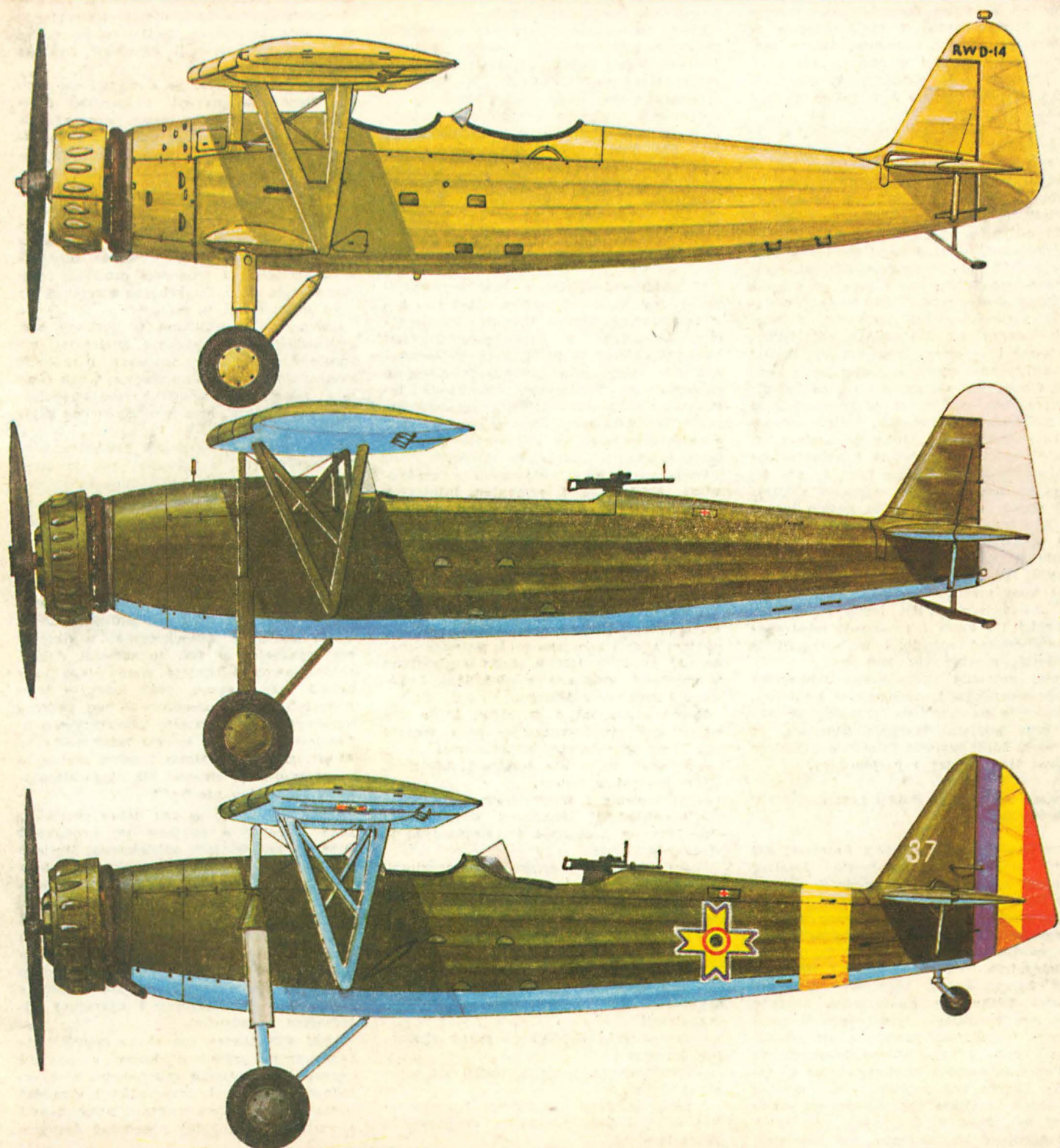


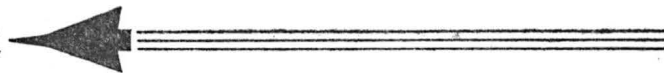
TECHNIKA

3'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Zebrań odczytowe

26 października 1983 r. odbyło się w gmachu NOT w Warszawie pierwsze po okresie urlopowym lotnicze zebranie odczytowe zorganizowane przez Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Lotnictwa. Zebranie było poświęcone historii i legendzie samotnego przelotu S. Skarżyńskiego nad Atlantykiem Południowym, dokonanego 7-8 maja 1933 r. na samolocie RWD-5 bis, w barwach Aeroklubu Rzeczypospolitej. Ten rekordowy lot sprzed półwiecza, który rozstawił polskie lotnictwo przedwojenne, omówili prelegenci: mgr inż. Andrzej Glass i inż. pil. Andrzej Abłamowicz.

Mgr inż. A. Glass obszernie scharakteryzował polskie próby i niepowodzenia w zamierzonych lotach nad Atlantykiem, które rozpoczęły się już w 1925 r. oraz omówił przygotowanie samolotu S. Skarżyńskiego, RWD-5 bis, do lotu (patrz artykuł w TL4A nr 12/83).

Inż. A. Abłamowicz przypomniał, że w owym czasie historia lotnictwa odnotowała już kilka bohaterskich rajdów, lecz kpt S. Skarżyński przeleciał nad Atlantykiem na lekkim turystyczno-sportowym samolocie (z silnikiem ok. 88 kW) nieporównywalnym z innymi, poza tym pobił rekord lotu w swej kategorii — stąd rodzi się sława tego wyczynu. W jego przedsięwzięciu nie było ryzykanctwa. Wierzył w sukces, gdyż przestudiował dostępne książki, mapy i informacje meteorologiczne. Wiedział o wiatrach i cyrkulacji powietrza w półkuli południowej i w strefie równikowej. Poznał warunki burz i sytuacje związane z porą dnia. Orientował się, czym grozi odchylenie z kursu. Nie był jednak w stanie poznać zasięgu burz tropikalnych, więc niepotrzebnie wznosił się, żeby je ominąć. O prawdziwości rozumowania i kalkulacjach S. Skarżyńskiego świadczy fakt, że gdy lądował w Brazylii, miał jeszcze w zbiornikach zapas paliwa na kilka godzin lotu.

S. Skarżyński wystartował z lotniska St. Luis w Afryce zachodniej o godz. 23 i po prawie 21 godzinach doleciał do Maceió w Brazylii. W ten sposób pas deszczów i front burz przebył o świcie i rano lądował „na świeżo”. Pilot leciał ze średnią prędkości 175 km/h i ustanowił międzynarodowy rekord odległości w kategorii II samolotów sportowych: 3582 km.

Temat zebrania odczytowego zainteresował pracowników i sympatyków lotnictwa. Frekwencja na zebraniu (przybyły 22 osoby) oraz podjęta dyskusja świadczą, że dla wielu ludzi historia lotnictwa polskiego stanowi temat żywy i pasjonujący.

Pierwsze seminarium Sekcji Lotniczej SIMP w Rydzynie

Plan pracy Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP przewidywał seminarium lotnicze Wszechnicy SIMP. W Rydzynie w dniach 8-10 marca 1983 r., jako pierwsza, odbyła się „Kursokonferencja w sprawie zasad i szczegółowych przepisów eksploatacji statków powietrznych”.

Seminarium, zorganizowane wspólnie przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP i Dział Techniczny Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, zgromadziło 34 techników i inżynierów (łącznie z przedstawicielami PLL LOT), odpowiedzialnych za użytkowanie sprzętu lotniczego oraz za fachowy nadzór nad ruchem i eksploatacją.

W skład komitetu organizacyjnego kursu weszli kol. kol.: E. Jagieliński, A. Orzel, B. Stachula i W. Zaremba, zaś kierownikiem seminarium został główny inspektor

kontroli cywilnych statków powietrznych inż. H. Koziej.

Trzydniowe seminarium zostało przeprowadzone w celu ustalenia tez i tekstów, zredagowanych wstępnie w projekcie „Przepisów eksploatacji statków powietrznych”. Program kursokonferencji przewidywał zapoznanie uczestników z treścią poszczególnych rozdziałów i załączników projektu, ich merytoryczne przedyskutowanie i zatwierdzenie do wprowadzenia w życie w obowiązujących przepisach.

Kierownictwo Wszechnicy SIMP, w celu uatrakcyjnienia kursu i zapewnienia relaksu uczestnikom, w trzecim dniu pobytu zorganizowało wycieczkę do Centrum Szybowcowego APRL w Lesznie.

Prace redakcyjno-szkoleniowe zakończyło podsumowanie wyników, którego dokonał przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP, dyrektor techniczny CZLC kol. A. Misiorek.

Zorganizowane przez Sekcję Lotniczą, administrację lotnictwa cywilnego i Wszechnicę SIMP seminarium w Rydzynie wykazało, jak można szybko i ewidentnie uzyskać pogłębioną, fachową konsultację specjalistów, z równoczesnym szczegółowym poznanieniem tematu przez osoby służbowo do tego zobowiązane.

Muzealnictwo lotnicze w Polsce

12 października 1983 r. pod przewodnictwem kol. T. Królikiewicza odbył swe kolejne zebranie Zespół Historii, Piśmiennictwa Lotniczego i Propagandy Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Z licznych mankamentów, które można przypisać polskiemu muzealnictwu lotniczemu, członkowie Zespołu omówili najważniejsze niedowłady, braki i trudności, wymagające pilnego przedyskutowania na sekcyjnym koleżeńskim spotkaniu „okrągłego stołu”.

Wiele problemów związanych z uzyskaniem, ekspozycją i remontem lotniczych obiektów muzealnych, jak również z posłaniem oraz przechowaniem dokumentów historycznych i archiwaliów lotniczych należy szybko i sprawnie rozwiązać tak, aby tę cenną substancję narodową ocalić od przypadku, zniszczenia lub zapomnienia.

Wszelkie sprawy oraz zamierzenia dotyczące muzealnictwa i archiwistyki lotniczej nabierają dziś specjalnego i ważnego znaczenia, gdyż w 1984 r. będą obchodzone uroczystości związane z 40-leciem Ludowego Lotnictwa Polskiego.

Wśród zagadnień i tematów, które powinny być przedyskutowane na spotkaniu przy „okrągłym stole” wymieniono:

- sposoby ożywienia lotniczej działalności muzealnej w Polsce,
- wyjaśnienie i sformalizowanie koncepcji odpowiedniej lokalizacji warszawskiej filii Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie,
- opracowanie programu i scenariusza ekspozycji obiektów muzealnych,
- opracowanie dokumentacji remontowej posładanego sprzętu,
- znalezienie miejsca na archiwa dokumentacji fabrycznej i wprowadzenie obowiązku ich gromadzenia i przekazywania,
- zorganizowanie pomocy dla Muzeum w postaci społecznego stowarzyszenia lub organizacji,
- zapewnienie współpracy grupy ekspertów lotniczych,
- umożliwienie podjęcia badań na terenie Muzeum,
- podjęcie akcji wymiennej i remontowej z lotniczymi ośrodkami krajowymi i zagranicznymi,
- omówienie zasad polityki w stosunku

do innych ośrodków i punktów muzealnych w kraju.

Zebrani ustalili listę osób, które powinny wziąć udział w spotkaniu koleżeńskim sekcji lotniczych SIMP i SITK, poświęconym ocaleniu od zaprzepaszczenia i zapomnienia polskich lotniczych pamiątek nauki, przemysłu, komunikacji i sportu oraz indywidualnej i społecznej działalności w naszej branży.

Dyskusja nt. produkcji Mewy

3 listopada ub.r. staraniem Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP odbyło się spotkanie przedstawicieli Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu, przyszłych użytkowników samolotu PZL-M20 Mewa i członków Zarządu SL SIMP.

Zebrań, na które — z wyjątkiem tzw. decydentów — przybyli najbardziej zainteresowani produkcją Mewy, zostało zwołane w celu wstępnego omówienia zagadnień produkcyjnych tego licencyjnego samolotu (Piper-Seneca) przed zaplanowanym przez Zarząd koleżeńskim spotkaniem „okrągłego stołu”.

Skrupulatne i fachowe omówienie zagadnień produkcyjnych samolotu Mewa stało się konieczne, gdyż wobec zaistniałych przeszkód i trudności produkcyjnych wytworzyła się nieprzychylna atmosfera do jego kontynuacji w serii.

Głównymi uczestnikami w dyskusji byli pracownicy OBR wytwórni mieleckiej, referujący sytuację w produkcji i próbach prototypów i partii informacyjnej, jak również zagadnienia konstrukcyjno-wyposażeniowe samolotów, oraz przedstawiciele użytkowników.

Prototyp Mewy przeszedł pomyślne próby statyczne i jakkolwiek prób w locie samolotu jeszcze nie ukończono, to jednak wylatano już 450 h i można stwierdzić, że konstrukcja jest udana. Oczywiście są pewne mankamenty (choćby konieczność czyszczenia świec silnikowych co 10 h), które przecież dadzą się usunąć. Mewa nadaje się do szkolenia lotniczego, do przelotów służbowych, średniodystansowego transportu oraz do lotów w pogotowiu lotniczym. Dotychczasowe użytkowanie wykazało, że jest to samolot dobry, pełnosprawny i istnieje szansa jego produkcji oraz rozwoju, przy czym — jako dwusilnikowy kilkuosobowy — jest bezkonkurencyjny w krajach socjalistycznych. Lotnictwo sanitarne zgłasza zamówienie na 40 szt. samolotów Mewa i pełna realizacja zapotrzebowania stanowi dla niego alternatywę „być albo nie być”.

Jeżeli dla Mewy są tak dobre prognozy, skąd niepokój o podjęcie jej produkcji? Otóż potrzebne jest kilkadziesiąt tysięcy dolarów tzw. „wsadu dewizowego” na każdy samolot na zakup niezbędnego wyposażenia. Jednak analizując zagadnienie dochodzi się do wniosku, że większość pozycji wyposażenia uda się zastąpić krajowymi; dotyczy to przede wszystkim osprzętu silnikowego. Jednak dwa urządzenia, uznane za niezbędne, muszą być sprowadzone z USA: pilot automatyczny i aparatura odladzająca (Goodricha).

WSK PZL-Mielec, nie chcąc dopuścić do zaprzestania produkcji Mewy z powodu czasowej niemożności zainstalowania w seryjnych samolotach przyrządów i urządzeń zagranicznych, zdecydowała w samolot nr 5 z partii informacyjnej wbudować dostępne



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX MARZEC 1984

TECHNIKA

3'84

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Jakimi drogami rozwija się współczesny samolot?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Aby szukać odpowiedzi na to pytanie, należy sobie przypomnieć, że samolot składa się z płatowca, silnika i wyposażenia. Oczywiście rozwój każdego z tych elementów trzeba rozpatrywać osobno.

Płatowiec od chwili swego powstania na początku tego stulecia stale rozwija się pod względem aerodynamiki oraz efektywności konstrukcji, tzn. jej lekkości, przy spełnianiu wymaganych zadań. W dziedzinie aerodynamiki odkryto i zastosowano tak wiele, że samolot bliski jest pułapowi swych możliwości w tym zakresie. Rozwój konstrukcyjny osiągnął już bardzo wysoki poziom zarówno pod względem stosunku masy użytecznej samolotu do masy konstrukcji, jak i pod względem niezawodności, funkcji użytkowych oraz możliwości materiałowych, technologicznych, produkcyjnych, a także ekonomii produkcji i ekonomii użytkowania płatowca. Podsumowując, płatowiec jest bliski pułapowi możliwości. Taki stan rozwoju technicznego jakiegokolwiek maszyny charakteryzuje krzywa nasycenia, która zbliża się asymptotycznie do pułapu. W takiej sytuacji dalsze udoskonalenie maszyny jest dość trudne, gdyż wymaga bardzo dużych nakładów finansowych. Często poprawa właściwości o 5% wymaga zwiększenia nakładów o 50%. Dlatego wiele płatowców skonstruowanych 20, 15 czy 10 lat temu jest wciąż w produkcji, są tylko stopniowo ulepszone. Zaś faktyczne ulepszenie danego typu samolotu odbywa się poza konstrukcją płatowca. Dlatego w ostatnich latach powstaje coraz mniej nowych prototypów, a coraz częściej przeprowadza się modernizacje dawnych konstrukcji lub bierze licencje konstrukcji wypróbowanych. Przykładem jest wiele. Wystarczy wymienić wskrzeszenie produkcji samolotów Atlantic i Transall, modernizację samolotu Mentor na Turbo Mentor, Pilatus P-3 na Turbo Trainer czy An-2 na An-3 oraz zakup przez USA licencji na samolot Hawk.

Na jakiej więc drodze odbywa się współcześnie rozwój samolotu? Pozostają tylko dwie możliwości: napęd i wyposażenie.

Napęd samolotu zmieniał się w trakcie rozwoju płatowca. Najpierw stosowano silnik tłokowy, następnie odrzutowy i turbośmigłowy. Lecz błędny jest pogląd, że silnik tłokowy został na samolocie zastąpiony odrzutowym. Trzeba zdawać sobie z tego sprawę, że po prostu nastąpił podział napędów samolotu wg zakresu prędkości samolotów.

Napęd tłokowy jest nadal podstawowym napędem samolotów lekkich o prędkościach lotu do 300 km/h. Silnik tłokowy już w latach czterdziestych znalazł się blisko pułapu swych możliwości. Główną modernizacją wprowadzoną na służbowych samolotach sportowych jest stosowanie turbosprężarki do uzyskania większej mocy podczas lotu na wysokości kilku tysięcy metrów. Również śmigło do samolotów lekkich jest już niemal maksymalnie udoskonalone.

Napęd turbośmigłowy jest domeną samolotów transportowych (tak lekkich, jak i średnich) o prędkości lotu od 300 do 600 km/h oraz ciężkich samolotów rolniczych. Napęd ten jeszcze się rozwija. Wciąż powstają nowe silniki lub ulepszone odmiany silników o coraz mniejszym zużyciu paliwa. Istnieją też szanse na rozwój śmigieł dla większych prędkości lotu.

Napęd odrzutowy nadal szybko się rozwija, zwłaszcza w kierunku zmniejszenia zużycia paliwa. Napęd ten stosowany jest do samolotów pasażerskich, służbowych, bojowych i części treningowych. Stosowanie ekonomiczniejszego

silnika jest jedną z częstszych dróg modernizacji samolotów. Napęd odrzutowy nie osiągnął jeszcze szczytu swych możliwości, choć stopień jego rozwoju jest już wysoki.

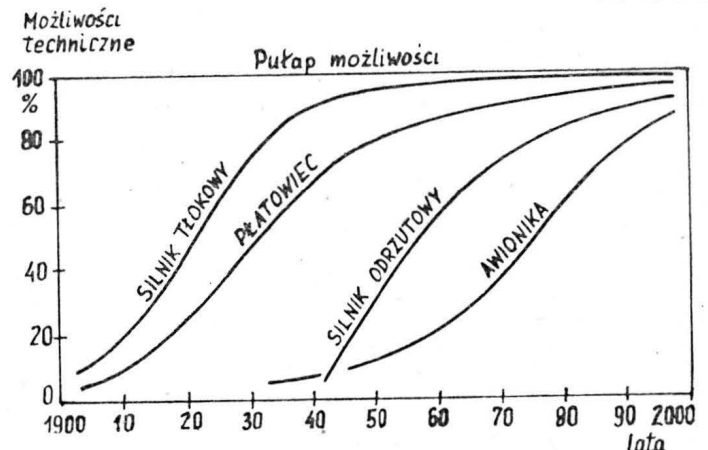
Dziedzina, w której są największe możliwości rozwoju jest wyposażenie samolotu i osprzętu. Rozwój ten jest szczególnie szybki w elektronice lotniczej zwanej awioniką. Jest to główna droga rozwoju współczesnego samolotu. Można twierdzić, że rozwój współczesnego samolotu odbywa się przede wszystkim przez stosowanie coraz bogatszej awioniki.

Awionika służąca radiokomunikacji i radionawigacji znalazła szersze zastosowanie w samolotach dopiero w latach trzydziestych, gdy płatowiec i silnik były już dość rozwinięte. Dalszy jej rozwój nastąpił w latach II wojny światowej w postaci radiolokacji. Największy rozwój awioniki nastąpił w ostatnim dwudziestoleciu. W skład wyposażenia samolotu weszły komputery, wskaźniki projekcyjne, nawigacyjne systemy bezwładnościowe, urządzenia laserowe i wiele innych nowości. Rozwój możliwości awioniki, czyli wykonywanych funkcji, szedł w parze ze zmniejszeniem się masy urządzeń i wzrostem ich niezawodności.

Dziś przed samolotem stawia się nie tylko wymagania latania, lecz również wymagania wykonywania lotów w warunkach bez widzialności (IFR). Do tego jest niezbędne odpowiednie wyposażenie awioniczne. W jego skład wchodzi wielokanałowa radiostacja korespondencyjna, radiokompas, układ VOR/ILS, radiomarker (znacznik), a uzupełniają je: radioodległościomierz, radiowysokościomierz, pilot automatyczny, układy nawigacyjne (Doppler, Loran), radiolokatory nawigacyjne (m.in. transponder), radiolokator meteorologiczny i wiele innych.

Dziś wartość użytkową samolotu ocenia się wg jego wyposażenia. Awionika stanowi od 30 do 60% ceny samolotu, przy czym cena 1 kg awioniki jest 50÷500 razy wyższa od ceny 1 kg płatowca. Dlatego rozwój awioniki jest głównym kierunkiem rozwoju współczesnego samolotu, tak lekkiego (sportowego, rolniczego, dyspozycyjnego i transportowego), jak ciężkiego (pasażerskiego i bojowego). Tę prawdę dość dawno zrozumiały liczące się na rynku światowym wytwórnie samolotów lekkich. Dlatego też Piper

cd. na s. 2





CHINY

● W grudniu 1983 r. rozpoczęły się próby homologacyjne pierwszego śmigłowcowego silnika licencyjnego Arriel, w którym 3 moduły na 5 wykonano w Chinach. (Av. Mag. 861)



CZECHOSŁOWACJA

● W 1981 r. lotnictwo rolnicze obsłużyło 5,16 mln ha upraw rolnych, zaś w 1985 r. ma obsłużyć 5,88 mln ha, czyli wzrost wyniesie 14%. (FR 11/83)



FRANCJA

● 14.9.1983 r. wykonał pierwszy lot egzemplarz doświadczalny nr 3 aerobusu A-300 z elektrycznym sterowaniem lotkami i sterem wysokości — w miejsce dotychczasowego wolantu. Sterowanie elektryczne zostało zastosowane na samolotach myśliwskich Mirage 2000 i F-16. (Aerospatiale 4/83)

● 130 śmigłowców cywilnych produkcji francuskiej znajduje się w użyciu w Japonii. Są to śmigłowce Puma, Dauphin i Ecureuil. Są one głównie wykorzystywane jako pożarnicze. (Aerospatiale 3/83)

● W ciągu 10 lat od wykonania pierwszego lotu przez samolot szkolno-treningowy Alpha-Jet (26.10.1973 r.) zbudowano 400 samolotów tego typu na zamówionych 506. (GIFAS 1363)

● W wytwórni Reims Aviation 9.11.1983 r. wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz 12-miejscowego samolotu Reims-Cessna F406-5. (GIFAS 1363)

● Wytwórnia Dassault-Breguet zbudowała 1400 samolotów myśliwskich Mirage III (wraz z odmianami Mirage 5 i 50) w ciągu 25 lat produkcji tego samolotu. (GIFAS 1363)

● Wytwórnia Mudry otrzymała z USA zamówienie na 20 dwumiejscowych drewnianych samolotów szkolno-akrobacyjnych CAP10. (GIFAS 1362)

● 1 listopada 1983 r. 30 linii lotniczych użytkowało już 219 samolotów Airbus A300B. Średnie dzienne wykorzystanie samolotu A300 wynosi 6 h 20 min, zaś kilka linii lotniczych wykorzystuje te samoloty po 10 h dziennie. (GIFAS 1362)

● Australia zamówiła 10 śmigłowców wojskowych AS350B Ecureuil. Poprzednio zamówiła 18 śmigłowców tego typu. (Av. Mag. 862)

● Okres międzyremontowy turbowałowego silnika śmigłowcowego Arriel wynoszący 2000 h ma być w 1984 r. podniesiony do 3000 h, a w 1986 r. do 4000 h. Dotychczas zbudowano 1000 silników tego typu. (Av. Mag. 861)

● W 1983 r. subwencje państwowe dla lotnictwa sportowego wynosiły 16 mln F

i wzrosły o 50% w stosunku do 1982 r. Z tej sumy 8 mln F przyznano na szkolenie samolotowe, 6,5 mln F na szkolenie szybowcowe, 0,25 mln F na konstrukcje amatorskie, 0,25 mln F na modelarstwo lotnicze i 1 mln F na różne cele (7,5 F \approx 1 dol.). (Av. Mag. 863)



HISZPANIA

● W dniu oblotu prototypu samolotu transportowego CASA-Nurtanio CN-235, 10.11.1983 r., wytwórnia miała zamówienia na 106 samolotów tego typu oraz opcje (wstępne zamówienia) na dalsze 23. (Av. Mag. 863)



IZRAEL

● Izraelskie lotnictwo wojskowe zamierza zmodernizować 100 samolotów myśliwsko-szturmowych F-4 Phantom II przez wymianę silników na Pratt Whitney PW1120.



