejsce w przypadku np. szybowca, który jest projektowany przede wszystkim pod kątem małych prędkości opadania, a nie dużych doskonałości przy większych prędkościach lotu). I tak



Rys. 9. Jeden z kolejnych lotów szybowca ULS podczas oblotu w dn. 27.09.1981 r.



Rys. 10. Szybowiec w zakręcie, przed podejściem do lądowania pod wiatr

Wszystkie zdjęcia Jan Filipiak

np. planowane zastosowanie rozpraszaczy wirów brzegowych w szybowcu ULS powinno już wyraźnie poprawić jego osiągi, zmniejszając opadanie do wartości poniżej 0,7 m/s, a doskonałość zwiększając do ok. 20. Istnieje także możliwość dodatkowego zastosowania rozpraszaczy — do sterowania poprzecznego szybowcem. Wymaga to jednak głębszych studiów i prób w tunelu aerodynamicznym.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA
wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1983 roku
życzy Zespół Redakcyjny

Pokładowy przelicznik zużycia paliwa

Mgr inż. KAZIMIERZ GILEWSKI
Mgr inż. LUDWIK GRUCHALSKI

Przelicznik firmy Aero Systems

Amerykańska firma Aero Systems opracowała pokładowy przelicznik zużycia paliwa Fuel Management Computer CD-3000, mający za zadanie ułatwienie załogom samolotów doboru parametrów lotu z punktu widzenia uzyskania maksymalnej efektywności zużycia paliwa przez samolot. Działanie przelicznika opiera się na wykorzystaniu indywidualnych charakterystyk samolotów dotyczących zależności zużycia paliwa przez samolot od masy samolotu, prędkości oraz wysokości lotu. Przelicznik nie zmienia ani nie zastępuje istniejącego wyposażenia samolotów, stanowi jedynie instrument pozwalający na precyzyjne ustawienie dźwigni sterowania silnikami w położeniu maksymalnej efektywności zużycia paliwa przez samolot.

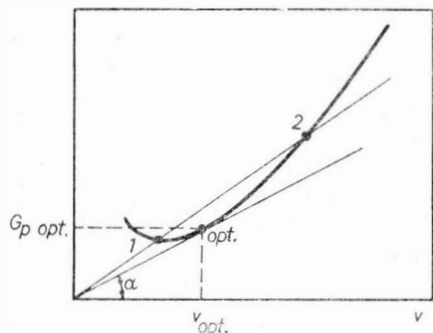
Dla każdego samolotu, dla każdej jego masy oraz dla każdego warunków lotu samolotu, uwzględniając w tym pogodę, wiatr, załadowanie samolotu itp., określona jest zależność między zużyciem paliwa przez samolot G_p , kg/h a prędkością lotu samolotu v , km/h przedstawiona na rys. 1 krzywą $G_p = f(v)$. Dzieląc prędkość lotu samolotu v przez zużycie paliwa przez samolot G_p otrzymuje się tzw. jednostkowy zasięg samolotu, odpowiadający odległości jaką przeleci samolot z jednostki masy paliwa:

$$\bar{L} = \frac{v}{G_p} = \text{ctga}, \text{ km/kg}$$

gdzie:

\bar{L} , km/kg — jednostkowy zasięg samolotu.

Jednostkowy zasięg samolotu świadczy o efektywności zużycia paliwa przez samolot. Największą efektywność zużycia paliwa przez samolot otrzymuje się w przypadku uzyskania największego jednostkowego zasięgu samolotu. Parametry $G_{p \text{ opt.}}$ i $v_{\text{opt.}}$ odpowiadające maksymalnej wartości jednostkowego zasięgu samolotu wyznacza punkt styczności krzywej $G_p = f(v)$



Rys. 1. Wyznaczenie $G_{p \text{ opt.}}$

(rys. 1) z prostą wyprowadzoną z początku 0 układu współrzędnych, wówczas: \bar{L} — maks, α — min.

W celu uzyskania przez samolot maksymalnej efektywności zużycia pa-

liwa, należy ustawić dźwignię sterowania silnikami w położeniu maksymalnego jednostkowego zasięgu samolotu. Położenie to określa się za pomocą wskaźnika jednostkowego zasięgu samolotu. Przy przesuwaniu dźwigni sterowania silnikami np. z punktu 1 do punktu 2, na odcinku 1 — opt. jednostkowy zasięg samolotu wzrasta osiągając w punkcie opt. wartość maksymalną, po czym na odcinku opt. — 2 maleje. Ustawienie dźwigni sterowania silnikami w położeniu opt. odpowiada położeniu maksymalnego jednostkowego zasięgu samolotu.

Wprowadzenie zasady największej efektywności zużycia paliwa przez samolot wymaga wyposażenia go we wskaźnik jednostkowego zasięgu samolotu, wykorzystujący sygnały z układu paliwowego samolotu przekazujące wartość zużycia paliwa G_p oraz sygnały z układu nawigacyjnego samolotu, przekazujące wartość prędkości samolotu względem ziemi v i przeliczający w sposób ciągły, dzieląc v przez G_p — jednostkowy zasięg samolotu (rys. 2).



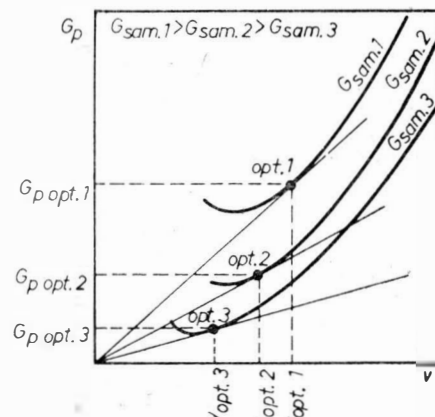
Rys. 2. Układ przelicznika

Masa paliwa $G_{\text{pal.}}$ w samolocie stanowi procentowo duży udział masy całkowitej samolotu $G_{\text{sam.}}$. W związku ze zmianą ilości paliwa w samolocie podczas lotu, masa całkowita samolotu maleje. Ze zmianą masy całkowitej samolotu zmienia się podczas lotu zależność między zużyciem paliwa przez samolot G_p a prędkością lotu samolotu v , a zatem zmienia się przebieg krzywych $G_p = f(v)$ dla zmieniających się mas całkowitych samolotu (rys. 3).

Zmiana przebiegu krzywych $G_p = f(v)$ wymaga, w celu uzyskania w danych warunkach maksymalnego jednostkowego zasięgu samolotu, a zatem maksymalnej efektywności zużycia paliwa, stałej lub okresowej korekcji położenia dźwigni sterowania silnikami, aby w każdym położeniu znajdowały się w położeniach opt. zmieniających się krzywych $G_p = f(v)$.

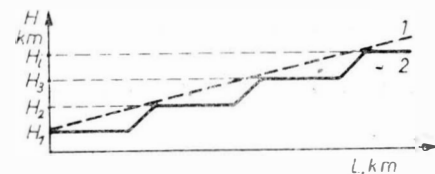
Dla każdej masy całkowitej samolotu $G_{\text{sam.}}$ oprócz optymalnej z punktu widzenia efektywności zużycia paliwa prędkości lotu v istnieje również optymalna wysokość lotu H . W miarę zużywania się paliwa, masa całkowita samolotu maleje, zaś optymalna wysokość lotu samolotu wzrasta. Idealny ze względu na efektywność zużycia paliwa byłby powolnie wzrastający lot samolotu w miarę zużywania się paliwa. W praktyce istnieje możliwość

przybliżenia się do idealnego profilu lotu przez zastosowanie stopniowej, ze względu na konieczność zachowania odpowiedniej segregacji pionowej, zmiany wysokości lotu samolotu (rys. 4).



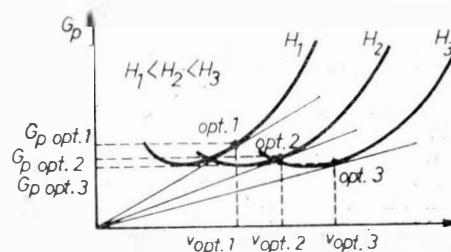
Rys. 3. Wyznaczenie $G_{p \text{ opt.}}$ w zależności od masy samolotu

Zmiana wysokości lotu samolotu H pociąga za sobą zmianę zależności między zużyciem paliwa przez samolot G_p a prędkością lotu samolotu v , a zatem zmianę przebiegu krzywych $G_p = f(v)$ (rys. 5). Również w tym przypadku, w celu zachowania maksymalnej efektywności zużycia paliwa, wymagana jest korekcja położenia dźwigni sterowania silnikami, aby na każdej ze zmieniających się wysokości lotu H znajdowały się w położeniach opt. odpowiednich krzywych $G_p = f(v)$.



Rys. 4. Zmiany wysokości lotu: 1 — idealny profil lotu, 2 — stopniowy profil lotu

W celu podjęcia decyzji o możliwości wykonania manewru związanego ze zmianą wysokości lotu, wymagana jest informacja dotycząca aktualnej masy całkowitej samolotu. W tym celu do pamięci przelicznika konieczne jest wprowadzenie przed startem samolotu dwóch wielkości, a mianowicie: masy zatankowanego paliwa $G_{\text{pal. start.}}$ oraz masy startowej samolotu $G_{\text{sam. start.}}$



Rys. 5. Wyznaczenie $G_{p \text{ opt.}}$ w zależności od zmian wysokości lotu

Mając powyższe wielkości oraz zużycie paliwa G_p i prędkość lotu samolotu v , a zatem w sumie cztery wielkości, można w każdej chwili lotu określić:

— jednostkowy zasięg samolotu:

$$\bar{L} = v/G_p$$

— masę zużytego paliwa:

$$G_{pal. zuż.} = \int_0^t G_p dt.$$

— masę pozostałego paliwa:

$$G_{pal. poz.} = G_{pal. start.} - G_{pal. zuż.}$$

— aktualną masę całkowitą samolotu w locie:

$$G_{sam.} = G_{sam. start.} - G_{pal. zuż.}$$

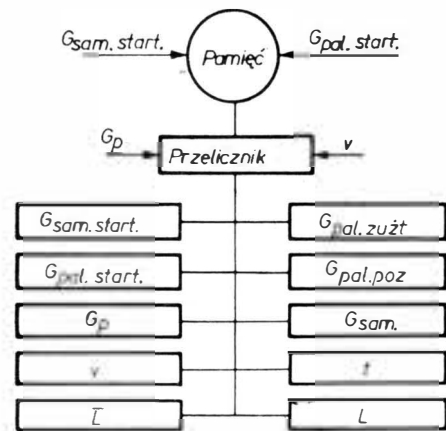
— czas, w którym przy aktualnym zużyciu paliwa G_p samolot może przebywać w powietrzu:

$$t_{poz.} = \frac{G_{pal. poz.}}{G_p}$$

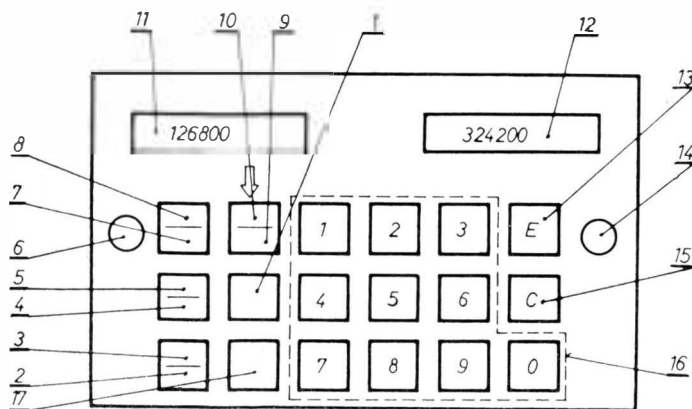
— pozostały zasięg samolotu przy aktualnej prędkości lotu:

$$L_{poz.} = v \cdot t$$

Schemat blokowy urządzenia spełniającego powyższe wymagania przedstawia rys. 6.



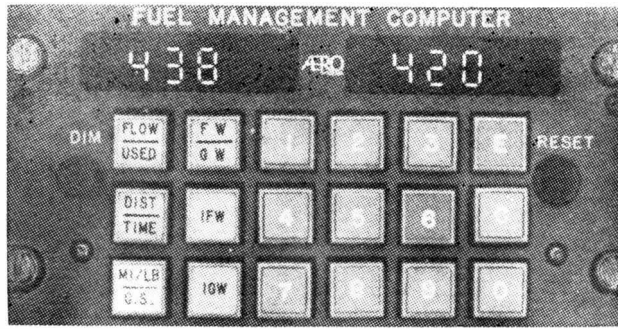
Rys. 6. Schemat blokowy przelicznika



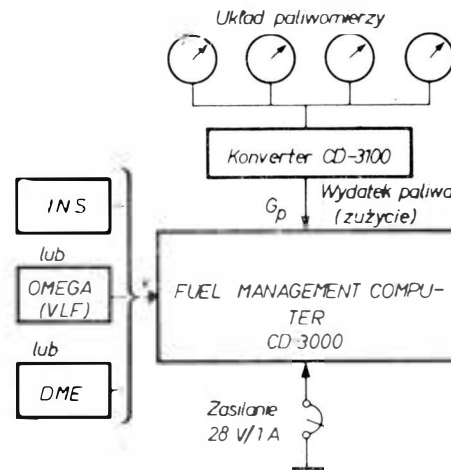
Fuel Management Computer

W oparciu o powyższe założenia firma amerykańska Aero Systems opracowała przelicznik pokładowy zużycia paliwa w samolocie, tzw. Fuel Management Computer CD-3000 (rys. 7). Sposób zabudowy przelicznika w samolocie przedstawia rys. 8.

Przelicznik przeznaczony jest dla samolotu o maksymalnej masie startowej



Rys. 8. Zabudowa przelicznika w samolocie



powyżej 45 000 kg. Wymiary przelicznika 146 × 76 × 127 mm, masa 1,15 kg. Przelicznik wyposażony jest w dodatkowe własne źródło zasilania, pozwalające na przechowywanie danych w pamięci przez okres do 2 tygodni. Przelicznik ma wbudowany system samokontroli, który może być włączony w dowolnym czasie podczas lotu samolotu, przy czym praca systemu samokontroli nie wpływa na bieżącą pracę przelicznika. Cena przelicznika 7500 dol.

Przelicznik firmy Safe Flight Instrument Corporation

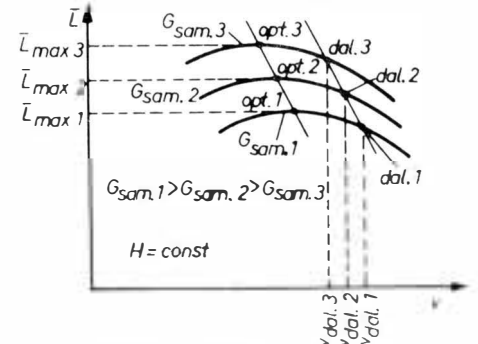
Inna firma amerykańska Safe Flight Instrument Corporation (Stowarzyszenie wytwórców sprzętu dla zapewnienia bezpieczeństwa lotów) opracowała przelicznik zużycia paliwa Fuel Per-

typowe charakterystyki $L = f(v)$ (rys. 9), przedstawiające zależność jednostkowego zasięgu samolotu \bar{L} , km/kg od prędkości samolotu względem nierechomego powietrza v , km/h lub Ma, masy samolotu $G_{sam.}$, kg oraz wysokości lotu H , m. Dla każdej charakterystyki istnieją punkty charakteryzujące maksymalny zasięg jednostkowy samolotu *opt. 1*, *opt. 2*, *opt. 3* oraz punkty charakteryzujące prędkość lotu dalekosięgowego samolotu *dal. 1*, *dal. 2*, *dal. 3*.

W zależności od kierunku oraz wielkości wiatru przedstawione charakterystyki zmieniają swoje położenie, przesuwając się w prawo w przypadku wiatru czołowego oraz w lewo w przypadku wiatru wiejącego od tyłu samolotu.

Do określenia charakterystyki samolotu wystarczają następujące parametry:

- prędkość lotu samolotu v , m/h,
- kąt natarcia samolotu α , kąt,
- wysokość lotu H , m,
- prędkość wiatru v_{wiatr} , km/h.



Rys. 9. Charakterystyki przelicznika

Rys. 7. Rysunek pokładowy zużycia paliwa (na wskaźnikach przykładowo podano wartości liczbowe po naciśnięciu przycisku oznaczonego strzałką dla jakiegoś samolotu w czasie lotu): 1 — wprowadzenie do pamięci masy zatankowanego paliwa $G_{pal. start.}$ (wprowadzenie wstępne — prawy wskaźnik), 2 — wprowadzenie do pamięci — lewy wskaźnik, 3 — prędkość lotu v (prawy wskaźnik), 4 — zasięg jednostkowy \bar{L} (lewy wskaźnik), 5 — pozostały czas t (prawy wskaźnik), 6 — pozostały zasięg $L_{poz.}$ (lewy wskaźnik), 7 — regulacja jasności, 8 — masa zużytego paliwa G_p (lewy wskaźnik), 9 — zużycie paliwa G_p (lewy wskaźnik), 10 — masa samolotu $G_{sam.}$ (prawy wskaźnik), 11 — masa pozostałego paliwa $G_{pal. poz.}$ (lewy wskaźnik), 12 — lewy wskaźnik, 13 — wprowadzenie do pamięci $G_{pal. start.}$ i $G_{sam. start.}$, 14 — kasowanie pamięci, 15 — kasowanie błędnie wprowadzonych $G_{pal. start.}$ i $G_{sam. start.}$, 16 — tablica cyfrowa do wprowadzenia $G_{pal. start.}$ i $G_{sam. start.}$, 17 — wprowadzenie do pamięci masy startowej samolotu $G_{sam. start.}$ (wprowadzenie wstępne — prawy wskaźnik, wprowadzenie do pamięci — lewy wskaźnik)

formance Computer, umożliwiającą załogom samolotów dobór najkorzystniejszych prędkości lotu samolotu z punktu widzenia efektywności zużycia paliwa. Praca przelicznika oparta jest na wykorzystaniu typowych charakterystyk samolotów, dotyczących zależności jednostkowego zasięgu samolotu od prędkości i wysokości lotu oraz masy samolotu.