JAPONIA

● W projektowaniu znajduje się odrzutowy samolot treningowy Kawasaki XT-4 napędzany dwoma silnikami IHI XF-30. Masa całkowita samolotu ma wynosić 7500 kg, prędkość maks. 1000 km/h, wzniesienie 53 m/s, pułap 15 400 m. Prototyp ma wykonać pierwszy lot w 1985 r. (FR 11/83)



KANADA

● Bell buduje wytwórnię śmigłowców w Kanadzie. Zakład produkcyjny i doświadczalny w Mirabel ma mieć 27 870 m² zabudowań. Ma on produkować śmigłowce Bell 400A TwinRanger z silnikami PT6. Na budowę zakładów i uruchomienie produkcji rząd kanadyjski daje wkład w wysokości 400 mln dol. (Rotor Wings 12/83)



RFN

● Wytwórnia samochodowa Porsche zbudowała prototyp 6-cylindrowego silnika lotniczego PFM 3200 o mocy 154 kW (210 KM), który przechodzi próby w locie na samolocie Cessna 182 w wytwórni Grob. (Adler 11/83)

● Na motoszybowcu Nimbus 3MR (wersja szybowca Nimbus 3) F. Reub ustalili 3.1.1983 r. rekord prędkości w locie po trójkątce 300 km, uzyskując 140,7 km/h. Rozpiętość motoszybowca wynosi 24,3 m. Zabiera on 130 kg balastu wodnego (szy-

bowiec Nimbus 3 zabiera 240 kg balastu). Sterowność poprzeczna 45/45° wynosi 6 s. (Adler 11/83)

● Współczynniki handicapowe obowiązujące dla szybowców w 1984 r. w RFN:

klasa otwarta:	
Nimbus 3 (24,5 m), ASW 22 (24 m)	124
SB 10	118
Janus C (20 m), Diamant 18 m, Mü 27, SB 8, DG-400	108
Janus B (18 m), Calif, Diamant 16,5 m, Mü 26, B 12	104
klasa zawodnicza 15 m:	
LS-4, Falcon, DG-300, LS-3 Std, ASW-19, DG-100, Cirrus 75	104
Cirrus Std, Jantar Std, Hornet, LS-IF, G-202 Std III	102
Std Libelle, PIK20F, Cobra 15, Astir CS, Elfe 4D, LS-1C/D, Phoebus B, FVA 20	100

klasa klubowa:	
Salto 15 m	98
Twin Astir, G 103 Twin	96
G 109, H36 Dimona, SF-36	84

● 500 szybowców Glaser-Dirks zostało zbudowanych w ciągu 10 lat istnienia wytwórni. Na tę liczbę składa się 105 szybowców DG-100 (w tym 16 DG-100G), 189 DG-200 (w tym 63 DG-200/17 i 22 DG-200/17C), 51 motoszybowców DG-400 oraz zbudowane w Jugosławii 150 DG-100 Elan (w tym 117 DG-100G) i 5 DG-300 Elan. (Adler 11/83)



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Airship Industries otrzymała z Japonii zamówienie na sterowiec Skyship 600. W budowie znajduje się 8 sterowców dla różnych odbiorców. Koszty prac prototypowych pochłonęły ponad 5 mln dol. (Air Int. 8/83)

● Samolot obserwacyjny Edgley Optica sprzedawany jest po 55 000 funtów. Dwa samoloty tego typu zamówiła Nowa Zelandia, dwa Arabia Saudyjska. Zamówienia opiewają na 41 samolotów, lecz wytwórnia spodziewa się dalszych zamówień, licząc na sprzedaż 100 szt. (Air Int. 8/83)

● 1 września 1983 r. wykonał pierwszy lot turbosmigłowy samolot szkolno-treningowy NDN-1T Firecracker. Napęd samolotu stanowi silnik PT6A-25A o mocy 415 kW (550 KM). Zainteresowanie samolotem wykazuje brytyjskie lotnictwo wojskowe, które potrzebuje 150 samolotów tej klasy. (SBAC 232)



ZSRR

● Od 1961 r. radziecki przemysł lotniczy wyeksportował 4500 samolotów i śmigłowców do 55 krajów. W tej liczbie znajduje się 1000 samolotów Antonowa (głównie An-24 i An-26, trochę An-2), ponad 100 Tu-134 i kilkadziesiąt Tu-154 oraz ponad 2000 śmigłowców (Mi-4, Mi-6, Mi-8, Ka-26). (FR 11/83)

cd. ze s. 1

i Learjet oraz przemysł czeskosłowacki uruchomiły własną produkcję awioniki. Bowiem nowoczesna awionika decyduje o szansie zbytu samolotu, jego cenie sprzedażnej i zyskach. Decyduje o postępie technicznym samolotu. Dlatego o nowoczesności przemysłu lotniczego w danym kraju decyduje poziom produkowanej przezeń awioniki.

Nasz przemysł już pięćdziesiąt lat temu w produkcji płatowców i silników lotniczych dorównał poziomowi świa-

towemu i dotrzymuje kroku innym krajom. Lecz mimo różnych głosów „wołających na puszczy” nie zauważa on, że środek ciężkości postępu i korzyści ekonomicznych przesunął się na awionikę. Jeśli założyć, że w stosunku do krajów torujących drogę postępowi technicznemu w lotnictwie jesteśmy co najmniej o kilkanaście lat w tyle, to załączony wykres pokazuje gdzie się znajdujemy w porównaniu z innymi w dziedzinie płatowców, silników i awioniki.

Przewozy lotnicze w PLL LOT

w latach 1981 i 1982

STATYSTYKA LOTNICZA



Przewozy pasażerów i ładunków

A. Przewozy pasażerów (regularne i nieregularne)

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981 r., %
Liczba przewiezionych pasażerów			
Przewozy regularne:	1 592 754	755 501	47,4
— międzynarodowe	886 825	322 624	36,4
— krajowe	705 929	432 877	61,2
Przewozy nieregularne:	118 372	151 535	128,0
— międzynarodowe	111 088	150 590	135,6
— krajowe	7 284	945	13,0
Razem	1 711 126	907 036	53,0

B. Przewozy pasażerów (międzynarodowe i krajowe)

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981 r., %
Liczba przewiezionych pasażerów:			
— przewozy międzynarodowe	997 913	473 214	47,4
— przewozy krajowe	713 213	433 822	60,8
Razem	1 711 126	907 036	53,0

C. Przewozy ładunków (regularne i nieregularne)

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981 r., %
Przewiezione tony ładunków			
Przewozy regularne:	10 591	5548	52,4
— międzynarodowe	7 570	3690	48,7
— krajowe	3 021	1858	61,5
Przewozy nieregularne:	1 112	3472	312,2
— międzynarodowe	1 071	3464	323,4
— krajowe	41	8	19,5
Razem	11 703	9020	77,1

D. Wykorzystana zdolność przewozowa ładunków (w tkm)

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981 r., %
Wykonano tys. km w przewozie ładunków			
Przewozy regularne:	20 423	7 513	36,8
— międzynarodowe	19 359	6 868	35,5
— krajowe	1 064	645	60,6
Przewozy nieregularne:	3 203	7 116	222,2
— międzynarodowe	3 186	7 113	223,3
— krajowe	17	3	17,6
Razem	23 626	14 629	61,9

Przewozy przesyłek wg rodzajów

A. Przewozy na liniach międzynarodowych

Rodzaj przesyłek	1981 r.		1982 r.		1982/1981, %	
	ton	tkm, tys.	ton	tkm, tys.	ton	tkm, tys.
Towar	4989,0	15 129,0	5471,0	10 680,0	109,7	70,6
Bagaż płatny	749,8	1 743,7	494,1	1 051,3	65,9	60,3
Poczta	2902,4	5 672,2	1188,8	2 250,0	41,0	39,7
Razem	8641,2	22 544,9	7153,9	13 981,8	82,8	62,0
Udział procentowy w ogólnej pracy przewozowej		10,5%		14,0%		

B. Przewozy na liniach krajowych

Rodzaj przesyłek	1981 r.		1982 r.		1982/1981 r., %	
	ton	tkm, tys.	ton	tkm, tys.	ton	tkm, tys.
Towar	2625,7	916,2	1746,4	602,3	66,5	65,7
Bagaż płatny	103,0	37,6	98,4	36,4	95,5	96,8
Poczta	333,2	126,8	21,7	8,9	6,5	7,0
Razem	3061,9	1080,6	1866,5	647,6	60,9	4,8
Udział % w ogólnej pracy przewozowej		5,1%		5,0%		

H. M.

Errata

W art. pt. „Systemy i metody obsługi sprzętu lotniczego stosowane w PLL LOT” mgr. inż. Zdzisława Sobolewskiego, zamieszczonym w nrze 1/84 TLiA zauważono następujące błędy: na kol. 8 lewa szpalta wiersz 11 od góry jest: tego, że niewielka liczba sprzętu, powinno być: tego, że niewielka liczba osprzętu...;

w „główce” tabl. 1 jest: A, B powinno być: A, B
A₂ A₁ A₁ A₂

w „główce” tabl. 3 jest: Kryteria i nr przelotu, powinno być: Kryteria i nr przeglądu oraz w rubryce dotyczącej samolotu Il 62M jest: 110-125h powinno być: 110+125h; na kol. 10 prawa szpalta 5 wiersz od góry jest: niszczanie remontowe dostawcy..., powinno być: niszczaniem remontowymi dostawcy... na kol. 11 lewa szpalta wiersz 26 od góry jest: Personelu latający, powinno być: Personel latający. Przy nazwisku Autora opuszczono tytuł mgr.

Nadto Autor składa podziękowanie tym współpracownikom i kolegom, którzy udzielili Mu pomocy, zbierając przyczynki do poszczególnych tematów, dane statystyczne lub techniczne.

Redakcja przeprosza Autora i Czytelników.

Samoloty komunikacji lokalnej (II)

Mgr PIOTR GÓRSKI

Samoloty poprzedniej generacji

Trudno używać określenia „generacja” w odniesieniu do samolotów, które powstały głównie w latach siedemdziesiątych i wcześniej. Określenie to należy raczej potraktować umownie, nie tylko dlatego, że są to maszyny niezwykle zróżnicowane i to pod bardzo wieloma względami, ale przede wszystkim dlatego, że tylko bardzo nieliczne powstały specjalnie z myślą o komunikacji lokalnej.

O ile z innego punktu widzenia użyteczny (i najczęściej spotykany) jest przyjęty podział samolotów komunikacji lokalnej wg kategorii pojemności, to w celu pokazania ich właściwości technicznych i niektórych użytkowych przydatniejszy będzie, nieco rzadziej spotykany, podział dychotomiczny na samoloty tzw. szerokokadłubowe i pozostałe.

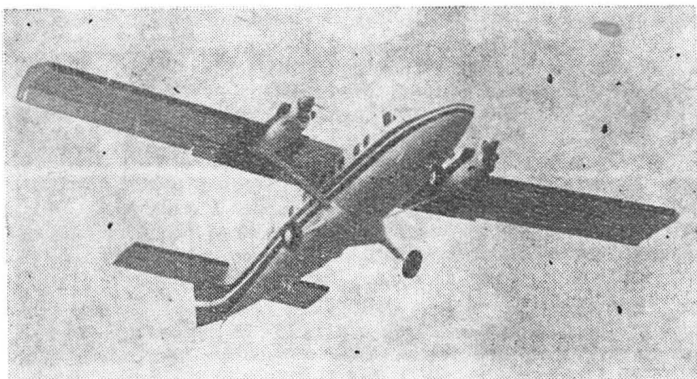
Nazwa „szerokokadłubowe” (wide bodies)²⁾ pochodzi od możliwości przewozowych samolotów o przekroju kadłuba zbliżonym do czworokąta (z wyjątkiem Dash-7), zdolnych pomieścić ładunki o większych gabarytach (kontenery lotnicze, palety towarowe itp.). Załadunek ułatwiają często specjalne drzwi z tyłu kadłuba, zwykle z opuszczanymi rampami, i niemal bez wyjątku szerokie drzwi z boku kadłuba. Są to górnopłaty, charakteryzujące się na ogół możliwością startu i lądowania z lotnisk gruntowych, a ponadto często — ale nie zawsze — krótkim startem i lądowaniem. Związane z tymi ostatnimi cechami podwozie, o dużej wytrzymałości, często jest stałe (w 14 typach na 22), co jest możliwe dzięki małym prędkościom lotu.

Już z tak pobieżnego przeglądu podstawowych cech charakterystycznych łatwo domyślić się, że są to adaptowane

TABLICA 1. Samoloty o pojemności mniejszej niż 15 miejsc

Państwo	Producent	Typ samolotu	Dane techniczne							Osiągi			Realizacja programu		
			układ	podwozie	wymiary zewnętrzne		masy	kabina pasażerska		napęd	prędkość przelot.: maks., ekonom., km/h	prędkość wznieszenia maks. n.p.m., m/min	zasięg, km rozbieg, m dobieg, m	data oblotu protot.	liczba sprzed. (zamów.) egz.
					rozpiętość, dł., m	powierzchnia skrzydła, m ²		własna, ład. maks., start., kg	liczba miejsc						
Wlk. Brytania	Pilatus Britten Norman Ltd.	BN-2B-20/26 Islander	GP	stałe	14,94 ¹⁾ 10,86 ²⁾ 4,18	30,19 ¹⁾	1638 ³⁾ — 2993	10	3,05 1,27 1,09	Avco Lycoming O-540-E4C5 2 × tłok., 194	257 245	290	1400 169 137	13.06. 1965	1015 ⁴⁾
		BN-2B-21/27 Islander	GP	stałe	14,94 ¹⁾ 10,86 ²⁾ 4,18	30,19 ¹⁾	1695 ³⁾ — 2993	10	3,05 1,27 1,09	Avco Lycoming O-540, 2 × tłok., 224	264 250	344	1136 203 140	13.06. 1965	1015 ⁴⁾
		BN-2T Turbine Islander	GP	stałe	14,94 10,87 4,18	30,19	1832 ⁴⁾ 729 ⁵⁾ 3175 ⁶⁾	10	3,05 1,27 1,09	Allison 250-B17C 2 × trś., 313	315 270	366	799 238 224	2.08. 1980	15
Włochy	SIAI-Marchetti SpA	SF-600 Canguro	GP	stałe	15,00 12,15 4,60	24,00	2090 ⁶⁾ 1050 3200	9	5,05 1,27 1,23	Avco Lycoming TIO 540-J 2 × tłok., 261	— 285	381	2400 ⁷⁾ 240 200	30.12. 1978	
		SF-600 TP Canguro	GP	stałe	15,00 12,15 4,60	24,00	1947 ⁶⁾ 1050 3700 ¹³⁾	9	5,05 1,27 1,23	Allison 250-B17C 2 × trś., 313	— 290	462	2250 ⁸⁾ 255 130	8.04. 1981	20 ⁹⁾
USA	Piper Aircraft Corp.	T-1020 (PA-31-350)	DO	chowane	12,40 10,55 3,96	21,27	2018 — 3175	9	5,01 ⁷⁾ 1,30 1,27	Avco Lycoming TIO-540 2 × tłok. 261	409 389	341	890 ¹⁰⁾ — 564	25.09. 1981	14 ¹²⁾
		T-1040 (PA-31T-3)	DO	chowane	12,52 11,18 3,96	21,27	2097 1075 4091	9	3,9 1,27 1,27	P. and W. of Can. PT-6A-11 2 × trś. 373	437 371	491	1093 ¹⁰⁾ ok. 500 —	17.06. 1981	100 ¹⁴⁾
Australia	Government Aircraft Factories (GAF)	N-22.B Nomad	GP	chowane	16,52 12,56 5,52	30,10	2092 — 3855	13	5,33 1,58 1,30	Allison 250-B17C 2 × trś. 313	— 311	445	1352 183 76	08. ¹¹⁾ 1975	

¹⁾ bez dodatkowych końcówek montowanych na zamówienie, ²⁾ bez przedłużonego nosa, montowanego na zamówienie, ³⁾ z wyposażeniem, ⁴⁾ dane skorygowane i wprowadzone po badaniach w 1982 r. — dotyczą najnowszych egzemplarzy, ⁵⁾ z maks. paliwem, ⁶⁾ masa własna operacyjna, ⁷⁾ z przedziałem załogi, ⁸⁾ liczba dotyczy wszystkich samolotów Islander i Trislander (bez Turbine Islandera) łącznie z wersją wojskową Defender, ⁹⁾ liczba dotyczy pierwszej produkowanej serii, ¹⁰⁾ z maksymalnym obciążeniem, ¹¹⁾ data certyfikatu prototypu wersji, ¹²⁾ liczba samolotów dostarczonych, ¹³⁾ z paliwem dod. w zbiorn. zewn., ¹⁴⁾ liczba samolotów wyprodukowanych; GP — górnopłat z kadłubem prostokątnym, DO — dolnopłat z kadłubem okrągłym

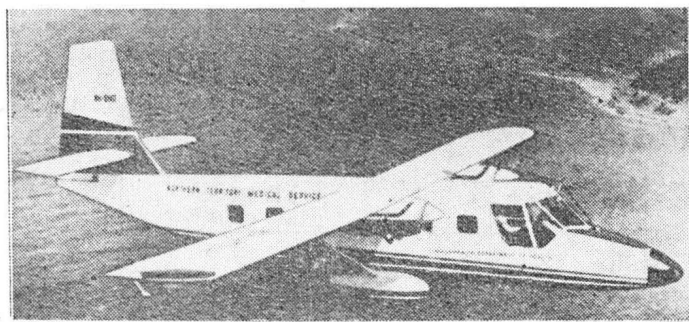


Rys. 5. Twin Otter. Fot. A. Kardymowicz



Rys. 6. BN-2 Islander

²⁾ Nazwa ta nie ma nic wspólnego z identyczną nazwą używaną w odniesieniu do określonych samolotów drugiego i trzeciego poziomu (aerobusów).



Rys. 7. Nomad 24

transportowe samoloty wojskowe (C.212-200 Aviocar, IAI-101B Arava, podobne jest pochodzenie np. samolotów firmy Shorts Brothers, DHC Twin Ottera i in.) bądź samoloty znajdujące równocześnie zastosowanie wojskowe (np. Islander i Turbine Islander w wersji Defender).

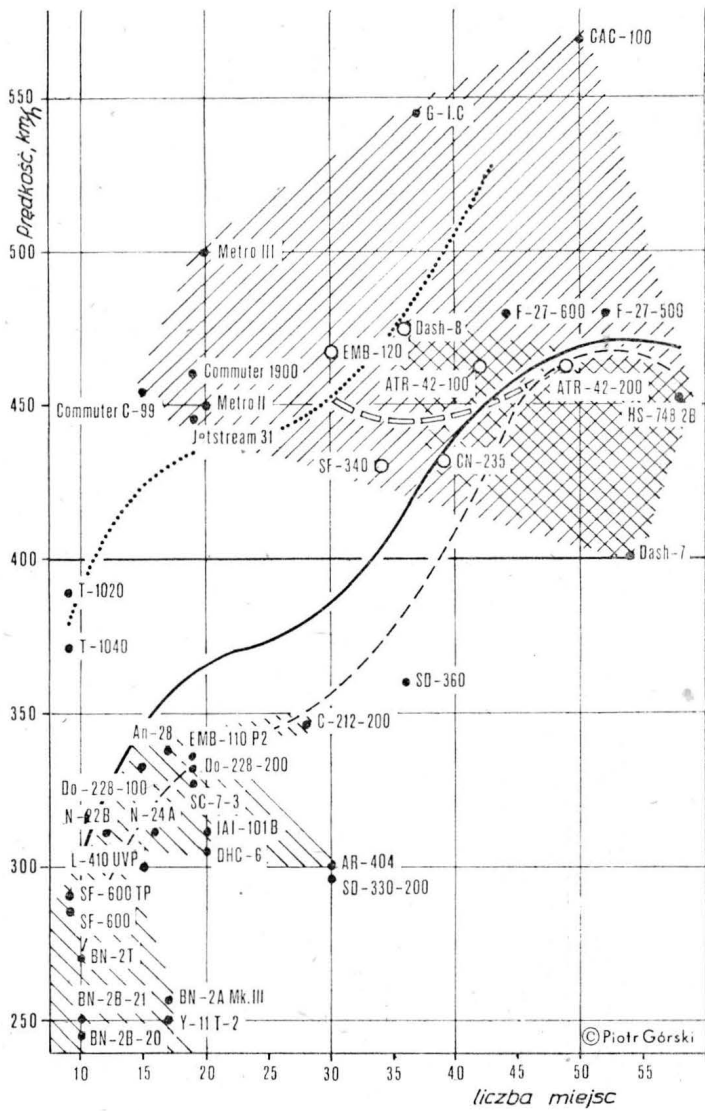
Samoloty te są bardzo chętnie użytkowane ze względu na łatwość i taniość obsługi (samoloty wojskowe są przystosowane do obsługi w warunkach polowych — w warunkach cywilnych wymagają małego liczebnie personelu i są mniej pracochłonne), a przede wszystkim dlatego, że uniezależniają od lotnisk wyższych kategorii, umożliwiając eksploatację połączeń między znacznie większą liczbą miejscowości, nie wyposażonych w takie lotniska.

Krótkość startu i lądowania umożliwia korzystanie z lądowisk śródmiejskich, co eliminuje komunikację między

TABLICA 2. Samoloty o pojemności 15 ÷ 29 miejsc

Państwo	Producent	Typ samolotu	Dane techniczne								Osiągi			Realizacja programu	
			układ	podwozie	wymary zewnętrzne		masy	kabina pasażerska		napęd	prędkość przelot.: maks., ekonom., km/h	prędkość wznoszenia maks. n.p.m., m/min	zasięg, km rozbieg, m dobieg, m	data oblotu protot.	liczba sprzed. (zamów.) egz.
					rozpiętość, dł., wys., m	Powierzchnia skrzydła, m ²		własna, ład. maks., start., kg	liczba miejsc						
Wlk. Brytania	Shorts Brothers Ltd.	SC.7 Srs.3 Skyvan	GP	stałe	19,79 12,21 4,60	34,65	3331 ³⁾ 2086 5670	19	5,67 1,98 1,98	Garrett TPE331-201 2 × tráf. 533	327 278	500	1115 213 212	20.01 ⁷⁾ 1968	
	Pilatus Britten Norman Ltd./International Aviation Corp. (USA) ²⁾	BN-2A Mk. III Trislander/Tri-Commutair	GP	stałe	16,15 15,01 4,32	31,31	2650 ⁴⁾ — 4536	17	8,24 ⁵⁾ 1,27 1,09	Avco Lycoming O-540-E4C5 3 × tłok. 194	— 256	298	1610 393 259	11.09 1970	1015 ⁶⁾
	British Aerospace	Jetstream 31	DO	chowane	15,85 14,37 5,32	25,08	3450 1897 6600	18 ÷ 19	7,34 ⁵⁾ 1,80 1,85	Garrett TPE 331-10 2 × tráf. 671	483 —	680	1167 ⁶⁾ —	28.03 1980	15
RFN	Dornier GmbH	Do-228-100	GP	chowane	16,97 15,04 4,86	32,00	2840 ³⁾ 2373 5700	15	6,33 1,55 1,35	Garrett TPE 331-5 2 × tráf. 533	432 332	624	1970 ⁶⁾ 415 —	28.03. 1981	85 ¹⁰⁾
		Do-228-200	GP	chowane	16,97 16,56 4,86	32,00	2946 ³⁾ 2265 5700	19	7,08 1,55 1,35	Garrett TPE 331-5 2 × tráf. 533	432 332	624	1150 ⁶⁾ 415 —	9.05. 1981	85 ¹⁰⁾
Hiszpania	Construcciones Aeronauticas SA/ /P.T. Nurtanio	C.212-200 Aviocar	GP	stałe	19,00 15,16 6,30	40,00	3885 2770 7450	28	6,50 1,80 2,10	Garrett TPE 331-10-501 C 2 × tráf. 671	365 346	474	408 ⁶⁾ 440 200	30.04 1978	375 ¹¹⁾
USA	Beech Aircraft Corp.	Commuter C.99 Airliner	DO	chowane	13,98 13,58 4,37	25,98	2752 1474 5126	15	7,73 ⁵⁾ 1,45 1,39	P. and W. Can. PT-6A-36 2 × tráf. 533	— 454	677	1686 ⁶⁾ — 420	20.06 1980	41
		Commuter 1900 Airliner	DO	chowane	16,61 17,63 4,54	28,15	3809 2345 7530	19	12,03 ⁵⁾ 1,45 1,37	P. and W. Can. PT-6A-65B 2 × tráf. 745	487 —	695	1577 1097 945	3.09. 1982	10
	Swearingen Aviation Corp.	SA-226TC Metro II	DO	chowane	14,10 18,10 5,12	25,78	3379 — 5670	19 ÷ 20	7,75 1,45 1,57	Garrett TPE331-3UW-303G 2 × tráf. 701	473 449	732	346 ⁶⁾		
		SA-227AC Metro III	DO	chowane	17,37 18,10 5,08	28,71	3963 ³⁾ — 6577	19 ÷ 20	7,75 1,45 1,57	Garrett TPE331-11U-601G 2 × tráf. 746	515 —	722	1610		200
Kanada	De Havilland Aircraft of Canada	Dash-6 Twin Otter	GP	stałe	19,81 15,77 5,94	39,02	3363 1941 5670	20	5,64 1,50 1,61	P. and W. Can. PT-6A-27 2 × tráf. 486	338 —	488	1297 ⁶⁾ 213 157	20.05. 1965	ponad ¹²⁾ 800
Brazylia	Empresa Brasileira de Aeronautica SA (Embraer)	EMB-110 P-2 Bandeirante	DO	chowane	15,33 15,10 4,92	29,10	3555 ⁴⁾ 1631 5670	19	9,53 1,60 1,60	P. and W. Can. PT-6A-34 2 × tráf. 559	413 335	545	2001 — —	26.10 1968	413 ¹¹⁾
Izrael	Israel Aircraft Industries Ltd. IAI	IAI-101B Arava	GO	stałe	20,96 13,03 5,21	43,68	3999 ³⁾ 2351 6804	18	3,87 1,75 2,33	P. and W. Can. PT-6A-36 2 × tráf. 559	319 311	393	280 293 250	27.11. 1969	4 ¹²⁾
Australia	Government Aircraft Factories	N-24-A Nomad	GP	chowane	16,52 14,36 5,52	30,10	2377 — 4173	16	6,50 1,58 1,30	Allison 250-B17C 2 × tráf. 313	— 311	390	1352 366 258	23.07 ¹³⁾ 1971	39 ¹²⁾
Chińska Rep. Ludowa	China National Aero Technology Import and Export Corp.	Y-11T2 Turbo Panda	GP	stałe	17,24 14,86 5,28	34,27	2800 1700 5500	17	4,90 1,70 1,46	P. and W. Can. PT-6A-27 2 × tráf. 462	302 ⁶⁾ —	480	410 ⁶⁾ 312 465	14.07. 1982	Seria inform. 3 ÷ 5 szt.
Czechosłowacja	Let Narodni Podnik	L-410 UVP Turbolet	GP	chowane	19,48 14,47 5,83	35,18	3725 1310 5800	15	6,34 1,66 1,95	Walter M 601 B 2 × tráf. 544	365 300	468	390 ⁶⁾ 520 328	1.11. ¹⁴⁾ 1977	
Polska	PZL-Mielec	An-28	GP	stałe	22,07 13,10 4,90	39,72	3500 1750 6500	17	5,26 ⁵⁾ 1,60 1,74	PZL-Rzeszów PZL-10S 2 × tráf. 716	— 337	480	— 210 185	09. 1969	

¹⁾ począwszy od 74 egz., ²⁾ z bagażnikiem tylnym, ³⁾ operacyjna, ⁴⁾ z wyposażeniem, ⁵⁾ z przedziałem załogi, ⁶⁾ prędk. maks. pozioma, ⁷⁾ data dotyczy wersji — samolot SC.7 oblatano 17.01.1963, ⁸⁾ liczba dotyczy wszystkich samolotów Islander i Trislander, łącznie z wersją wojskową Defender, ⁹⁾ z maksymalnym obciążeniem, ¹⁰⁾ liczba dotyczy ogółem wersji — 100 i — 200, ¹¹⁾ łącznie z samolotami wojskowymi, ¹²⁾ liczba dotyczy samolotów dostarczonych, ¹³⁾ wersja uzyskała certyfikat w maju 1978 r., ¹⁴⁾ dotyczy wersji UVP — pierwszy prototyp L-410 oblatano 16.04.1969; GP — górnopłat z kadłubem prostokątnym; DO — dolnopłat z kadłubem okrągłym; GO — górnopłat z kadłubem okrągłym.