Dla każdego samolotu opracowane są

Znając powyższe parametry można określić masę samolotu $G_{sam.}$, kg, następnie znając $G_{sam.}$ i H można określić:

- jednostkowy zasięg samolotu \bar{L} , km/kg,
- maks. jednostkowy zasięg samolotu L_{maks} , km/kg,

cd. na s. 23

Motoszybowiec dwumiejscowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, wolnonośny grzbietopłat konstrukcji całkowicie metalowej z wciągany podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 632A-615 u nasady i NACA 632A-612 przy końcówce, wznios 3°, skos do przodu 5°, skręcenie geometryczne -3°. Konstrukcja dwudzielna, całkowicie metalowa, skorupowa, z jednym dźwigarem głównym i dwoma pomocniczymi. Dźwigar główny położony w 40% ciężki profilu. Krótki przedni dźwigarek pomocniczy wprowadza siły od przedniego zawieszenia skrzydła. Dźwigarek tylny zamyka konstrukcję skrzydła, zawieszony są na nim lotki i kłapy. Kłapy typu Fowlera, metalowe, pokryte tkaniną, mogą być wychylane do 8°, zawieszony są na czterech prowadnicach każda. Lotki różnicowe o konstrukcji analogicznej do konstrukcji kłap, wyważone masowo i aerodynamicznie. Wychylenia lotek: 34° w górę, 13° w dół. Za dźwigarem głównym przy końcu kłap znajdują się metalowe hamulce aerodynamiczne wysuwane z obu powierzchni (dolnej i górnej) skrzydeł. Na końcówkach skrzydeł wrzecionowate owiewki osłaniające mocowanie podwozi pomocniczych (podpórek). Skrzydło pochodzi w całości z szybowca L-13 Blanik, jest nieco wzmożnione w części nasadowej.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, dwuczściowa. Część przednia mieści kabinę, mocowanie skrzydeł i podwozia głównego; stożkowa część tylna niesie usterzenie i podwozie tylne. Kabina z miejscami pilotów obok siebie, osłonięta jednocześnie otwieraną do tyłu osłoną (rozwiązanie otwierania osłony analogiczne do rozwiązania w motoszybowcu Fournier RF-6B), oszklenie zaopatrzone w odsuwane wywietrzniki z obu stron. Za kabiną pilotów wnętrza podwozia głównego. Tylna część kadłuba w całości pochodzi z szybowca L-13 Blanik. Przednia część kadłuba wykonana jako kratownica osłonięta laminatowymi pokrywami, część tylna — klasyczna konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe. Wznios usterzenia poziomego 5°, kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja stateczników jednodźwigarowa, całkowicie metalowa, stery o szkieletie metalowym. Wychylenie steru kierunku -30° w obie strony, wychylenie steru wysokości: 32° w górę i 25° w dół. Obaj segmenty steru wysokości wyposażone w kłapki wyważające. Usterzenie w całości pochodzi z motoszybowca Blanik,



Sterowanie. Sterownice (drążki i pedały) zdwojone, sterowanie lotkami, kłapami i hamulcami aerodynamicznymi jak w L-13 (z wykorzystaniem jego elementów), sterowanie sterami i kłapkami wyważającymi identyczne jak w L-13.

Podwozie. Podwozie typu torowego z pomocniczymi podpórkami na końcówkach skrzydeł. Goleń podwozia głównego o kształcie litery H, spawana z rur stalowych. Koło główne z szybowca L-13, zaopatrzone w hamulec. Podwozie główne częściowo chowane w kadłub (ponad połowa koła wystaje). Podwozie tylne niechowane, sterowane, koło o średnicy 0,20 m. Do końcówek skrzydeł umocowane podpórki zakończone pełnymi kółkami o średnicy 0,10 m. Podpórki skrzydłowe składane ku tyłowi za pomocą tego samego mechanizmu co podwozie główne.

Zespół napędowy. Czterocyldrowy odwrócony silnik rzędowy Walter Micron III o pojemności skokowej 2440 cm³ i mocy maks. 49 kW przy obrotach 43,3 s⁻¹, śmigło dwułopatowe drewniane o stałym skoku Avia V218. Rozruch silnika rozrusznikiem ręcznym z lewego fotela pilota. Osłony silnika metalowo-laminatowe.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik o pojemności 50 l umieszczony za kabiną pilota. Olejowa — zbiornik o pojemności 10 l.

Wyposażenie. Busola, prędkościomierz, wy-

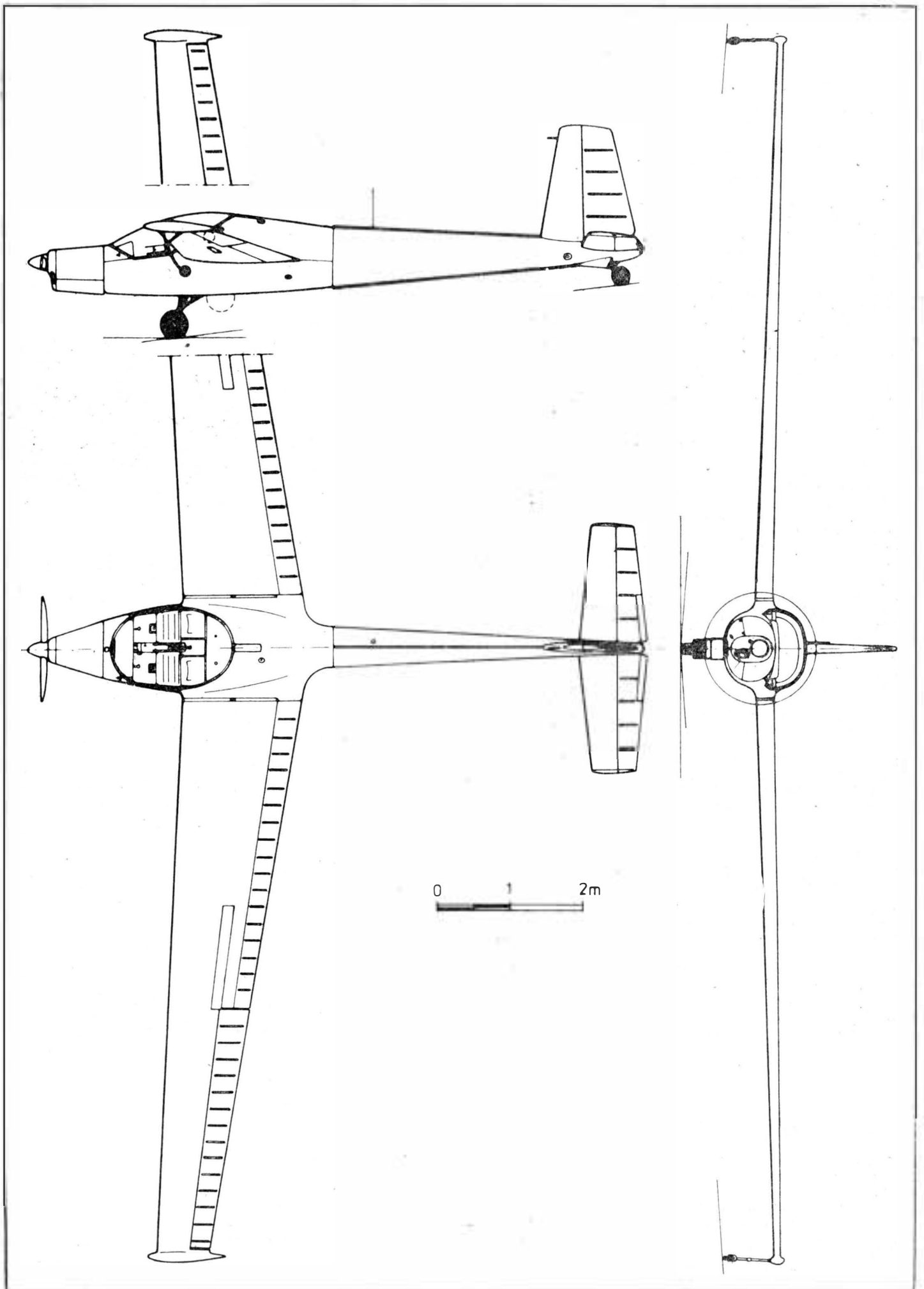
sokościomierz, zakrętomierz z chyłomierzem, dwa wariometry ±5 i ±30 m/s), paliwomierz, obrotomierz, termometr cylindrów, termometr oleju, manometr oleju, radiostacja Becker AR-7.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. L-13 SW Vivat jest kolejną zmotoryzowaną wersją znanego i produkowanego od ponad 25 lat szybowca L-13 Blanik. Pierwsze założenia projektu opracowano w 1976 r., w 1977 r. rozpoczęto prace konstrukcyjne, w 1978 r. — budowę prototypu. Prototyp oblatano 10 maja 1978 r. Próby przebiegały pomyślnie, bez niespodzianek. Do badań aerodynamicznych początkowo służył model zdalnie sterowany w podziale 1:4,5. L-13 SW miał być produkowany seryjnie w latach 1980-1981. Opracowanie tego projektu i przygotowanie produkcji seryjnej (znacznie w tym przypadku ułatwione ze względu na unifikację z Blanikiem) świadczy o tym, że w CSRS pilnie śledzi się tendencje rozwojowe współczesnych systemów szkolenia lotniczego. Choć L-13 SW pod wieloma względami nie dorównuje nowo opracowanemu (szczególnie w RFN) motoszybowcom laminatowym, to z pewnością prace nad nim stały się źródłem wielu pożytecznych doświadczeń. L-13 SW jest pierwszą wersją zmotoryzowaną Blanika z miejscami obok siebie. Motoszybowiec jest konstruowany wg przepisów L-8/0.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	17,0 m	Wydłużenie skrzydła	15,1
Długość	8,2 m	Masa własna	455 kg
Wysokość	2,3 m	Masa startowa	670 kg
Ciężka skrzydła u nasady	1,60 m	Obciążenie powierzchni	35 kg/m ²
Ciężka skrzydła przy końcówce	0,71 m	Obciążenie mocy	13,7 kg/kW
Rozpiętość usterzenia	3,45 m	Doskonałość maks. przy prędkości 100 km/h	24
Powierzchnia skrzydła	19,15 m ²	Opadanie min.	0,97 m/s
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,66 m ²	Prędkość pozioma maks.	200 km/h
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,61 m ²	Prędkość min.	55-60 km/h
Powierzchnia hamulców aerodynamicznych	0,65 m ²		

T.M.





Amatorski samolot holowniczy i sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy, wolnonośny metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

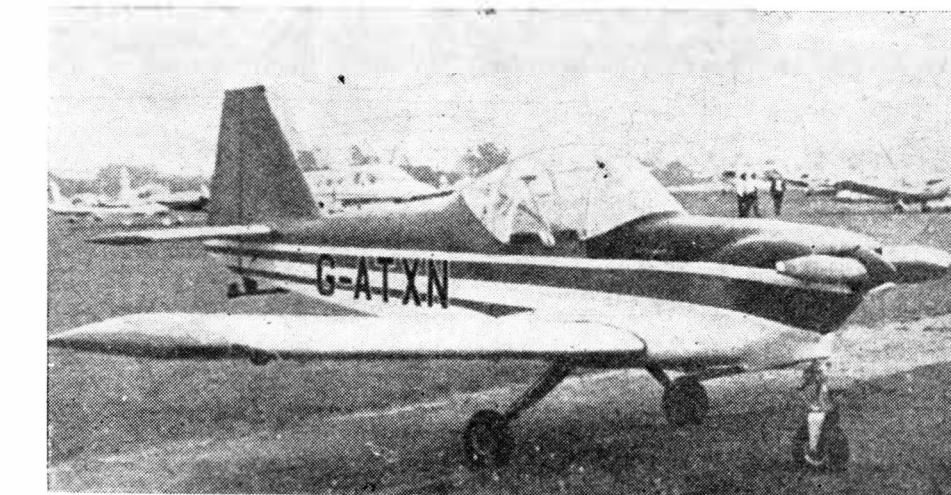
Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 3415, wznios 5°, kąt zaklinowania 2,5°. Konstrukcja dwudzielna, skorupowa, dwudźwigarowa. Dźwigary konstrukcji klasycznej z pasami z kątownika. Dźwigar główny dzieli skrzydło na dwa kesony. Keson noskowy przy kadłubie stanowi integralny zbiornik paliwowy. Przez keson tylny przeprowadzone są układy sterowania lotek i klap. Lotki różnicowe, bezszczelinowe, wyważone masowo, metalowe, zawieszane na dwóch zawiasach każda. Wychylenia lotek: 25° w górę, 17° w dół. Kłapy szczelinowe metalowe, zawieszane na dwóch konsolach każda. Wychylenia klap: 0°, 10°, 30°, 40°. Końcówki skrzydeł laminatowe. Zeberka skrzydła nieodróżnicowane na lewe i prawe — jednakowe dla obu połówek skrzydła.

Kadłub. Przekrój prostokątny z owalnymi narożami. Konstrukcja całkowita metalowa, półskorupowa. Wręgi i podłużnice wykonane z profilu ceowego. Kabina pilota (o bardzo prostym wykończeniu) chroniona jest kołem kapotażowym w postaci piramidki z rur umocowanej do struktury kadłuba za fotelem (piramidka mieści się pod osłonami kabiny). Osłony kabiny dwuczęściowe (stały wiatrochron i odsuwana do tyłu mała limuzynka). W tylnej części kadłuba pod usterzeniem mechanizm zaczepu holowniczego z nawijaczem. Fotel pilota nieregulowany. Przed kabiną pilota, za ścianą ogniową umieszczony jest kadłubowy zbiornik paliwowy. Przez kadłub przechodzi dźwigar centroplata (do którego mocowane są dźwigary główne skrzydeł) konstrukcji metalowej.

Usterzenie. Usterzenie klasyczne konstrukcji metalowej. Usterzenie poziome prostokątne, pionowe — trapezowe. Statecznik poziomy jednodźwigarowy z małym dźwigarkiem pomocniczym w pobliżu noska. Ster wysokości dwusegmentowy, wyważony masowo i aerodynamicznie, na całej rozpiętości obu segmentów kłapki odciążające. Wychylenie steru: 25° w górę i 20° w dół. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, ster kierunkowy wyważony masowo i aerodynamicznie, wyposażony w małą kłapkę wyważającą. Wychylenie steru po 20° w obie strony.

Sterowanie. Sterownice klasyczne (drążek i pedały). Sterowanie lotkami linkowo-popychaczowe, kłapkami — za pośrednictwem rur skrętnych, sterami — linkowe, podwoziem przednim — linkowe bezpośrednio od orczyka.

Podwozie. Podwozie trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego sprężyste wykonane z resoru o grub. 16 mm. Koła główne wyposażone w hamulce. Goleń podwozia przedniego rurowa, amortyzowana ściskanymi elementami gumowymi,

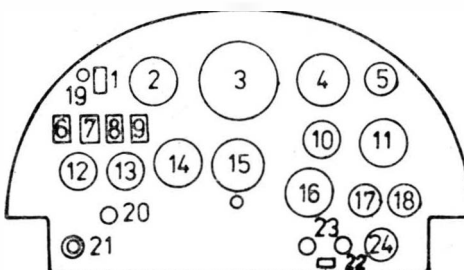


koło na półwidelcu. Podwozie przednie sterowane. Wszystkie koła o jednakowej średnicy, ogumienie 5 × 5.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o pojemności 2 × 50 l i zbiornik kadłubowy o pojemności 54,5 l, tj. łącznie 154,5 l. Olejowa — pojemność zbiornika 7 l, chłodnica z termostatem. Elektryczna — napięcie 12 V.

Wyposażenie. Prędkościomierz, sztuczny horyzont, wysokościomierz, obrotomierz, termometr oleju, termometr cylindrów, amperomierz, woltomierz, zakrętomierz z chyłomierzem, żyrokompas, przyspieszeniomierz, manometr oleju, wskaźnik podciśnienia ssania, paliwowskaz, radiostacja UKF.



Tablica przyrządów Kittiwake I: 1 — uchwyt nawijacza liny holowniczey, 2 — prędkościomierz, 3 — sztuczny horyzont, 4 — wysokościomierz, 5 — obrotomierz, 6 — główny wyłącznik akumulatora, 7 — pompka zastrzykowa, 8 — główny wyłącznik radiostacji, 9 — wyłącznik oświetlenia przyrządów, 10 — termometr oleju, 11 — termometr głowic cylindrów, 12 — amperomierz, 13 — woltomierz, 14 — zakrętomierz z chyłomierzem, 15 — żyrokompas, 16 — przyspieszeniomierz, 17 — manometr oleju, 18 — wskaźnik podciśnienia ssania, 19 — przycisk rozrusznika, 20 — lampka kontrolna prądnic, 21 — wyłącznik iskrowników, 22 — zawór paliwowy (przełącznik zbiorników), 23 — lampka kontrolna pompy paliwowej, 24 — paliwowskaz

wy Rolls Royce Continental 0-200A o mocy 75 kW. Śmigła wymienne w zależności od wykonywanego zadania: do przelotów śmigło dwułopatowe metalowe o stałym skoku Mc Cauley (średnica 1,75 m), do holowania śmigła o innej średnicy i skoku. Silnik mocowany na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego adaptowane z samolotu Piper Pacer. Cały zespół napędowy ma oś odchyloną w prawo o 2° od płaszczyzny symetrii samolotu dla zrównoważenia momentów od śmigła.