//////samoloty szybkie ($V_{ekon.} > 400$ km/h), //samoloty krótkiego startu i lądowania, — średnia wszystkich samolotów, - - - średnia samolotów konstr. europejskiej, średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○□□ średnia samolotów nowej generacji

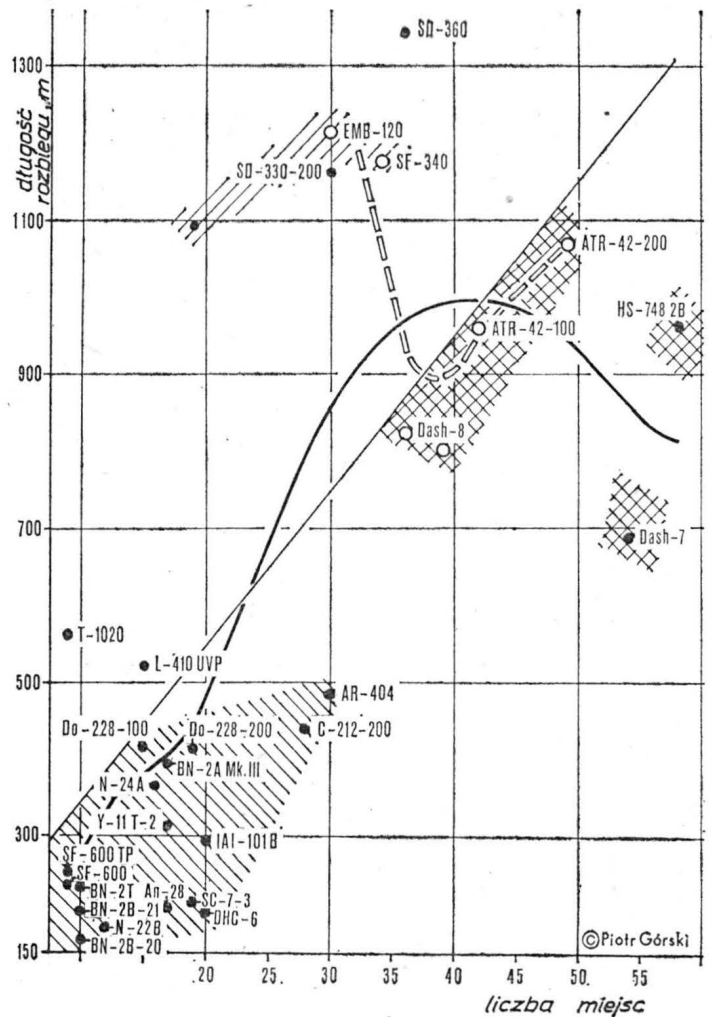
Rys. 8. Prędkość przelotowa ekonomiczna w funkcji pojemności samolotu

miastem i lotniskiem (problem połączeń typu „inter-city” jest aktualny od wielu lat). Od pewnego czasu podnoszony jest też problem bezkolizyjnego eksploataowania dużych lotnisk (np. międzynarodowych) wspólnie przez lotnictwo pierwszego, drugiego i trzeciego poziomu (to ostatnie jest często dyskryminowane). Krótkość startu i lądowania pozwala na wykonywanie tych operacji zgodnie z praktykowaną od niedawna procedurą umożliwiającą szybkie zwalnianie ścieżek schodzenia i podejść do dróg startowych.

Obok niskiej prędkości lotu, istotną wadą samolotów szerokokadłubowych jest zwykle niski komfort w kabine pasażerskiej, co sprowadza się nie tylko do dużego poziomu hałasu. Kabiny tych samolotów są za to bardziej „ustawne” (przy tym przeważnie dość wysokie) — wykorzystanie konstrukcji i przestrzeni może być w nich ekonomiczniejsze, poza tym użytkowanie nie sprowadza się jedynie do przewożenia pasażerów.

Struktura omawianej grupy samolotów jest jednak bardzo zróżnicowana, co widać wyraźnie na rys. 8÷11 i 16÷17. Należy zwrócić uwagę np. na fakt, że niektóre samoloty o bardzo krótkim rozbiegu (rys. 9), np. Islander, mają bardzo małą prędkość wznoszenia (rys. 10) i podobnie małą prędkość przelotową (rys. 8). Charakteryzują się one wprawdzie bardzo lekką konstrukcją (rys. 11 i 16), jednak mają przy tym duże obciążenie mocy (rys. 17). Mimo to wykorzystanie mocy jednostek napędowych jest w nich najekonomiczniejsze! (rys. 18 — cz. III artykułu, nr 6/84).

Samoloty firmy Shorts (SD-330-200 i SD-360) mają duże możliwości przewozowe³⁾ i stosunkowo dużą prędkość przelotową (rys. 8), jest to osiągnięte jednak kosztem ciężkiej konstrukcji (rys. 16), solidnej i wytrzymałej, a przede wszystkim kosztem niezwykle długiego rozbiegu (rys. 9) i stosunkowo niewielkiej prędkości wznoszenia (rys. 10).



//////samoloty szybkie ($V_{ekon.} > 400$ km/h), //samoloty krótkiego startu i lądowania, — średnia wszystkich samolotów, - - - średnia samolotów konstr. europejskiej, średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○□□ średnia samolotów nowej generacji

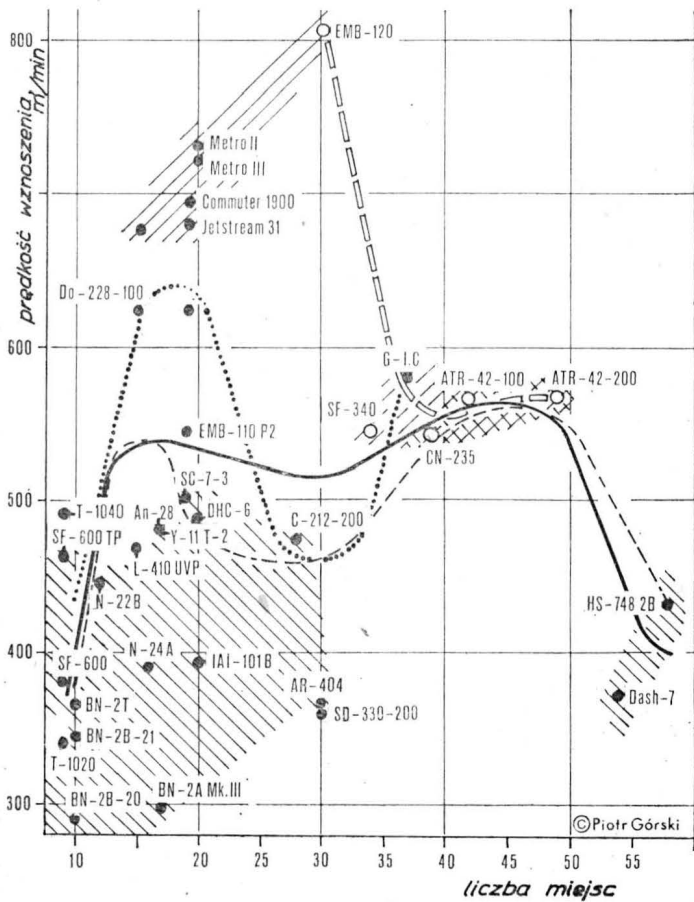
Rys. 9. Długość rozbiegu w funkcji pojemności samolotu

Szczegółowe porównawcze omawianie każdego przedstawionego na rys. 8÷11 i 16÷17 samolotu nie jest celem niniejszego artykułu. Interpretację rysunków 8÷11 i 16÷17 autor pozostawia Czytelnikom, zycząc interesujących rozważań oraz ciekawych spostrzeżeń i wniosków. Należy jedynie dodać, że rysunki te obejmują podstawowe porównywalne parametry techniczne, a nie uwzględniono tu aspektu ekonomicznego (zużycie paliwa, bezpośredni koszt eksploatacji), wprowadzającego zupełnie nową podstawę, porównywania poszczególnych konstrukcji. Dostępne dane na ten temat są niepełne i bardzo zróżnicowane, a obliczenie ich z danych technicznych (masa paliwa, zasięg, prędkość) wymaga przyjmowania tak dużych poprawek, że zaciemniałoby to obraz porównań.

Samoloty inne niż szerokokadłubowe wyróżniają się zewnętrznie przekrojem kadłuba zbliżonym do okręgu, o mniejszych możliwościach wykorzystania. Najistotniejszą cechą jest duża prędkość (rys. 8). Z dwoma jedynie wyjątkami (Piper T-1020 i T-1040) wszystkie te samoloty można określić jako szybkie, bo osiągające prędkość przelotową ekonomiczną 400 km/h i większą⁴⁾. Łączy się z tym na ogół duża prędkość wznoszenia (rys. 10). Samoloty te charakteryzują się przeważnie dużym obciążeniem powierzchni

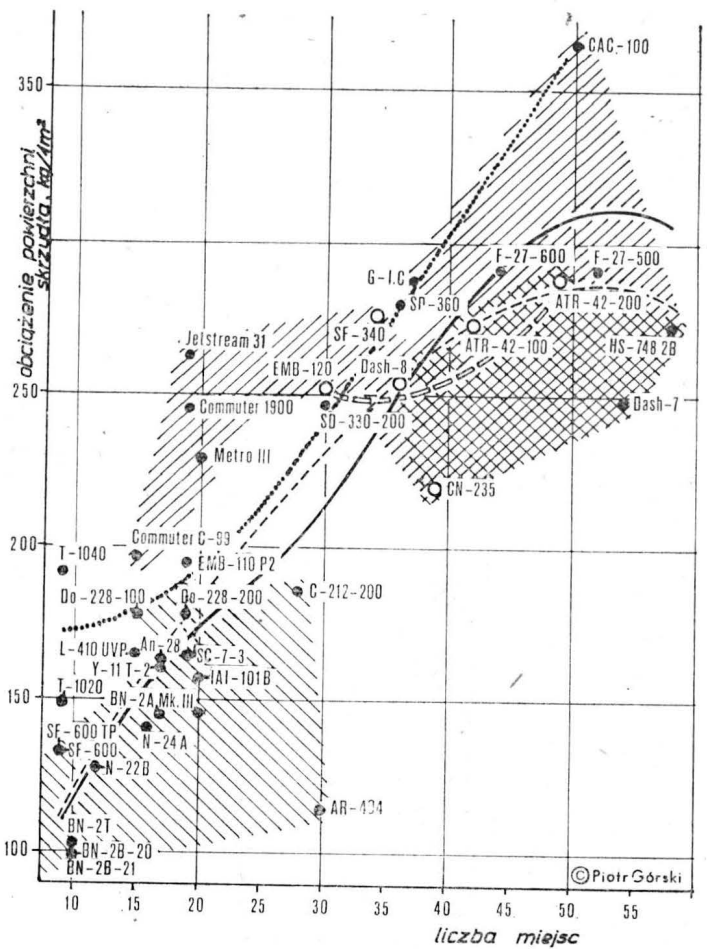
³⁾ Powstała np. specjalna, wyłącznie towarowa wersja SD-330-200 Sherpa.

⁴⁾ Jest to cezura umowna, przyjęta przez autora w tym artykule.



///// samoloty szybkie ($V_{kon.} > 400$ km/h), // samoloty krótkiego startu i lądowania, — średnia wszystkich samolotów, --- średnia samolotów konstr. europejskiej, średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○○○ średnia samolotów nowej generacji.

Rys. 10. Maks. predkosć wznośzenia na poziomie morza w funkcji pojemności samolotu



///// samoloty szybkie ($V_{kon.} > 400$ km/h), // samoloty krótkiego startu i lądowania, — średnia wszystkich samolotów, --- średnia samolotów konstr. europejskiej, średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○○○ średnia samolotów nowej generacji.

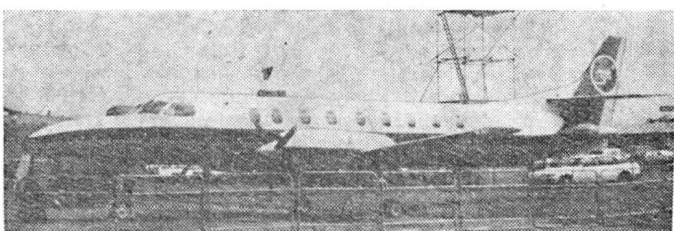
Rys. 11. Obciążenie powierzchni skrzydła (masa startowa maks.) w funkcji pojemności samolotu



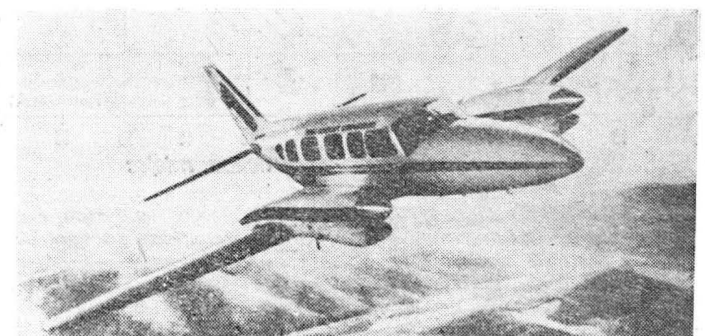
Rys. 12. L-410 UVP



Rys. 14. An-28, Fot. A. Glass



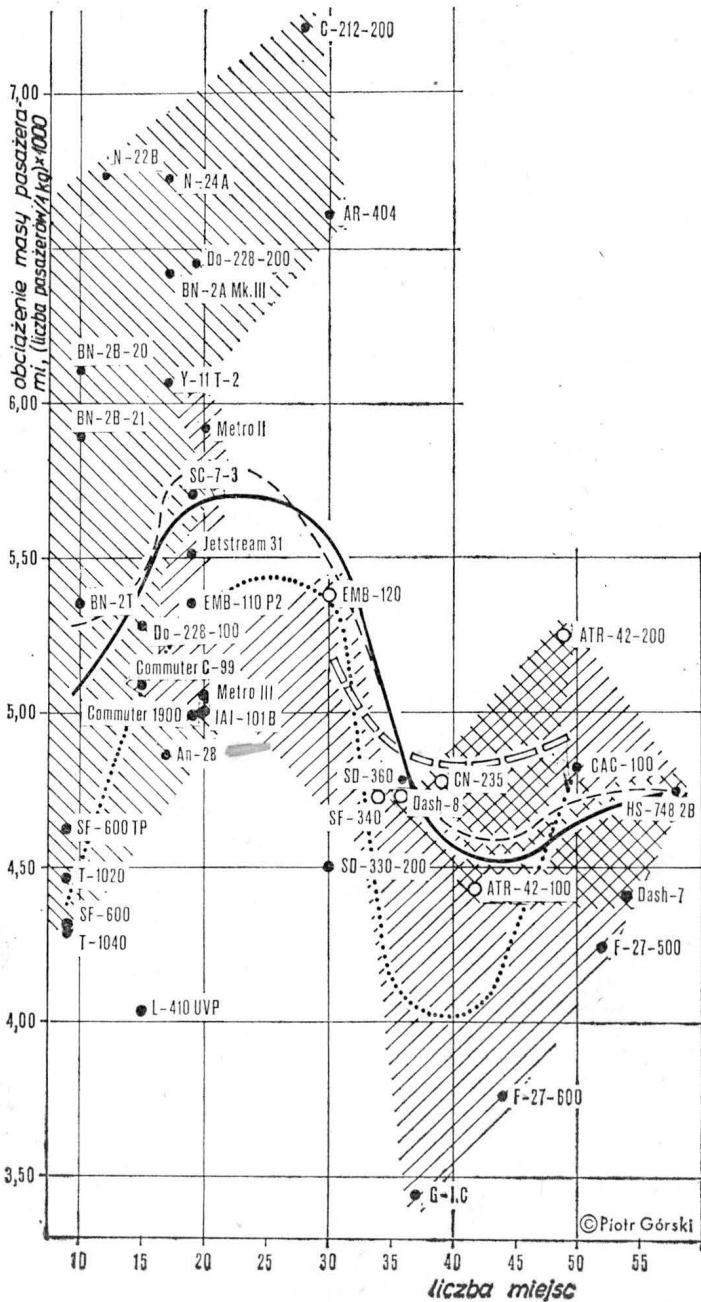
Rys. 13. Swearingen Metro, Fot. A. Glass



Rys. 15. Piper T-1040

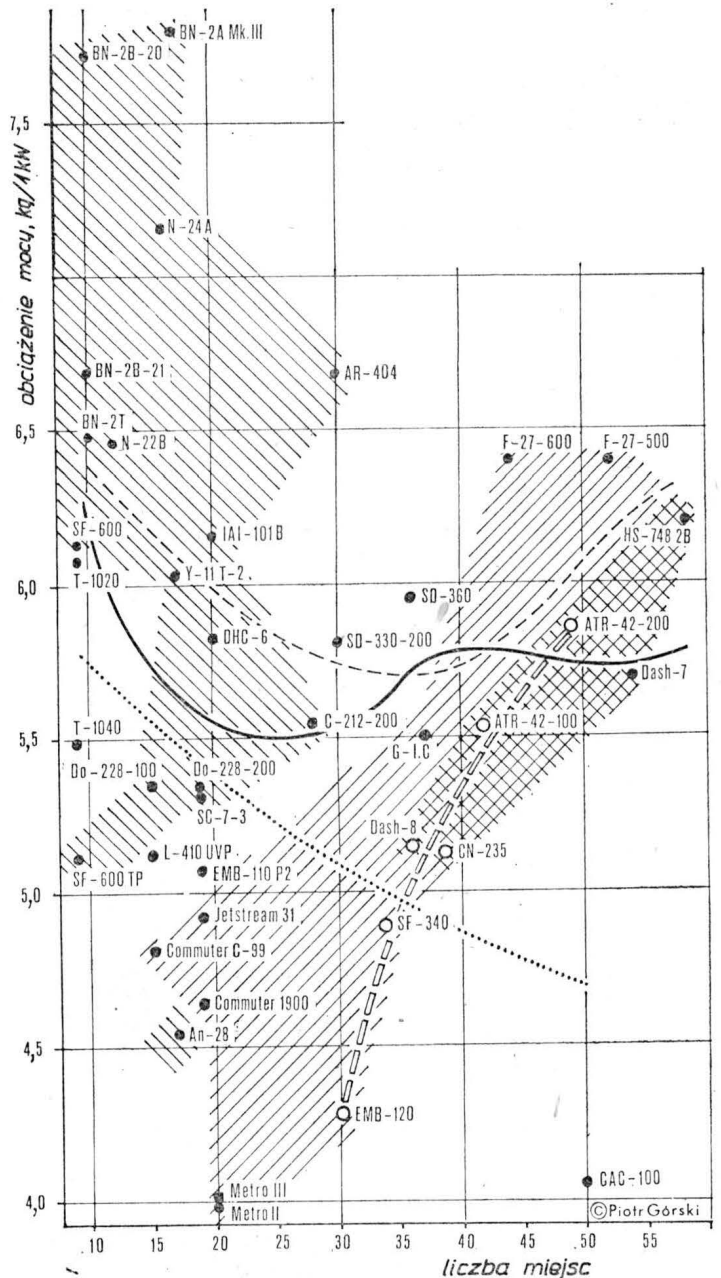
skrzydła (rys. 11) i ciężką konstrukcją (rys. 16), przy stosunkowo małym obciążeniu mocy (rys. 17) i dość „rozrzuconym” jej wykorzystaniu. I znów, dla ścisłości, należy podkreślić różnicowanie tych konstrukcji — choć nieco mniejsze niż wśród samolotów szerokokadłubowych, gdzie przy porównywaniu parametrów zauważalna jest zasada „coś kosztem czegoś”.

Genezy charakterystyki tych samolotów należy szukać (w odniesieniu do większości typów) w ich pochodzeniu, a wywodzą się one przeważnie z samolotów dyspozycyjnych. 6 zasadniczych typów na 11 to samoloty amerykańskie, produkowane przez firmy renomowane właśnie na rynku samolotów dyspozycyjnych i wyspecjalizowane w tym zakresie. Ich konstruktorzy nie zadali sobie większego trudu adaptując swe tradycyjne wyroby do zaistniałych nowych potrzeb (np. T-1020 to zmodernizowany PA-31 Chieftain; T-1040 jest kombinacją Chieftaina z trzema wersjami samolotu Cheyenne; Fairchild-Swearingen Metro to zmodyfikowany Merlin) bądź wykorzystując swe doświadczenie i możliwości produkcyjne (linie montażowe i in., np. Gulfstream G-I.C).



/////samoloty szybkie ($V_{kon.} \geq 400$ km/h), //samoloty krótkiego startu i lądowania, —średnia wszystkich samolotów, ---średnia samolotów konstr. europejskiej,średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○□□średnia samolotów nowej generacji.

Rys. 16. Obciążenie masy własnej pasażerami w funkcji pojemności samolotu. Legenda jak na rys. 10



/////samoloty szybkie ($V_{kon.} \geq 400$ km/h), //samoloty krótkiego startu i lądowania, —średnia wszystkich samolotów, ---średnia samolotów konstr. europejskiej,średnia samolotów konstrukcji amerykańskiej, ○□□średnia samolotów nowej generacji.

Rys. 17. Obciążenie mocy maksymalnych masą startową w funkcji pojemności samolotów. Legenda jak na rys. 10

Podobnie z samolotu dyspozycyjnego wywodzi się brytyjski Jetstream 31.

Samoloty dyspozycyjne używane są do szybkich (dewiza „czas to pieniąż”) przelotów, a przy tym, głównie w USA, mają możliwość startu i lądowania z lepiej przygotowanych lotnisk. Przeznaczone są do zabierania zaledwie kilku pasażerów, mają niewielką kabinę (niska i po dwa fotele w rzędzie), za to komfortowo urządzone. Cechy te, wynikające z zasad użytkowania, przejęły rozwinięte z nich samoloty komunikacji lokalnej np. Metro rozwinięte przez przedłużenie kadłuba (rys. 13)⁵⁾.

Z pozostałych samolotów nie zaliczanych do szerokokadłubowych na uwagę zasługują przygotowywane w USA specjalne do komunikacji lokalnej CAC-100 i AR-404⁶⁾. Wyjątkowy, bo czterosilnikowy, ich układ jest spowodowany brakiem odpowiednich silników turbośmigłowych do napędu samolotów tej klasy pojemności (CAC-100 — 50 miejsc) oraz specyficznymi potrzebami amerykańskimi. Ponieważ przy dość rozległym wybrzeżu częściej niż gdzie indziej zachodzi konieczność przelotów nad obszarami morskimi (komunikacja z wyspami), potrzebny jest samolot

⁵⁾ Trwają prace nad przedłużoną wersją Pipera T-1040 — T-1050.

⁶⁾ Jak wynika z najnowszych informacji, z obydwu programów zrezygnowano.

TABLICA 3. Samoloty o pojemności 39÷40 miejsc (A); poniżej 30 miejsc (B)

Państwo	Producent	Typ samolotu	Dane techniczne								Osiągi			Realizacja programu	
			układ	podwozie	wymiarzy zewnętrzne		masy	kabina pasażerska		napęd	prędkość przelot.: maks., ekonom. km/h	prędkość wznoszenia maks. n.p.m., m/min	zasięg, km rozbieg, m dobieg, m	data oblotu protot.	liczba sprzed. (zamów.) egz.
					rozpiętość, dług., wys., m	powierzchnia skrzydła, m ²		własna, ład. maks., start., kg	liczba miejsc						
(A) Wlk. Brytania	Shorts Brothers Ltd.	SD-330-200	GP	chowane	22,76 17,69 4,95	42,10	6 668 ²⁾ 3 400 10 387	30	9,47 1,98 1,95	P. and W. Can. PT-6A-45R 2×trś. 893	352 296	360	890 ³⁾ 1160 1030	22.08. 1974	111
		SD-360	GP	chowane	22,81 21,59 7,21	42,1	7 530 ¹⁾ 3 765 11 657	36	11,02 1,93 1,93	P. and W. Can. PT-6A-65R 2×trś. 990	391 —	—	425 ³⁾ 1340 1250	1.06 1981	60
USA	Ahrens Aircraft Corp.	AR-404	GP	chowane	20,12 16,69 5,64	39,20	4 536 ³⁾ — 7 938	30	8,53 1,83 1,85	Allison 250-B17C 4×trś. 313	315 —	366	1574 488 396	23.09. 1981 ⁹⁾	
	Gulfstream American Corp.	G-1.C (G 159 C)	DO	chowane	23,88 22,96 7,01	56,70	10 748 3 356 16 329	37	13,21 ⁴⁾ 1,85 2,24	Rolls Royce Dart Mk. 529-8X 2×trś. 1484	571 —	580	804 ³⁾ — —	25.10. 1979	5 ¹¹⁾
(B) Wlk. Brytania	British Aerospace	HS-748-2B Intercity	DO	chowane	31,23 20,42 7,57	77,00	12 206 5 257 21 092	58	14,17 1,92 2,46	Rolls Royce Dart Mk. 536-2 2×trś. 1700	— 452	433	1455 ³⁾ 963 387	24.06. ⁷⁾ 1960	365
Holandia	Fokker BV	F-27 Mk.500 Friendship	GO	chowane	29,00 25,06 8,50	70,00	12 243 5 233 20 410	52	15,96 1,93 2,49	Rolls Royce Dart Mk. 536-7R 2×trś. 1596	— 480	—	1741 — —	15.11. ⁸⁾ 1967	752 ⁹⁾
		F-27 Mk. 600 Friendship	GO	chowane	29,00 23,56 8,50	70,00	11 714 5 769 20 410	44	14,46 1,93 2,49	Rolls Royce Dart Mk. 536-7R 2×trś. 1596	— 480	—	1926 — —	28.11. ⁸⁾ 1968	752 ⁹⁾
USA	Commuter Aircraft Corp.	CAC-100	DO	chowane	22,69 21,63 7,60	46,45	10 349 ¹⁾ 5 443 17 010	50	— 1,94 2,62	P. and W. Can. 4×trś. 1050	— 569	—	1186 — —		
Kanada	De Havilland Aircraft of Canada Ltd.	Dash 7	GO	chowane	28,35 24,58 7,98	79,90	12 247 5 130 19 958	50÷54	12,04 1,94 2,59	P. and W. Can. PT-6A-50 2×trś. 835	428 —	372	1279 ³⁾ 689 594	27.03. 1975	80 ¹⁰⁾

¹⁾ operacyjna, ²⁾ operacyjna z załogą, ³⁾ z wyposażeniem, ⁴⁾ z kokpitem i toaletą, ⁵⁾ z maks. obciążeniem, ⁶⁾ prototyp wg poprzedniej koncepcji oblatano 1.12.1976, ⁷⁾ dotyczy oblotu pierwszego prototypu samolotu, ⁸⁾ dotyczy oblotu prototypu wersji — pierwszy prototyp samolotu oblatano 24.11.1955 r., ⁹⁾ dotyczy samolotów wszystkich wersji, ¹⁰⁾ liczba samolotów eksploatowanych, ¹¹⁾ produkcję przerwano, GP — górnopłat z kadłubem prostokątnym, DO — dolnopłat z kadłubem okrągłym, GO — górnopłat z kadłubem okrągłym

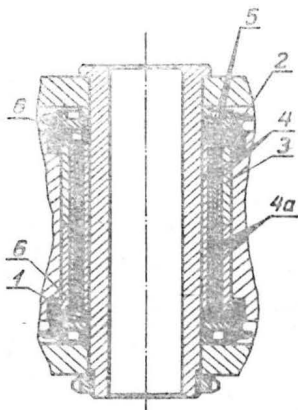
bezpieczniejszy w wykonaniu takich lotów (należy tu wspomnieć o dość dużym popycie w USA na również czterosiłnikowy Dash-7).

Należy zwrócić uwagę na niemal brak samolotów o po-

jemności 20÷29 miejsc, co jest wynikiem racji ekonomicznych. Pojemność jedynego samolotu z tej kategorii, 28-miejscowego hiszpańskiego C.212-200 Aviocar, została zaplanowana wg zupełnie innych kryteriów — jest to samolot przede wszystkim wojskowy.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do ochrony wzór użytkowy pt. Łożysko ślizgowe wielowarstwowe do połączeń przegubowych, zwłaszcza piasty wirnika nośnego i śmigła ogonowego śmigłowca oraz wentylatora (autorzy: J. Chról, Z. Paluch). Wzór rozwiązuje zagadnienie opracowania łożyska charakteryzującego się lepszą pra-



ca oraz prostotą konstrukcji i łatwością wykonania i montażu.

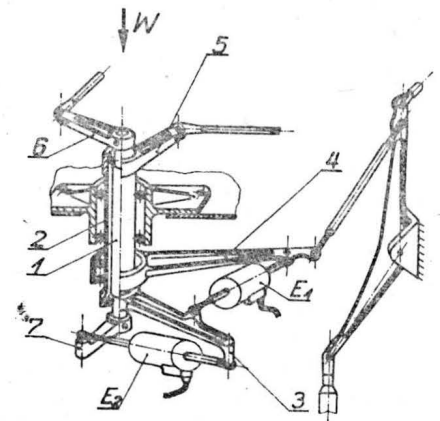
Powierzchnie robocze obudowy 2, 3 łożyska oraz jego ruchomych pośredniczących panewek 4 są wyłożone materiałem 4a o małym współczynniku tarcia, najlepiej teflonem. Cytowe powierzchnie panewek 4 są zaopatrzone w naprzeciw leżące występy 5, które wchodzi w wybrania 1 oporowej tarczy 6. Długość wybrania 1 mierzona po łuku zwiększa się dla każdego występu 5 poszczególnych panewek.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 10/1981 r., w klasie F16C, pod nr W.61968.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania mechanizm sterowania obrotami zespołu napędowego, zwłaszcza śmigłowca dwusilnikowego (wynalazcy: P. Kobus, S. Koczmar i A. Steć). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia niezawodności mechanizmu, zmniejszenia jego masy oraz uproszczenia konstrukcji.

Mechanizm charakteryzuje się tym, że jest zestawiony z obrotowego wałka 2, na którym są osadzone dźwignie stałe 5, 3, zaś w środkowej jego części dźwignia 4 oraz z wewnętrznego obrotowego wałka 1

z dźwigniami 7, 6. Dźwignia 3 jest wspólna dla połączeń ruchomych końców elektro-mechanizmów E₁, E₂, których końce przeciwnie są połączone z dźwigniami 4, 7 w taki sposób, że tworzą trójkąty o wspólnym wierzchołku leżącym w osi obrotu wałków 2, 1.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 13/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.220341.

Przekładnie redukcyjne turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych

Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Wojskowa Akademia Techniczna

Prędkości obrotowe wirników turbin wynikają z optymalnych prędkości obwodowych ich palisad łopatkowych i natężeń przepływu spalin¹⁾. Stąd w silnikach o mniejszych natężeniach przepływu są większe prędkości obrotowe, a w silnikach o większych natężeniach przepływu — mniejsze. Znamionowe prędkości obrotowe turbin napędowych lub układów turbina-sprężarka współczesnych silników dużych i średnich mocy mieszczą się w przedziale 10 000÷20 000 obr/min, a w silnikach małych — nawet 40 000÷60 000 obr/min. Wymagania odnośnie do wymiarów i sprawności śmigieł narzucają ich prędkości obrotowe w przedziale wartości 700÷2200 obr/min. Stąd wynikają przełożenia redukcyjnych przekładni mieszczące się w zakresie $i_R = n_R/n_T \approx 0,11 \div 0,05$ (gdzie: n_R — prędkość obrotowa wału śmigłowego reduktora, n_T — prędkość obrotowa turbiny napędowej).

Prędkości obrotowe wirników nośnych śmigłowców są bardziej zróżnicowane i zależą przede wszystkim od wielkości tych śmigłowców. W śmigłowcach ciężkich prędkości te są niekiedy mniejsze od 100 obr/min, a w śmigłowcach średnich i małych mieszczą się w przedziale 200÷300 obr/min. W celu zapewnienia zamienności silników różnych firm w śmigłowcach, a także unifikacji silników o zastosowaniach zarówno do napędu samolotów, jak i śmigłowców, stosuje się dość powszechnie wstępne przekładnie redukcyjne zintegrowane konstrukcyjnie z silnikiem. Prędkości obrotowe wałów wyjściowych tych reduktorów osiągają wartości 5500÷6000 obr/min; w śmigłowcach napęd przekazywany jest za pomocą wałów pośrednich na reduktory wirników nośnych, a w samolotach — na reduktor śmigłowy, stanowiący następny stopień zespołu zintegrowanego z silnikiem.

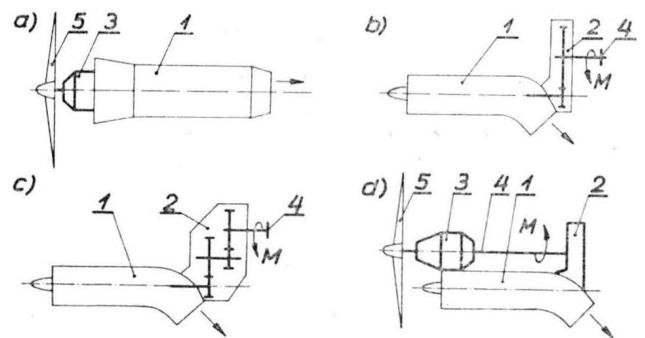
Prędkości obrotowe śmigieł samolotów i wirników nośnych śmigłowców wynikają z założonej, maksymalnej prędkości lotu statku latającego. Prędkości względne końców łopat śmigłowych i wirników nośnych mogą nieznacznie przekraczać prędkości dźwięku: $Ma \approx 1,05 \div 1,1$. Wektory prędkości na końcach łopat, wynikające z ich ruchu obrotowego i prędkości lotu samolotu i śmigłowca, pokazano na rys. 1. Widoczne są znaczne różnice wartości prędkości wypadkowych: W_1 — na końcach łopaty wirnika

przemierzającej się współbieżnie z kierunkiem lotu śmigłowca i W_2 — łopaty przemierzającej się przeciwbieżnie. Wymuszona ruchem łopat wirnika nośnego pionowa prędkość C strumienia powietrza warunkuje konieczność znacznych różnic kątów ustawienia łopat wirnika w zależności od biejącego położenia względem kierunku lotu. Tylko podczas pionowego startu i lądowania oraz zawisu śmigłowca kąty te mogą być jednakowe.

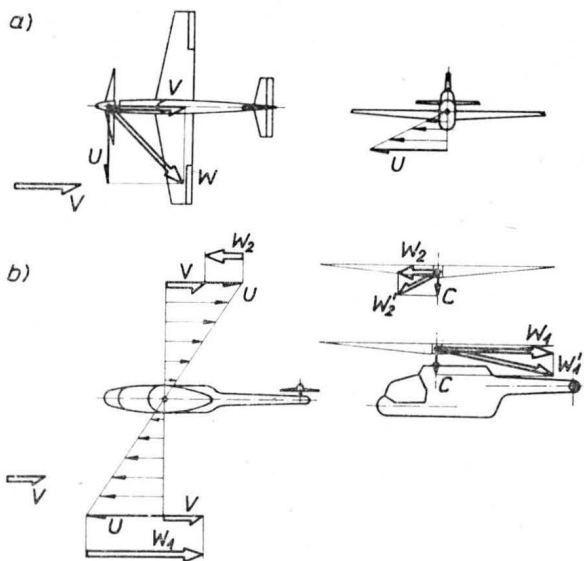
Na podstawie przyjętej wartości maksymalnej prędkości względnej W , trójkąty prędkości na końcach łopat śmigieł lub wirników nośnych pozwalają na wyznaczenie prędkości obwodowej U , a znając średnice śmigła lub wirnika nośnego śmigłowca — można wyznaczyć prędkość obrotową wału reduktora.

Układy konstrukcyjne przekładni redukcyjnych

We współcześnie produkowanych i eksploatowanych turbinowych silnikach śmigłowych dużych mocy dominują schematy kinematyczne przekładni, zapewniające współ-



Rys. 2. Usytuowanie reduktorów w silnikach turbinowych: a) silnik z wspólną przekładnią, b) silnik z jednostopniową przekładnią, c) silnik z dwustopniową przekładnią wstępną, d) silnik z oddzielnym reduktorem wstępnym i śmigłowym; 1 — silnik, 2 — reduktor wstępny, 3 — reduktor śmigłowy, 4 — wał napędowy, 5 — śmigło, M — użyteczny moment obrotowy



Rys. 1. Prędkości względne łopat śmigieł i wirników nośnych. a) samolot, b) śmigłowiec; U — prędkość obwodowa, V — prędkość lotu, C — prędkość strumienia powietrza wymuszona przez wirnik nośny; $W = U + V$, $W' = U + V + C$ — prędkości względne

osiowość wału śmigłowego reduktora z wirnikiem turbiny. Są to zwykle dwustopniowe przekładnie obiegowe lub rozgałęzione, a także o schematach mieszanych — z jednym stopniem obiegowym, a drugim rozgałęzionym. Natomiast w silnikach małych i średniej mocy, powszechnie stanowiących napęd śmigłowców, ale i wykorzystywanych jako napęd samolotów, stosuje się najczęściej przekładnie z przesuwną równoległą osią wału napędowego przekładni wstępnej. W silnikach śmigłowych przekładnia śmigłowa jest wówczas zazwyczaj współosiowa z wałem napędowym, a przekładnia wstępna jest identyczna w obu wariantach zastosowań silnika.

Schematy kinematyczne przekładni redukcyjnych są bardzo różnorodne: od jednostopniowych przekładni prostych, przez jednostopniowe z kołem pośrednim i przekładnie dwustopniowe, aż do przekładni rozgałęzionych i obiegowych — w reduktorach wstępnych oraz do dwustopniowych przekładni rozgałęzionych i obiegowych (w tym także z przeciwbieżnymi wałami śmigłowymi) włączenie — w reduktorach śmigłowych. Na rys. 2 pokazano spotykane miejsca usytuowania reduktorów w silnikach. Interesująca jest konstrukcja wg wariantu d), w którym silnik jest mocowany do kadłuba reduktora śmigłowego, a oba reduktory mają węzły mocujące cały zespół napędowy do konstrukcji płatowca. Wg tego schematu skonstruowano już wiele silników, jak np. brytyjski Gnome czy francuski Turmo.

Tylko w przypadku przekładni współosiowych jest możliwe wyeliminowanie sił poprzecznych, pochodzących od sił międzyzębnych, działających na wały i łożyska zarówno zębatego koła napędzającego, jak i napędzanego, gdyż

¹⁾ tj. średnicy wirnika turbiny (przyp. redakcji).

tylko w takich przekładniach wykorzystuje się układy przynajmniej podwójnie rozgałęzione w reduktorach dwustopniowych lub reduktorach obiegowych.

Współosiowe, dwustopniowe przekładnie rozgałęzione znalazły zastosowanie już w początkach rozwoju lotniczych silników turbinowych. Już w brytyjskim silniku Naiad firmy Napier (w końcu lat czterdziestych) był reduktor śmigłowy o takim schemacie. W amerykańskim silniku T53 (i jego wersjach rozwojowych) firmy Lycoming wykorzystywany jest reduktor podwójnie rozgałęziony, a w angielskim silniku Dart firmy Rolls-Royce — początkowo rozgałęziony.

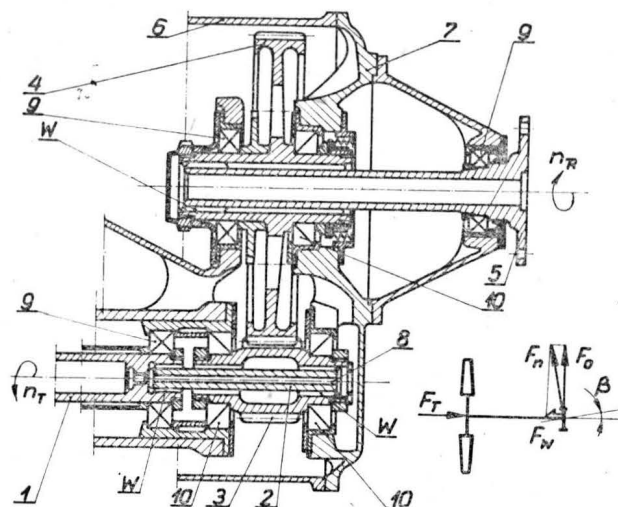
W turbinowych silnikach śmigłowych dużych i średnich mocy oraz śmigłowcowych dużych mocy stosuje się omal powszechnie reduktory o obiegowym schemacie przekładni. Schematy obiegowe umożliwiają uzyskanie mniejszych wymiarów gabarytowych przekładni niż schematy rozgałęzione o takim samym przełożeniu. Jako przykłady wykorzystywania reduktorów obiegowych w silnikach śmigłowcowych mogą służyć silniki Gem firmy Rolls-Royce, a w silnikach śmigłowych — silnik Tyne, także tej firmy, oraz radziecki AI-20. Na rys. 3 zestawiono schematy kinematyczne przekładni wykorzystywanych w konstrukcji lotniczych silników turbinowych.

Przekładnie rozgałęzione i obiegowe w reduktorach silników lotniczych mają tak opracowane konstrukcje oraz technologie wytwarzania części i ich montażu, aby zapewniały równomierną współpracę wszystkich kół zębatych przekładni. Jednakową współpracę osiąga się przez „plywające” łożyskowanie wieńca zębatego koła napędowego turbiny. Koło to osadzone jest podatnie na łożyskowanym w kadłubie wale napędowym lub jest przegubowo połączone z wałem napędowym turbiny. W obu przypadkach koło jest środkowane swoim wieńcem zębatym na kołach pośrednich reduktora. Drugi sposób może być realizowany przy trzech lub więcej „gałęziach” kół pośrednich.

W przekładniach rozgałęzionych i obiegowych musi być spełniony warunek podzielności liczb zębów współśrodkowych kół zębatych i liczb gałęzi (przy jednakowych ich

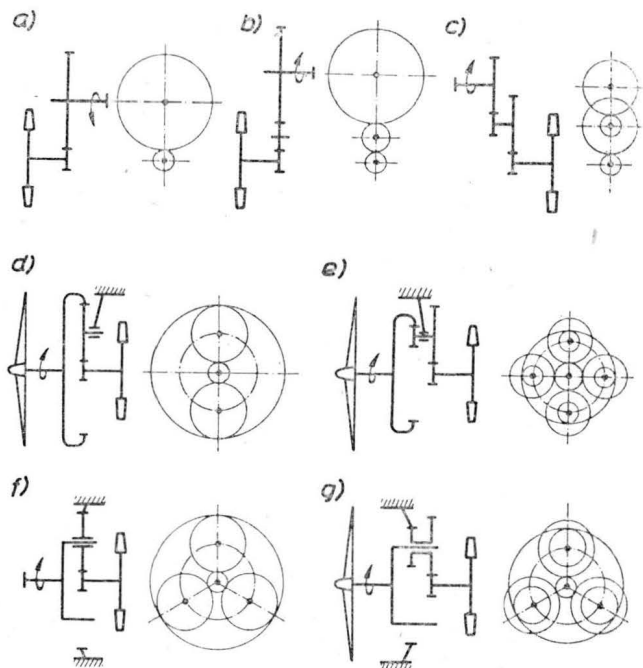
i ich łożyskowania zależą w dużym stopniu od możliwości technologicznych wytwórcy i materiałów będących w jego dyspozycji.

Poniżej opisano kilka konstrukcji reduktorów (wstępnych i śmigłowych) współczesnych lotniczych silników turbinowych, reprezentujących układy o różnych schematach kinematycznych. Przedstawiono je z pewnymi uproszczeniami, niemniej na ich podstawie można sobie wyrobić pogląd o aktualnym stanie rozwoju konstrukcji reduktorów lotniczych.



Rys. 4. Reduktor wstępny silnika Turbomeca Turmo III: 1 — wał napędowy turbiny, 2 — podatna tuleja przenoszenia napędu, 3 — zębate koło napędowe, 4 — koło zębate, 5 — podatny wał reduktora, 6 — kadłub reduktora, 7 — pokrywa nośna reduktora, 8 — śruba ściągająca, 9 — łożysko kukłowe, 10 — łożysko walcowe, W — wielowypust

Na rys. 4 pokazano konstrukcję wstępnej przekładni redukccyjnej wersji śmigłowcowej silnika Turmo III francuskiej firmy Turbomeca. Silnik ma oddzielną turbinę napędową z niezależnie łożyskowanym wirnikiem, co rzutuje na łożyskowanie zębatego koła napędowego przekładni, umieszczonego na przedłużeniu osi wirnika. Oddzielne turbiny napędowe charakteryzują się ok. 2,5-krotnie większym momentem obrotowym przy jej prędkości bliskiej zero i maksymalnej prędkości wirnika wytwornicy, w porównaniu z jej zakresem znamionowym. Wpływa to na wymiary kół zębatych reduktora ze względu na ich niezbędną wytrzymałość i trwałość. W silnikach wyposażonych w system ograniczający maksymalną wartość momentu, właśnie ta wartość jest „wymiarująca” dla kół zębatych. W silnikach Turmo III napęd z wału turbiny 1 przekazywany jest na niezależnie łożyskowane koło zębate 3 za pośrednictwem podatnej tulei 2. Koło 3 współpracuje z kołem 4 o większej średnicy, z którego napęd jest przekazywany na podatny wał 5, a z jego koinerza na wał pośredni do reduktora wirnika nośnego śmigłowca. Wszystkie wały i oba koła zębate są łożyskowane wyłącznie na łożyskach tocznych. W celu zmniejszenia obciążenia wzdłużnego łożyska wirnika turbiny napędowej silnika zastosowano skośne ząbienia kół reduktora (o kącie skosu ok. 10°) o takim kierunku pochylenia zębów na koło 3, aby składowa wzdłużna siły międzyzębnej była przeciwnie skierowana względem siły (od spalin) wzdłużnej obciążającej wirnik turbiny. W celu umożliwienia przekazania tej siły z koła zębatego na wał 1 turbiny, wykorzystano śrubę ściągającą 8. Moment obrotowy w tym zespole przekazuje podatna tuleja skrętna 2. Zarówno tuleja 2, jak i podatny wał 5 stanowią elementy ograniczające przenoszenie drgań z łopaty wirnika nośnego śmigłowca na turbinę silnika. Duże przełożenie między wałem głowicy wirnika nośnego śmigłowca a turbiną silnika oraz wielokrotnie większą bezwładność wirnika nośnego w stosunku do bezwładności wirnika turbiny napędowej może powodować nadmierne amplitudy wymuszających drgań skrętnych wirnika turbiny. Powodem drgań łopat jest zwykle zaburzenie w opływie łopaty mijającej aktualnie belkę ogonową śmigłowca. Elementem tłumiącym jest występujące tarcia na zębach współpracujących kół zębatych reduktorów oraz specjalne elementy tłumiące w głowicy wirnika nośnego śmigłowca. Zjawisko potęgowania drgań w zespole o większej prędkości obrotowej (inicjowane przez zespół mechanicznie sprzężony o mniejszej prędkości) jest analogiczne do występującego w sprężarkach doładowujących silników tłokowych. W śmigłowcach z napędem turbinowym jest ona



Rys. 3. Schematy kinematyczne przekładni reduktorów: a) przekładnia jednostopniowa prosta, b) przekładnia jednostopniowa z kołem pośrednim, c) przekładnia dwustopniowa, d) jednostopniowa przekładnia rozgałęziona, e) dwustopniowa przekładnia rozgałęziona, f) przekładnia obiegowa z pojedynczym kołem obiegowym, g) przekładnia obiegowa z podwójnym kołem obiegowym

rozstępach na obwodzie) oraz warunek możliwości zapewnienia swobodnego obracania się kół sąsiadujących ze sobą gałęzi.

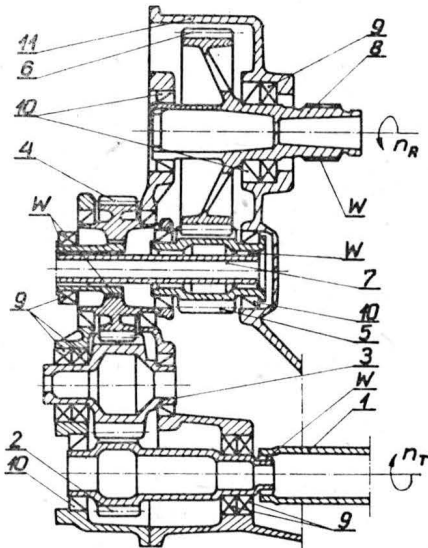
Konstrukcja przekładni redukcyjnych

Forma konstrukcyjna reduktorów turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych zależy od przyjętego schematu kinematycznego oraz ustalonego położenia przekładni względem silnika. Np. współosiowy reduktor śmigłowy ma narzucone wymiary gabarytowe ze względu na kształt i wymiary wlotu powietrza do sprężarki. Konkretnie rozwiązania konstrukcyjne kadłubów, kół zębatych, wałów

bardziej spotęgowana ze względu na większe przełożenie (omal o rząd wielkości).

Bardziej rozbudowaną konstrukcję ma dwustopniowy reduktor śmigłowcowy, zdwojonego kanadyjskiego silnika PT6T-3 firmy Pratt and Whitney of Canada (rys. 5). Potrzeba oddalenia osi wału 8 względem wału napędowego 1 turbiny silnika na określoną odległość spowodowała wprowadzenie koła zębatego 3. W tym reduktorze także występuje podatna skrętnie tuleja 7 oraz odpowiednie połączenia wielowypustowe. Wykorzystywanie ząbienia skośnego na pierwszym stopniu redukcji spowodowało konieczność użycia podwójnych pakietów kulkowych łożysk oporowo-nośnych. Konstruktorzy reduktora zwrócili szczególną uwagę na lekkość konstrukcji, okupioną pewnymi utrudnieniami wykonawczymi, jak np. wewnętrzne kształtowanie wałów kół zębatych.

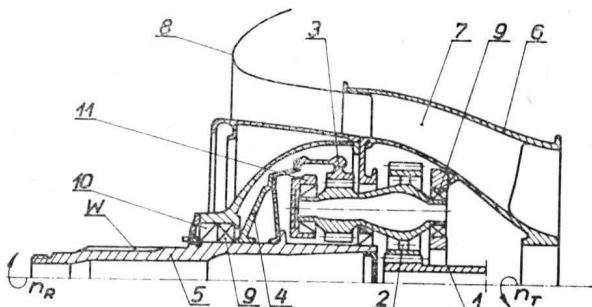
Jako przykład racjonalnie opracowanej konstrukcji reduktora śmigłowego może służyć silnik Rolls-Royce Dart,



Rys. 5. Reduktor wstępny śmigłowcowego silnika Pratt and Whitney of Canada PT6T-3: 1 — wał napędowy turbiny, 2 — napędowe koło zębate, 3 — koło pośrednie, 4 — koło zębate reduktora, 5 — koło zębate I stopnia redukcji, 6 — koło zębate, 7 — tuleja podatna, 8 — wał reduktora, 9 — łożysko kulkowe, 10 — łożysko walcowe, 11 — kadłub reduktora, 12 — pokrywa nośna reduktora, W — wielowypust

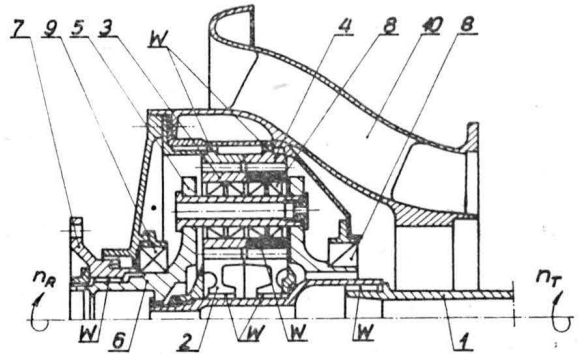
pokazany na rys. 6. Początki rozwoju silnika sięgają lat pięćdziesiątych. Wyróżnia się on trwałością i niezawodnością. Prawie do doskonałości doprowadzono integrację zespołów i podzespołów silnika oraz dbałość o komfort pasażerów, czego przykładem jest m.in. zastosowanie ząbienia skośnego w kołach reduktora. Na I stopniu redukcji kąt skosu wynosi ok. 10°, a na II stopniu ok. 20°. W konstrukcji reduktora szczególnie interesujące jest zastosowanie podwójnej ściany w płaszczyźnie 4 koła napędzanego oraz zębra nośne 7 kadłuba 6 ukształtowane wg linii zbliżonych do śrubowych, spełniające jednocześnie rolę kierownic wlotowych sprężarki. Aby nie zaciemniać rysunku, nie pokazano napędu agregatów od dodatkowego koła stożkowego zamocowanego do jednego z kół pośrednich 2 reduktora. Koła napędu agregatów mają również ząbienia skośne.

Na rys. 7 pokazano konstrukcję reduktora wstępnego jednego z nowocześniejszych silników śmigłowcowych śred-



Rys. 6. Reduktor śmigłowy silnika Rolls-Royce Dart: 1 — wał i napędowe koło zębate, 2 — podwójne koło pośrednie, 3 — wieńiec zębata koła napędzanego, 4 — płaszczyzna koła napędzanego, 5 — wał śmigłowy, 6 — kadłub, 7 — zębrowe nośne kadłuba, 8 — owiewka aerodynamiczna, 9 — łożysko kulkowe, 10 — łożysko walcowe, 11 — jarzmo przekładni, W — wielowypust

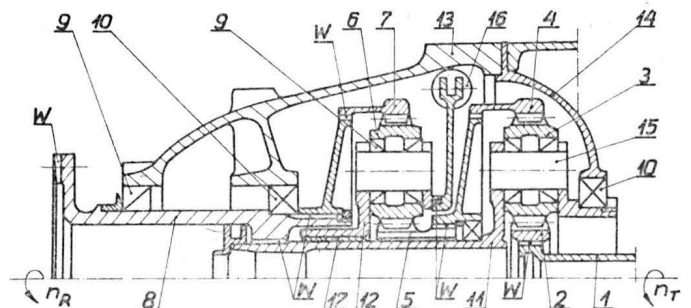
niej mocy. Jest to obiegowy reduktor silnika Gem, powstałego również w firmie Rolls-Royce. Przełożenie reduktora zapewnia prędkość obrotową wału wyjściowego równą



Rys. 7. Reduktor wstępny śmigłowcowego silnika Rolls-Royce Gem: 1 — wał napędowy turbiny, 2 — zębate koło napędowe, 3 — koło obiegowe, 4 — koło nieruchome, 5 — jarzmo, 6 — wał reduktora, 7 — końcówka wału reduktora, 8 — łożysko walcowe, 9 — łożysko kulkowe, 10 — zębrowe nośne kadłuba, W — wielowypust

6000 obr/min przy pracy silnika na zakresie znamionowym. Silnik Gem ma konstrukcję trójwirnikową i jest bardzo ekonomiczny — w zakresie mocy 835÷645 kW (1135÷875 KM) zużycie paliwa utrzymuje się na stałym poziomie ~ 0,3 kg/kWh (0,220 kg/KWh). Schemat kinematyczny reduktora należy do najprostszych (rys. 3f). Koła obiegowe, jak i jarzmo reduktora są łożyskowane na łożyskach tocznych, a koło napędowe 2 (co widać na rys. 7) jest typu „plywającego” — układa się ono swoim wieńcem zębatym na wieńcach czterech obiegowych kół. Koła zębate reduktora są typu daszkowego, z tym że każdy wieńiec zębata tworzą dwa niezależnie wykonane wieńce o zębach skośnych (kąt skosu ok. 20°). W celu zapewnienia jednakowego obciążenia obu części każdego z wieńców, konieczna jest szczególnie wysoka dokładność wykonania wzajemnego położenia zębów wieńców kół zębatych i wieńców wielowypustowych tych kół.