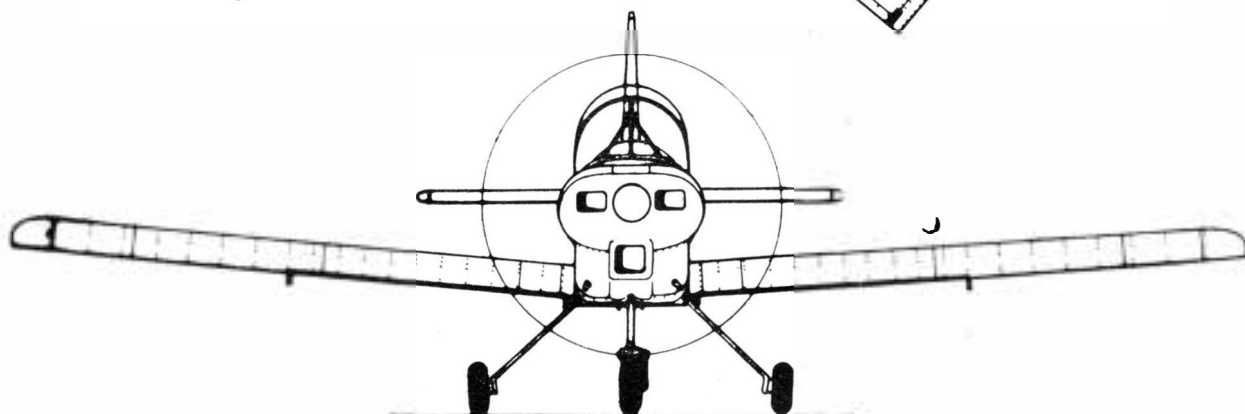
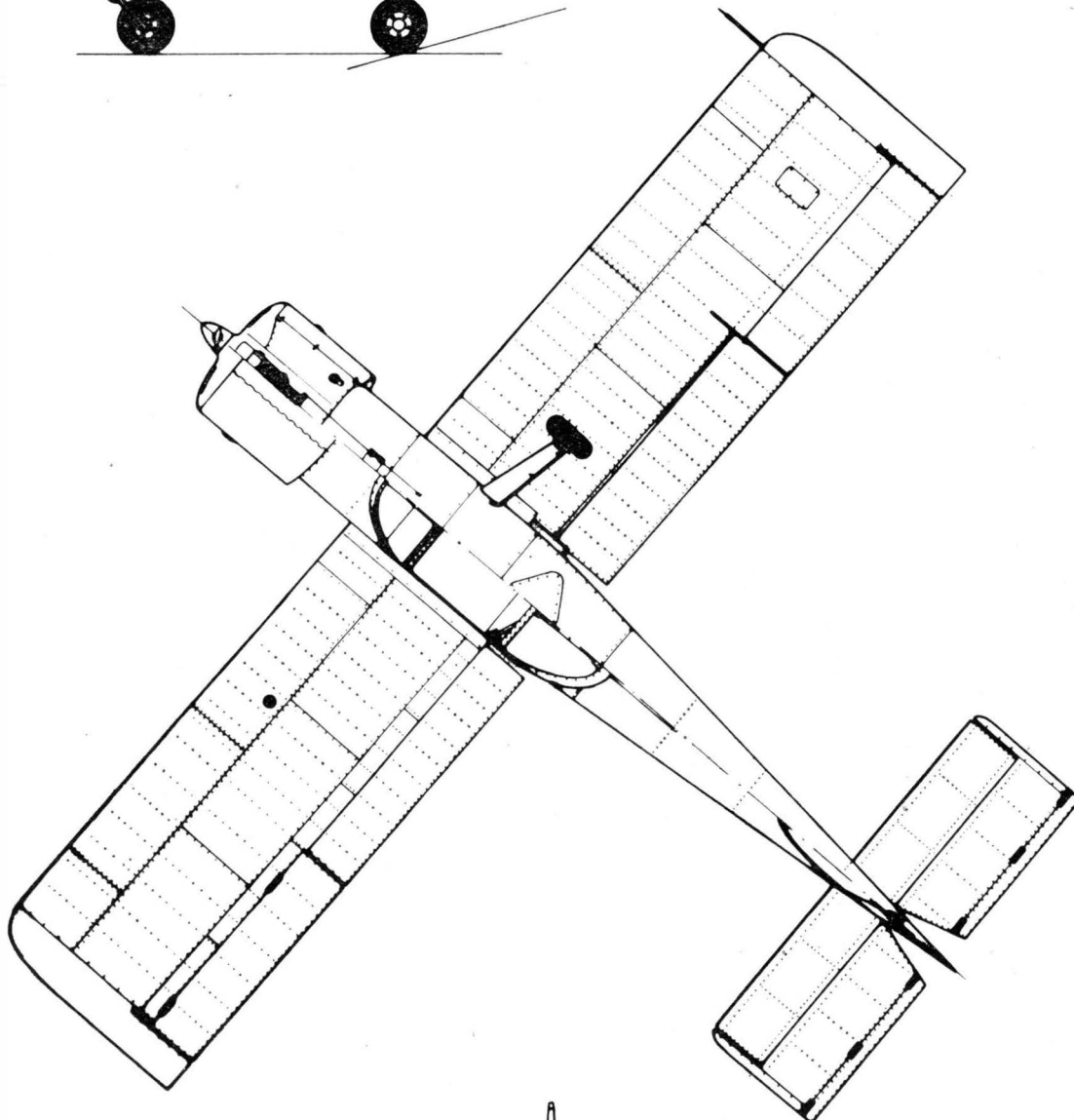
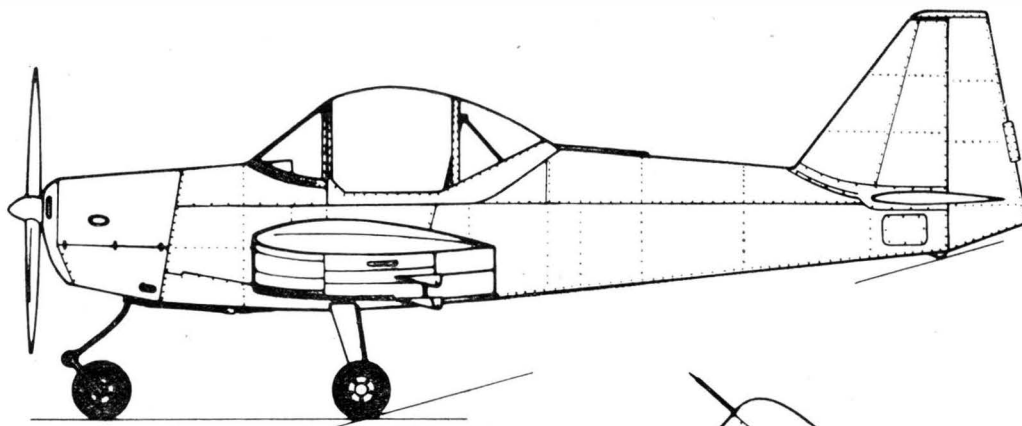
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W połowie lat sześćdziesiątych w angielskich aeroklubach zaczęto odczuwać brak samolotów holowniczych. Dla wielu mniejszych klubów zakup samolotów budowanych fabrycznie był nie do przyjęcia ze względu na szczupłe możliwości finansowe. Konstrukcje amatorskie nie były wówczas tak rozpowszechnione jak obecnie. W tym czasie dwaj technicy założyli firmę Mitchell-Procter Aircraft Ltd. Zamierzali początkowo produkować samolot Kittiwake w wersjach jedno- i dwumiejscowej w stanie gotowym i w zestawach. Przewidywali pomoc i współpracę ze strony przemysłu. Całe przedsięwzięcie zakończyło się zbudowaniem dwóch prototypów. Konstrukcja samolotu pomyślana była tak, by było możliwe jej wykonywanie w najprostszyc warunkach — za najtrudniejsze elementy uznać można żebra skrzydła i usterzeń oraz pasy dźwigara. Opracowano jeszcze przed rozwiązaniem firmy projekty kilku wersji samolotu, dokumentacja trafiła do USA i była wykorzystywana przez tamtejszych konstruktorów-amatorów. Porównanie Kittiwake z używanymi współcześnie z nim samolotami holowniczymi (Auster, Tiger Moth) wypadalo zdecydowanie na jego korzyść, przede wszystkim ze względu na ekonomicznych. Samolot mógł być używany również do akrobacji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,32 m
Długość	5,99 m
Wysokość	2,33 m
Ciężka skrzydła	1,38 m
Rozpiętość usterzenia	2,48 m
Baza podwozia	1,53 m
Rozstaw podwozia	1,78 m
Powierzchnia skrzydła	9,75 m ²
Wydłużenie skrzydła	5,5
Masa własna	419 kg

Masa startowa maks.	612 kg
Masa startowa do akrobacji	567 kg
Obciążenie powierzchni maks.	62,8 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	8,16 kg/kW
Prędkość maks.	217 km/h
Prędkość przelotowa	185 km/h
Wznoszenie	
śmigło przelotowe	4,2 m/s
śmigło wznoszeniowe	5,3 m/s
Zakres położen środka ciężkości	23,8 do 29% ciężkości aerodynamicznej

T.M.



UKŁADY STEROWANIA (I)

- 1 — sterowanie, układ sterowania, mechanizm s.
- 2 — podstawowy układ sterowania (lotem)
- 3 — pomocnicze układy sterowania
- 4 — układ sterowania lotem
- 5 — u. s. wysokością, u. s. podłużnego
- 6 — u. s. kierunkowego
- 7 — u. s. poprzecznego
- 8 — wychylenia sterownic
- 9 — elementy napędu sterów, mechanizm n. s.
- 10 — napęd powierzchni sterowych, uruchamianie p. s.
- 11 — organy sterowania, stery
- 12 — ster wysokości
- 13 — s. kierunkowy
- 14 — lotka, lotki
- 15 — wychylenie powierzchni sterowej
- 16 — zakres wychyleń, z. ruchu (sterów)
- 17 — neutralne położenie steru
- 18 — wskazania wychyleń powierzchni sterowych
- 19 — czujnik kąta wychylenia steru
- 20 — reakcja samolotu
- 21 — skuteczność sterów
- 22 — moment sterowania, m. sterujący
- 23 — sterowność podłużna
- 24 — s. kierunkowa
- 25 — s. poprzeczna
- 26 — obciążenia sterów, o. powierzchni sterowych
- 27 — moment zawiasowy (steru)
- 28 — odciążenie powierzchni sterowych, kompensacja p. s.
- 29 — siła (potrzebna) na sterownicy
- 30 — zmiana sił na drążku (np. względem prędkości)
- 31 — maksymalne wysiłki pilota
- 32 — sztywność
- 33 — odkształcenie, ugięcie
- 34 — sterowanie linkowe
- 35 — ciągnie l., sterowanie l.
- 36 — naciąg (wstępny) linki
- 37 — ściągacz
- 38 — linka
- 39 — splotka (linki), skrętka (l.)
- 40 — złącze linki, końcówka l.
- 41 — k. zaplatana, zaplecenie
- 42 — chomątka (sercowe linki)
- 43 — rolka linkowa, krążek linkowy
- 44 — obrzeże (rowka) rolki
- 45 — zabezpieczenie (linki)
- 46 — kąta opasania
- 47 — prowadnica linki
- 48 — łańcuch
- 49 — koło łańcuchowe
- 50 — sterowanie sztywne, s. popychaczowe
- 51 — popychacz, ciągnie sztywne
- 52 — końcówka
- 53 — przegub, połączenie przegubowe
- 54 — (napęd) sterowania rurą skrętną
- 55 — element skrętny, e. pracujący na skręcanie
- 56 — dźwignia
- 57 — d. kątowna, d. kolankowa
- 58 — element sprężysty
- 59 — dźwignia powierzchni sterowej
- 60 — zawias, zawiasa
- 61 — zderzak (regulowany), ogranicznik ruchu
- 62 — blokowanie układu sterowania
- 63 — przekładnia, mechanizm przekładni
- 64 — przełożenie (mechanizmu)
- 65 — mechanizm samohamowny
- 66 — sterownice (w kabinie załogi)
- 67 — orczyk, dźwignia sterowniczy nożnej
- 68 — wolant, koło sterowe
- 69 — drążek sterowy
- 70 — pedały sterowania (sterem kierunku)

CONTROL SYSTEMS (I)

- 1 — control system, c. circuit
- 2 — primary flight controls
- 3 — secondary control systems, secondary controls
- 4 — flight control system, f. controls
- 5 — longitudinal control system
- 6 — directional c.s.
- 7 — lateral c.s.
- 8 — controls displacements
- 9 — (control) linkage
- 10 — control surfaces drive
- 11 — c. elements, c. surfaces
- 12 — elevator
- 13 — rudder
- 14 — aileron
- 15 — control surface displacement
- 16 — range of travel, t. r.
- 17 — neutral rudder position
- 18 — control surface angle indications
- 19 — c. s. a. sensor
- 20 — airplane response
- 21 — c. s. effectivity
- 22 — (control) moment
- 23 — longitudinal controllability
- 24 — directional c.
- 25 — lateral c.
- 26 — control surfaces loads
- 27 — hinge moment
- 28 — c. s. compensation
- 29 — stick force
- 30 — stick f. change
- 31 — maximum pilot forces, limit p.f., m. p. effort
- 32 — rigidity
- 33 — deflection, deformation
- 34 — cable (control)
- 35 — cable (control linkage)
- 36 — (initial) cable tension
- 37 — turnbuckle
- 38 — cable, wire rope
- 39 — strand (of cable)
- 40 — cable fitting
- 41 — splice, splicing
- 42 — thimble
- 43 — (cable) pulley, control p.
- 44 — pulley flange
- 45 — (safe) guard
- 46 — angle of wrap, w. a., wrapping a.
- 47 — cable guide
- 48 — chain
- 49 — sprocket
- 50 — push-pull (control)
- 51 — push-pull rod
- 52 — terminal
- 53 — (articulated) joint
- 54 — torque-tube (control) system
- 55 — torque member
- 56 — lever
- 57 — bellcrank
- 58 — spring device, s. linkage
- 59 — control surface horn
- 60 — hinge
- 61 — (adjustable) stop
- 62 — control system locks, gust l.
- 63 — transmission (gear)
- 64 — t. ratio, leverage
- 65 — self-locking mechanism
- 66 — cockpit controls
- 67 — rudder bar
- 68 — (control) wheel, yoke
- 69 — stick, joystick
- 70 — rudder pedals
- 71 — dual (set of) controls
- 72 — control column
- 73 — control grip
- 74 — control knob
- 75 — gate
- 76 — detent
- 77 — (central control) pedestal

STEUERUNGSANLAGEN (I)

- 1 — Steuerung (f), Steuerungsanlage (f), Steuerwerk (n)
- 2 — Hauptsteuerungsanlage (f)
- 3 — Nebensteuerungsanlagen (fpl)
- 4 — Flugsteuerungsanlage (f)
- 5 — Höhensteuerungsanlage (f)
- 6 — Seitensteuerungsanlage (f)
- 7 — Quersteuerungsanlage (f)
- 8 — Ausschläge (mpl) der Bedienelemente
- 9 — Übertragungselemente (npl)
- 10 — Steuer(ungs)betätigung (f)
- 11 — Steuerorgane (npl)
- 12 — Höhensteuer (n)
- 13 — Seitensteuer (n)
- 14 — Quersteuer (mpl), Querruder (npl)
- 15 — Ruder ausschlag (m), Ruder auslenkung (f)
- 16 — Bewegungsbereich (m)
- 17 — Ruder-Nullage (f)
- 18 — Anzeige (f) der Ruderstellung
- 19 — Ruderwinkelgeber (m)
- 20 — Reaktion (f) des Flugzeuges
- 21 — Steuerwirksamkeit (f), Ruderwirksamkeit (f), Wirksamkeit (f) der Steuerorgane
- 22 — Steuermoment (n), Rudermoment (n)
- 23 — Längssteuerbarkeit (f), Nicksteuerbarkeit (f), Steuerbarkeit (f) um die Querachse
- 24 — Kurssteuerbarkeit (f), Richtungssteuerbarkeit (f), Giersteuerbarkeit (f), Steuerbarkeit (f) um die Hochachse
- 25 — Quersteuerbarkeit (f), Rollsteuerbarkeit (f), Steuerbarkeit (f) um die Längsachse
- 26 — Ruderlasten (fpl)
- 27 — Ruder Drehmoment (n), Ruder gelenkmoment (n), Ruder scharniermoment (n)
- 28 — Ruder ausgleich (m), Ruder ausgleichung (f), aerodynamische Kompensation (f)
- 29 — Steuerdruck (m), Steuerkraft (f)
- 30 — Knüppelkraftänderung (f)
- 31 — (sichere) Flugzeugführerkräfte (fpl)
- 32 — Steifigkeit (f)
- 33 — Durchbiegung (f), Formänderung (f), Dehnung (f)
- 34 — Seil(an)trieb (m), Seilleitung (f), Seilsteuerung (f)
- 35 — Seilzug (m)
- 36 — Seil(vor)spannung (f)
- 37 — Spannschloss (n)
- 38 — Seil (n), Drahtseil (n)
- 39 — Litze (f), Seillitze (f)
- 40 — Seilverbindung (f), Seilanschlußglied (n)
- 41 — Seilsplessung (f)
- 42 — Herzkausche (f)
- 43 — Seilrolle (f)
- 44 — Rillenflanke (f)
- 45 — Schutzvorrichtung (f)
- 46 — Umschlingungswinkel (m), Umfassungswinkel (m)
- 47 — Gleitführung (f)
- 48 — Kette (f)
- 49 — Ketten(zahn)rad (n), Kettenstern (m)
- 50 — Zug (m) und Druck (m) Steuergestänge
- 51 — Stossstange (f)
- 52 — Endverbindung (f)
- 53 — Verbindungsgelenk (n)
- 54 — Torsionsrohrantrieb (m)
- 55 — Torsionelement (n), Torsionsglied (n)
- 56 — Hebel (m)
- 57 — Winkelhebel (m), Kniehebel (m), Hakenhebel (m)
- 58 — Federglied (n)
- 59 — Ruderhebel (m)
- 60 — Scharnier (n)
- 61 — Anschlag (m)
- 62 — Feststellrichtung (f) im Steuerwerk
- 63 — Transmission (f), Getriebe (b)
- 64 — Untersetzungsverhältnis (n)
- 65 — selbsthemmender Mechanismus (m)
- 66 — Bedienelemente (npl), Bedienorgane (npl)
- 67 — Seitensteuer-Fusshebel (m)
- 68 — Handrad (n)

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ (I)

- 1 — управление, системы управления
- 2 — основная с.у.
- 3 — дополнительные с.у., вспомогательные с.у.
- 4 — система управления полетом
- 5 — с.у. по высоте
- 6 — с.у. по курсу
- 7 — с.у. поперечного управления, с.у. элеронами
- 8 — отклонения рычагов управления
- 9 — элементы привода, э. проводки управления, проводка (системы управления), звено проводки у. элеронами
- 10 — привод рулевых поверхностей
- 11 — органы управления, рули у.
- 12 — руль высоты
- 13 — р. направления, р. поворота
- 14 — элерон, руль крена
- 15 — отклонение рулей
- 16 — диапазон передвижения
- 17 — нулевое положение руля
- 18 — указания положений рулей
- 19 — датчик угла отклонения руля
- 20 — реакция самолета
- 21 — эффективность рулей, э. рулевых поверхностей
- 22 — управляющий момент (действующий на самолет)
- 23 — продольная управляемость, у. относительно поперечной оси
- 24 — путевая у., у. относительно вертикальной оси
- 25 — поперечная у., у. относительно продольной оси
- 26 — нагрузки на рули
- 27 — шарнирный момент руля
- 28 — компенсация плоскостей управления
- 29 — давление на штурвал, д. на ручку управления
- 30 — изменение усилий на ручке управления (нпр. по скорости)
- 31 — безопасные (допустимые) усилия летчика
- 32 — жесткость
- 33 — прогиб
- 34 — тросовая система (управления), тросовое управление, гибкое у.
- 35 — тросовая тяга, тросовое управление
- 36 — (начальное) натяжение троса
- 37 — тандер
- 38 — трос
- 39 — прядь (троса), жила (т.)
- 40 — соединение тросов, соединительное звено троса, наконечник троса
- 41 — сплетение (троса)
- 42 — коуш
- 43 — (направляющий) ролик троса управления
- 44 — фланец ролика
- 45 — защитное устройство
- 46 — угол намотки
- 47 — направляющая троса
- 48 — цепь
- 49 — цепное колесо, (цепная) звездочка
- 50 — жесткое управление, пушпульное у.
- 51 — (жесткая) тяга
- 52 — наконечник
- 53 — шарнир, шарнирное соединение
- 54 — привод с трубчатым валом, п. элементом работающим на кручение
- 55 — элемент работающий на кручение
- 56 — рычаг; качалка
- 57 — качалка, коленчатый рычаг
- 58 — пружинное звено
- 59 — рычаг поверхности управления
- 60 — шарнир
- 61 — ограничитель хода
- 62 — стопорение рулей, с. управления, стопорное устройство
- 63 — передача
- 64 — передаточное число
- 65 — самотормозящийся механизм
- 66 — управления, рычаги управления (в кабине экипажа)
- 67 — рычаг ножного управления, р. руля
- 68 — штурвал
- 69 — ручка управления
- 70 — педали управления
- 71 — двойное управление, система двойного управления
- 72 — колонка управления, штурвальная к.
- 73 — рукоятка ручки управления
- 74 — ручка управления

cd. na s. 28

Wpływ topienia próżniowego na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych

Dr inż. TADEUSZ GRONEK
Prof. dr JAN CHODOROWSKI

Inżynierii Materiałowej
Politechnika Warszawska

W procesach metalurgicznych szczególne znaczenie ma technologia wytopów próżniowych. W przypadku wielu metali i stopów zastosowanie jej powoduje zasadnicze zmiany ich właściwości fizykochemicznych i mechanicznych. Ze względu jednak na dużą ilość metali i stopów używanych w technice oraz różnorodność ich właściwości, nie można stosować do ich wytopu standardowego procesu metalurgicznego, w tym także próżniowego. Istnieją więc poszczególne wytyczne w postępowaniu, które wskazują na potencjalne zastosowanie technologii próżniowej w metalurgii.

W wielu procesach metalurgicznych wyższość reakcji zachodzących w wytopach próżniowych można scharakteryzować następująco:

— przez obniżenie ciśnienia produktów reakcji gazowych wzrasta gradient ich koncentracji tak, że w wielu przypadkach reakcje te mogą przebiegać znacznie szybciej,

— odpompowując produkty reakcji gazowych, uzyskuje się poprawę i wzrost wydajności procesu,

— wysoka próżnia ogranicza reakcję między parami metali i gazami, znajdującymi się w atmosferze gazowej i na granicy fazowej metal podstawowy — gaz,

— zmniejszenie ciśnienia wydzielających się gazów do odpowiednio niskich wartości, tak aby średnia swobodna droga cząstek pary lub molekuł gazów była dostatecznie duża w porównaniu z rozmiarami zbiornika, powoduje uzyskanie maksymalnej prędkości odpompowywania. Prędkość ta jest prawie niezależna od dalszych reakcji, które mogą występować w trwającym procesie,

— brak tlenu i azotu w atmosferze zwiększa stabilność wielu związków, które w wielu przypadkach wykazują znaczne ciśnienie par, często przekraczające ciśnienie pary znajdującego się w nich odpowiedniego metalu. Dlatego związki te są bardziej skłonne do destylacji niż metale.

Należy zaznaczyć, że w warunkach przemysłowych parowanie metali w próżni może być wykorzystane dwójako:

— do usunięcia z metalu szkodliwych, łatwo parujących zanieczyszczeń,

— do otrzymywania czystego metalu przez jego kondensację.

Uwzględniając powyższe zalety topienia próżniowego, podjęto badania nad wpływem poziomu próżni w komorze pieca podczas wytopu na właściwości żarowytrzymałych stopów odlewniczych. W badaniach tych przewidziano możliwość zmian składu che-

micznego i stopnia zagazowania stopów topionych przy różnym poziomie próżni, wykonując w tym celu analizy chemiczne wybranych pierwiastków stałych oraz gazowych.

Do badań wytypowano dwa gatunki stopów o osnowie niklowej o znakach: ŻS6K i Ł114 (EI857). Stopy te stosowane są w przemyśle lotniczym przede wszystkim do produkcji odlewanych łopatek turbin silników lotniczych.

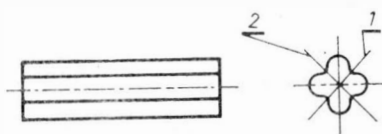
Materiały wsadowe

Materiał wsadowy do prób stanowiły pręty o wymiarach $\varnothing 12 \times 270$ mm, przetopione i odlane w próżniowym piecu indukcyjnym przy ciśnieniu $5 \cdot 10^{-1}$ Tr. Zgodnie z warunkami technicznymi stopy te powinny mieć skład chemiczny podany w tabl. 1.

Proces topienia próżniowego

Do topienia i odlewania stopów zastosowano laboratoryjny indukcyjny piec próżniowy, typ VSG-02, firmy Balzers o maksymalnym wypełnieniu tygla stałą w ilości 1,2 kg.

W celu określenia wpływu poziomu próżni podczas topienia i odlewania na właściwości mechaniczne stopów ŻS6K i Ł114, postanowiono operacje te wykonywać przy trzech wartościach ciśnienia w komorze pieca, różniących się między sobą dość znacznie: 10^{-1} , 10^{-3} i 10^{-5} Tr. Przy każdym poziomie próżni, tj. dla ustalonego wyżej ciśnienia w komorze pieca, odlewano po pięć wlewków z wytypowanych gatunków stopów. Wsad topiono w tyglach wykonanych z Al_2O_3 o objętości użytkowej 170 cm^3 .

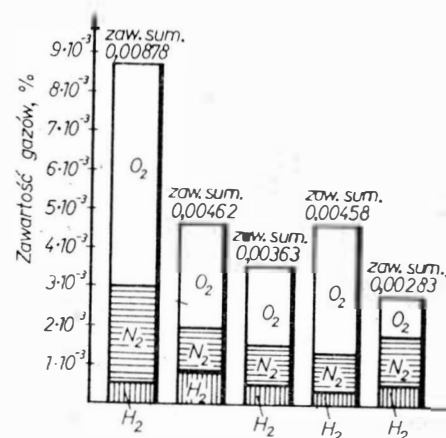


Rys. 1. Kształt wlewka i sposób jego cięcia na próbki do badań właściwości mechanicznych i strukturalnych: 1 — płaszczyna cięcia wlewka do badań makro- i mikrostruktury, 2 — płaszczyny cięcia wlewka w celu uzyskania czterech próbek

Otrzymane wlewki (o masie ok. 1 kg), wskutek odpowiedniego uformowania wnętrza wlewnicy stalowej, miały kształt pokazany na rys. 1. Umożliwiło to uzyskanie z jednego wlewka czterech próbek do badań właściwości mechanicznych i metalograficznych, przy zmniejszonej pracochłonności cięcia.

Topienie wsadu przy ciśnieniu rzędu 10^{-1} Tr prowadzono tylko przy

użyciu pompy mechanicznej. Stop przetrzymywano przy tym ciśnieniu w stanie ciekłym ok. 5 min, tj. do momentu uzyskania czystej i uspokojonej powierzchni. Po odlaniu wlewek wytrzymywano w zamkniętej komorze pieca przez pół godziny, studząc go i chroniąc przed utlenianiem. Podobnie postępowano z wlewkami otrzymywanymi przy ciśnieniu 10^{-3} i 10^{-5} Tr. W tabl. 2 podano skład chemiczny stopów ŻS6K i Ł114 po topieniu przy różnych poziomach próżni w porównaniu z materiałem wsadowym.



Rys. 2. Zawartość gazów w stopie ŻS6K w zależności od ciśnienia w komorze pieca podczas wytopu

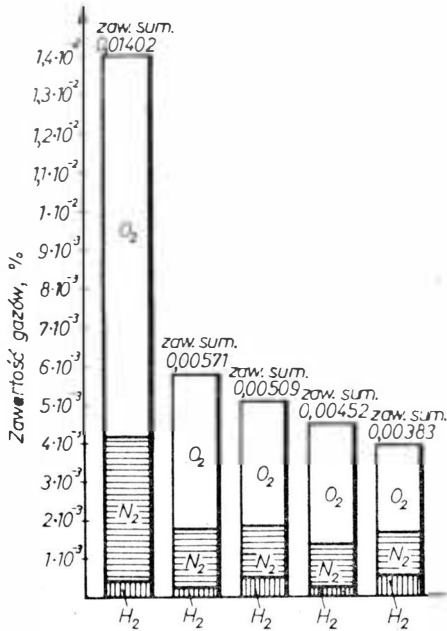
Przedstawione wyniki analizy chemicznej wykazują, że skład chemiczny stopów po wytopach przy ustalonych wyżej ciśnieniach zmieniał się w niewielkim zakresie i utrzymywał w zasadzie w granicach dopuszczalnych warunkami technicznymi.

Ze względu na nieznaczne zmiany zawartości węgla w procesie topienia próżniowego (co wynikało ze wstępnych analiz) oraz nikły wpływ na właściwości mechaniczne takich pierwiastków jak: B, Ce, S, P i Zr w ilościach pochodzących ze stopu wsadowego, nie wykonywano ich analizy chemicznej.

Otrzymane wlewki z poszczególnych wytopów przecinano w sposób podany na rys. 1, otrzymując materiał do wykonania próbek na rozciąganie, peźnienie i do badań strukturalnych. Jednocześnie z wlewków tych pobrano próbki do analizy na zawartość gazów.

Próbki do badań właściwości mechanicznych poddano obróbce cieplnej, polegającej na przesyleniu i starzeniu zgodnie z warunkami technicznymi,

obowiązującymi w produkcji tych stopów.



Rys. 3. Zawartość gazów w stopie Ł114 w zależności od ciśnienia w komorze pieca podczas wytopu

Próby rozciągania polegające na wyznaczeniu R_m i $R_{0,2}$, wykonano maszyną wytrzymałościową firmy Instron typ 1115 oraz używając próbek zalecanych przez tę firmę. Dla podwyższonych temperatur próby przeprowadzono w próżni rzędu 10^{-4} Tr. Natomiast próby pełzania wykonano w laboratorium Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie na petzarkach produkcji NRD z zastosowaniem atmosfery ochronnej w postaci argonu.

Niezależnie od pomiaru czasu do zerwania przy stałym naprężeniu i temperaturze, mierzono również wydłużenie trwałe A_p próbek po pełzaniu i ochłodzeniu ich do temperatury otoczenia.

Wyniki prób pełzania stopów ŻS6K i Ł114 przedstawiono na rys. 4.

Należy podkreślić, że badania stopów żarowytrzymałych następująca poważne trudności zarówno technologiczne, jak i pomiarowe, co jest związane z ich właściwościami: bardzo trudna obrabialność mechaniczna, wysoka temperatura topnienia i odlewania, wysokie temperatury badań oraz wiele innych czynników. Ma to szczególne znaczenie przy badaniach odlewniczych stopów żarowytrzymałych, w których ukryte wady materiałowe (pory, rzadizny i inne nieciągłości) wykazują znaczny wpływ na ich właści-

wości w podwyższonych temperaturach.

Wnioski

Przedstawiony wyżej przebieg badań nad określeniem wpływu topienia w próżni żarowytrzymałych stopów odlewniczych ŻS6K i Ł114 (EI857) na ich właściwości mechaniczne pozwala na wyciągnięcie następujących wniosków:

— proces topienia próżniowego przy zakresach ciśnienia w komorze pieca od 10^{-1} do 10^{-5} Tr nie wywołuje istotnej zmiany w ich ogólnym składzie chemicznym w stosunku do materiału wyjściowego (wsadowego). Nawet dodatki stopowe o dużej prężności par, jak np. aluminium, nie wykazują zasadniczych zmian ilościowych w miarę wzrostu poziomu próżni;

— łączna zawartość gazów: tlenu, azotu i wodoru przy obniżaniu ciśnienia w komorze topienia wykazuje tendencję zniżkową. Jak wynika z przeprowadzonych analiz, w topionych próżniowo stopach w największej ilości występuje tlen, a następnie azot i wodor;

— wyniki rozciągania próbek w podwyższonych temperaturach (800, 925 i 1000°) wykonanych ze stopów

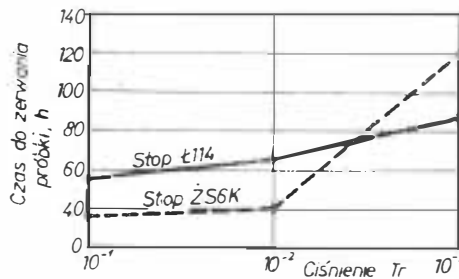
TABLICA 1. Skład chemiczny stopów ŻS6K i Ł114 (EI 857) wg WT i po przetopie próżniowym

Znak stopu	Analiza stopu	Skład chemiczny, % wagowe															
		C	Si	Mn	Fe	Cr	Ni	Mo	W	Co	Al	Ti	B	Ce	S	P	Zr
ŻS6K	wg WT	0,13 ÷ ÷ 0,2	0,4 maks.	0,4 maks.	2,0	9,5 ÷ 12,5	reszta	3,5 ÷ ÷ 4,5	4,5 ÷ ÷ 5,5	4,0 ÷ ÷ 5,3	5,0 ÷ ÷ 6,0	2,5 ÷ ÷ 3,2	0,02 maks.	0,025 maks.	0,015 maks.	0,015 maks.	0,08 maks.
	po przetopie próżniowym 5·10 ⁻¹ Tr	0,17	0,05	0,02	0,10	9,65	reszta	4,1	4,6	4,5	5,65	2,65	—	—	0,002	0,013	—
Ł114 (EI857)	wg WT	0,15 ÷ ÷ 0,3	0,4 maks.	0,4 maks.	1,5 maks.	10,0 ÷ 12,0	reszta	3,0 ÷ ÷ 4,0	3,0 ÷ ÷ 4,0	10,0 ÷ ÷ 12,0	5,5 ÷ ÷ 6,8	2,2 ÷ ÷ 3,0	0,04 maks.	0,01 maks.	0,01 maks.	0,015 maks.	—
	po przetopie próżniowym 5·10 ⁻¹ Tr	0,17	0,11	0,02	—	11,15	reszta	3,7	3,6	10,8	5,9	2,67	—	—	—	—	—

Wyniki analiz na zawartość gazów: O₂, N₂ i H₂ w stopach ŻS6K i Ł114 przedstawiono na rys. 2 i 3.

W celu określenia wpływu poziomu próżni podczas topienia i odlewania na właściwości mechaniczne stopów ŻS6K i Ł114 wykonano:

- rozciąganie w temperaturze pokojowej,
- rozciąganie w temperaturach podwyższonych, tj. 850, 925 i 1000°C,
- pełzanie w temp. 975°C przy naprężeniu $\sigma = 196$ MPa, przy czym temperatury badań jak i naprężenie podczas pełzania przyjęto z warunków produkcyjnych.



Rys. 4. Wpływ poziomu próżni podczas topienia i odlewania stopów ŻS6K i Ł114 na ich wytrzymałość na pełzanie. Naprężenie $\sigma = 196$ MPa. Temperatura próby 975°C

ŻS6K i Ł114 wykazały, że po topieniu próżniowym (dla stosowanego zakresu ciśnienia) nie uzyskuje się zasadniczego wzrostu poprawy wytrzymałości doraźnej R_m i granicy plastyczności $R_{0,2}$.

Stwierdzono natomiast bardzo znaczny wzrost czasu pełzania obu gatunków stopów do chwili zerwania po wytopie i odlaniu przy wyżej podanych ciśnieniach. Czas pełzania wzrasta w przybliżeniu ok. 50% dla stopu Ł114 topionego i odlanego przy ciśnieniu 10^{-5} Tr i dla stopu ŻS6K otrzymanego w tych samych warunkach ok. 250%.

TABLICA 2. Skład chemiczny stopu wsadowego i stopów topionych przy różnych ciśnieniach

Znak stopu	Rodzaj stopu	Skład chemiczny, % wagowe												
		C	Si	Mn	Fe	Cr	Ni	Mo	W	Co	Al	Ti	S	P
ŻS6K	stop wsadowy	0,17	0,05	0,02	0,10	9,65	reszta	4,10	4,60	5,65	5,65	2,65	0,002	0,013
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻¹ Tr	nie analizowano	0,08	0,01	0,12	9,70	reszta	4,05	4,60	5,65	5,90	3,00	nie analizowano	
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻³ Tr	nie analizowano	0,10	0,01	0,13	10,25	reszta	3,75	4,50	5,90	5,93	3,10	nie analizowano	
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻⁵ Tr	nie analizowano	0,07	0,01	0,12	9,70	reszta	3,90	4,60	5,38	5,68	2,95	nie analizowano	
Ł114 (EI857)	stop wsadowy	0,17	0,14	0,02	nie analizowano	11,15	reszta	3,70	3,60	10,80	5,90	2,77	0,004	0,01
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻¹ Tr	nie analizowano	0,21	0,01	0,17	11,30	reszta	3,40	3,20	11,60	6,48	2,66	nie analizowano	
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻³ Tr	nie analizowano	0,20	0,01	0,20	11,28	reszta	3,40	3,30	11,35	6,38	2,58	nie analizowano	
	przetopiony i odlany przy ciśnieniu 10 ⁻⁵ Tr	nie analizowano	0,21	0,01	0,20	10,00	reszta	3,35	3,45	11,78	6,38	2,45	nie analizowano	

Metody pomiaru oprysków agrolotniczych — przegląd literatury

Dr inż. BOHDAN LESIECKI

Nieustanny i dynamiczny rozwój lotnictwa rolniczego powoduje konieczność prowadzenia i rozszerzania związanych z nim prac badawczych.

Podstawowymi zagadnieniami w ocenie jakości oprysku są: równomierność rozmieszczenia cieczy oraz spektrum kropel. Uzyskanie tego rodzaju danych umożliwia przeprowadzenie dalszych analiz oraz wyciąganie z nich wniosków, dotyczących m.in. stosowanej aparatury agrolotniczej, technologii zabiegów, a nawet właściwości fizycznych preparatów chemicznych.

Pomiary rozmieszczenia cieczy sprowadzają się do ilościowego oznaczenia masy w poszczególnych punktach pomiarowych. Do tego celu stosowane są próbniki, na których eksponuje się powierzchnie materiałów wiążących opadające krople. Poszczególni badacze jako materiał wiążący stosują różne tworzywa, jak: płytki szklane [7, 12, 23], bibułkę filtracyjną [5, 13], płytki z tworzyw sztucznych [3, 22], folię aluminiową [7], celofan [15, 18, 19].

W poszczególnych punktach pomiarowych masę oznacza się metodą pomiarów fluorescencji [2, 7, 23], analiz kolorymetrycznych [7, 8, 12, 13, 15, 18, 19] bądź pomiarów na chromatografach gazowych i spektrofotometrach płomieniowych [2, 7]. Przy dwóch pierwszych metodach pomiarowych, w preparatach należy rozcieńczyć dodatki wywołujące fluorescencję bądź zabarwienie. W trzeciej metodzie oznacza się jeden ze składników preparatu. Istnieje również możliwość oznaczania na próbnikach masy substancji olejowych metodą pomiarów nefelometrycznych [24]. Metoda ta może mieć szczególne znaczenie przy pomiarach równomierności rozmieszczenia preparatów chemicznych, w których olej jest nośnikiem substancji czynnych. W oznaczaniu rozkładu masy poprzecznym do osi lotu znaczny postęp stanowi metoda filmowania opadającej smugi na tle ekranu świetlnego. W Polsce przedstawiono propozycję oznaczania rozkładu masy przez filmowanie zabarwionej smugi kamerą, umieszczoną w aparacie lejącym za pracującą w locie aparaturą opryskującą [16].

Niektórzy badacze określają spektrum kropel metodą bezpośrednią przez pomiar kropel umieszczonych bez zniekształcenia w próbnikach o kształcie naczynek lub płytek z naniesionym olejem silikonowym [2, 8, 12].

Znane i szeroko stosowane są metody pośrednie, w których do wymiaru kropel dochodzi się przez pomiar ich śladów. Jako próbniki mogą służyć: papier Kromekote (nazwa handlowa specjalnie preparowanego papieru, używanego w krajach zachodnich — bez względu na kąt padania kropła pozostawia na tym papierze ślad okrągły) [13, 17], mikrofilmy okopcone lub pokryte tlenkiem glinu [3], mikrofilmy pokryte substancjami hydrofobowymi [10].

Oszacowania kropel na podstawie ich śladów dokonuje się wykorzystując opracowaną krzywą skalującą, przedstawioną w układzie

$$D_k = f(D_s)$$

gdzie: D_k — średnica kropli, zaś D_s — średnica śladu.

Do oceny najdrobniejszych frakcji kropel, szczególnie przy znoszeniu ich przez prądy powietrzne, stosuje się osadzalniki kaskadowe z płytkami osadczymi [13]. Działają one na zasadzie aspiratora. Urządzenie to zasysa krople znajdujące się w powietrzu, segregując je na poszczególne klasy.

Przedstawione w skrócie metody oznaczania rozkładu masy i spektrum są jednak niezwykle pracochłonne, angażują liczny personel oraz wymagają obróbki laboratoryjnej, co opóźnia otrzymanie rezultatów. Maksymiuk [17] zapro-

ponował szybki sposób oszacowania vmd¹). Dalsze jego badania wykazały, że wielkość tego przelicznika wzrasta wraz z prędkością lotu. Na podstawie wielu doświadczeń Maksymiuk opracował tabelę przeliczników dla różnych warunków pracy aparatury opryskującej. Ograniczeniem stosowania tej metody jest jednak zakres warunków, jak również ocena tylko jednego parametru, nie opisującego wystarczająco całego spektrum kropel.