Interesujący schemat kinematyczny i konstrukcję ma reduktor radzieckiego silnika śmigłowego AI-20, którego szkic konstrukcyjny przedstawiono na rys. 8. Cechą charakterystyczną tego reduktora stanowi jednakowość konstrukcyjna i wymiarowa kół obiegowych 3 i pośrednich 6 oraz kół 4 i 7, a także jednakowych wieńców zębatych koła napędowego 2 przekładni obiegowej i koła 5 przekładni

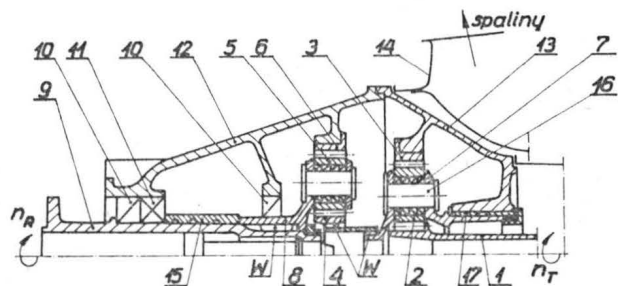


Rys. 8. Reduktor śmigłowy silnika śmigłowego AI-20: 1 — wał napędowy, 2 — napędowe koło zębate, 3 — koło obiegowe, 4 — jarzmo, 5 — koło napędowe przekładni rozgałęzionej, 6 — koło pośrednie przekładni rozgałęzionej, 7 — koło napędzone przekładni rozgałęzionej, 8 — wał śmigłowy, 9 — łożysko walcowe, 10 — łożysko kulkowe, 11 — jarzmo przekładni obiegowej, 12 — jarzmo przekładni rozgałęzionej, 13 — kadłub, 14 — pokrywa, 15 — oś koła obiegowego, 16 — cylinder pomiaru momentu obrotowego, 17 — łożysko ślizgowe

rozgałęzionej reduktora. W celu zapewnienia równomiernego rozkładu obciążeń na wszystkie współpracujące koła obiegowe i pośrednie, a także uzyskania równomiernego rozkładu nacisków wzdłuż zębów, koła z nimi współpracujące są połączone z pozostałymi elementami przeniesienia napędu dość luźnymi połączeniami wielowypustowymi. Na rys. 8 jest pokazany sposób pomiaru wartości momentu obrotowego przekazywanego na śmigło (ściślej — ok. połowy jego wartości — ze względu na przekazywanie drugiej części momentu bezpośrednio z jarzma 11 na wał śmigłowy 8). Wszystkie koła przekładni mają ząbienia proste.

Wymagania lotnictwa narzucają potrzebę szczególnie małych wymiarów gabarytowych reduktorów. Stąd w celu uzyskania dużego przełożenia stosuje się niekiedy reduktory zbudowane wg schematu dwustopniowej przekładni

obiegowej. Na rys. 9 przedstawiono konstrukcję reduktora jednej z wersji śmigłowych silnika kanadyjskiego oznaczonego symbolem PT6A-45. W tym reduktorze koło zębate 4, połączone za pośrednictwem tulei wielowypustowej



Rys. 9. Reduktor śmigłowy silnika Pratt and Whitney of Canada PT6A-45: 1 — wał z kołem napędowym, 2 — koło obiegowe, 3 — koło nieruchome, 4 — koło napędowe II stopnia redukcji, 5 — koło obiegowe II stopnia, 6 — koło nieruchome II stopnia, 7 — jarzmo, 8 — jarzmo II stopnia, 9 — wał śmigłowy, 10 — łożysko walcowe, 11 — łożysko kulkowe, 12 — kadłub przedni, 13 — kadłub tylny, 14 — ściana kanału wylotowego silnika, 15 — tuleja rozprzeczająca cieczy sterowania skoku śmigła, 16 — oś koła obiegowego, 17 — łożysko ślizgowe, W — wielowypust

z jarzmem 7 obiegowego reduktora I stopnia, stanowi koło napędowe dla obiegowej przekładni II stopnia. Koła obiegowe w przekładniach obu stopni reduktora łożyskowane są na pakietach rolek z walcowych łożysk tocznych (co jest charakterystyczne dla reduktorów silników lotniczych), np. sworzeń 16 i koło obiegowe 2 stanowią bieżnię dla rolek. W reduktorze jarzmo 7 jest łożyskowane w tylnej części kadłuba 13 w panwiach 17. Prędkość obrotowa wału śmigłowego w tym silniku wynosi 1700 obr./min.

*

Przedstawione w artykule konstrukcje reduktorów zostały tak dobrane, aby dać możliwie pełny przegląd form konstrukcyjnych, przy wykorzystaniu różnych schematów kinematycznych, przede wszystkim w silnikach turbinowych średniej mocy — najpowszechniej stosowanych obecnie w napędach samolotów i śmigłowców. Na ogół przekładnie redukcyjne silników lotniczych są zespołami o dużej trwałości i niezawodności. W eksploatacji reduktory wymagają okresowej kontroli stopnia zanieczyszczenia filtrów olejowych w ich układach olejowych oraz prawidłowości działania uszczelnień końcówek wyjściowych wałów.

Uwaga: Artykuł opracowano na podstawie prospektów firm produkujących silniki lotnicze.

NOWOŚCI TECHNICZNE

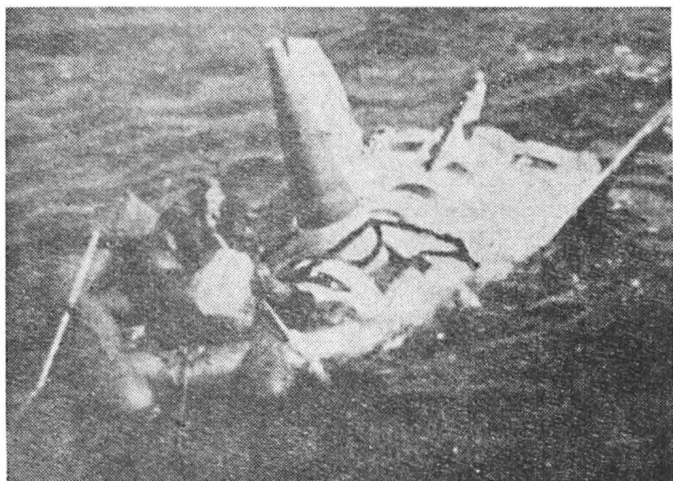
Próby modelu radzieckiego wahadłowca w kosmosie

W dniu 15 marca 1983 r. Związek Radziecki dokonał w kosmosie próby z modelem wahadłowca. Model, oznaczony jako Kosmos 1445, został wystrzelony z kosmodromu Kapustin Jar przy użyciu rakiety nośnej SL 8. Był to prawdopodobnie drugi lot modelu. Poprzedni lot odbył się 3 czerwca 1982 r. pod oznaczeniem Kosmos 1374 i przebiegał w analogicznych warunkach. Modele zostały umieszczone na zbliżonych orbitach nachylonych pod kątem $50,7^\circ$ do płaszczyzny równika: $158 \div 204$ km (88,1 min) dla Kosmosu 1374 i $158 \div 208$ km (88,4 min) dla Kosmosu 1445. W obydwu przypadkach trajektorie satelitów przebiegały przez Ocean Indyjski w odległości ok. 500 km od Wysp Kokosowych. W okolicach Wysp znajdowało się siedem statków radzieckich, w skład których wchodziło pięć statków poszukiwawczych osłanianych przez dwa krążowniki.

Radziecki model wahadłowca jest naddźwiękowym samolotem ślizgowym i jest bardzo podobny do testowanych w latach siedemdziesiątych pojazdów eksperymentalnych: niemieckiego LB 21 Bumerang i amerykańskiego HL 10 Lifting Body.

Masa modelu została oceniona na ok. 900 kg, długość na ok. 5,5 m i szerokość na ok. 4 m.

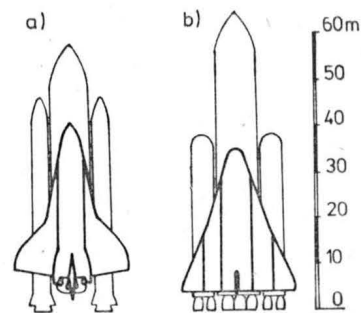
Rys. 1 przedstawia odzyskanie satelity Kosmos 1445 (modelu wahadłowca) na Oceanie Indyjskim. Na zdjęciu widać dwóch radzieckich pływaczy, którzy zbliżyli się do modelu unoszącego się na falach. Model zaopatrzonej jest w trzy stateczniki, z których dwa zewnętrzne są wygiętymi do góry skrzydłami i mają usterzenie i lotki. W części dziobowej widoczny jest nadmuchany stożek przeznaczony do utrzymywania właściwej pozycji modelu na wodzie i zapewnienia odpowiedniej stateczności. Stożek prawdopodobnie został pokryty specjalną substancją umożliwiającą łatwiejsze znalezienie, za pomocą radaru, modelu po wodowaniu.



Rys. 1

liwiająca łatwiejsze znalezienie, za pomocą radaru, modelu po wodowaniu.

Rys. 2 przedstawia porównanie amerykańskiego i radzieckiego wahadłowca. Rakieta nośna amerykańskiego wahadłowca (rys. 2a) ma wysokość 57 m (od poziomu ziemi), masę startową 2000 t, ciąg startowy ok. 30 600 kN, może wynieść na wysokość 180 km ładunek o masie 29 t. Radziecka rakieta nośna (rys. 2b) ma wysokość 65 m, masę startową 1500 t, ciąg startowy ok. 18 000 ÷ 27 000 kN, może wynieść na wysokość 180 km ładunek o masie 60 t. Sam wahadłowiec ma ok. 33 m długości i ok. 23 m szerokości, amerykański wahadłowiec ma 37 m długości i 24 m szerokości. Rodzaj paliwa używanego w radzieckich rakietach nośnych nie jest znany. Dane dotyczące radzieckiego wahadłowca wraz z rakietami nośnymi są przybliżone.



Rys. 2

Wybór kosmodromu Kapustin Jar, znajdującego się na wschód od Wołgogradu, nasuwa wiele przypuszczeń. Do tej pory nie przeprowadzono na nim prób z satelitami załogowymi. Interesujące jest odzyskiwanie satelitów Kosmos 1374 i 1445 w oceanie, podczas gdy wahadłowiec jest przystosowany do lądowania na ziemi. Może to wynikać z faktu, że budowa odpowiedniego lądowiska na kosmodromie Bajkonur nie jest jeszcze skończona. Prawdopodobnie też model wahadłowca, w celu zmniejszenia masy, nie został wyposażony w podwozie.

W 1978 r. odbyły się próby lotu ślizgowego modelu wahadłowca odzycznego od samolotu Tu-95. Wznowienie badań po kilku latach przerwy można tłumaczyć próbą dorównania Stanom Zjednoczonym w ich osiągnięciach w konstrukcji promu kosmicznego oraz zagrożeniem przeniesienia ewentualnych działań wojennych w kosmos.

Opracował mgr inż. Mirosław Frydrych

LITERATURA

1. P. LANGREUX: L'URSS a testé en orbite une maquette de „mini-navette”. *Air et Cosmos*, nr 949, 9 avril 1983 r.
2. J. TIZIQU: L'astronautique militaire sovietique vue par le Pentagone. *Aviation International*, nr 849, 1 mai 1983 r.

NIEMIECKIE LOTNICZE CZASOWNIKI
I ZWROTY (II)

- | | | | |
|---|---|---|--|
| 1 — wznosić się; wsiadać (do samolotu) | 50 — wprowadzać (samolot w zakręt), kłaść (s. w z.) | 1 — einsteigen | 60 — indiensthalten |
| 2 — zanurzać się; wehodzić w gęste warstwy atmosfery | 51 — (pot.) wykonywać lądowanie „na brzuchu”, rozbić samolot przy lądowaniu | 2 — eintauchen, in die Erdatmosphäre e. | 61 — kentern |
| 3 — otwierać (np. spadochron) | 52 — wznosić się, nabierać wysokości | 3 — entfalten | 62 — klarhalten |
| 4 — odlatywać; uciekać | 53 — podnosić ogon (przy rozbiegu) | 4 — entfliegen | 63 — klarmachen |
| 5 — lecieć naprzeciw, l. na kursach przeciwnych | 54 — wypróbować silnik przed startem | 5 — entgegenfliegen | 64 — klettern |
| 6 — rozładowywać, odciążać, wyważać (stery) | 55 — wznosić się, nabierać wysokości | 6 — entlasten | 65 — aus dem Flugzeug k. |
| 7 — nalatywać (określoną liczbę godzin, kilometrów itp.) | 56 — (pot.) „przegonić” silnik, wypróbować (krótko), przehamować s. | 7 — erfliegen | 66 — in das F. k. |
| 8 — sterować zdalnie | 57 — podnosić ogon (przy rozbiegu) | 8 — fernbetätigen | 67 — klopfen |
| 9 — przypasywać się | 58 — zadzierać, wykonywać „górkę” | 9 — festzurren | 68 — knüppeln |
| 10 — latać, lecieć, wykonywać lot | 59 — z., w. „g.”; wyprowadzać z nurkowania | 10 — fliegen | 69 — zu kurz kommen |
| 11 — l. w szyku | 60 — utrzymywać w sprawności, u. w gotowości | 11 — angeordnet f. | 70 — zu weit k. |
| 12 — l. na przyrządy, l. w warunkach IFR | 61 — przewrócić się (o wodnosamolocie) | 12 — blind f. | 71 — „bitte, kommen” |
| 13 — l. lotem koszącym | 62 — utrzymywać w gotowości, u. w czystości | 13 — dicht über dem Boden f. | 72 — kurven |
| 14 — wykonywać lot po kręgu | 63 — przygotowywać, utrzymywać w gotowości (do lotu) | 14 — eine Platzrunde f. | 73 — landen |
| 15 — l. pod wiatr | 64 — wspinać się; nabierać wysokości | 15 — gegen den Wind f. | 74 — glatt l. |
| 16 — l. po prostej | 65 — wysiadać z samolotu | 16 — geradeaus f. | 75 — ohne Kurve l. |
| 17 — wykonywać akrobację | 66 — wsiadać do s. | 17 — hohe Schule f. | 76 — latschen |
| 18 — lecieć w szyku, w. lot grupowy | 67 — detonować (o paliwie), stuknąć | 18 — im Verband f. | 77 — laufen |
| 19 — w. zakręt | 68 — pilotować, sterować samolotem | 19 — Kurve f. | 78 — l. lassen |
| 20 — l. z wiatrem | 69 — wylądować przed drogą startową | 20 — mit dem Wind f. | 79 — leer laufen |
| 21 — patrolować | 70 — w. za literą T, w. za daleko | 21 — Sperre f. | 80 — leiten |
| 22 — lecieć po prostym kursie | 71 — „przechodzę na odbiór” (w rozmowach radio) | 22 — strich f. | 81 — lenken |
| 23 — l. lotem koszącym, w. lot koszący | 72 — wykonywać zakręt, zakręcać | 23 — tief f. | 82 — mahlen |
| 24 — eskortować | 73 — lądować; przybijać do brzegu (wodnosamolotem); wsiadać na brzeg | 24 — geleiten | 83 — melden |
| 25 — odchyłać się, o. się od kursu | 74 — wykonywać normalne lądowanie | 25 — gieren | 84 — m. sich |
| 26 — wykonywać lot ślizgowy; w. ślizg | 75 — podchodzić do lądowania bez okrążenia | 26 — gleiten | 85 — mitdrehen |
| 27 — wyrównywać, wyprowadzać samolot do normalnego lotu | 76 — naciskać pedał | 27 — herausfangen | 86 — mitfliegen |
| 28 — wyprowadzać (np. z zakrętu) | 77 — obracać się; poruszać się, pracować (o silniku) | 28 — herausholen | 87 — mitlaufen |
| 29 — wychodzić (np. z korkociągu) | 78 — wykonywać próbę silnika, hamować silnik | 29 — herauskommen | 88 — mitten |
| 30 — wyprowadzać (np. z korkociągu) | 79 — pracować na biegu jałowym | 30 — herausnehmen | 89 — nacheilen |
| 31 — katapultować | 80 — sterować, kierować, naprowadzać | 31 — herausschleudern | 90 — nachfüllen |
| 32 — k. się | 81 — sterować, kierować | 32 — sich s. | 91 — nachhinken |
| 33 — prowadzić samolot do lądowania | 82 — ustawiać (śmigło) w chora-giewkę, wiatrakować (o śmigle) | 33 — hereinbringen | 92 — nachprüfen |
| 34 — sprowadzić samolot do lądowania poleceniami radio-wymi (z ziemi) | 83 — meldować, sygnalizować | 34 — hereinholen | 93 — nachregeln |
| 35 — podchodzić do lądowania | 84 — m. się, zgłaszać się | 35 — hereinkommen | 94 — nachstellen |
| 36 — przewracać; zakręcać | 85 — wiatrakować (o śmigle) | 36 — herumdrehen | 95 — nachtanken |
| 37 — latać po kręgu, wykonywać okrążenia | 86 — lecieć z instruktorem; l. jako pasażer | 37 — herumfliegen | 96 — niedergehen |
| 38 — zakręcać, zmieniać kierunku | 87 — obracać się w zakresie autorotacji (o wirniku śmigłowca) | 38 — herumholen | 97 — im Gleitflug n. |
| 39 — z. ciasno, z. z dużym przechyleniem | 88 — centrować | 39 — herumziehen | 98 — notlanden |
| 40 — zniżać się, tracić wysokość | | 40 — herunterfliegen | 99 — ölen |
| 41 — zniżać się, tracić wysokość | | 41 — heruntergehen | 100 — sich orientieren |
| 42 — stracić (np. samolot) | | 42 — herunterholen | 101 — orten |
| 43 — (pot.) sprowadzić do lądowania poleceniami radio-wymi (z ziemi) | | 43 — heruntersprechen | 102 — sich o. |
| 44 — nurkować | | 44 — herunterstossen | 103 — peilen |
| 45 — spadać (o samolocie) | | 45 — herunterstürzen | 104 — prüfen |
| 46 — wykonywać korkociąg, kręcić k. | | 46 — heruntertrudeln | 105 — rollen |
| 47 — podnosić (wodnosamolot na pokład okrętu) | | 47 — hieven | 106 — schalten |
| 48 — wznosić się, nabierać wysokości; startować | | 48 — hinauffliegen | 107 — scheren |
| 49 — wylatywać, odlatywać | | 49 — hinausfliegen | 108 — schieben |
| | | 50 — hineinlegen | 109 — nach aussen s. |
| | | 51 — hinrotzen | 110 — nach innen s. |
| | | 52 — hochbekommen | 111 — schleppen |
| | | 53 — den Schwanz h. | 112 — schlingern |
| | | 54 — hochfahren | 113 — schlüpfen |
| | | 55 — hochgehen | 114 — schmieren |
| | | 56 — hochjagen | 115 — schnallen |
| | | 57 — hochnehmen | 116 — segeln |
| | | 58 — hochreissen | 117 — seihen |
| | | 59 — hochziehen | 118 — sieben |
| | | | 119 — slippen |
| | | 89 — opóźniać się | 106 — łączyć; włączać; rozdzielać |
| | | 90 — uzupełniać, dotankowywać; napelniać | 107 — odchyłać się od kursu, iść „żmijką”, myszkować |
| | | 91 — opóźniać się | 108 — ślizgać się (w zakręcie) |
| | | 92 — (dodatkowo) sprawdzać, wykonywać próby kontrolne | 109 — wykonywać wyslizg (na zewnętrzny zakręt) |
| | | 93 — podregulować | 110 — w. ześlizg (do środka z.) |
| | | 94 — regulować; śledzić | 111 — holować |
| | | 95 — uzupełniać (paliwo), dotankowywać | 112 — kiwać się, kołysać się, wahać się względem osi podłużnej |
| | | 96 — zniżać się, tracić wysokość | 113 — ślizgać się |
| | | 97 — lecieć lotem ślizgowym | 114 — smarować; (pot.) ślizgać się na skrzydło |
| | | 98 — lądować przymusowo | 115 — zapinać, przypinać (pasy bezpieczeństwa) |
| | | 99 — smarować (olejem) | 116 — wykonywać lot ślizgowy, w. l. żaglowy |
| | | 100 — orientować się | 117 — filtrować |
| | | 101 — określać położenie | 118 — filtrować |
| | | 102 — orientować się | 119 — ślizgać się na skrzydło, lecieć ze ślizgiem |
| | | 103 — namierzać | |
| | | 104 — sprawdzać, próbować, badać | |
| | | 105 — kołować, wykonywać rozbieg lub dobieg; przechylać się | |

K.D.

Szybowiec klasy otwartej

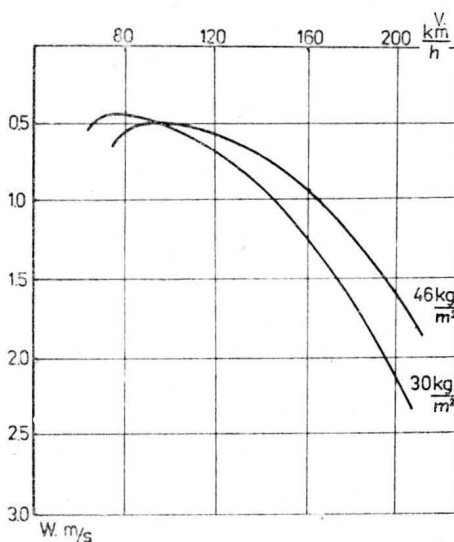
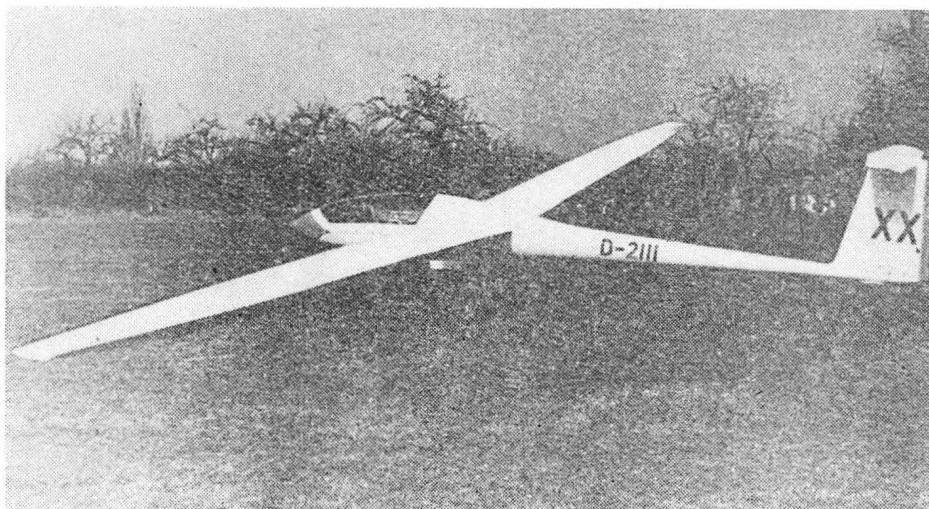
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy kompozytowy średniopłat z chowanym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, wznios 3° , nowy profil Wortmanna. Konstrukcja czteroczęściowa, jednodźwigarowa, skorupowa z kompozytu węglowo-epoksydowego. Dźwigar skrzynkowy, pasy dźwigara z rowingu węglowego. Na środkowych segmentach skrzydła znajdują się hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth wysuwane z obu powierzchni skrzydeł oraz bezszczeniowe kłapy tzw. elastyczne (zawiasem kłapy jest elastyczne pokrycie, wspólne dla skrzydła i kłapy). Na segmentach zewnętrznych znajdują się trójdzielne, bezszczeniowe lotki. Rozpiętość segmentu zewnętrznego wynosi ok. 7 m, masa ok. 50 kg; rozpiętość segmentu wewnętrznego — ok. 4 m, masa ok. 63 kg. W połączeniu segmentu zewnętrznego z wewnętrznym zastosowano element drewniany. Węzły połączeń rozwiązane w bardzo prosty sposób, umożliwiając szybki montaż i demontaż skrzydła. Końcówki skrzydeł lekko zagięte ku dołowi. W kesonach wewnętrznych segmentów skrzydeł umieszczone są cztery zbiorniki balastu wodnego.

Kadłub. Kształt smukłej kropli, w części przedniej przekrój eliptyczny, w tylnej — kołowy. Konstrukcja skorupowa z kompozytu węglowo-epoksydowego. Kadłub tworzy jedną całość ze statecznikiem pionowym, jego struktura jest lokalnie wzmocniona konstrukcją wprowadzającą siły skupione od skrzydeł, podwozia, zaczepu holowniczego i fotela pilota. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na prawą stronę.

Usterzenie. Obrysy trapezowe, konstrukcja usterzeń jednodźwigarowa, skorupowa z kompozytu węglowo-epoksydowego. Statecznik poziomy i dwudzielny ster wysokości w praktyce tworzą jedną całość — analogicznie jak w przypadku kłap i lotek zastosowano zawieszenie elastyczne.

Sterowanie. Sterownice (drażek i regulowane pedały) umieszczone klasycznie. Sterowanie lotkami — popychaczowe, kła-



pami — ręczne za pomocą elementów skrętnych, stery i hamulce aerodynamiczne — układy linkowe. W układach sterowania w skrzydle połączenia szybkorozłączne ułatwiają montaż i demontaż.

Podwozie. Chowane mechanicznie (ręcznie) do wnęki kadłubowej zamykanej pokrywkami, amortyzowane. Koło wyposażone w hamulec. Wyniar ogumienia — $5''$. Pod tylną częścią kadłuba mała płoza.