W oznaczaniu spektrum kropel olbrzymi postęp należy odnotować w Polsce dzięki przystosowaniu do automatycznego zliczania śladów kropel elektronicznego analizatora obrazu typu Quantimet 720 [20]. Zautomatyzowany cykl pomiarowy obserwacji próbki, pomiaru i przetwarzania danych umożliwia niezwykle dokładne i szybkie wyznaczenie liczebności poszczególnych klas w danym spektrum kropel.

Należy również odnotować zbudowane przez Kamińskiego i Kręglickiego urządzenie do pomiaru kropel w locie [11]. Urządzenie to dokonuje segregacji trafiających do wlotu kropel oraz zlicza je w poszczególnych klasach na zasadzie oddziaływania kropel jako bodźców na układ elektroniczny. Dostosowanie tego urządzenia do doświadczeń poliگونowych może wyeliminować metody, opierające się na eksponowaniu próbników oraz przyczynić się do wielokrotnego skrócenia cyklu uzyskiwania danych ilościowych dotyczących spektrum kropel.

Warto wspomnieć o analizie przeprowadzonej przez Balsa [4] nad kryteriami oceny spektrum kropel. Wyszedł on z warunku, przy którym vmd pokrywa się z ndm²). Jest to możliwe tylko wtedy, gdy wytwarzane krople stanowią zbiór jednakowych wielkości. Bals proponuje przyjęcie jako kryterium dla wystarczająco wąskiego spektrum kropel następującej zależności:

$$\frac{nmd}{vmd} \leq \frac{1}{1,5}$$

Uważa on, że jeśli

$$\frac{nmd}{vmd} > \frac{1}{1,5}$$

to wówczas spektrum ma zbyt zróżnicowany zakres średnic kropel.

Wydaje się, że dobór wielkości granicy podanego wyżej stosunku jest sprawą drugorzędną i może być ona ustalona w zależności od wymagań eksploatacyjnych, natomiast sama koncepcja przyjęcia za kryterium określenia wielkości stosunku nmd/vmd jest interesująca.

Do obliczenia niezbędnej wielkości próby na określonym poziomie dokładności opracowano nomogram na podstawie wzoru [14]:

$$n = \frac{t^2}{4\Delta^2 x/n}$$

gdzie:

n — wielkość próby,

$\Delta x/n$ — dopuszczalny błąd,

t — wielkość argumentu dla rozkładu normalnego odpowiadająca $a/2$.

Większość opisanych metod jest bardzo pracochłonna i czasochłonna, wskazany jest ich dalszy naukowy rozwój, a najistotniejsze jest, aby wprowadzać metody pozwalające na jak najszybszą interpretację naukową oprysku.

¹) vmd — volume median diametr (mediana objętościowa)

²) ndm — number median diametr (mediana ilościowa)

cd. ze s. 12

LITERATURA

1. O. WINKLER, R. BAKISH: Vacuum metallurgy, EPC, Amsterdam—London—New York, 1971.
2. J. CHODOROWSKI, T. GRONEK, W.

¹) Próby pełzania wykonano w WSK-Rzeszów zgodnie z ustalonymi warunkami i wymaganiami dla tych stopów.

BIŁOUS, E. FIUTKOWSKA, W. POPLAWSKI: Badania właściwości wytrzymałościowych metali w wysokich temperaturach. Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej, IIM, PW, 1977.

3. J. CHODOROWSKI, E. FIUTKOWSKA: Wpływ zawartości gazów i innych domieszek na właściwości wybranych tworzyw metalicznych. Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej, IIM, PW, 6 i 12, 1979.

LITERATURA

1. Agrarflug in der DDR. Praca zbiorowa pod red. W. Britta: VEB Deutscher Landwirtschaftsverlag, Berlin 1973.
2. N. B. AKESSON, W. E. YATES, H. H. COUTSS, W. E. BURGOYNE: Agricultural chemical drift residues resulting from aircraft applications. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1964.
3. R. C. AMSDEN: The assessment of aerial spray deposits. *Agricultural Aviation*, nr 4, 1962.
4. E. J. BALS: Rotary atomisation. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1970.
5. J. R. BRAZZEL, W. W. WATSON, J. S. HURCH, M. H. ADAIR: The relativ efficiency of aerial application of ultra-low-volume and emulsifiable concentrate formulations of insecticides. *Journal of Economic Entomology*, nr 2, 1968.
6. F. BORODZIK, H. KAMINSKI, J. KRĘŻAŁEK: Lotnictwo gospodarcze. WKiŁ, Warszawa, 1969.
7. W. E. BURGOYNE, N. B. AKESSON: The aircraft as a table in largescale vector control programmes. *Agricultural Aviation*, nr 1, 1971.
8. H. H. COUTTS, W. E. YATES: Analysis of spray droplet distributions from agricultural aircraft. *Transactions of the American Society of Agricultural Engineers*, nr 1, 1968.
9. Handbook for agricultural pilots. International Agricultural Aviation Center, Haga, 1968.
10. M. JUMRYCH, B. LESIECKI, F. MURASZKO, C. WODECKA: Podłoże do pomiaru wielkości kropel cieczy na podstawie ich śladu. Patent nr 84014 udzielony przez Urząd Patentowy PRL.
11. S. KAMINSKI, P. KRĘGLICKI: Bezpośrednia metoda analizy widma kropel. Praca doktorska w Akademii Rolniczej w Lublinie, 1973.
12. S. KÖHLER: Wyrabotka uproszczonych pokazateli dla sprawienia roboczych parametrów awiachimicznego oborudowania, pomieszczeniowego w samolotach i wiertolietach. Ref. wygłoszony na Naradzie Ekspertów RWPG, Sofia, 1971.
13. C. W. LEE, H. H. COUTTS, J. D. PARKER: Modifications to "Micronair" equipment and assesment for fine aerosol emission in tsetse flycontrol. *Agricultural Aviation*, nr 1, 1969.
14. B. LESIECKI, R. KREFFT, F. MURASZKO: Niektóre problemy

15. B. LESIECKI, C. WODECKA: Metodyka określenia rozkładu masowego preparatów chemicznych rozpraszanych z aparatury agrolotniczej. Ref. wygłoszony na I Seminarium „Problematyka badań agrolotniczych” w Akademii Rolniczej w Olsztynie, 1975.
16. B. LESIECKI, W. PRZEPIORSKI: Zastosowanie kamery filmowej przy badaniach oprysków rolniczych wykonywanych z samolotu. *Zesz. Probl. Podst. Nauk Roln.*, nr 148, 1973.
17. B. MAKSYMUK: A rapid method for estimating the atomization of oil-base aerial sprays. *Journal of Economic Entomology*, nr 1, 1964.
18. Z. MARTINI, W. WIŚNIEWSKI, B. LESIECKI, Z. WASERSZTURM: Obszczyje przedstawienie organizacji i metodow issledowania oborudowania dla sielskochozajstwiennoji awiacji w prolocie praniedimyje w Polskoj Narcdnoj Respublikie. Ref. wygi. na Naradzie Ekspertów RWPG, Sofia, 1971.
19. Metodyka badań charakterystyk aparatury agrolotniczej samolotów. Praca zbiorowa pod kier. Z. Martini. Maszynopis w Instytucie Lotnictwa w Warszawie, 1972.
20. E. NAPORA: Komputerowy analizator obrazu typ Quantimet 720. Ref. wygłoszony na I Seminarium „Problematyka badań agrolotniczych” w Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie, 1974.
21. Primienieniye awiacji w sielskom i lesnom chozajstwie. Praca zbiorowa pod red. W. A. Nazariewa. Wyd. Transport, Moskwa 1966.
22. H. J. SAYER: Ultra-low-volume spraying systems composition and assesment. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1969.
23. M. C. WILSON, R. E. TREECE: Atest of the Mini-Spin nozzle for applications of low-volume concentrate sprays to control cereal leaf beetle plarvae. *Journal of Economic Entomology*, nr 5, 1966.
24. W. WIŚNIEWSKI, B. LESIECKI: Sposób pomiaru ilości rozpryskiwanych preparatów oleistych lub substancji rozpylonych, zwłaszcza do zwalczania chorób i szkodników roślin. Patent nr 81844.

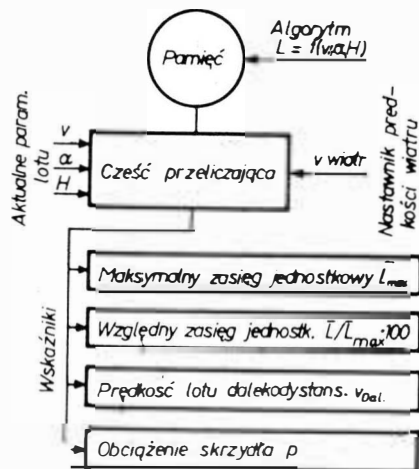
cd. ze s. 14

- względny jednostkowy zasięg samolotu $L/L_{max} \cdot 100, \%$,
- prędkość lotu dalekodystansowego samolotu $v_{dal.}, km/h$,
- obciążenie skrzydła P, kg .

Fuel Performance Computer

Przelicznik Fuel Performance Computer oparty na powyższych założeniach składa się z następujących zespołów:

- pamięci, do której w formie algorytmów $L = f(v, a, H)$ wprowadzone zostały charakterystyki samolotu;
- części przeliczającej, do której



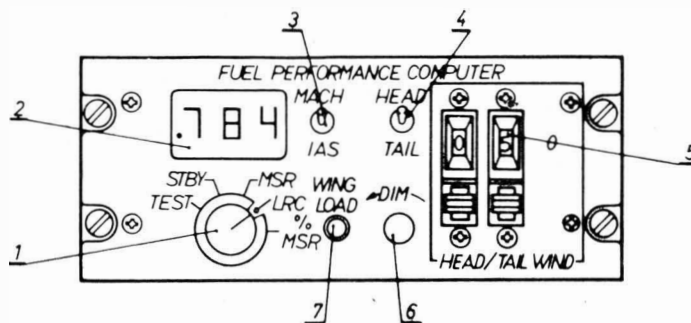
Rys. 10. Schemat blokowy przelicznika

doprowadzone są aktualne parametry lotu samolotu v, a, H oraz wielkości i kierunek wiatru $v_{wiatr}, km/h$;
— wskaźnika wyświetlającego war-

tości obliczone $L, L_{max}, L/L_{max} \cdot 100, v_{dal.}, P$.

Schemat blokowy przelicznika przedstawiono na rys. 10, część wskaźniko-

nik Fuel Management Computer CD-3000 wykorzystuje indywidualne rzeczywiste charakterystyki samolotu (mierzone podczas lotu samolotu), któ-



Rys. 11. Wskaźnik z częścią manipulacyjną: 1 — przełącznik wielopozycyjny: TEST — układ samokontroli, STBY — stan gotowości, MSR — maks. jednostkowy zasięg (L_{max}), LRC — prędkość lotu dalekodystansowego ($v_{dal.}$), $\%$ MSR — względny zasięg jednostkowy ($L/L_{max} \cdot 100$); 2 — wskaźnik, 3 — przełącznik prędkości $Ma \leftrightarrow km, h$, 4 — przełącznik kierunku wiatru: czołowy \leftrightarrow do tyłu, 5 — nastawnik prędkości wiatru, 6 — regulacja jasności wskaźnika, 7 — obciążenie skrzydła

wo-manipulacyjną przelicznika przedstawiono na rys. 11.

Porównanie przeliczników Fuel Management Computer CD-3000 oraz Fuel Performance Computer

Zasadniczą różnicą między przelicznikami jest to, że przelicznik Fuel Performance Computer wykorzystuje uogólnione uśrednione charakterystyki, dotyczące typu samolotu (charakterystyki te wprowadzone są do pamięci komputera), natomiast przelicz-

re mogą odbiegać od charakterystyk uogólnionych, co pozwala na bardziej dokładne określenie optymalnych parametrów lotu, tym samym na uzyskanie większych oszczędności paliwa.

Przelicznik CD-3000, dzięki rejestracji zużycia paliwa, umożliwia ponadto określenie masy samolotu, ilości pozostałego paliwa oraz uzyskanie informacji dotyczącej zasięgu samolotu, czego nie ma Fuel Performance Computer, który wydaje się być w porównaniu z CD-3000 przelicznikiem starszej generacji.

Projekty zespołów konstruktorskich z Politechniki Warszawskiej

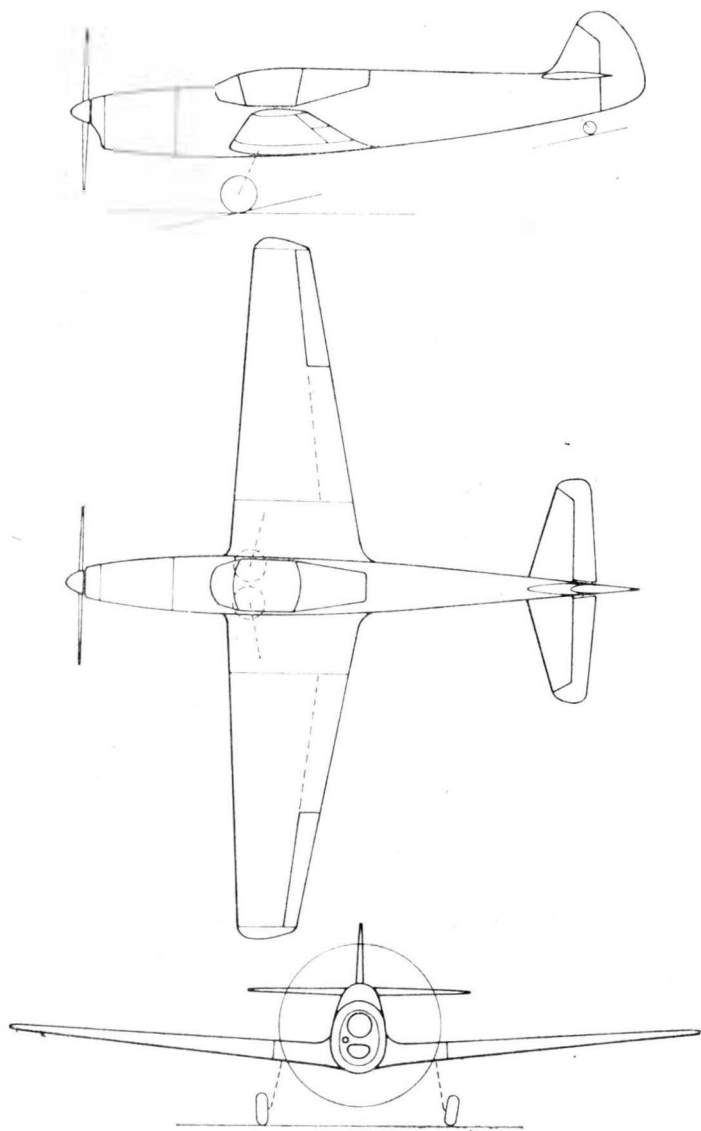
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W latach 1945÷1949 na Wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej istniała Sekcja Lotnicza Koła Mechaników Studentów PW. Oprócz szkolenia szybowcowego i biblioteki prowadziła ona studencką działalność naukowo-techniczną. Jednym z jej wyrazów była próba zaprojektowania samolotu sportowego SLPW-1, przerwana rozwiązaniem Sekcji. Po utworzeniu Wydziału Lotniczego na Politechnice Warszawskiej (w 1951 r. nastąpiło połączenie PW ze Szkołą Inżynierską im. Rotwanda i Wawelberga) działała tam spora grupa pilotów szybowcowych, z których część po skończeniu studiów objęła stanowiska asystentów na Wydziale Lotniczym. W 1958 r. wyłonił się z tej grupy zespół konstruktorów-projektantów motoszybowca AW-31 (AW-51). W latach sześćdziesiątych na Wydziale Lotniczym powstało Koło Lotników, którego członkowie zaprojektowali zmotoryzowanego szybowca Foka oraz samolot sportowy EM-5A, zrealizowany w PZL-Mielec jako PZL M-17.

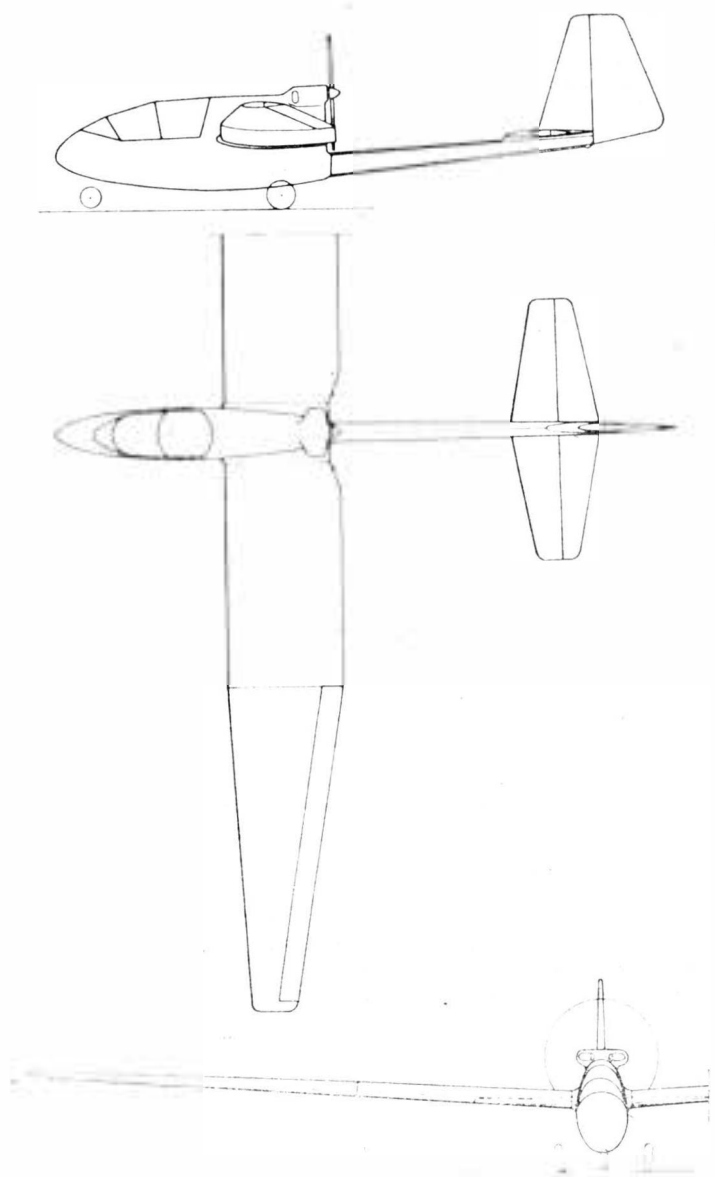
W 1976 r. członkowie Koła Naukowego Lotników Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa (MEL) zaprojektowali motoszybowiec KNL-1, zaś w końcu lat siedemdziesiątych szybowiec ULS, zbudowany na Politechnice i oblatany w 1981 r.

Wszystkie te projekty łączyła chęć podtrzymania dobrych tradycji Sekcji Lotniczej, gdy powstawały w niej samoloty RWD oraz ambicja młodych konstruktorów, którzy chcieli spróbować swych sił. Zazwyczaj w takich przypadkach do realizacji projektów dochodzi, gdy:

- zespół konstruktorów jest zgrany i wytrwały oraz ma oparcie w pracownikach naukowych uczelni (pomoc lub kierownictwo),
- istnieje mecenas, który pokrywa koszty budowy,
- istnieją warunki warsztatowe odpowiadające wybranej technologii,
- projekt nie jest zbyt pracochłonny i skomplikowany



Rys. 1. Samolot sportowy SLPW-1 (1949 r.)



Rys. 2. Motoszybowiec AW-51 (1958 r.)

w opracowaniu i realizacji,

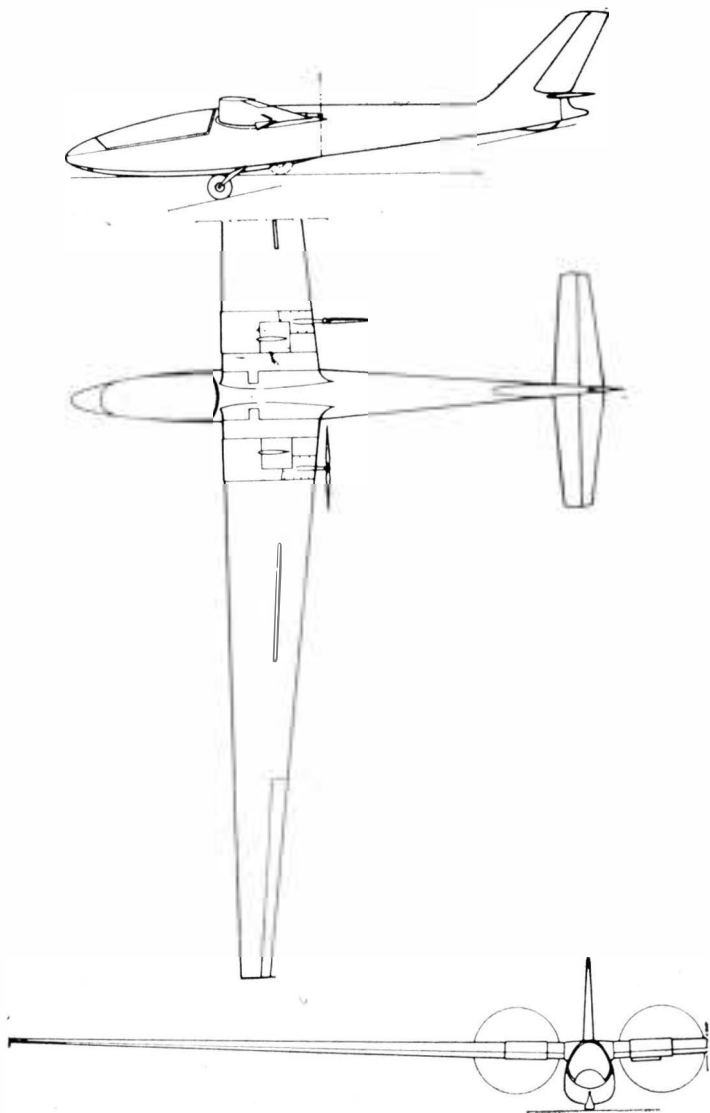
— nie występują trudności techniczne lub formalne, które nadmiernie utrudniają pracę.

Projekty, które nie zostały zrealizowane, natrafiły na jedną lub kilka z wyżej wymienionych przeszkód. Zazwyczaj studenci przeceniają swoje możliwości co do czasu, jaki będą mogli włożyć w realizację projektu. Dlatego najbardziej realne są te projekty, w których przewiduje się wykorzystanie gotowych elementów i zespołów z konstrukcji produkowanych seryjnie, zaś cały wysiłek włożony jest w rozwiązanie jednego problemu konstrukcyjnego. Skraca to poważnie czas pracy i pozwala na szybsze efekty. Nie jest to jednak częste rozwiązanie, gdyż na przeszkodzie stoją: brak poczucia realizmu i zbyt wygórowane ambicje konstruktorów (którzy chcą wszystko stworzyć samodzielnie od nowa). Jest ono stosowane na uczelniach w innych krajach jako szybko prowadzące do celu.

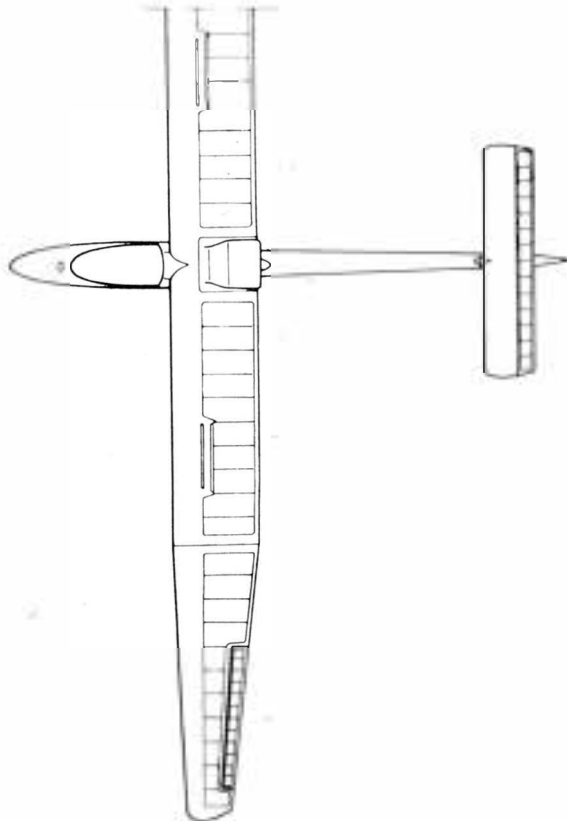
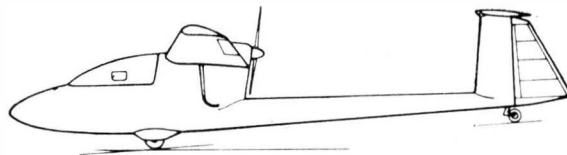
SAMOLOT SLPW-1

W 1949 r. w Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej powstała myśl podtrzymania dawnych tradycji Sekcji związanych z budową samolotów. Projekt wstępny samolotu sportowego SLPW-1 opracował student B. Młodziejewski, kończąc go w grudniu 1949 r. Projekt nawiązywał do najlepszych samolotów sportowych z ostatnich lat przed II wojną światową. SLPW-1 był dwumiejscowym drewnianym dolnopłatem o półskorupowej konstrukcji, z miejscami załogi jedno za drugim i z chowanym podwoziem. Całkowity współczynnik oporu samolotu miał wynosić $C_x = 0,0215$ przy $C_z = 0,25$, czyli doskonałość samolotu miała być 11,5. Skrzydło miało być wyposażone w klapy pozwalające na uzyskanie $C_{z \text{ maks.}} = 1,9$. Jako napęd miał służyć czterocylindrowy silnik rzędowy Cirrus Minor 64 kW (90 KM) lub podobny. Zbiorniki miały mieć pojemność 80 l. Dane techniczne samolotu wydają się być zbyt optymistyczne.

Do wykonania projektu konstrukcyjnego i jego realizacji nie doszło, wobec rozwiązania Sekcji Lotniczej w 1950 r.



Rys. 3. Moto-Foka (1968 r.)



Rys. 4. Motoszybowiec KNL-1 (1976 r.)

z powodu postawienia członkom jej zarządu fałszywych zarzutów politycznych. Zresztą na budowę samolotu nie pozwoliłyby panujące wówczas w kraju stosunki, ze względu na to, że był to okres likwidowania rodzimej lotniczej działalności konstrukcyjnej oraz ograniczania inicjatyw społecznych w dziedzinie lotnictwa, w szczególności prób budowy samolotów poza przemysłem.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,6 m	Obciążenie pow.	56 kg/m ²
Długość	7,1 m	Obciąż. mocy	8,8 kg/kW
Wysokość	2,45 m	Prędk. maks.	260 km/h
Pow. nośna	10 m ²	Prędk. przelot.	240 km/h
Masa własna	350 kg	Prędk. min.	78 km/h
Masa użyteczna	210 kg	Zasięg maks.	600 km
Masa całkowita	560 kg	Zużycie paliwa	29 l/h
		Współcz. obc. niszc.	7,4

MOTOSZYBOWIEC AW-31 (AW-51)

W 1958 r. piloci szybowcowi Aeroklubu Warszawskiego (stąd skrót AW), świeżo upieczeni inżynierowie Wydziału Lotniczego PW, w znacznej liczbie asystenci PW, opracowali projekt jednomiejscowego motoszybowca AW-31. Zespół stanowili: Andrzej Brzoza, Witold Błażewicz, Bohdan Jancelewicz, Jerzy Jędrzejewski, Wiesława Łanecka, Sławomir Makaruk, Janusz Pasierski, Wanda Szemplińska-Stupnicka i Jacek Stupnicki. Motoszybowiec otrzymał kształty zbliżone do późniejszego Ogara. Płat prostokątno-trapezowy miał profil NACA 23012, usterzenie profil NACA 0009. Konstrukcja skrzydeł, usterzenia i przodu kadłuba — drewniana. Belka ogonowa ze zwięzającej się rury z blachy duralowej. Średnica tej rury u nasady 210 mm. Podwozie trójkołowe z kołem przednim. Koła 300×125 mm. Silnik przerabiany z motocyklowego M o mocy 18÷22 kW (25÷30 KM). Śmigło pchające o średnicy 1,25 m.

W czasie wykonywania projektu konstrukcyjnego, gdy przystępowano do budowy pierwszych elementów skrzydła

w warsztatach Aeroklubu Warszawskiego na Gocławiu — z powodu trudności jakie wystąpiły przy przeróbce silnika — zaniechano dalszej pracy nad projektem. Pod koniec 1958 r. zmodyfikowany projekt otrzymał oznaczenie AW-51.

Dane techniczne AW-51

Rozpiętość	13,5 m	Doskonałość	18
Długość	7,12 m	przy prędk.	76 km/h
Wysokość	2,2 m	Opadanie min.	1,1 m/s
Pow. nośna	15,2 m ²	przy prędk.	68 km/h
Masa własna	250 kg	Prędkość min.	61 km/h
Masa użyteczna	110 kg	Prędkość maks.	138 (147) km/h
Masa całkowita	360 kg	Wznoszenie	2 (2,5) m/s
Obciąż. pow.	23,7 kg/m ²	Start na h=15 m	360 m

Uwaga: Dane w nawiasach dla mocy silnika 22 kW

MOTOSZYBOWIEC MOTO-FOKA 4

W 1968 r. w Kole Lotników Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa PW powstał pod kierunkiem Edwarda Margańskiego projekt przeróbki szybowca SZD-24-4 Foka 4 na dwusilnikowy motoszybowiec. Wykonano projekt wstępny i konstrukcyjny. W każde skrzydło miał być wbudowany (w odległości 940 mm od osi symetrii szybowca) silnik o mocy 12 kW (16 KM) wyposażony w składane metalowe dwułopatowe śmigło o średnicy 1,15 m. Ze względu na śmigła zostało podwyższone podwozie, zastąpiono normalne koła Foki wysuwającym do przodu na wysięgniku kołem 300×125 mm, chowanym w locie do tyłu. Do prób napędu Politechnika otrzymała egzemplarz Foki po próbach statycznych. Wykonano metalowe śmigło i zamocowanie jego wału na skrzydle. Szybowiec po przeróbce na motoszybowiec miał mieć masę całkowitą 380 kg i nieznacznie pogorszone osiągi szybowcowe przy wyłączonych silnikach (opadanie minimalne 0,85 m/s przy 85 km/h, doskonałość 31). Z pracującym napędem miał mieć rozbieg 150 m z betonu i 180 m z trawy, zaś wznoszenie 2,5 m/s. Rozpoczęto próby przekładni oraz próby na hamowni zmodyfikowanego silnika motocyklowego MZ-250. Prace przerwano, gdy stwierdzono, że dopracowanie układu napędowego będzie pracochłonne, a ponadto z powodu zaangażowania w projektowanie samolotu sportowego EM-5A.

MOTOSZYBOWIEC KLN-1

W 1973 r. z inicjatywy 12-osobowej grupy studentów MEL z Koła Naukowego Lotników powstały dwa projekty

wstępne motoszybowca: ze śmigłem pchającym, oznaczony KNL-1, w którego projektowaniu czołową rolę odegrali Jerzy Kędziński i Przemysław Pleciński, oraz ze śmigłem ciągnącym, oznaczony KNL-2, zaprojektowany pod kierunkiem Krzysztofa Głuskiego. Do dalszych prac zakwalifikowany został KNL-1. Obliczenia i projekt konstrukcyjny były realizowane jako prace przejściowe oraz jako 5 prac dyplomowych na Politechnice w latach 1973-1975. Opracowano również projekt technologiczny.

KNL-1 kształtem przypominał szybowiec Pirat, a układem motoszybowiec AW-31. KNL-1 miał początkowo płat drewniany z laminatowym dźwigarem, później przeprojektowany na laminatowy. Płat był prostokątno-trapezowy, trójdzielny, jednodźwigarowy, kryty płótnem. Kadłub laminatowy. Podwozie z kołem głównym, kółkiem ogonowym i podpórkami w połowie rozpiętości skrzydeł. Napęd miał stanowić silnik o mocy 30 kW (40 KM) ze śmigłem pchającym.

W 1976 r. przystąpiono do budowy motoszybowca, gdy projektanci już uzyskali dyplomy wyższej uczelni. Wykonano makiety i foremniki przodu kadłuba oraz foremnik, na którym wykonano keson środkowej części płata. Budowa została przerwana z dwóch przyczyn. Brak było silnika. Rozważano przeróbkę silnika od Trabanta lub zakup silnika Nelson. Ponadto okazało się, że budowa wymaga bardzo dużego nakładu pracy, co oznacza, że motoszybowiec byłby wykonywany przez wiele lat. Wówczas zdecydowano się na realizację prostego szybowca ULS, przy którym wykorzystano doświadczenia technologiczne zebrane przy budowie KNL-1.

Dane techniczne

Rozpiętość	14,52 m	Doskonałość	przy 72 km/h	22
Długość	7,27 m	Opadanie min.	przy 65 km/h	0,80 m/s
Wysokość	1,45 m	Prędkość min.		60 km/h
Pow. nośna	14 m ²	Prędkość	dopuszcz.	210 km/h
Wydłużenie	15	Prędkość maks.		165 km/h
Masa własna	225 kg	Prędkość	przelot.	145 km/h
Masa użyteczna	125 kg	Wznoszenie		3,5 m/s
Masa całkowita	350 kg	Pułap		5800 m
Obciążenie pow.	23,6 kg/m ²	Zasięg		500 km
Współcz. obc.	+5,3/—3	Start na h=15 m		300 m.
dop.				

PROJEKTY

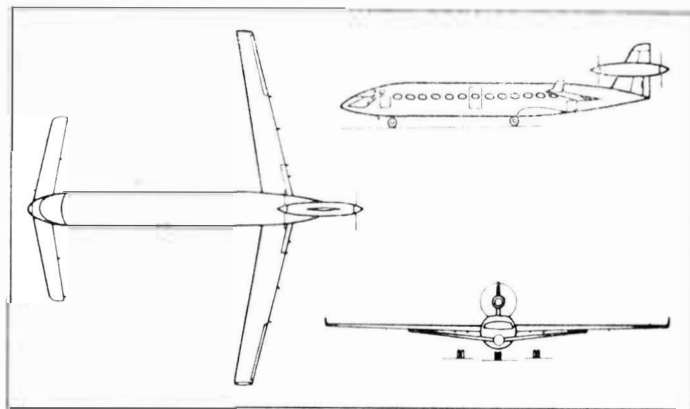
Rutan Aircraft Factory RAF 78-1 • USA •

Samolot na linie lokalne w układzie „kaczki”

Znany konstruktor samolotów amatorskich Burt Rutan zaprojektował ostatnio 36-miejscowy samolot pasażerski na linie lokalne w układzie kaczki, RAF 78-1. Zamontowany z tyłu kadłuba płat o dużym wydłużeniu ma lekki skos do przodu, proste klapy i końcówki typu winglet. Usterzenie wysokości w nosowej części kadłuba ma skos do tyłu. Na stateczniku kierunku umieszczona jest gondola silnikowa z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Pratt Whitney of Canada PT6A zabudowanymi w układzie tandem. W przypadku pomyślnych wyników prób modelu samolotu w tunelu aerodynamicznym firma Rutan Aircraft Factory ma przystąpić do budowy przedprototypu w skali 1:2.

Dane techniczne

Rozpiętość	21,33 m
Długość	19,81 m
Wysokość	6,35 m
Masa startowa maks.	9750 kg
Masa handlowa	3400 kg

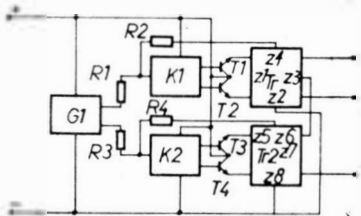
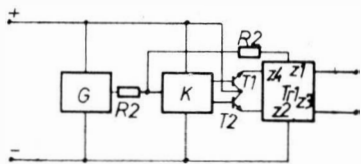


Prędkość przelotowa na wys. 6100 m	512 km/h
Zużycie paliwa w warunkach przelotowych	2,28 kg/h

W.K.

● WSK PZL-Warszawa II zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Sinusoidalna analogowa elektroniczna przetwornica prądu stałego, zwłaszcza do zasilania lotniczych i morskich urządzeń pokładowych (wynalazcy: L. Chmielewski, J. Kudlak). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zapewnienia dużej stałości wartości napięcia skutecznego na wyjściu przetwornicy.

Jednofazowa przetwornica prądu stałego zawierająca generator przebiegu sinusoidalnego oraz napięciowy wzmacniacz, o dwóch wzajemnie odwróconych w fazie wyjściach sterujących tranzystory mocy i zasilających uzwojenia pierwotne transformatora, wg wynalazku charakteryzuje się tym, że na wejście wzmacniacza K podawane jest w przeciwfazie do napięcia generatora G napięcie proporcjonalne do chwilowej wartości napięcia wyjściowego. W rozwiązaniu przetwornicy trójfazowej stosuje się generator G1 przebiegów cosinusoidalnego i sinusoidalnego oraz dwa

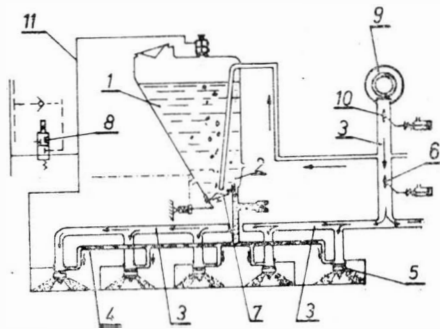


tóry wzmocnienia K1, T1, T2, Tr1 oraz K2, T3, T4, Tr2. Zasada działania każdego toru wzmocnienia jest taka, jak w przetwornicy jednofazowej.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 15/1980 r., w klasie H02M, pod nr P.211293.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania wynalazek pt. Sposób i układ do rozpylania substancji ciekłych ze statku powietrznego (zespół wynalazców: R. A. Izmailow, W. Szczepański, M. I. Borowkow, W. Komasa, M. Kopacz, J. Kuroń i Z. Szczeciński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie wykorzystania energii strumienia powietrza oraz uproszczenia układu rozpylania.