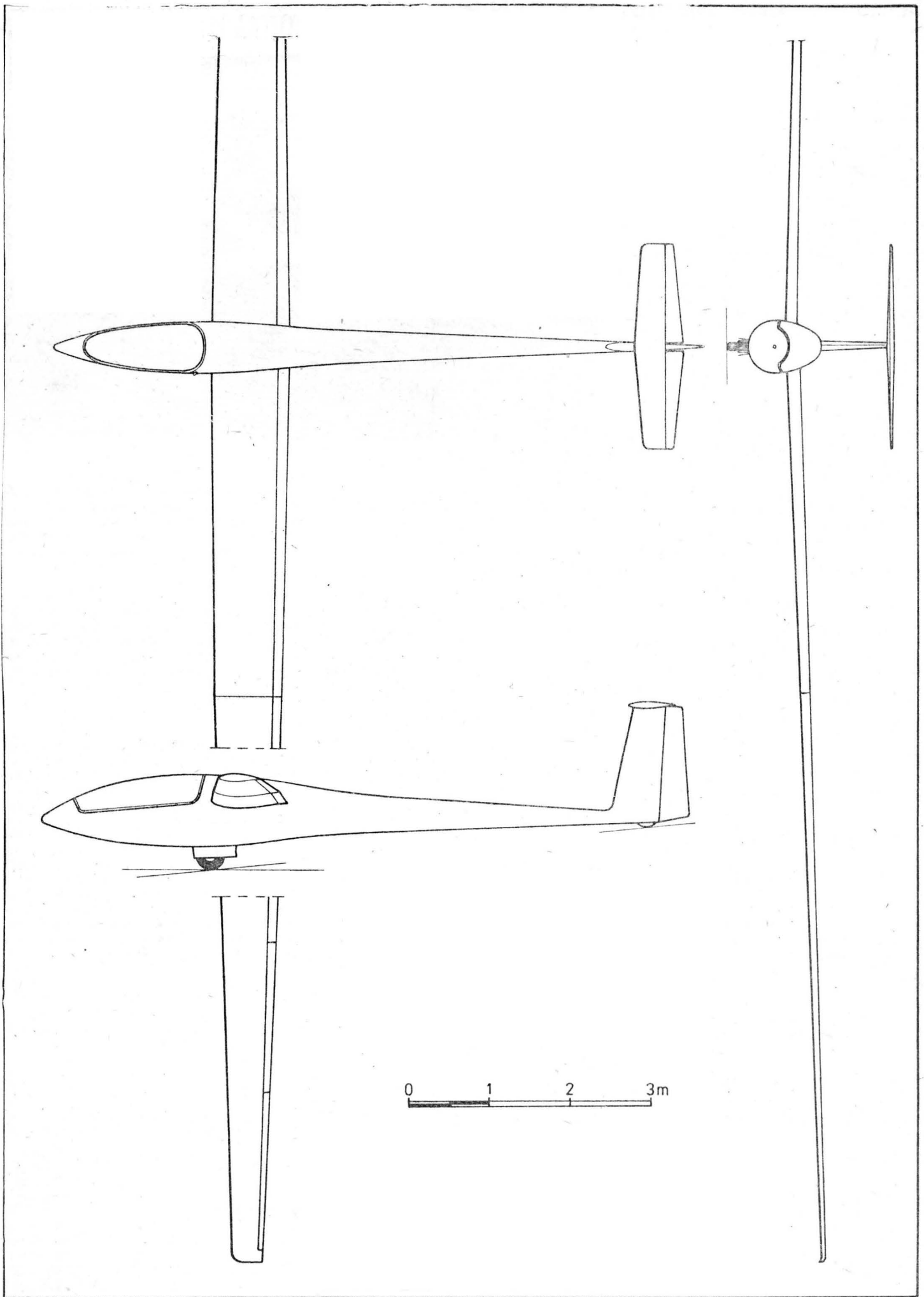
Wyposażenie. Prędkościomierz, dwa wariometry, zakrętomiernik z chylomierzem, wysokościomierz, sztuczny horyzont, busola, radiostacja UKF, możliwość instalowania wyposażenia dodatkowego (np. kalkulator przelotu).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Nimbus 3 jest kolejną konstrukcją znanych od kilku lat zakładów Schempp-Hirth, kontynuującą dotychczasową linię Nimbusa. Nimbus 3 został skonstruowany w 1980 r. Budowę prototypu zakończono 21 stycznia 1981 r. (oblot 21 lutego 1981 r.). Od swych poprzedników Nimbus 3 różni się przede wszystkim szerszym zastosowaniem kompozytów węglowych, co umożliwiło uzyskanie niskiej masy konstrukcji. W odbywających się latem 1981 r. szybowcowych mistrzostwach świata w Paderborn znany szybownik Klaus Holighaus startując na Nimbusie 3 zwyciężył w klasie otwartej.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	22,10 m	Obciążenie powierzchni maks.	46 kg/m ²
Długość	7,70 m	Obciążenie powierzchni min.	27 kg/m ²
Wysokość (maks., w linii lotu)	1,99 m	Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Rozpiętość usterzenia	2,48 m	Prędkość holowania maks.	150 km/h
Szerokość kadłuba maks.	0,62 m	Doskonałość maks. (przy prędkości 125 km/h)	55
Powierzchnia skrzydła	16,2 m ²	Prędkość min. (30 kg/m ²)	62 km/h
Wydłużenie skrzydła	32,3	Prędkość min. (46 kg/m ²)	77 km/h
Masa własna	360 kg	Opadanie min. (30 kg/m ²)	0,44 m/s
Masa użyteczna	75÷120 kg	Opadanie min. (46 kg/m ²)	0,52 m/s
Masa startowa maks.	750 kg		
Masa balastu wodnego maks.	310 kg		

T.M.



Motoszybowiec

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy dwumiejscowy kompozytowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, wznios 3°, profil Eppler E 572 (G-109A) i Eppler E 580 (G-109B). Konstrukcja dwudzielna z kompozytu szklano-epoksydowego, jednodźwigarowa. Dźwigar skrzynkowy, pasy z rowingu szklanego. W połowie rozpiętości płata znajdują się hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth. Lotki konstrukcji przekładkowej. Klap brak. Końcówki lekko zagięte ku dołowi. Skrzydło składane ku tyłowi, można je łatwo demontować.

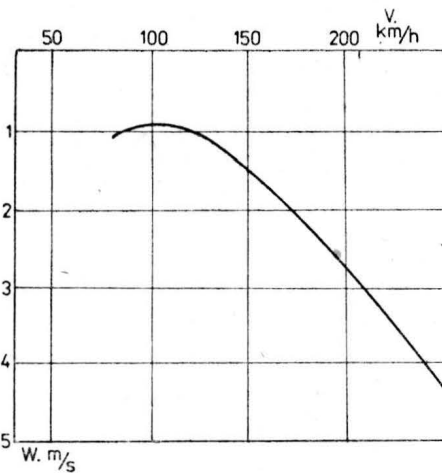
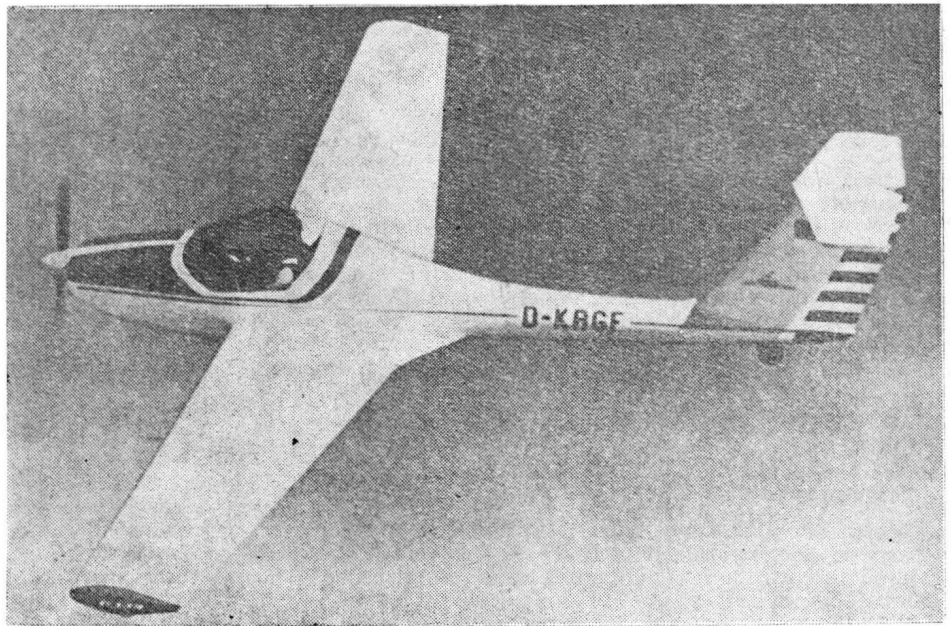
Kadłub. Przekrój prostokątno-owalny, w części tylnej kołowy. Konstrukcja skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, umieszczona nad skrzydłem. Fotele regulowane. Osłona kabiny jednocześnie otwierana do góry ku przodowi. Tylna część kadłuba tworzy jedną całość ze statecznikiem pionowym.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrysy usterzeń skośne. Konstrukcja kompozytowa, stateczniki jednodźwigarowe, stery przekładkowe.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku i hamulcami aerodynamicznymi — linkowe.

Podwozie. Stałe, w układzie klasycznym. Golenie podwozia głównego sprężyste, koła zaopatrzone w hamulce hydrauliczne Scheibe i osłonięte owiewkami. Pod statecznikiem pionowym małe kółko ogonowe na widelcu samonastawnym.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy chłodzony powietrzem silnik Volkswagen-Limbach L200E o mocy 59 kW, śmigło dwułopatowe drewniane trójpołożeniowe Hoffmann. Osłony zespołu napędowego la-



minatowe. W wersji G-109B silnik GVV-2200 (59 kW).

Instalacje. Paliwowa — zbiornik o pojemności 80 l (G-109A) lub 115 l (G-109B). Hamulcowa — hydrauliczna typu samochodowego.

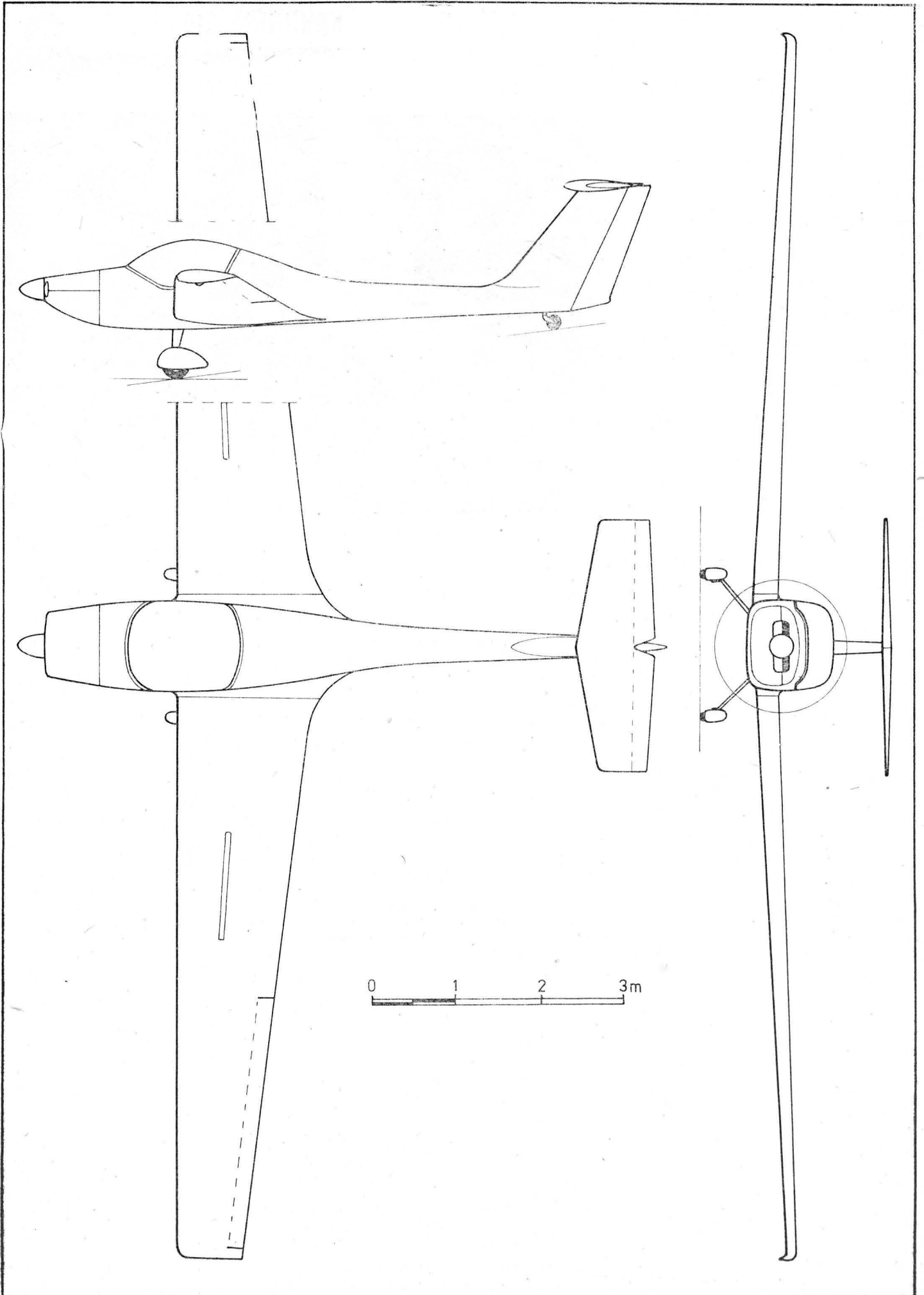
Wyposażenie. Prędkościomierz, dwa wariometry, busola, zakrętomiernik, sztuczny horyzont, wysokościomierz, przyrządy kontroli silnika, radiostacja UKF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace nad nowym motoszybowcem rozpoczęto w 1978 r. Równoległe z nim opracowywano projekt lekkiego samolotu G-215 o zbliżonej konstrukcji (usterzenie poziome, osłony kabiny, ergonomia wnętrza, układy sterowania). W 1979 r. opracowano oprzyrządowanie i rozpoczęto budowę prototypu. Obłotu dokonano 14 marca 1980 r. W tym samym czasie w RFN opracowano także dwa inne motoszybowce o podobnych założeniach konstrukcyjnych: H-36 Dimona i Valentin Taifun. W 1982 r. opracowano nową wersję — G-109B o zmienionym skrzydle (powiększona rozpiętość, nowy profil) i zespole napędowym. Przygotowano też wariant specjalny o przedłużonym zasięgu ze zbiornikiem paliwowym o pojemności 160 l. W kwietniu 1983 r. liczba sprzedanych motoszybowców G-109 przekroczyła 160.

DANE TECHNICZNE (wersja G-109A, w nawiasach — G-109B)

Rozpiętość	15,00 (17,40) m	Obciążenie powierzchni maks.	37,7 kg/m ²
Długość	7,80 (7,80) m	Obciążenie mocy maks.	12,2 kg/kW
Wysokość	1,80 (1,80) m	Prędkość dopuszczalna	240 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,06 (3,06) m	Prędkość maks.	220 km/h
Baza podwozia	4,60 (4,60) m	Prędkość przelotowa	200 km/h
Rozstaw podwozia	1,70 (1,70) m	Prędkość min.	74,5 km/h
Średnica śmigła	1,60 (1,60) m	Wznoszenie	2,6 m/s
Powierzchnia skrzydła	19,1 (19,1) m ²	Zużycie paliwa	15 l/h
Wydłużenie skrzydła	11,78 (15,9)	Doskonałość maks.	30
Masa własna	470 kg	Opadanie min. (przy V = 100 km/h)	0,4 m/s
Masa startowa maks.	770 kg		

T.M.



Zasady zapewniania wymaganej skuteczności procedur obsługowych elementów samolotów

Dr inż. GUSTAW POTOCKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

Każdemu poziomowi rozwoju techniki odpowiada określona charakterystyka kosztu jednostkowego wytwarzania samolotu w funkcji parametru, charakteryzującego jego niezawodność. Ogólną postać takiej charakterystyki przedstawiono na rys. 1. Na rysunku tym C_j określa koszt jednostkowy wytwarzania samolotu, zaś t — średni czas do uszkodzenia. Cechą charakterystyczną tej zależności jest progresywny wzrost nakładów na wytworzenie samolotu o większej niezawodności. Jeżeli wymagana niezawodność samolotu jest odpowiednio wysoka, to względy techniczne (bariera technologiczna) lub ekonomiczne (wysoki koszt) mogą przesądzić o niemożliwości lub niecelowości jej zapewnienia konstrukcyjnie.

W lotnictwie wymagania niezawodnościowe dla samolotu są bardzo wysokie, dlatego też, ze względów technicznych i ekonomicznych, na ogół nie mogą być spełnione. Nie mogą być spełnione wymagania niezawodnościowych, można zapewnić odpowiadający tym wymaganiom poziom bezpieczeństwa lotu przez odpowiednio skuteczną obsługę profilaktyczną zawodnych elementów samolotu. Różnica między wymaganym a rzeczywistym poziomem niezawodności samolotu określa wymagania dotyczące skuteczności obsługi profilaktycznej, polegającej na wykrywaniu symptomów uszkodzenia i wykonywaniu niezbędnych napraw.

Uszkodzenie jest następstwem wystąpienia pierwszej dysproporcji między obciążeniem eksploatacyjnym a odpornością wewnętrzną (własną) elementu. Zdarzenie takie może zaistnieć:

— po dostatecznie długim czasie eksploatacji samolotu, gdy w następstwie naturalnego zużycia, starzenia i zmęczenia jego odporność na obciążenia eksploatacyjne okaże się niewystarczająca,

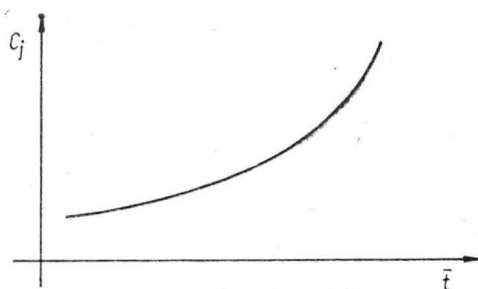
— w chwili wystąpienia wymuszenia (krótkotrwałego obciążenia przypadkowego o amplitudzie przekraczającej przewidywaną na etapie projektowania wartość obciążenia eksploatacyjnego).

W pierwszym przypadku mamy do czynienia z uszkodzeniem naturalnym, w drugim zaś z uszkodzeniem wymuszonym.

Uszkodzenia naturalne są następstwem zachodzących w czasie nieodwracalnych procesów starzenia, zużycia i zmęczenia, wywołującym określone zmiany w elementach samolotu i dlatego remont prewencyjny wykonany we właściwym czasie umożliwia zapobieżenie jego uszkodzeniu.

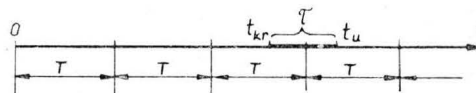
Uszkodzenia wymuszone są następstwem niepełnego dostosowania określonych elementów samolotu do rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych. W tym przypadku impuls uszkodzający z mniejszą lub większą intensywnością pojawia się i znika (np. w chwili brutalnego lądowania), zapoczątkowując proces uszkodzenia. Ponieważ nie można określić w którym momencie i na którym samolocie pojawi się wymuszenie (błąd podczas lądowania), dlatego remont prewencyjny w odniesieniu do tego rodzaju uszkodzeń nie jest skuteczny.

W obu przypadkach model uszkodzenia elementu samolotu jest podobny: w krytycznej chwili eksploatacji (w chwili wystąpienia pierwszej dysproporcji między obciążeniem eksploatacyjnym a odpornością elementu) pojawiają się nieodwracalne zmiany parametrów fizykochemicznych



Rys. 1. Zależność kosztu wytwarzania od niezawodności samolotu

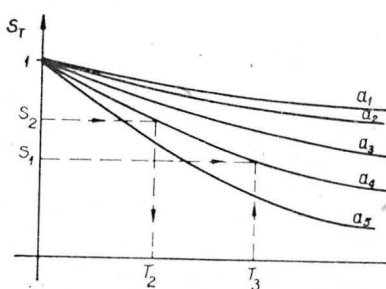
nych elementu oraz (lub) nieodwracalne zmiany charakterystyk eksploatacyjnych samolotu. Poglębiając się, prowadzą one nieuchronnie do jego niezdatności. Uproszczony model uszkodzenia elementu samolotu przedstawiono na rys. 2, gdzie przez t_{kr} oznaczono krytyczną chwilę eksploatacji elementu (chwilę zapoczątkowania uszkodzenia), przez t_u — chwilę uszkodzenia (niezdatności), przez τ — czas sygnalizowania uszkodzenia, a przez T — okres międzyobsługowy.



Rys. 2. Model uszkodzenia elementu samolotu

Jeżeli wykluczy się możliwość wdrożenia do masowej eksploatacji samolotów rażąco niedostosowanych do rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych, to uzasadnione jest stwierdzenie, że wszystkie lub prawie wszystkie uszkodzenia elementów są uszkodzeniami sygnalizowanymi. W szczególnym przypadku, gdy dysproporcja między wymuszeniem a odpornością elementu jest stosunkowo duża, wtedy czas sygnalizowania uszkodzenia jest tak krótki, że uszkodzenie można zakwalifikować do uszkodzeń nagłych.

Warunkiem skutecznej obsługi profilaktycznej elementu jest trafienie chwili wykonania obsługi profilaktycznej na przedział czasu sygnalizowania uszkodzenia. Gdy spełniony jest warunek $T \leq \tau$, wówczas bez względu na to, w której chwili wystąpi wymuszenie (chwila t_{kr} na rys. 2) — jedna z ciągu kolejno wykonywanych obsług w okresie T musi trafić na odcinek τ czasu sygnalizowania uszkodzenia. Uwzględniając, że wielkości przedstawione na rys. 2 są w rzeczywistych warunkach eksploatacji zmiennymi losowymi, można opracować model matematyczny skuteczności obsługi umożliwiający sporządzenie charakterystyk skuteczności obsługi S_T w funkcji długości okresu międzyobsługowego T dla różnych parametrów rozkładu zmiennej losowej czasu sygnalizowania τ . Takie charakterystyki przedstawiono na rys. 3, gdzie przez a_1, a_2, \dots oznaczono parametry zmiennej losowej τ .



Rys. 3. Charakterystyki skuteczności obsługi

Osobliwością tych charakterystyk jest pomijalnie mała ich zależność od parametrów rozkładu zmiennej losowej czasu eksploatacji samolotu do wymuszenia (t_{kr} na rys. 2). Ułatwia to wyznaczenie długości okresu międzyobsługowego o wymaganej skuteczności obsługi.

Dysponując dostateczną informacją o uszkodzeniach eksploatowanego elementu samolotu, można — opierając się na klasycznej definicji prawdopodobieństwa — oszacować rzeczywistą skuteczność jego obsługi profilaktycznej:

$$S_T = \frac{m_T}{m} \quad (1)$$

gdzie: m i m_T — odpowiednio sumaryczna liczba uszkodzeń oraz liczba uszkodzeń elementu wykrytych w obsługach o okresie międzyobsługowym T .

Dysponując oszacowaniem (wzór 1) rzeczywistej skuteczności S_T obsługi elementu o okresie międzyobsługowym T ,

cd. na s. 20

Gulfstream Aerospace Gulfstream IV • USA •

Odrzutowy samolot służbowy o dużym zasięgu

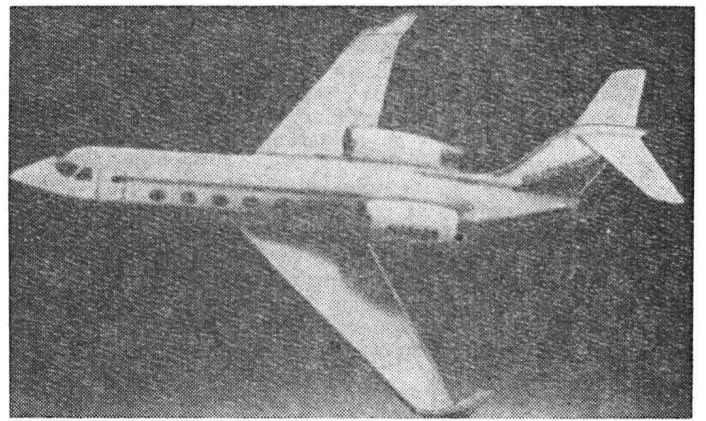
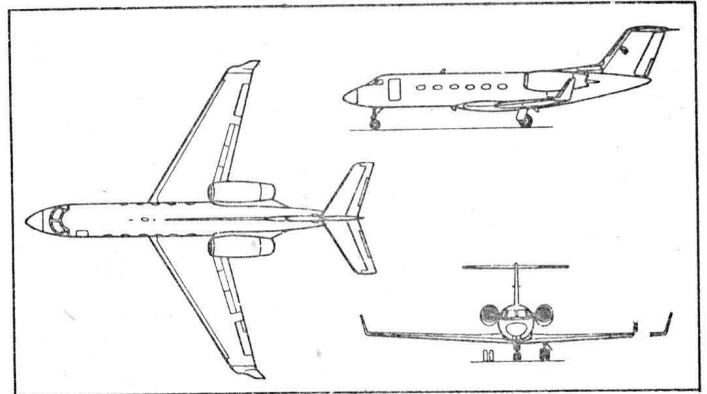
W grudniu 1985 r. ma wystartować do pierwszego lotu samolot służbowy Gulfstream IV firmy Gulfstream Aerospace. Jest to wersja rozwojowa samolotu Gulfstream III, produkowanego od kwietnia 1983 r., w którym silniki Rolls-Royce RB.133-2 Spey o ciągu 4385 daN i stosunku natężeń przepływu 1:1 będą zastąpione silnikiem Rolls-Royce RB.133-03 Tay o znacznie zwiększonym stosunku natężeń przepływu, a tym samym o mniejszym jednostkowym zużyciu paliwa.

Kadłub zostanie przedłużony o 0,61 m, w celu wyważenia samolotu i zwiększenia pojemności kabiny, przy czym doda się szóste okno po obu stronach kadłuba. Wymiary kabiny będą następujące: długość 12,6 m, wysokość 1,9 m, szerokość 2,2 m; pomieści ona 11÷19 pasażerów. Poza tym tylna przegroda ciśnieniowa zostanie spłaszczona, co zwiększy objętość pomieszczenia bagażowego do 4,81 m³. Załoga będzie liczyć 2÷3 osoby. Silnik Tay jest przeróbką silnika Spey — 4-stopniowy wentylator został zastąpiony wentylatorem jednostopniowym o większej średnicy (pozostałe stopnie tworzą sprężarkę niskiego ciśnienia), w wyniku czego stosunek natężeń przepływu wzrósł do ok. 3:1, a ciąg do 5540 daN (ciąg ten jest utrzymywany do temp. otoczenia 35°C). Pojemność zbiorników paliwowych ma wynosić 16 000 l. Samolot będzie wyposażony w system EFIS firmy Sperry z kolorowym urządzeniem przedstawiającym CRT i w podwójny cyfrowy system kierowania lotem z automatycznym sterowaniem ciągiem silników.

Produkcja samolotu ma być uruchomiona w końcu 1986 r. równocześnie z wydaniem świadectwa typu wg FAR 25. Do połowy 1983 r. wpłynęło na samolot blisko 60 zamówień.

Dane techniczne

Rozpiętość	23,70 m
Długość	25,90 m
Wysokość	7,40 m
Powierzchnia nośna	86,82 m ²
Masa własna	18 099 kg
Masa paliwa maks.	12 837 kg
Udźwig maks.	1860 kg
Masa startowa maks.	31 616 kg
Masa do lądowania maks.	26 536 kg
Wysokość przelotowa maks.	13 716 m
Prędkość przelotowa maks.	925 km/h



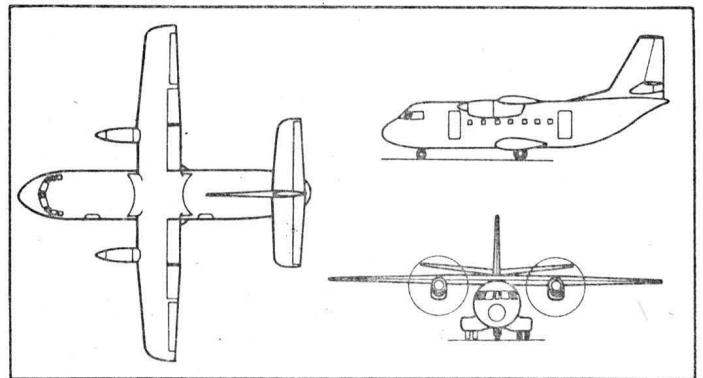
Prędkość przelotowa na długich trasach	834 km/h
Wymagana długość pasa startowego	1559 m
Długość lądowania	975 m
Zasięg z 8 pasażerami	
z rezerwą paliwa VFR	8153 km
z rezerwą paliwa IFR	6630 km
	W.K.

FMA ATL • Argentyna-Wenezuela-Peru •

Lekki turbośmigłowy samolot wielozadaniowy

Na ubiegłorocznym Salonie Paryskim pokazany został model samolotu wielozadaniowego o oznaczeniu ATL, opracowywanego wspólnie przez kilka państw południowoamerykańskich, przede wszystkim przez Argentynę (zakłady FMA-Fabrica Militar de Aviones), Wenezuelę i Peru. Przewiduje się, że tylko te trzy państwa zakupią przynajmniej 100 samolotów ATL.

Samolot ATL jest grzbietopłatem z ciśnieniowym kadłubem o przekroju kołowym (który na życzenie będzie wyposażony w ogonową rampę załadunkową), napędzanym dwoma bliżej nieokreślonymi turbinowymi silnikami śmigłowymi o mocy 880÷1180 kW (1200÷1600 KM). W wersji podstawowej kabina samolotu będzie mieścić 23 pasażerów (dwa szeregi foteli z prawej strony i jeden szereg z lewej), a w wersji „zagęszczonej” — 30 pasażerów (cztery szeregi



cd. ze s. 19

identyfikuje się na rys. 3 odpowiednią charakterystykę roboczą i w oparciu o nią wyznacza się długość okresu międzyobsługowego o wymaganej skuteczności obsługi. Jeżeli np. obsłudze elementu o okresie międzyobsługowym T_1 odpowiada rzeczywista skuteczność S_1 , to charakterystyką roboczą będzie charakterystyka z parametrem a_1 . Wymaganej skuteczności obsługi S_2 odpowiada długość okresu międzyobsługowego T_2 .

Uzyskany wynik należy zweryfikować w nadzorowanej eksploatacji.

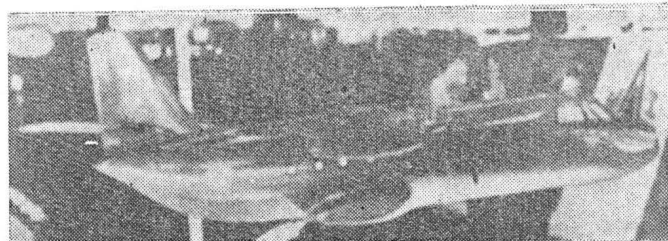
LITERATURA

1. Sz. FIRKOWICZ: Statystyczne badanie wyrobów. WNT, Warszawa, 1970 r.
2. G. POTOCKI: Metoda oceny technicznej w oparciu o analizy statystyczne uszkodzeń elementów samolotów i śmigłowców dla potrzeb systemów obsługi, remontowania i produkowania. ITWL, 1982 r.
3. G. POTOCKI: Metoda zapewniania wymaganej lub optymalnej pod względem kosztów skuteczności procedur obsługowych.

foteli z przejściem w środku). Jako wojskowy samolot transportowy będzie przewoził 28 żołnierzy z pełnym wyposażeniem, a jako samolot sanitarny — 15 chorych na noszach i 5 osób na fotelach. Jest również przewidziany do rozpoznania i do patrolowania morza oraz do treningu załóg. W wersji podstawowej fotele pasażerskie będą montowane na szynach w celu umożliwienia szybkiej zamiany pasażerskiego układu kabiny na układ towarowy, a wyposażenie kabiny załogi będzie obejmować m.in.: automatycznego pilota, radar meteorologiczny, radiobusole, radiowy-sokościomierz, wskaźnik ILS i transponder.

Dane techniczne

Rozpiętość	19,50 m
Długość	17,00 m
Wysokość	7,10 m
Powierzchnia nośna	42,00 m ²
Masa własna	5800 kg
Masa handlowa normalna	2400 kg



Masa startowa maks.	10 000 kg
Masa do lądowania maks.	9500 kg
Prędkość przelotowa maks.	472 km/h
Wznoszenie maks.	10 m/s
Pułap praktyczny	9000 m
Długość startu	1000 m
Długość lądowania	830 m
Zasięg	1850 km

W.K.

PROTOTYPY

British Aerospace BAe 125-800 • Wlk. Brytania •

Odrzutowy samolot służbowy

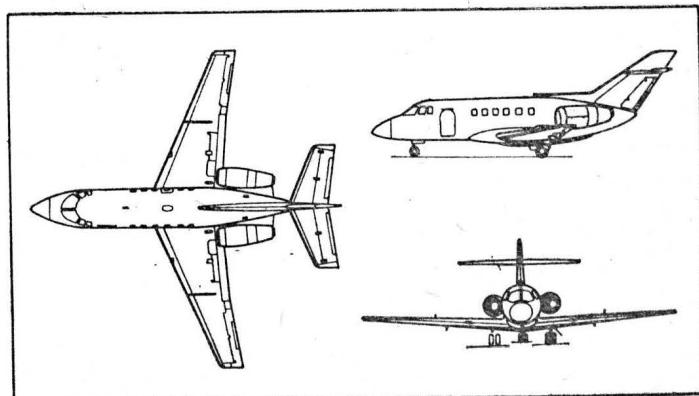
Przed siedmiu laty firma British Aerospace zbudowała samolot BAe 125-700, będący pierwszą napędzaną silnikami dwuprzeplywowymi wersją rodziny samolotów służbowych 125 (przyczynił się on do zwiększenia liczby sprzedanych samolotów tej rodziny do 556). Udoskonaleniem samolotu 125-700 jest wersja 125-800, której projektowanie rozpoczęto w maju 1981 r., a produkcja seryjna ma być uruchomiona latem 1984 r.

Nowy samolot ma wyższe osiągi, zwiększony komfort kabiny pasażerskiej i zmodernizowaną kabinę załogi oraz wzmocnioną strukturę — ze względu na większy udźwig. Zaprojektowane zostały nowe zewnętrzne części płata o długości 3,05 m, przy czym rozpiętość płata zwiększyła się o 1,37 m. Nosek zewnętrznych części płata odchyłono do dołu. Zastosowano nowe lotki o konstrukcji przekładkowej. Nowy płat ma mniejszy opór indukowany w całym zakresie warunków lotu. Kłapy koła przedniego zamykają się po wypuszczeniu podwozia, ponieważ otwarte kłapy — tak jak w starszych wersjach rodziny 125 — wywołują efekt destabilizujący w czasie podchodzenia do lądowania. Pozwoliło to, łącznie ze zwiększeniem powierzchni płetwy statecznika kierunku, na wyeliminowanie dolnej płetwy ogonowej. Mimo nie zmienionych wymiarów kadłuba zwiększono wymiary 8-osobowej kabiny pasażerskiej: wysokość o 2,5 cm, szerokość o 12,7 cm. Kabina dwuosobowej załogi ma większą długość, inaczej ukształtowane okna i system obrazujący EFIS-85 firmy Collins, obejmujący również ekran radaru meteorologicznego. Napęd stanowią dwa silniki dwuprzeplywowe Garrett TFE731-5 o ciągu 1912 daN (1950 kG), tj. o 270 daN większym od ciągu silników samolotu 125-700. Silniki mogą być wyposażone w odwracacze ciągu. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 5680 l. Cenę samolotu w 1984 r. szacuje się na 6,75 mln dol.

Większy ciąg silników i udoskonalenia płatowca umożliwiły zwiększenie maksymalnej prędkości przelotowej o 52 km/h, zasięgu o 11%, skrócenie czasu wznoszenia na 10 700 m o 7 min (do 19 min) i zmniejszenie wymaganej długości pasa startowego o 275 m.

Dane techniczne

Rozpiętość	15,66 m
Długość	15,59 m
Wysokość	5,37 m



Powierzchnia nośna	34,75 m ²
Masa bez paliwa maks.	7947 kg
Masa handlowa maks.	1089 kg
Masa paliwa (wykorzystywanego) maks.	4536 kg
Masa startowa maks.	10 590 kg
Masa do lądowania maks.	12 428 kg
Prędkość przelotowa maks.	858 km/h
Prędkość ekonomiczna	840 km/h
Wysokość przelotowa	13 110 m
Wymagana długość pasa startowego	1494 m
Zasięg maks. z ładunkiem 545 kg	
z rezerwą paliwa VFR	5560 km
z rezerwą paliwa IFR	4837 km

W.K.



Materiały i półfabrykaty tytanowe

Mgr inż. STANISŁAW KSIAŻEK
WSK PZL-Mielec

Tytan i jego stopy to nowe materiały stosowane początkowo w budowie raket i samolotów. Obecnie zakres stosowania tych materiałów szybko rozszerza się na inne dziedziny techniki. Właściwości stopów tytanu od właściwości stali i stopów aluminium różni wysoka wytrzymałość, szczególnie w podwyższonych temperaturach przy stosunkowo niskiej masie jednostkowej i dużej odporności korozyjnej.

Tytan i jego stopy stosowane w naszym przemyśle po-

chodzą z importu ze Związku Radzieckiego, dlatego też właściwości tych materiałów zostaną przedstawione na podstawie norm radzieckich.

Skład chemiczny podstawowych gatunków tytanu i jego stopów wg GOST 19307-74 przedstawiono w tabl. 1, natomiast skład chemiczny pozostałych gatunków stosowanych w lotnictwie — na podstawie normy OST 1 90013-71 przedstawiono w tabl. 2.

Tytan i jego stopy uwzględnione w normie GOST 19307-74

TABLICA 1

Gatunki tytanu lub stopów tytanu	Skład chemiczny, %																	
	podstawowe składniki										domieszki, %							
	tytan	aluminium	mangan	molibden	wanad	cyrkon	chrom	cyna	krzem	żelazo	węgiel	żelazo	krzem	cyrkon	tlen	azot	wodór	suma pozostałych domieszek
WT1-00	osnowa	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,05	0,20	0,08	—	0,10	0,04	0,008	0,10
WT1-0	„	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,07	0,20	0,10	—	0,12	0,04	0,010	0,30
OT4-0	„	0,2 ÷ 1,4	0,2 ÷ 1,3	—	—	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,012	0,30
OT4-1	„	1,0 ÷ 2,5	0,7 ÷ 2,0	—	—	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,012	0,30
OT4	„	3,5 ÷ 5,0	0,8 ÷ 2,0	—	—	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,012	0,30
WT5	„	4,3 ÷ 6,2	—	—	—	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,20	0,05	0,015	0,30
WT5-1	„	4,3 ÷ 6,0	—	—	—	—	—	2,0 ÷ 3,0	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,015	0,30
WT6S	„	5,3 ÷ 6,8	—	—	3,5 ÷ 5,0	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,20	0,05	0,015	0,30
WT3-1	„	5,5 ÷ 7,0	—	2,0 ÷ 3,0	—	—	0,8 ÷ 2,3	—	0,15 ÷ 0,40	0,2 ÷ 0,7	0,10	—	—	0,50	0,15	0,05	0,015	0,30
WT9	„	5,8 ÷ 7,0	—	2,8 ÷ 3,8	—	—	0,8 ÷ 2,0	—	0,20 ÷ 0,35	—	0,10	0,25	—	—	0,15	0,05	0,015	0,30
WT14	„	3,5 ÷ 6,8	—	2,5 ÷ 3,8	0,9 ÷ 1,9	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,015	0,30
WT16	„	1,8 ÷ 3,8	—	4,5 ÷ 5,5	4,0 ÷ 5,5	—	—	—	—	—	0,10	0,25	0,15	0,30	0,15	0,05	0,015	0,30
WT20	„	5,5 ÷ 7,5	—	0,5 ÷ 2,0	0,8 ÷ 1,8	—	1,5 ÷ 2,5	—	—	—	0,10	0,30	0,15	—	0,15	0,05	0,015	0,30
WT22	„	4,4 ÷ 5,9	—	4,0 ÷ 5,5	4,0 ÷ 5,5	—	0,5 ÷ 2,0	—	—	0,5 ÷ 1,5	0,10	—	0,15	0,30	0,20	0,05	0,015	0,30
PT-7M	„	1,8 ÷ 2,5	—	—	—	—	2,0 ÷ 3,0	—	—	—	0,10	0,25	0,12	—	0,15	0,04	0,006	0,30
PT-3W	„	3,5 ÷ 5,0	—	—	1,2 ÷ 2,5	—	—	—	—	—	0,10	0,25	0,12	0,30	0,15	0,04	0,008	0,30

TABLICA 2

Gatunek stopu	Skład chemiczny, %																	
	podstawowe składniki										domieszki, %							
	tytan	aluminium	mangan	molibden	wanad	cyrkon	chrom	cyna	krzem	żelazo	węgiel	żelazo	krzem	cyrkon	tlen	azot	wodór	suma pozostałych domieszek
OT4-2	osnowa	5,5 ÷ 7,0	1,0 ÷ 2,3	—	—	—	0,5 ÷ 2,5	—	—	—	0,10	0,30	0,15	—	0,15	0,05	0,012	0,10
WT4	„	4,5 ÷ 6,0	0,8 ÷ 2,0	—	—	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	0,30	0,15	0,05	0,012	0,30
WT6	„	5,5 ÷ 7,0	—	—	4,2 ÷ 6,0	—	—	—	—	—	0,10	0,30	0,15	—	0,20	0,05	0,015	0,30
WT8	„	6,0 ÷ 7,3	—	—	2,8 ÷ 3,8	—	—	—	0,20 ÷ 0,40	—	0,10	0,30	—	0,50	0,15	0,05	0,015	0,30
WT18	„	7,2 ÷ 8,2	—	—	0,2 ÷ 1,0	—	—	niob 0,5 ÷ 1,5	10,0 ÷ 12,0	—	0,10	0,15	—	—	0,15	0,05	0,015	0,30

występują również w lotniczej normie branżowej OST 1 90013-71, która w niektórych przypadkach stawia wyższe wymagania (mniejsza rozpiętość zawartości poszczególnych składników).

Odkuwki

Najbardziej odpowiedzialne części konstrukcyjne wykonuje się z odkuwek. Wymagania techniczne dla odkuwek podane są w następujących normach: OST W 1 90000-70, OST 1 90002-70, TU 1-92-25-74, TU 1-92-34-75, TU 1-92-35-75, TU 1-92-36-75, TU 1-92-37-75 i AMTU 548-69.

Ze względu na zakres przeprowadzanych badań, odkuwki matrycowane i swobodnie kute z tytanu i jego stopów dzieli się na trzy grupy:

- odkuwki podlegające 100% badaniu właściwości mechanicznych i twardości,
- odkuwki podlegające losowemu badaniu właściwości mechanicznych i twardości,
- odkuwki podlegające tylko badaniu twardości.

Właściwości mechaniczne odkuwek matrycowanych i swobodnie kutych o grubości do 100 mm, określone na próbkach wyciętych wzdłuż włókien powinny odpowiadać wymaganiom podanym w tabl. 3.

Odchyłki wymiarów odkuwek określa norma OST 1 41187-72.

TABLICA 3

Gatunek stopu	Stan próbek badanych	Właściwości mechaniczne				Twardość wg Brinella (średnica odcisku 10) 3000 mm
		R_m , MPa	A_5 , %	Z , %	KCU2 J/cm ²	
WT1-00	wyżarzzone	294 ÷ 392	25	55	120	4,9 ÷ 5,5
WT1-0	wyżarzzone	392 ÷ 539	20	50	100	4,7 ÷ 5,2
OT4-0	wyżarzzone	490 ÷ 637	20	45	70	4,2 ÷ 4,8
OT4-1	wyżarzzone	588 ÷ 735	15	35	45	3,8 ÷ 4,3
OT4	wyżarzzone	686 ÷ 882	10	30	35	3,6 ÷ 4,2
OT4-2	wyżarzzone	931 ÷ 1079	8	25	30	3,3 ÷ 3,8
WT4	wyżarzzone	833 ÷ 1030	10	30	35	3,4 ÷ 3,9
WT5	wyżarzzone	735 ÷ 931	10	25	30	3,4 ÷ 4,0
WT5-1	wyżarzzone	784 ÷ 981	10	25	40	3,4 ÷ 3,9
WT6	wyżarzzone	902 ÷ 1079	10	30	30	3,3 ÷ 3,8
WT6S	wyżarzzone	833 ÷ 981	10	30	40	3,4 ÷ 3,9
WT3-1	wyżarzzone	981 ÷ 1177	10	30	30	3,2 ÷ 3,7
	starzone	min. 1177	6	20	20	3,0 ÷ 3,4
WT8	wyżarzzone	981 ÷ 1226	9	25	30	3,2 ÷ 3,7
	starzone	min. 1177	6	20	20	3,0 ÷ 3,4
WT9	wyżarzzone	1030 ÷ 1226	9	30	30	3,2 ÷ 3,7
	starzone	min. 1196	6	17	20	3,0 ÷ 3,4
WT14	wyżarzzone	882 ÷ 1079	10	35	50	3,3 ÷ 3,8
WT20	wyżarzzone	931 ÷ 1128	10	25	40	3,3 ÷ 3,8
WT22	obrobione cieplnie	1079 ÷ 1275	8	16	25	3,1 ÷ 3,6

Pręty

Pręty walcowane na gorąco z tytanu i jego stopów produkuje się wg norm OST 1 90173-75 i OST 1 90266-78. Pręty te wykonywane są o średnicach od 10 do 150 mm z tolerancją średnicy zewnętrznej js 16, js 17.

Właściwości mechaniczne prętów i pozostałych postaci materiałów są analogiczne do właściwości odkuwek.

Pręty walcowane na zimno ze stopów tytanu produkowane są wg TU 1-5-242-73 o wymiarach od 22 do 55 mm w tolerancji h14.

Pręty wyciskane z tytanu i stopów tytanu produkowane są wg OST 1 92020-72 o średnicach od 15 do 100 mm w tolerancji js 18, długość prętów 5 ÷ 1,5 m.

Pręty kute z tytanu i stopów tytanu produkowane są wg OST 1 90107-73 i TU 1-92-38-75, o wymiarach od 65 do 250 mm w tolerancji js 19, długość prętów 0,5 ÷ 2 m.

Pręty do produkcji części złącznych metodą spęczenia produkowane są wg OST 1 90201-75 i TU 1-92-3-74, o wymiarach od 4 do 16,2 mm w tolerancji h10.

Blachy

Blachy z tytanu i jego stopów produkowane są wg OST 1 90024-71, OST 1 90042-71 i TU 1-92-41-76.

Blachy walcowane na zimno produkowane są o grubościach 0,3 ÷ 10,5 mm w tolerancji grubości js 15, js 16, natomiast blachy walcowane na gorąco ze stopu OT4-1 produkowane są o grubościach od 12 do 60 mm w tolerancji js 17.

Rury

Rury z tytanu i stopów tytanu mogą być produkowane wg GOST 22897-77 i OST 1 90050-72. Średnice zewnętrzne rur wynoszą od 5,8 do 130 mm, a grubości ścianek od 0,5 do 9 mm.

Wykaz norm radzieckich na materiały tytanowe przedstawiono w tabl. 4.

TABLICA 4

Nr normy	Tytuł normy
GOST 9803-75 GOST 17746-79 GOST 19807-74	Dwutlenek tytanu pigmentowy Tytan gąbczasty. Wymagania techniczne Tytan i stopy tytanowe do przeróbki plastycznej. Gatunki
GOST 22897-77	Rury bezszwowe kształtowane na zimno ze stopów na osnowie tytanu. Wymagania techniczne
OST W 1 90000-70	Odkuwki matrycowane i swobodnie kute ze stopów tytanu
OST 1 90002-70 OST 1 90006-77 OST 1 90013-78 OST 1 90024-71 OST 1 90027-71 OST 1 90030-71 OST 1 90042-71 OST 1 90050-72 OST 1 90103-73	Ódkuwki matrycowane łopatek ze stopów tytanu Pręty i półfabrykaty ze stopów tytanu do wyrobu łopatek Stopy tytanowe. Gatunki Płyty ze stopu tytanu OT4-1 Taśma ze stopów tytanu Odlewnicze stopy tytanu. Gatunki Blachy ze stopów tytanu Rury ze stopu tytanu. Wymagania techniczne Pierścienie spawane z tytanowego stopu WT5-1 z walcowanych na gorąco i prasowanych profili. Wymagania techniczne
OST 1 90107-73 OST 1 90145-74 OST 1 90173-75	Pręty kute ze stopów tytanu Folia ze stopów tytanu Pręty walcowane ze stopów tytanowych. Wymagania techniczne
OST 1 90201-75	Pręty szlifowane i kalibrowane mechanicznie ze stopów tytanu
OST 1 90266-78 OST 1 92020-72	Pręty ze stopów tytanu Pręty tłoczone ze stopów tytanu. Wymiary i wymagania techniczne
PII.2.051-78 TU 1-5-242-73 TU 1-92-3-74 TU 1-92-22-74 TU 1-92-25-74	Stosowanie stopów tytanu o dużej wytrzymałości WT22 Pręty walcowane z tytanu Pręty ze stopu WT16 do spęczenia na zimno Pręty ze stopu WT22 dla części mocujących Dokładne odkuwki matrycowane z tytanowego stopu gatunku WT22
TU 1-92-30-74 TU 1-92-34-75 TU 1-92-35-75 TU 1-92-36-75 TU 1-92-37-77	Blachy ze stopów tytanu dla przewodów rurowych Odkuwki matrycowane ze stopu WT22 Odkuwki ze stopu WT22 Odkuwki matrycowane typu „szyna jezdna” ze stopu WT22 Odkuwki matrycowane ze stopu WT22 dla konstrukcji stalowych
TU 1-92-38-75 TU 1-92-41-76	Pręty kute ze stopu WT22 Blachy ze stopów tytanowych gatunku OT4 i OT4-1 specjalnego przeznaczenia
MRTU 14 nr 19-64 AMTU 548-69 GOST 9853.0-79 GOST 9853.1-79 GOST 9853.2-79 GOST 9853.3-79 GOST 9853.4-79 GOST 9853.5-79 GOST 9853.6-79 GOST 9863.0-74	Tytan gąbczasty Odkuwki matrycowane tarcz ze stopów tytanowych Tytan gąbczasty. Wymagania ogólne do metod analizy — Metoda oznaczania azotu — Metoda oznaczania żelaza — Metoda oznaczania węgla — Metoda określania chloru — Metoda oznaczania tlenu — Metoda spektralna oznaczania krzemu, żelaza i niklu Stopy tytanu. Wymagania ogólne do metod analiz chemicznych
GOST 19863.1-74 GOST 19863.2-74 GOST 19863.3-74 GOST 19863.4-74 GOST 19863.5-74 GOST 19863.6-74 GOST 19863.7-74 GOST 19863.8-74 GOST 19863.9-74 GOST 19863.10-74 GOST 19863.11-74 GOST 19863.12-74 GOST 19863.13-74	— Metody oznaczania zawartości aluminium — Metody oznaczania zawartości wanadu — Metoda oznaczania zawartości niobu i chromu — Metoda oznaczania zawartości wolframu — Metody oznaczania zawartości żelaza — Metody oznaczania zawartości krzemu — Metody oznaczania zawartości manganu — Metody oznaczania zawartości molibdenu — Metody oznaczania zawartości niobu — Metody oznaczania zawartości cyny — Metody oznaczania zawartości palladu — Metody oznaczania zawartości chromu — Metody oznaczania zawartości cyrkonu

Ocena właściwości wytrzymałościowych klejów konstrukcyjnych

Dr inż. JAN GODZIMIRSKI
Wojaska Akademia Techniczna
Instytut Techniki Lotniczej

Technologia klejenia znajduje coraz szersze zastosowanie w różnych dziedzinach techniki. Wykorzystywana jest z powodzeniem również w technice lotniczej i astronautycznej, głównie ze względu na to, że przyczynia się do obniżenia masy konstrukcji przy jednoczesnym podwyższeniu jej sztywności. Zastosowanie klejenia eliminuje przewymiarowanie konstrukcji ze względu na zastosowany sposób łączenia, nie powoduje osłabienia łączonych elementów otworami technologicznymi czy zmianą struktury materiału oraz umożliwia wykonywanie lekkich i sztywnych konstrukcji skorupowych (przekładkowych), których wytworzenie innymi metodami jest praktycznie niemożliwe. Stosowanie klejenia pozwala na uzyskiwanie gładkich powierzchni łączonych elementów konstrukcyjnych, co jest istotnym i potrzebnym czynnikiem przy produkcji aparatów latających. Wytwarzanie odpowiedzialnych elementów konstrukcji płatowca, np. dźwigarów, z wykorzystaniem techniki klejenia znacznie zwiększa niezawodność ich pracy i pozwala na projektowanie ich przy założeniu dozorowanej trwałości zmęczeniowej [1].

Zastosowanie klejenia do wytwarzania odpowiedzialnych elementów konstrukcyjnych poprzedzone jest zawsze badaniami zarówno samego kleju, jak i połączeń klejowych. Ze względu na rodzaj obciążenia i wpływ innych czynników niszczących, badania wytrzymałościowe połączeń klejowych można podzielić na: statyczne, dynamiczne, reologiczne oraz trwałościowe, tzn. badanie wpływu określonych czynników fizycznych i chemicznych na trwałość połączeń w określonych warunkach pracy. Podstawowymi, najczęściej stosowanymi badaniami są próby statyczne. Polskie Normy przewidują dla klejów do metali cztery statyczne próby określania wytrzymałości połączeń klejowych na:

- ścinanie — PN-69/C-89300,
- odrywanie — PN-69/C-89301,
- oddzieranie — PN-69/C-89302,
- zginanie — PN-69/C-89304.

Próby na ścinanie, odrywanie i zginanie określają do różną wytrzymałość kleju, zaś próba na oddzieranie — odporność na propagację pęknięć.

Zalecenie stosowania trzech różnych prób do oceny do różnej wytrzymałości kleju świadczy o tym, że nie wiadomo w jakim stopniu każda z nich pozwala ocenić tę właściwość wytrzymałościową. Pod pojęciem wytrzymałości kleju należy rozumieć nie granicę wytrzymałości skleiny (utwardzonego kleju w połączeniu), a całokształt właściwości kleju decydujących o wytrzymałości połączenia.

Aby odpowiedzieć na pytanie, jaki rodzaj próby umożliwia ilościowe porównanie właściwości wytrzymałościowych różnych klejów, należy rozpatrzyć pracę typowych połączeń klejowych i określić, od jakich charakterystycznych cech klejów zależy ich wytrzymałość.

W tablicy przedstawiono przykłady obciążeń różnych połączeń klejowych i odpowiadające im zależności opisujące wytrzymałość tych połączeń. Przedstawione wg danych literaturowych [2÷6] zależności są uproszczone i obowiązują przy klejeniu jednakowych materiałów przy określonych wymiarach połączeń klejowych (podanych w tabl. długości zakładki l , jednakowych grubości klejonych elementów dla wariantów połączeń nr 1, 2, 6, 7, 10 oraz jednakowej sztywności na skręcanie obu klejonych elementów połączenia nr 9). Ponadto zależności te obowiązują dla zakresu sprężystych odkształceń skleiny i elementów klejonych. W większości połączeń klejowych klejone elementy pracują w zakresie odkształceń sprężystych. Założenie sprężystych odkształceń skleiny w całym zakresie obciążeń złącza nie zawsze jest słuszne. Kleje, jak większość tworzyw sztucznych, wykazują właściwości lepkosprężyste. Pewne grupy klejów, jak np. niektóre stosunkowo kruche kleje epoksydowe, wykazują właściwości liniowo-lepkosprężyste i dla określonych przedziałów prędkości obciążeń można uznawać je za ciała sprężyste.