Sposób rozpylania substancji polega na tym, że sprężone powietrze, odbierane od

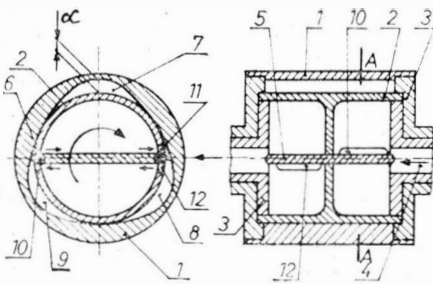


silnika 9 doprowadza się kanałami 3 bezpośrednio do rozpylaczy 5, gdzie napotyka na strumień substancji ciekłych, podawanych grawitacyjnie kanałami 4, rozpyla je w komorach rozpylaczy 5 wyrzucając rozpyloną substancję w powietrze.

Układ do rozpylania ma instalację grawitacyjną substancji ciekłych, składającą się ze zbiornika 1 z łącznikiem 2, denicy awaryjnego zrzutu 7 oraz kanałami rozprzodczającymi 4 wzdłuż skrzydła oraz ma instalację sprężonego powietrza odbieranego z silnika 9, kanały 3 z zabudowanymi przepustnicami 10 i 6 oraz rozpylacze 5, przy czym obydwie instalacje są zsynchronizowane instalacją hydroelektryczną 8 i 11.

Skrót opisu patentu, chronionego siedmioma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 12/1980, w klasie B 64 D, pod nr P.216416T.

● WSK PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Pompa łopatkowa (wynalazca B. Rożko). Wynalazek dotyczy pompy, przeznaczonej do pompowania cieczy lub gazu, zwłaszcza dla silników lotniczych.



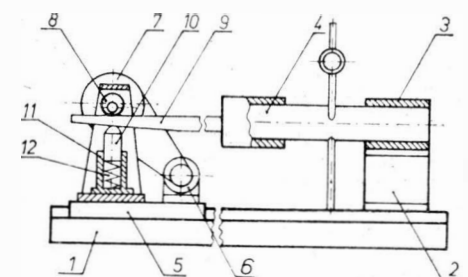
Pompa łopatkowa zbudowana jest ze stojanu 1, mającego komorę roboczą w kształcie perycykloidy, wirnika cylindrycznego 2 osadzonego obrotowo za pomocą tarcz 3 z szcopami. W wirniku cylindrycznym 2 jest osadzona przesuwnie łopatką 5 zaopatrzona we wkładki kompensujące zu-

życie. Wirnik cylindryczny 2 wraz z łopatką 5 jest osadzony współosiowo w komorze roboczej w kształcie perycykloidy stojana 1, z którą tworzy trzy komory robocze 7, 8 i 9, a które w czasie pracy są dzielone przez łopatkę 5 na komorę ssania i rozprężania. Czynnik hydrauliczny jest zasysany przez otwór 4 i szczeliny wlotowe 10 i 11 do komory zasysania, a następnie szczelinami wylotowymi 6 i 12 albo przez otwór z zaworami tłoczony jest do instalacji.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 15/1980 r., w klasie F04C, pod nr P.210185.

● WSK PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Zginarka zmęczeniowa (autor I. Pożarycki). Zginarka służy do przygotowywania mikrokarbów na próbkach do badań wytrzymałościowych, określających wpływ mikrokarbu na wytrzymałość materiału, przy próbkach na rozciąganie i zginanie.

Zginarka zmęczeniowa składa się z płyty kadłuba 1, wspornika 2 wraz z uchwytem do mocowania próbki 3 lub przyrządu wraz z próbką 4, suportu 5, w którym jest ułożyskowany mimośród 8 napędzany silnikiem elektrycznym 6 przez przekładnię pasową 7, który ugina ramię 9 wraz z próbką 4, przy czym ramię 9 jest dociskane w sposób ciągły do mimośrodu 8 za pomocą dociskacza 10 i sprężyny 12 osadzonej w tulei 11, zaś suport 5 może być przemieszczany wzdłuż płyty kadłuba 1 i zamocowany w wybranym położeniu, dzięki czemu uzyskuje się zmianę amplitudy drgań próbki 4. Zginarka zmęczeniowa wg wynalazku może być wykorzystana do badania próbek na zmęczenie i złamanie.



Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 13/1980, w klasie G 01 N, pod nr P.212234.

cd. z II okł.

СОДЕРЖАНИЯ

БРОДЗКИ З.: Современные типы воздушных винтов (II). ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 4

Описаны конструктивные разновидности и важнейшие эксплуатационные свойства винтов новых типов. Это вентиляторные винты и винты в кольцевых туннелях с большой удельной нагрузкой, а также малонагруженные несущие винты и винты для самолетов, занимающие — по удельной нагрузке — промежуточное место.

МАРЦИНКОВСКИ Р.: Использование польских самолетов М18 Дромедер в борьбе с пожарами на Лазурном Побережье. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 7

Описываются результаты применения легких противопожарных самолетов для предотвращения пожаров и ликвидации их при первом появлении. Указаны сравнительные данные для самолетов М18 Дромедер, Траш Коммандер, Грумман Аг-Кэт и Пилятус Портер.

КЕНДЕРСКИ Е., ПЛЕЦИНСКИ П., СВИТКЕ-ВИЧ Р.: Экспериментальная конструкция. Ультралегкий планер из полимерных композитов УЛЬС. Часть III. Наземные и летные испытания. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 10

В III части статьи описаны наземные проверки и испытания перед первым полетом, а также первые полеты и летные характеристики планера УЛЬС.

ГИЛЕВСКИ К., ГРУХАЛЬСКИ Л.: Бортовой вычислитель расхода топлива. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 13

В статье описан электронный бортовой вычислитель, обеспечивающий экипажу оптимизацию параметров полет для минимализации расхода топлива.

ОНЭГРК Т., ХОДОРОВСКИ Е.: Влияние плавления в вакууме на механические свойства литейных жаропрочных сплавов ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 20

В статье описано влияние плавления в вакууме на механические свойства литейных жаропрочных сплавов ЖСБ6К и Ж114 (ЭИ857), использующихся в авиа-

промышленности. В зависимости от установленного уровня вакуума в камере плавления печи, получены результаты в области постоянства химического состава, улучшения прочности и свойств полнучести.

ЛЕСЕЦКИ Б.: Методы измерения результатов авиационной обработки опрыскиванием — обзор литературы. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 22

Дается обзор применяющихся методов измерения равномерности распределения капель жидких химикатов и спектра капель по величине — как основы оценки качества опрыскивания — на основании литературы.

ГЛЯСС А.: Проекты, разработанные конструкторскими коллективами Варшавского Политехнического Института. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 9, стр. 24

Описаны проекты спортивного самолета СЛПВ-1 и мотопланера АВ-31 (АВ-51), Мото-Фоки и КНЛ-1, разработанных конструкторскими коллективами работающими в Варшавском Политехническом Институте в 1949÷1976 г.

ARENA N.: Dai Wright all'avvento del jet. 50 anni di aviazione commerciale nel mondo. Wyd. Bizzarri — dell'Ateneo, Roma 1977, s. 208, cena L 10 600.

Pięćdziesiąt lat rozwoju lotnictwa komunikacyjnego od Wrighta do ery odrzutowców (1903÷1953) — to tytuł książki określającej jej zakres. Książka ma format albumowy i jest bogato ilustrowana (430 fotografii, z czego 40% dotyczących włoskiego lotnictwa pasażerskiego). Nie jest to systematycznie opracowana historia komunikacji lotniczej, lecz przegląd jej rozwoju na świecie i we Włoszech. Zakres chronologiczny książki wykracza poza podaną granicę połowy lat pięćdziesiątych i po-



daje wiele informacji z lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych. Główne rozdziały książki poświęcone są: lotom braci Wright, początkom i rozwojowi komunikacji lotniczej w latach dwudziestych, zapoczątkowaniu komunikacji transoceanicznej, ekspansji linii lotniczych w latach trzydziestych, okresowi II wojny światowej, utworzeniu ICAO na konferencji w Chicago w 1944 r. i gwałtownemu rozwojowi komunikacji lotniczej w latach 1947÷1955. W celu lepszego przedstawienia obrazu komunikacji lotniczej na świecie zamieszczony jest wykaz przedsięwzięcia transportu lotniczego w poszczególnych krajach na początku lat trzydziestych oraz w 1959 r., wraz z zestawieniem używanych samolotów. W ostatnich rozdziałach książki omówione zostały największe współczesne przedsięwzięcia przewozów lotniczych oraz ważniejsze samoloty pasażerskie z lat 1930÷1950. W dodatku zamieszczono krótkie dane techniczne 262 typów samolotów pasażerskich. W książce znajduje się kilka poloników: opis PLL LOT, zdjęcie przedwojennego plakatu LOT z siecią linii, samolotu Lockheed L14 LOT-u oraz samolotu PZL-44 Wicher, a w tabeli samolotów zamieszczony jest Lublin R-XIV. Szczególną wartość książki stanowią interesujące

KSIAZKI LOTNICZE

fotografie dające dobry obraz rozwoju komunikacji lotniczej na świecie. A.G.

GREEN W.: Dimensione cielo 23/II. Caccia. Australia, Belgio, Boemia, Finlandia, Olanda, Polonia, Romania, Jugoslavia. Wyd. Bizzarri — Dell'Ateneo, Roma, s. 80, cena L 4000.



Seria Dimensione cielo składa się z zeszytów poświęconych samolotom II wojny światowej. Tom 23 część II obejmuje samoloty myśliwskie z 8 państw wymienionych w podtytule. Rozdziały o objętości 3 do 8 stron zawierają opisy poszczególnych typów samolotów. Każdy opis, oprócz ok. 10 zdjęć, zaopatrzone jest w całostronowy barwny rysunek samolotu w trzech rzutach w podziale 1:72. W omawianym tomie zostały opisane samoloty: Commonwealth CA-12, Renard R-38, Avia B-534, Avia Av-135, Myrsky, Pyorremyrsky, De Schelde S-21, Fokker D-XXI, Fokker G-1, Fokker D-XXIII, Koolhoven FK-58, PZL P-11, PZL P-24, PZL P-50, IAR-80, Ikarus IK-2, Rogozarski IK-3. A.G.

CHWAŁCZYK T.: Bieszczadzkie szybowiska. Seria: Miniatury lotnicze. KAW, Rzeszów 1982, s. 164, cena 45 zł.

Kolebką polskiego szybownictwa były Bieszczady, a ściślej szybowiska Bezmiechowa i Ustjanowa. Loty w Bezmiechowej zapoczątkowano w 1929 r., a w Ustjanowej w 1931 r. Bezmiechowa stała się tzw. akademią szybowcową, czyli najważniejszą wycieczką Szkołą Szybowcową skupiającą czołówkę pilotów wyczynowych i szkolącą wielu nowych pilotów wyczynowych, zaś Ustjanowa — Wojskowym Obozem Szybowcowym, ośrodkiem dysponującym ponad 700 szybowcami. Autor w interesującej formie przedstawił dzieje obu

szybowisk i sylwetki ludzi, którzy tworzyli ich dorobek. Pokazał też ich powojenne dzieje oraz próby wskrzeszenia tradycji lotniczych na terenie tych szybowisk. Tekst ilustrują liczne fotografie, z których część nie była dotychczas publikowana. Książka jest bardzo udaną mini-monografią Bezmiechowej i Ustjanowej. A.G.

BROTZU E., CASO M., COSOLO G.: Caccia Italiani nella 2a Guerra Mondiale. Caccia Assalto. Seria: Dimensione cielo. Wyd. Bizzarri — dell'Ateneo, Roma, s. 242, cena L 15 000.



Książka opisuje włoskie samoloty myśliwskie i szturmowe z okresu II wojny światowej. Stanowi ona połączenie w jeden tom trzech zeszytów z serii Dimensione cielo. Opisane zostały samoloty seryjne, prototypy i samoloty obcej konstrukcji używane we Włoszech. Samolotami seryjnie produkowanymi są: Fiat CR 32 (612 szt.), CR 42 (1200 szt.), G 50 (776 szt.), G 55 (605 szt.), Macchi C200 (1153 szt.), C202 (1106 szt.), C205 (252 szt.), Reggiane Re 2000 (28 szt.), Re 2001 (243 szt.), Re 2002 (201 szt.), Re 2005 (36 szt.), Breda Ba-65 (200 szt.), Ba-88 (149 szt.), IMAM Ro-57 (200 szt.) oraz 15 prototypów, wśród nich kaczka SS-4, a ponadto samoloty obcej konstrukcji: Me-109G (80 szt.), D-520 (47 szt.), Bell P-39 (149 szt.) i Spitfire V (33 szt.) — używane przez włoskie lotnictwo. Każdy samolot opisany jest w rozdziale o objętości 4 do 8 stron i zilustrowany fotografiami oraz całostronowym barwnym rysunkiem w trzech rzutach. Książka daje dobrą orientację w samolotach myśliwskich włoskiego lotnictwa w okresie II wojny światowej. A.G.

cd. ze s. 19

UKŁADY STEROWANIA (I)

- 71 — dwuster, podwójne sterowanie
- 72 — kolumna sterowniczy ręcznej
- 73 — uchwyt drążka (sterowego)
- 74 — pokrętko sterowania, uchwyt, gałka sterownicza
- 75 — ogranicznik dźwigni sterowania (w kabinie), zapadka dźwigni
- 76 — ustalacz położenia (dźwigni), zapadka
- 77 — (centralny) pulpit sterowniczy (w kabinie)

STEUERUNGSANLAGEN (I)

- 69 — Steuerknüppel (m), Kntip-pel (m)
- 70 — Pedale (npl.), Pedalsteuerung (f)
- 71 — Doppelsteuerungsanlage (f)
- 72 — Steuersäule (f)
- 73 — Steuerhandgriff (m), Steuerknüppelgriff (m)
- 74 — Steuerknopf (n)
- 75 — Klinke (f), Sperrklinke (f)
- 76 — Sperre (n), Gesperre (n), Rastfeder (f), Sperrklinke (f)
- 77 — (Zentral-)Bedienpult (n)

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ (I)

- 75 — ограничитель (органов управления), защелка (рычага управления двигателем)
- 76 — фиксируемое положение (рычага управления), фиксатор, защелка
- 77 — центральный пульт управления (в кабине)

KD

Roczny spis treści TLiA 1982

Tematyczny spis treści

	Nr	Str.		Nr	Str.
Aerodynamika i mechanika lotu					
Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (I) — J. M. Morawski, T. Smolicz	1	5	Cz. II. Opis konstrukcji	8	1
Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (II) — J. M. Morawski, T. Smolicz	2	5	Cz. III. Badania naziemne, próby w locie	9	10
Uwagi o aerodynamice profilów szybowcowych — S. Skrzyński, M. Litwińczyk	2	11	Książki lotnicze		
Problem głębokiego przeciągnięcia szybowców — J. Staszek	4	5	3 — III okł.; 4 — 14; 7 — 30, 8 — 8; 9 — 28		
Obliczeniowe konsekwencje wzrostu masy szybowca — W. Stafiej	6	5	Pomoce konstrukcyjne		
Eksploatacja					
Wpływ czynników pilotażowych i agrotechnicznych na zakres użytkowania samolotu rolniczego — J. Ziemborak	1	10	Międzynarodowe normy zdatności do lotów statków powietrznych. Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (II)	1	24
Śmigłowe usługi agrolotnicze WSK PZL-Swidnik — R. Kosioł	3	35	Cz. III	2	20
Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. I. Kryterium oceny skutków uszkodzeń i efektów napraw — S. Danilecki	4	26	Przepisy i wymagania dotyczące budowy radioelektronicznego wyposażenia samolotów i śmigłowców	4	19
Cz. II. Analiza trwałości zmęczeniowej w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe	5	13	Ocena głośności sprzętu lotniczego (I)	5	21
Biomechaniczne podstawy oceny właściwości pilotażowych statków latających — J. Morawski	5	23	(II)	6	20
Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (I) — J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański	6	8	Dokumenty i wydawnictwa ICAO	6	21
Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. III. Przykład stosowania analizy trwałości zmęczeniowej z wykorzystaniem jednostkowego zużycia zmęczeniowego — S. Danilecki	6	23	Tymczasowe zasady sprawdzania zdatności statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach	7	20
Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (II) — J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański	7	23	Podobieństwo dynamiczne samolotów	8	20
Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (III) — J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański	8	9	Polskie patenty lotnicze		
Agrolotnicze opryski ultraniskoobjętościowe (ULV) — B. Lesiecki	8	26	1 — III okł.; 2 — 30 i III okł.; 3 — II okł.; 4 — III okł.; 5 — 31; 7—7 i 14; 8 — 25; 9 — 27		
Udział polskich samolotów Mi8 Dromader w walce z pożarami na Łazurowym Wybrzeżu — R. Marcinkowski	9	7	Problemy rozwoju lotnictwa i ciekawe konstrukcje		
Metody pomiaru oprysków agrolotniczych — przegląd literatury — B. Lesiecki	9	22	Aktualna sytuacja w polskim przemyśle lotniczym — A. Glass	3	1
Kartoteka TLiA					
Hawker Siddeley AEW Nimrod	1	19	Samoloty rolnicze Wytwórni PZL-Okęcie w 1982 r. — A. Frydrychewicz, Z. Głazer	3	31
Mitsubishi FS T-2 Kai (F-1)	1	21	Samoloty chińskiego lotnictwa — A. Glass	5	6
British Aerospace (Handley Page HP-137) Jetstream 31	2	15	Rozwój samolotu MC Donnell Douglas DC-10 — W. Zaremba	7	27
Caproni Vizzola C22J	2	17	Różne		
PZL-104 Wilga 80	3	11	Polskie skrzydła — w służbie krajowi	1	1
PZL-110 Koliber	3	13	Problemy rozwoju techniki lotniczej — A. Glass	1	1
PZL-106B Kruk	3	15	Rok 1981 w lotnictwie — A. Glass	2	1
PZL-Mi8A Dromader	3	17	Problem taniego szkolenia lotniczego — A. Glass	4	1
PZL-M20 Mewa	3	19	XXXII Kongres Astronautyczny, Rzym 6÷12 września 1981 r.	6	27
PZL An-2	3	21	Problemy oceny licencji na wyroby lotnicze — A. Glass	8	1
PZL Mi-2	3	23	O prawdę o polskich konstrukcjach lotniczych — A. Glass	9	1
SZD-48-1 Jantar Standard 2	3	25	Silniki		
SZD-42-2 Jantar 2B	3	27	Analiza przebiegu parametrów gazodynamicznych i mocy turbinowego silnika śmigłowcowego podczas przyspieszania — E. Jaworski	1	13
SZD-50-3 Puchacz	3	29	Destrukcyjność oleju podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych — M. Ostapowicz	1	29
LSF Mistral C	4	15	Czynnik dynamiczny w procesie napełniania cylindrów silnika tłokowego — M. Orkisz, R. Prociak, S. Szczeciński	1	32
Christen Eagle II	4	17	Badania olejów lotniczych na silnikach turbinowych — J. Drożdż	4	22
Grob Speed Astir	5	15	Oblodzenie lotniczych silników turbinowych — Z. Magnuszewski	6	11
Jurom (SOKO/CNIAR) Orao	5	17	Silniki piętą Achillesową polskiego przemysłu lotniczego — A. Glass	7	1
Cessna 152	6	15	Przeptyw przydźwiękowy wokół izolowanego profilu oraz przez palisadę łopatkową — analiza fenomenologiczna — R. Pieprzyk, J. Krauze	8	8
Mikojan MiG-23	6	17	Kilka uwag o matematycznym modelu charakterystyki statycznej turbinowego silnika odrzutowego — F. Lenort	7	28
Aero Boero 260 Ag	7	15	Radzieckie silniki rakiet kosmicznych — J. Grzegorzewski	8	21
LT-200 Lipnur Trainer	7	17	Statystyka lotnicza		
British Aerospace HS-748	8	15	Produkcja samolotów lekkich w USA w 1980 r.; Wyniki finansowe działalności amerykańskich przedsiębiorstw lotniczych w 1980 r.	1	4
CAP-21	8	17	Działalność Polskich Linii Lotniczych LOT 1979÷1980	2	4
L-13 SW Vivat	9	15	Liczba samolotów i pilotów cywilnych	3	38
Mitchell-Procter Kittiwake I	9	17			
Konstrukcja płatowców					
Eksperymentalny utralek szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. I. Geneza programu i budowa szybowca — J. Kędziński, P. Pleciński, R. Switkiewicz	7	5			

Rozwój PLL LOT 1950÷1980 .
 Obloty prototypów samolotów w 1980, 1981 i 1982; Produkcja samolotów we Francji w 1981 r.; Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1980 r. .
 Polskie Linie Lotnicze LOT w roku 1981 .
 Przewozy LOT-u w poszczególnych miesiącach 1981 r. (regularne i nieregularne razem); Rozwój lotniczych przewozów na świecie w 10-leciu 1972÷1981 (w 150 krajach ICAO); Wskaźniki wzrostu przewozów lotniczych na świecie (1972÷1981); Zatrudnienie i wydajność pracy w PLL LOT .
 Przewidywany rozwój samolotów lekkich w USA w latach 1982÷1993 (w tys. szt.)

Techniczny słownik lotniczy

Francuskie nazwy sprzętu lotniczego 1 23
 Samoloty i śmigłowce specjalne 2 22
 Mapy lotnicze 3 10
 Samoloty i śmigłowce specjalne (II) 4 21
 Pionowzłoty, poduszki 5 23
 Szkolenie lotnicze 6 19
 Samoloty i śmigłowce specjalne 7 19
 Szkolenie lotnicze; Pionowzłoty, poduszki 8 19
 Układy sterowania (I) . 9 19

Technologia i materiały

Określanie wielkości ziarna austenitu w stalach — M. Gliwa . 1 35
 Zastosowanie przyrządu SIGMA oraz projektora CYKLOP do sprawdzania profilu pióra łopatek silników lotniczych — M. Krawczyk . 2 8
 Wpływ topienia próżniowego na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych — T. Groniek, J. Chodorowski 9 20

Transport i ruch lotniczy

Chaos czy porządek w ruchu lotniczym — J. Zwierzyński 1 26
 Wybrane przykłady koncepcji pasażerskich dworców lotniczych — P. Oralewski, W. Superson 2 26
 Pasażerskie pojazdy peronowe — P. Oralewski, W. Superson 4 11
 Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego FRL — J. Lasoń 5 1
 Sytuacja i problemy polskiej komunikacji lotniczej — A. Glass 6 1
 Problem rozwoju krajowej komunikacji lotniczej — J. Lasoń 7 13

Wyposażenie i osprzęt

Interceptory w lotnictwie — W. Kania . 1 7
 Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmisji danych (I) — Z. Adamowicz Cz. II . 4 8
 Samolot An-2 „Foto” — wersja fotogrametryczna — A. Gałaś 5 24
 Nowoczesne odmiany śmigła (I) — Z. Brodzki . 8 12
 Cz. II. 9 4
 Pokładowy przelicznik zużycia paliwa — K. Gilewski, L. Gruchalski 13

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

1 — III okł., 2 — III okł., 4 — 3 i II okł., 5 — III okł., 6 — III okł., 7 — III okł., 8 — III okł., 9 — III okł.

Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Polskie wersje samolotu Hannover CLII. — A. Morgała 1 37
 PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu — A. Morgała 2 31
 O samolocie inż. Słowika — A. Glass . 3 37
 Lublin R-XX z trójdzielny płatem — A. Morgała 4 10
 Samoloty RWD na szerokim świecie — A. Glass . 5 29
 Próby zbudowania silnika turbodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych — A. Glass . 6 28
 Jeszcze o samolotach RWD na szerokim świecie . 7 31
 Mało znane polskie projekty konstrukcji lotniczych (od 1945 r.) — A. Glass . 8 29
 Projekty zespołów konstruktorskich z Politechniki Warszawskiej — A. Glass 9 24

Ludzie polskiej techniki lotniczej

Prof. dr inż. Franciszek Misztal (1901÷1981) 1 18
 Wiktor Leja (1910÷1981) 2 24
 Ryszard Bartel (1897÷1982) 3 39
 Jerzy Bukowski (1902÷1982) 6 3
 Czesław M. Zbierański (1885÷1982) 8 4

Projekty i prototypy

IAR-827A 1 9
 Aeritalia (Macchi) Embraer AMX 1 17
 Airbus A320 2 23
 SIAI Marchetti S.211 2 23
 CASA/Nurtanio CN-325 4 25
 Gulfstream Peregrine 4 25
 MiL Mi-26 5 19
 Grumman ATDA 5 20
 Saab 2105 . 6 7
 EH Industries EH-101 6 31
 SIAI Marchetti SF600-TP 7 30
 Australian Aircraft Consortium ABT 7 31
 Pochet Pipistrelle 8 14
 SIAI Marchetti SF 260-TP 8 14
 Rutan Aircraft Factory RAF 78-1 9 26

Nowości techniczne

System aktywnego sterowania luzem promieniowym 5 5
 Kauczuk o zwiększonej odporności na działanie paliw i olejów 5 9
 Nowy materiał na ogniwa słoneczne 6 31
 Śmigłowiec bez wirnika ogonowego 7 29
 Nowa definicja klasy klubowej szybowców 8 28
 Nowy wirnik ogonowy 8 28
 Cyfrowy układ sterowania silnikiem . 8 28

Okładki

Samoloty PZL 19 1 I
 Samoloty francuskie w lotnictwie polskim 1 IV
 Samoloty Po-2: S-2 gen. Z. Berlinga (1943 r.), Po-2P (1945 r.), Po-2P (1958 r.) 2 I
 Jaskółka 2 IV
 Samoloty PZL-106B Kruk, PZL-105AT Turbo Kruk, PZL-106BS . 3 I
 PZL-M18 Dromader . 3 IV
 Samoloty RWD-17; prototyp, seryjny, RWD-17W 4 I
 Samoloty polskiego lotnictwa 1918 . 4 IV
 Samoloty Lublin R-XIiID i Dr 5 I
 Włoskie samoloty Ansaldo w lotnictwie polskim 5 IV
 Samolot myśliwski MiG-23 6 I
 PZL-106B Kruk 6 IV
 Wodnosamoloty: LeO H-13, LeO H-15 i Latham 43 7 I
 PZL-104 Wilga 7 IV
 Samoloty PZL-104 Wilga 2P, Gelatik . 8 1
 Mi-2 8 IV
 Samoloty szkolne Albatros BII; aeroklubowy i Pawła Złotowa 9 I
 Ag aviation services PEZETEL . 9 IV

Alfabetyczny wykaz autorów

A

Adamowicz Zdzisław: Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmisji danych (II) 4 8
 (I) 5 10

B

Berezański Jerzy, Stanisławski Jarosław, Szumański Kazimierz: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (I) 6 8
 (II) 7 23
 (III) 8 9

Brodzki Zdzisław: XXXII Kongres Astronautyczny, Rzym 6-12 września 1981 r. 6 27
 Nowoczesne odmiany śmigła (I) 8 12
 (II) 9 4

	Nr	Str.		Nr	Str.
C			Problem rozwoju krajowej komunikacji lotniczej . . .	7	13
Chodorowski Jan — patrz Gronek Tadeusz . . .	1	20	Lenort Franciszek: Kilka uwag o matematycznym modelu charakterystyki statycznej turbinowego silnika odrzutowego . . .	7	28
D			Lesiecki Bohdan: Agrolotnicze opryski ultraniskoobjętościowe (ULV) . . .	8	26
Danilecki Stanisław: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. I. Kryterium oceny skutków uszkodzeń i efektów napraw . . .	4	26	Metody pomiaru oprysków agrolotniczych — przegląd literatury . . .	9	22
Cz. II. Analiza trwałości zmęczeniowej w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe . . .	5	13	Litwińczyk Mieczysław — patrz Skrzyński Stanisław . . .	2	11
Cz. III. Przykład stosowania analizy trwałości zmęczeniowej z wykorzystaniem jednostkowego zużycia zmęczeniowego . . .	6	23	M		
Drożdż Jerzy: Badania olejów lotniczych w silnikach turbinowych . . .	4	22	Magnuszewski Zdzisław: Oblodzenie lotniczych silników turbinowych . . .	6	11
F			Marcinkowski Ryszard: Udział polskich samolotów Mi8 Dromader w walce z pożarami na Łazurowym Wybrzeżu . . .	7	7
Frydrychewicz Andrzej, Glazer Zdzisław: Samoloty rolnicze Wytwórni PZL-Okęcie w 1982 r. . .	3	31	Morawski Janusz M., Smolicz Tomasz: Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (I) . . .	1	5
G			(II) . . .	1	5
Galaś Andrzej: Samolot An-2 „Foto” — wersja fotogrametryczna . . .	5	24	Biomechaniczne podstawy oceny właściwości pilotażowych statków latających . . .	5	25
Glass Andrzej: Problemy rozwoju techniki lotniczej . . .	1	1	Morgala Andrzej: Polskie wersje samolotu Hannover CLII PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu . . .	1	37
Rok 1981 w lotnictwie . . .	2	1	PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu . . .	2	31
Aktualna sytuacja w polskim przemyśle lotniczym . . .	3	1	Lublin P-XX z trójdzielnym płatem . . .	4	30
O samolocie inż. Słowika . . .	3	37	O		
Problem taniego szkolenia lotniczego . . .	4	1	Oralewski Piotr St., Superson Waldemar: Wybrane przykłady koncepcji pasażerskich dworców lotniczych . . .	2	26
Samoloty chińskiego lotnictwa . . .	5	6	Pasażerskie pojazdy peronowe . . .	4	11
Samoloty RWD na szerokim świecie . . .	5	29	Orkisz Marek, Prociak Ryszard, Szczeciński Stefan: Czynniki dynamiczne w procesie napełniania cylindrów silnika tłokowego . . .	1	32
Sytuacja i problemy polskiej komunikacji lotniczej . . .	6	1	Ostapkowicz Mirosław: Destrukcyjność oleju podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych . . .	1	29
Próby zbudowania silnika turbodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych . . .	6	28	P		
Silniki piętą Achillesową polskiego przemysłu lotniczego . . .	7	1	Fieprzyk Roman, Krauze Jan: Przepływ przydźwiękowy wokół izolowanego profilu oraz przez palisadę łopatkową — analiza fenomenologiczna . . .	7	8
Problemy licencji na wyroby lotnicze . . .	8	1	Pleciński Przemysław — patrz Kędziński Jerzy . . .	7	5
Mało znane polskie projekty konstrukcji lotniczych (od 1945 r.) . . .	8	29	Pleciński Przemysław — patrz Kędziński Jerzy . . .	8	5
O prawdę o polskich konstrukcjach lotniczych . . .	9	1	Pleciński Przemysław — patrz Kędziński Jerzy . . .	9	10
Projekty zespołów konstruktorskich z Politechniki Warszawskiej . . .	9	24	Prociak Ryszard — patrz Orkisz Marek . . .	1	32
Gilewski Kazimierz, Gruchalski Ludwik: Pokładowy przebieg zużycia paliwa . . .	9	13	S		
Glazer Andrzej — patrz Frydrychewicz Andrzej . . .	3	31	Skrzyński Stanisław, Litwińczyk Mieczysław: Uwagi o aerodynamiczności profili szybowcowych . . .	2	11
Gliwa Marian: Określenie wielkości ziarna austenitu w stalach . . .	1	35	Smolicz Tomasz — patrz Morawski Janusz M. . .	1 i 2 s.	5
Gronek Tadeusz, Chodorowski Jan: Wpływ topienia próżniowego na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych . . .	9	20	Stafiej Wiesław: Obliczeniowe konsekwencje wzrostu masy szybowca . . .	6	5
Gruchalski Ludwik — patrz Gilewski Kazimierz . . .	9	13	Stanisławski Jarosław — patrz Bereżański Jerzy . . .	6	8
Grzegorzewski Jerzy: Radzieckie silniki rakiet kosmicznych . . .	8	21	Stanisławski Jarosław — patrz Bereżański Jerzy . . .	7	23
J			Stanisławski Jarosław — patrz Bereżański Jerzy . . .	8	9
Jaworski Edmund: Analiza przebiegu parametrów gazodynamicznych i mocy turbinowego silnika śmigłowego podczas przyspieszania . . .	1	13	Staszek Jan: Problem głębokiego przeciągnięcia szybowców . . .	4	5
K			Superson Waldemar — patrz Oralewski Piotr St. . . .	2	26
Kania Wojciech: Interceptory w lotnictwie . . .	1	7	Superson Waldemar — patrz Oralewski Piotr St. . . .	11	11
Kędziński Jerzy, Pleciński Przemysław, Świtkiewicz Roman: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. I. Geneza programu i budowa szybowca . . .	7	5	Świtkiewicz Roman — patrz Kędziński Jerzy . . .	7	5
Cz. II. Opis konstrukcji . . .	8	5	Świtkiewicz Roman — patrz Kędziński Jerzy . . .	8	5
Cz. III. Badania naziemne, próby w locie . . .	9	10	Świtkiewicz Roman — patrz Kędziński Jerzy . . .	9	10
Kosiół Ryszard: Śmigłowe usługi agrolotnicze WSK PZL-Świdnik . . .	3	35	Szczeciński Stefan — patrz Orkisz Marek . . .	1	32
Krauze Jan — patrz Pieprzyk Roman . . .	7	8	Szumański Kazimierz — patrz Bereżański Jerzy . . .	6	8
Krawczyk Marian: Zastosowanie przyrządu SIGMA oraz projektora Cyklop do sprawdzania profili pióra łopatek silników lotniczych . . .	2	8	Szumański Kazimierz — patrz Bereżański Jerzy . . .	7	23
L			Szumański Kazimierz — patrz Bereżański Jerzy . . .	8	9
Lasoń Jan: Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego . . .	5	1	Z		
			Zaremba Wacław: Rozwój samolotu MC Donnell Douglas DC-10 . . .	7	27
			Ziemborak Jerzy: Wpływ czynników pilotażowych i agrotechnicznych na zakres użytkowania samolotu rolniczego . . .	1	10
			Zwierzyński Jan: Chaos czy porządek w ruchu lotniczym . . .	1	26

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Spiska 4 m. 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: O prawdę o polskich konstrukcjach lotniczych z KRAJU, ZE ŚWIATA	Str. 1
Z. Brodzki: Nowoczesne odmiany śmigła (II)	4
R. Marcinkowski: Udział polskich samolotów M18 Dromader w walce z pożarami na Łazurowym Wybrzeżu	7
J. Kędziński, P. Pleciński, R. Świtkiewicz: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. III. Badania naziemne, próby w locie	10
K. Gilewski, L. Gruchalski: Pokładowy przelicznik zużycia paliwa	13
KARTOTEKA TLiA: L-13 Vivat — Czechosłowacja Mitchell-Procter Kittiwake I — Wlk. Brytania	15
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Układy sterowania (I)	19
T. Groniek, J. Chodorowski: Wpływ topienia próżniowego na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych	20
B. Lesiecki: Metody pomiaru oprysków agrolotniczych — przegląd literatury	22
A. Glass: Projekty zespołów konstrukcyjnych z Politechniki Warszawskiej (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	24
PROJEKTY: Rutan Aircraft Factory RAF 78-1 — USA	26
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	27
KSIAŻKI LOTNICZE	28
Roczny spis treści TLiA 1982	29
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty szkolne Albatros BII: aeroklubowy i Pawła Z...
wa — rys. K. Cieślak

BRODZKI Z.: Nowoczesne odmiany śmigła (II). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 4

Omówiono zmiany konstrukcyjne oraz najważniejsze cechy eksploatacyjne nowej odmiany śmigła. Są to śmigła: wentylatorowe i obudowane w pierścieniowych osłonach o dużym obciążeniu, słabo obciążone śmigła nośne i niejako pośrednie pod względem obciążenia — śmigła samolotowe.

MARCINKOWSKI R.: Udział polskich samolotów M18 Dromader w walce z pożarami na Łazurowym Wybrzeżu. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 7

Przedstawiono wyniki stosowania lekkich samolotów przeciwpożarowych do zapobiegania pożarom i likwidowania ich w zarodku. Podano porównanie stosowania samolotów M18 Dromader, Thrush Commander, Grumman Ag-Cat i Pilatus Porter.

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. III. Badania naziemne, próby w locie. TLiA, t. XXXVII, 1982 r., nr 9, s. 10.

W cz. III artykułu przedstawiono opis badań i prób naziemnych poprzedzających oblot, przebieg pierwszych prób w locie oraz charakterystykę podstawowych właściwości lotnych szybowca ULS.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Pokładowy przelicznik zużycia paliwa. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 13

W artykule przedstawiono elektroniczny przelicznik pokładowy umożliwiający założenie optymalizację parametrów lotu w celu minimalizacji zużycia paliwa.

GRONEK T., CHODOROWSKI J.: Wpływ topienia próżniowego na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 20

W artykule przedstawiono zagadnienie wpływu topienia w próżni na właściwości mechaniczne odlewniczych stopów żarowytrzymałych o znakach ZS6K i Ł114 (EI857), stosowanych w przemyśle lotniczym. W zależności od ustalonego poziomu próżni w komorze topienia i odlewania pieca uzyskano dane dotyczące stabilności składu chemicznego, poprawy wytrzymałości na rozciąganie R_m^t i czasu peizania.

LESIECKI B.: Metody pomiaru oprysków agrolotniczych — przegląd literatury. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 22

Przedstawiono stosowane metody pomiaru równomierności rozmieszczenia kropel cieczy i ich widmo — jako podstawę oceny jakości oprysku agrolotniczego — w oparciu o literaturę tematu.

GLASS A.: Projekty zespołów konstrukcyjnych z Politechniki Warszawskiej. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 9, s. 24

Opisano projekty samolotu sportowego SLPW-1 oraz motoszybowców AW-31 (AW-51), Moto-Foki i KNL-1 opracowanych przez zespoły konstruktorów działających na Politechnice Warszawskiej w latach 1949-1976.

CONTENTS

BRODZKI Z.: Modern versions of propellers (II). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 9, p. 4

Design modification and the most important working features of new propeller versions have been discussed. These versions include: strongly loaded fan-type propellers and shrouded airscrews with ring-shaped shrouds, lightly loaded carrying propellers and, so to say, medium loaded airplane airscrews.

MARCINKOWSKI R.: Participation of Polish airplanes M18 Dromader in fire-fighting at the Azure Coast. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 9, p. 7

Results of the use of light fire-fighting airplanes to prevent fires and to kill them in the gerum have been presented. A comparison between operation of M18 Dromader, Thrush Commander, Grumman Ag-Cat and Pilatus Porter airplanes has been given.

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Experimental design. Ultra-light glider ULS made of polymer composites. Part III. Ground and flight tests. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 9, p. 10

Description of investigations and ground tests prior to flight tests, the course of the first flight tests and basic flight characteristics of the ULS glider have been presented in Part III of this paper.

cd. na II okł.

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Guźdź, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1081-1300-82. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z-34.

Cena pojedynczego egz. zł 50.—

Prenumerata roczna zł 600.—

INDEKS 37969