TABLICA. Przykłady połączeń klejowych i zestawienie zależności opisujących ich wytrzymałość

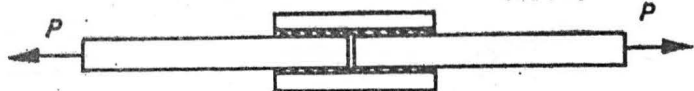
1		$P = \tau_n b \sqrt{\frac{2E\delta\delta_k}{G_k}} \quad l \geq 5 \sqrt{\frac{E\delta\delta_k}{2G_k}}$	$P = A_1 \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$
2		$M_g = k \delta_n b \sqrt{\frac{E\delta^3\delta_k}{24E_k}} \quad l \geq 5 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}}$	$M_g = A_2 \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$
3		$P = \frac{k \delta_n b}{\sqrt{2}} \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{24E_k}} \quad l \geq 5 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}}$	$P = A_3 \frac{\delta_n}{\sqrt[4]{E_k}}$
4		$M_g = k \delta_n b \sqrt{\frac{E\delta^3\delta_k}{12E_k}} \quad l \geq 5 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{3E_k}}$	$M_g = A_4 \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$
5		$P = \frac{k \delta_n b}{\sqrt{2}} \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{12E_k}} \quad l \geq 5 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{3E_k}}$	$P = A_5 \frac{\delta_n}{\sqrt[4]{E_k}}$
6		$M_g = k \delta_n b \sqrt{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}} \quad l \geq 10 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}}$	$M_g = A_6 \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$
7		$P = k \delta_n b \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}} \quad l \geq 10 \sqrt[4]{\frac{E\delta^3\delta_k}{6E_k}}$	$P = A_7 \frac{\delta_n}{\sqrt[4]{E_k}}$
8		$P = k_1 \frac{\tau_n^2}{G_k} F \frac{1-\nu}{\nu}$	$P = A_8 \frac{\delta_n^2}{E_k}$
9		$M_s = \tau_n \frac{\pi D^2}{4} \sqrt{\frac{GD\delta_k}{G_k}} \quad l \geq 5 \sqrt{\frac{GD\delta_k}{16G_k}}$	$M_s = A_9 \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$
10		$q = \tau_n \sqrt{\frac{2G\delta\delta_k}{G_k}} \quad l \geq 5 \sqrt{\frac{G\delta\delta_k}{2G_k}}$	$q = A_{10} \frac{\delta_n}{\sqrt{E_k}}$

P — siła, M_g — moment gnący, M_s — moment skręcający, q — wydatek naprężeń tnących, τ_n — tnące naprężenia niszczące kleju, σ_n — normalne naprężenia niszczące kleju, $E(G)$ — moduł sprężystości podłużnej (postaciowej) elementów klejonych, $E_k(G_k)$ — moduł sprężystości podłużnej (postaciowej) kleju, δ — grubość elementu klejonego, δ_k — grubość skleiny, b — szerokość skleiny, l — długość zakładki, F — pole powierzchni skleiny, D — średnica klejonych powierzchni, A — stała niezależna od właściwości kleju, k — doświadczalnie wyznaczany współczynnik uwzględniający występowanie naprężeń tnących w skleinie pracującej na oddzieranie ($k \approx 0,57$), k_1 — doświadczalnie wyznaczany współczynnik uwzględniający przybliżony charakter zależności [8] ($k_1 \approx 1,66$), ν — współczynnik Poissona ($\nu = 0,34 \div 0,36$ dla żywic epoksydowych)

Wytrzymałość wszystkich przedstawionych w tablicy połączeń jest funkcją dwóch charakterystycznych dla kleju wielkości: naprężeń niszczących (normalnych σ_n lub tnących τ_n) i modułu sprężystości (podłużnej E_k lub postaciowej G_k). Między wartością niszczących naprężeń normalnych a wartością niszczących naprężeń tnących oraz między wartością modułu sprężystości podłużnej a wartością modułu sprężystości postaciowej zachodzi proporcjonalność. W związku z tym zależność wytrzymałości połączeń klejowych w funkcji właściwości klejów można opisać matematycznie wzorami (ostatnia rubryka tablicy). Dla wszystkich przykładów obciążenia skleiny przedstawionych w tabl. wytrzymałość połączeń klejowych rośnie wraz ze wzrostem naprężeń niszczących kleju i zmniejszaniem się wartości jego modułu sprężystości.

Wartość naprężeń niszczących kleju zależy zarówno od wytrzymałości kohezynnej kleju (wynikającej z jego budowy strukturalnej oraz grubości sklejiny δ_k), jak i od sił adhezji występujących między cząsteczkami kleju a łączonymi powierzchniami. Wartość sił adhezji jest sumą właściwości adhezyjnych kleju i właściwości adhezyjnych klejonych materiałów, które zależą od rodzaju materiału, i od sposobu przygotowania jego powierzchni do klejenia. Moduł sprężystości kleju zależy zarówno od jego składu chemicznego, jak również od charakteru budowy strukturalnej, którą można regulować warunkami utwardzania.

Istnieją różne poglądy na sposoby wyznaczania modułów sprężystości klejów. Niektórzy autorzy [7] proponują wyznaczanie tej wielkości metodami tensometrycznymi na próbkach odlewanych z żywic stosowanych jako kleje do metali lub wycinanych z bloków tych żywic. Inni [1] uważają, że wartości modułów sprężystości sklein są inne niż tworzyw stosowanych jako kleje. Proponowana w pracy [1] metoda wyznaczania modułu sprężystości postaciowej kleju za pomocą próbek pracujących na ścinanie wydaje się być obciążona dużym błędem wynikającym z założenia, że stosunkowo grube nakładki próbek, obciążone na jednej powierzchni naprężeniami tnącymi kleju, podlegają równomiernemu rozciąganiu. Wyznaczanie zaś modułu za pomocą próbek odlewanych z żywic (wycinanych z bloków żywic) może być obciążone błędem wynikającym z innych warunków utwardzania dużej masy klejowej w porównaniu z cienką warstwą kleju w sklejnie (wyższa temperatura ze względu na egzotermiczność zjawisk utwardzania). Wydaje się, że mimo opisanej niedoskonałości tę właśnie metodę należy zalecać do stosowania w badaniach. Wprowadzenie do obliczeń wartości modułów sprężystości klejów wyznaczonych tą metodą pozwala stwierdzić występo-



Rys. 1. Schemat obciążenia próbki dwunakładkowej pracującej na ścinanie

wanie proporcjonalności między wartościami naprężeń niszczących obliczonymi dla kilku klejów na podstawie wyników badań prowadzonych za pomocą różnych próbek [6].

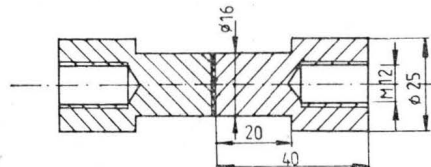
Bardziej kłopotliwe jest wyznaczanie wartości naprężeń niszczących klejów. Należy określać je w funkcji grubości sklein dla przypadków klejenia różnych materiałów i różnych sposobów przygotowania ich powierzchni do klejenia. Wielkości tych nie można mierzyć bezpośrednio, a należy wyliczać ich wartość z przybliżonych wzorów podanych w tabl. Obciążone więc będą one błędami wynikającymi z dokładności odwzorowania pracy połączeń przez przyjęte modele upraszczające. Aby ograniczyć wielkość błędów, próbki stosowane do określania wartości naprężeń niszczących kleju powinny charakteryzować się wymiarami i sposobami obciążenia zbliżonymi do modeli, dla jakich wyprowadzono zależności naprężeń niszczących w funkcji obciążenia.

Próbki stosowane w badaniach wytrzymałości statycznej połączeń klejowych zalecane przez Polskie Normy nie są przydatne do wyznaczania wartości naprężeń niszczących klejów. Ze względu na zalecane wymiary i warunki obciążenia, występuje w nich złożony stan naprężeń, trudny do opisanego prostymi zależnościami matematycznymi.

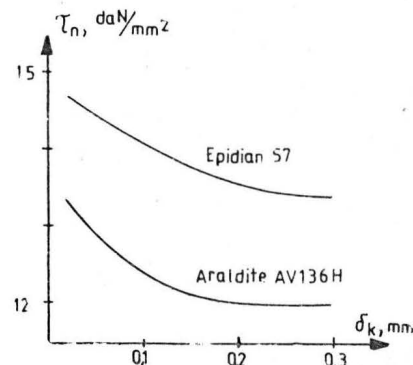
Wartość naprężeń niszczących klejów można skutecznie wyznaczać za pomocą pracujących na ścinanie próbek dwunakładkowych (rys. 1) klejonych na zakładkę większą lub równą długości granicznej. Próbki takie wymagają precyzyjnego sklejania w celu uzyskania symetrycznego ułożenia się obu nakładek. Ich niewielkie przesunięcie się względem siebie powoduje niesymetrię obciążenia i znaczny spadek wytrzymałości. Staranne wykonanie próbek dwunakładkowych gwarantuje jednak dużą powtarzalność wyników eksperymentu.

Dysponowanie maszyną wytrzymałościową o zakresie skali pomiarowej rzędu 100÷200 daN umożliwia określenie wartości naprężeń niszczących klejów za pomocą próbek pracujących na oddzieranie lub zginanie obciążonych głównie momentem. Wykonanie ich jest stosunkowo proste, ale rezultaty eksperymentów uzyskiwane za pomocą takich próbek charakteryzują zazwyczaj większe rozrzuty wyników badań w porównaniu z uzyskiwanymi za pomocą próbek pracujących na ścinanie.

Próbki pracujące na równomierne odrywanie (np. przedstawione na rys. 2) można też zalecać do wyznaczania naprężeń niszczących klejów. Powtarzalność wyników badań prowadzonych za ich pomocą zależy głównie od dokładności wykonania, tzn. zachowania prostopadłości klejonych powierzchni do kierunku wektora siły i zachowania symetryczności obciążenia sklejiny. Na rys. 3 przedstawiono charakter zmian naprężeń niszczących dwóch klejów w funkcji grubości sklein. Wartości naprężeń niszczących obliczono wykorzystując wyniki badań prowadzonych za pomocą próbek pracujących na równomierne odrywanie [6]. Przedstawione krzywe obowiązują tylko dla przypadku klejenia elementów wykonanych z duralu PA7ta



Rys. 2. Przykład próbki pracującej na równomierne odrywanie



Rys. 3. Charakter zależności naprężeń niszczących klejów w funkcji grubości sklejiny

przygotowanych do klejenia metodą trawienia wg zaleceń PN. Dla praktycznych potrzeb inżynierskich wykresy te powinny być rozbudowane o krzywe wyznaczone dla innych sposobów przygotowania powierzchni do klejenia oraz o krzywe wyznaczone dla przypadku klejenia innych metali. Dysponowanie dla różnych klejów rodzinami takich krzywych oraz znajomość wartości modułów sprężystości tych klejów pozwalałyby porównywać je, pod względem przydatności do projektowanego połączenia, oraz obliczać doraźną wytrzymałość takich połączeń.

Zdecydowana większość połączeń klejowych jest tak projektowana, aby klej pracował głównie na ścinanie. W związku z tym można przyjąć, że ocena doraźnej wytrzymałości kleju powinna polegać na ocenieniu jego zdolności do przenoszenia obciążeń w połączeniach pracujących na ścinanie. Parametrem ilościowym określającym tę właściwość kleju jest współczynnik:

$$\beta = \frac{\sigma_n}{E_k}$$

Współczynnik ten charakteryzuje przydatność klejów do pracy w większości najczęściej stosowanych typów połączeń oznaczonych w tablicy nr 1, 2, 4, 6, 9 i 10.

LITERATURA

1. R. SWITKIEWICZ: Trwałość zmęczeniowa elementów konstrukcji o strukturze warstwowej klejonej. Politechnika Warszawska 1972 r.
2. F. MISZTAŁ: Rozkład naprężeń ścinających w spoinach połączeń klejonych. Archiwum Bud. Masz., t. III, z. 1/1, 1956 r.
3. K. GRUDZIŃSKI, J. LORKIEWICZ: Wytrzymałość na skręcanie klejonych połączeń walcowych. Przegląd Mechaniczny, nr 8, 1970 r.
4. C. JOURWERSMA: J. Polymers Sci. 45, 253, 1960 r.
5. G. E. LAMB: J. Polymers Sci. 51, 73, 1961 r.
6. J. GODZIMIRSKI: Ocena przydatności znormalizowanych prób do określania właściwości wytrzymałościowych klejów do metali. Wojskowa Akademia Techniczna, 1982 r.
7. E. CICHOSZ: Analiza pewnych metod zwiększania nośności metalowych połączeń klejowych. Wojskowa Akademia Techniczna, 1966 r.

Mechanizacja pracy kontroli twardości tłoków w WSK PZL-Świdnik przy użyciu specjalnego podajnika i twardościomierza T40-MIA

Mgr inż. TADEUSZ STROIŃSKI

Produkowane w kuźni WSK PZL-Świdnik odkuwki tłoków silników spalinowych podlegają w 100% kontroli twardości metodą Brinella. Ze względu na liczbę produkowanych tłoków i ich stosunkowo dużą masę, stosowane w procesie kontroli twardości tłoków tradycyjne twardościomierze Brinella powodowały poważne utrudnienia organizacyjno-techniczne. Obsługujący twardościomierze pracownicy (przeważnie kobiety) musieli podnosić w ciągu 8-godzinnego dnia pracy ok. 6 t tłoków, wykonując jednocze-



Rys. 2. Urządzenie do automatycznej kontroli twardości tłoków

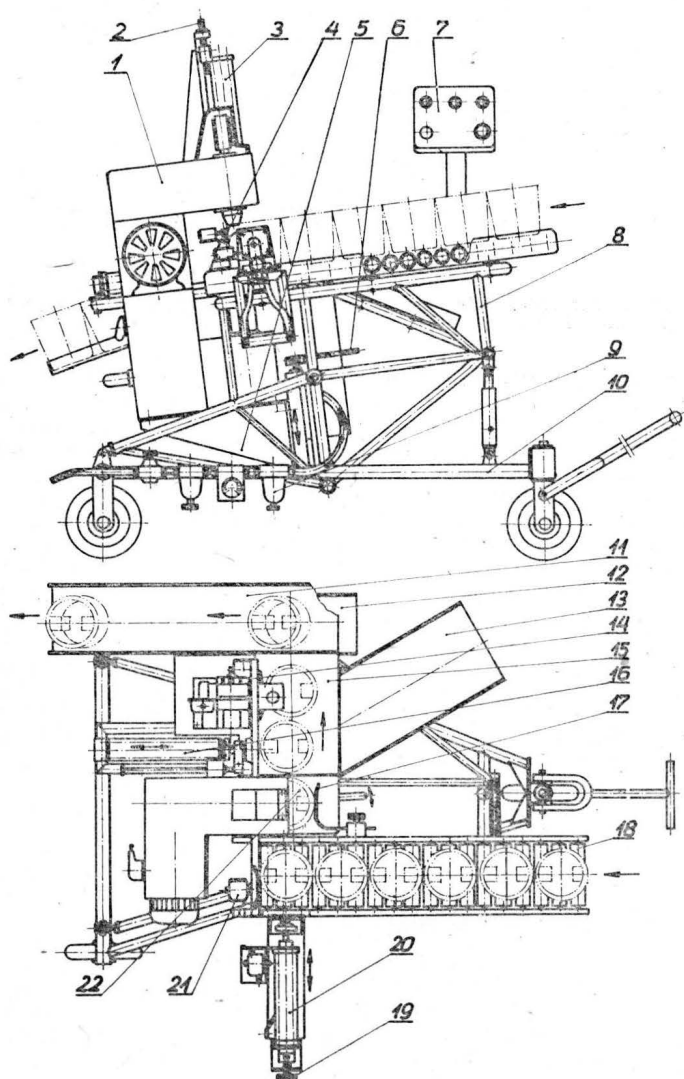
śnie kilka ruchów dźwignią pompy hydraulicznej i obserwując wskazania czujnika przy kontroli każdego tłoka. Była to praca wysoce pracochłonna, monotonna, ciężka i wyczerpująca. Pracochłonność badania jednego tłoka przy użyciu tych twardościomierzy wynosiła ponad 1 min, co powodowało często spiętrzenie robót na tych stanowiskach. Ponadto były trudności w uzyskaniu pełnego zatrudnienia na tych stanowiskach, z powodu braku kandydatów.

W celu usprawnienia pracy przy kontroli twardości tłoków opracowano specjalne urządzenie z podajnikiem i twardościomierzem pracującym w cyklu automatycznym. Podstawowym zespołem urządzenia jest automatyczny twardościomierz typ T40-MIA produkcji austriackiej firmy EMCO Maier w Hallein. Twardościomierze te, pracując bezawaryjnie w naszym przedsiębiorstwie do dziś, potwierdziły wysoką sprawność techniczną i niezawodność działania, co daje gwarancję pełnego ich wykorzystania w pracy o cyklu automatycznym. Automatyczny cykl pracy urządzenia jest sterowany przez sam twardościomierz, który ma wyjście do elektrycznej instalacji sterującej. Przez zastosowanie podajnika do twardościomierza uzyskano 5÷8-krotny wzrost przepustowości na stanowisku kontroli tłoków w stosunku do tradycyjnej metody kontroli.

Urządzenie do automatycznej kontroli twardości tłoków przedstawiono na rys. 1.

Charakterystyka techniczna urządzenia

- Podajnik jest przystosowany do badania tłoków o średnicach 140÷170 mm i wysokości 110÷190 mm.
- Podajnik może pracować w cyklu pojedynczym lub automatycznym regulowanym bezstopniowo, czas cyklu w granicach 5÷10 s, tj. 12÷6 szt. tłoków na min.
- Instalacja elektryczna o napięciu 380 V, moc 1 kW.
- Instalacja pneumatyczna: ciśnienie 5 atm, wydajność powietrza 22 dcm³/min.
- Możliwość regulacji położenia kąтового podajnika, co pozwala na samoczynne zsuwanie się tłoków po transporterze rolkowym.
- Samoczynny numerator do cechowania tłoków.
- Możliwość ustawienia w dowolnym miejscu hali.
- Możliwość pracy na samym twardościomierzu po wyłączeniu podajnika.



Rys. 1. Automat do badania twardości tłoków: 1 — twardościomierz T40-MIA, 2 — śruba pociągowa przesuwu pionowego numeratora, 3 — numerator, 4 — opór dla tłoków, 5 — wspornik suportu pionowego twardościomierza, 6 — klucz specjalny śruby suportu pionowego twardościomierza, 7 — pulpity sterujący, 8 — kratownica, 9 — armatura pneumatyczna, 10 — wózek jezdny, 11 — ryna spustowa tłoków „dobrych”, 12 — szafka sterowania elektrycznego, 13 — ryna spustowa tłoków o złej twardości, 14 — dźwignia uruchamiająca mikroprzełącznik cechownika, 15 — stolik stały podajnika, 16 — zespół pneumatyczny spychający tłoki o złej twardości, 17 — sprężyna dociskająca tłoki do oporu, 18 — transporter rolkowy, 19 — nakrętka ustawienia suportu podającego tłoki, 20 — zespół pneumatyczny podający tłoki na stolik twardościomierza, 21 — mikroprzełącznik zezwalający na pracę twardościomierza, 22 — stolik twardościomierza

Opis pracy urządzenia

Tłoki są nakładane ręcznie na transporter rolkowy 18, po czym zsuwają się one do oporu 4 i naciskają na mikroprzełącznik 21. Po naciśnięciu przycisku „start” na pulpicie sterującym 7, zespół podający tłoki 20 przesuwają tłok z transportera rolkowego 18 na stolik twardościomierza 22. Po sprawdzeniu twardości, tłok przesuwany jest w miejsce ustawienia zespołu pneumatycznego 16 spychającego tłoki „złe”, tj. za miękkie lub za twarde, na rynnę spustową 13. Tłoki „dobre” przesuwane są na stanowisku numeratora 3, który włącza się po naciśnięciu przez tłok dźwigni 14 i mikroprzełącznika. Po odczowaniu tłok zostaje zepchnięty przez następną tłoki na rynnę 11 i wpada do pojemnika. Równocześnie z odbiciem cechy przez nu-

merator, następuje zliczenie liczby badanych tłoków przez licznik umieszczony w pulpicie sterującym 7.

Podajnik do automatycznego twardościomierza T40-M1A zgłoszony został jako wniosek racjonalizatorski przez zespół pracowników kontroli i Działu Głównego Mechanika. Zaprojektowany został przez inż. A. Soszkę i inż. K. Krzyżanowskiego i wykonany przez Dział Głównego Mechanika WSK PZL-Swidnik. Urządzenie przeszło pomyślnie próby i obecnie pracuje na wydziale kuźni.

Aktualnie wykonuje się podajnik do sprawdzania innych odkuwek typu korbownicy, z wykorzystaniem twardościomierza T40-M1A. Przygotowuje się również podajniki specjalne do kontroli części obrabianych cieplnie po obróbce mechanicznej z zastosowaniem twardościomierza T40-M1A.

LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ



Dr inż. Edmund Cichosz (1930 ÷ 1983)

W dniu 22.10.1983 r. zmarł po długiej i ciężkiej chorobie w wieku 53 lat płk dr inż. Edmund Cichosz.

Płk dr inż. Edmund Cichosz rozpoczął pełnienie służby wojskowej w 1951 r. W 1953 r. ukończył Techniczną Szkołę Wojsk Lotniczych w Zamościu. W 1955 r. rozpoczął studia w Wojskowej Akademii Technicznej na Wydziale Lotniczym, które ukończył w 1960 r. i uzyskał stopień magistra inżyniera mechanika. W latach 1960 ÷ 1963 pełnił służbę w Przedstawicielstwie Wojskowym przy WSK-Okęcie. W 1963 r. rozpoczął pracę na stanowiskach naukowo-dydaktycznych w Katedrze Aerodynamiki i Budowy Samolotów WAT, zajmując kolejno stanowiska od asystenta do starszego wykładowcy. Przez pewien okres czasu był również kierownikiem laboratorium konstrukcji samolotów. W 1966 r.

obronił pracę doktorską z wytrzymałości połączeń klejonych. W 1977 r. objął obowiązki Szefa Katedry Eksploatacji Samolotów, z których wywiązywał się wzorowo aż do śmierci.

Płk Edmund Cichosz był cenionym pracownikiem naukowo-dydaktycznym Wojskowej Akademii Technicznej, wielokrotnie wyróżnianym za swą działalność naukową i dydaktyczną. Był znanym i cenionym autorem ponad 100 opracowań naukowych, technicznych i popularnonaukowych. Jego artykuły publikowane były w *Biuletynie WAT*, *Wojskowym Przeglądzie Technicznym*, *Przeglądzie Wojsk Lotniczych i WOPK*, *Technice Lotniczej i Astronautycznej*, *Skrzydlatej Polsce* i in. Był również autorem wielu skrypty i książek z dziedziny konstrukcji samolotów i śmigłowców. Jedną z książek znalazła również uznanie za

granica — została przetłumaczona i wydana w Związku Radzieckim.

Był zawsze uczynny, koleżeński i aktywny w pracy społecznej. Swoją pracą udowodnił, że był propagatorem i miłośnikiem lotnictwa, któremu poświęcił całe swoje życie zawodowe. Za ofiarną i długoletnią działalność lotniczą został uhonorowany przez Dowódcę Wojsk Lotniczych medalem „Zasłużony dla lotnictwa”. Za osiągnięcia w służbie wojskowej odznaczony był Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski oraz kilkoma innymi odznaczeniami państwowymi i wojskowymi.

W Zmarłym straciliśmy doświadczonego specjalistę techniki lotniczej, nauczyciela i zasłużonego wychowawcę młodzieży, propagatora lotnictwa i serdecznego kolegę.

Cześć Jego pamięci!

S.Sz.

NOWOŚCI TECHNICZNE

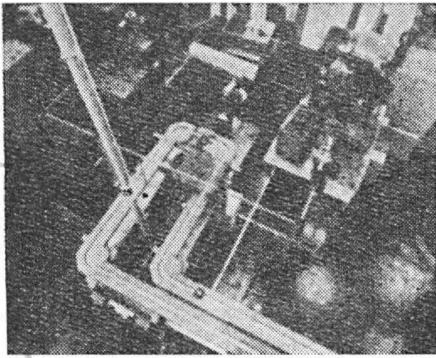
Automatyczna linia obróbki mechanicznej łopatek turbinowych

W firmie Rolls-Royce uruchomiono niedawno automatyczną linię do obróbki mechanicznej łopatek turbinowych do silników RB.211. Jest to pierwsza tego rodzaju, całkowicie zautomatyzowana, sterowana komputerem linia obróbki mechanicznej tej firmy. Jak twierdzi prasa brytyjska, jest to obecnie najnowocześniejsza linia automa-

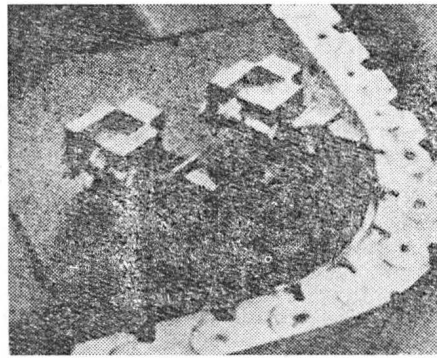
tyczna ze znanych, stosowanych przez przemysł lotniczy na świecie.

W silniku RB.211 łopatki turbinowe są odlewane precyzyjnie metodą traconych modeli. Dokładność odlewów uzyskanych tą metodą jest tak duża, że część przepływowa łopatki nie wymaga dalszej obróbki. Obróbki takiej wymagają jedynie zamki i półki ło-

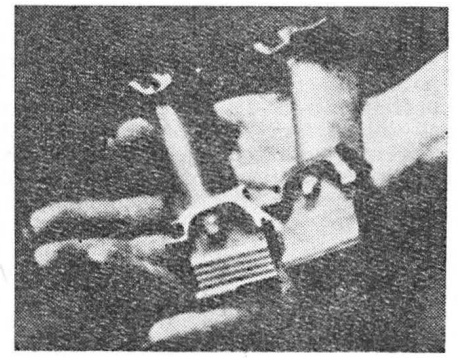
patek. Podstawę obróbki zamków i półek stanowi część profilowa łopatki. Jest to element o zbyt skomplikowanej geometrii, aby stanowił łatwą do bezpośredniego wykorzystania, dokładną i powtarzalną bazę do kolejnych operacji obróbkowych. Aby taką bazę uzyskać, umieszcza się łopatkę w specjalnej formie i zalewa stopem cynku.



Rys. 1. Jedno z gniazd obróbkowych; widoczna pętla przenośnika, na wprost niej ramie robota, a po jego lewej i prawej stronie — szlifierki



Rys. 2. Łopatki zalane stopem cynku w celu uzyskania baz technologicznych; widoczny również przenośnik



Rys. 3. Łopatka wirnika turbiny wysokiego ciśnienia silnika RB.211-535 po i przed obróbką

W ten sposób część profilowa łopatki zostaje uwieczniona w kostce ze stopu cynku. Ścianki tej kostki, usytuowane odpowiednio względem łopatki dzięki odpowiedniej konstrukcji formy, stanowią bazy technologiczne do obróbki zamków i półek. Po obróbce zamków i półek łopatka zostaje uwolniona przez mechaniczne zerwanie kostki. Obróbka mechaniczna stopów żarowytrzymałych na osnowie niklu, z których wykonuje się te łopatki, jest bardzo trudna. Szczególnie duże kłopoty sprawia obróbka skrawaniem. Dlatego, już od wielu lat, firma Rolls-Royce doskonalą obróbkę łopatek turbinowych za pomocą szlifowania. Wynikiem tego procesu jest skrócenie czasu trwania typowej operacji szlifowania w obróbce zamka z 6 min do 45 s.

Wspomniana linia automatyczna składa się z siedmiu gniazd obróbkowych,

rozstawionych wzdłuż przenośnika łańcuchowego, na którego początku znajduje się stanowisko do zalewania, a na końcu stanowisko do rozbijania kostek otaczających część profilową łopatek i stanowiących bazy technologiczne do obróbki mechanicznej. Każde gniazdo składa się z dwóch szlifierek, robota przemysłowego, urządzeń oczyszczających łopatkę po obróbce i z wyposażenia automatycznej kontroli wykonanych operacji. Robot przemysłowy zdejmuje łopatkę do obróbki z przenośnika i mocuje na pierwszej szliplierce gniazda obróbkowego. Po wykonaniu przewidzianej operacji łopatka zostaje oczyszczona i sprawdzona. Następnie robot zdejmuje ją z pierwszej szlifiarki i zakłada na drugą szlifiarkę gniazda obróbkowego. Po obróbce, oczyszczeniu i sprawdzeniu robot zdejmuje łopatkę z drugiej szlifiarki i umieszcza ją ponownie na

przenośniku. Szlifiarki stosowane w tej linii mają tarce profilowe obciążane w sposób ciągły w czasie obróbki.

Nowa linia jest bardzo elastyczna. Zmiana typu produkowanej łopatki wymaga tylko niewielkich zmian w jej wyposażeniu (np. wymiana tarcz w szlifiarkach) oraz zmiany programu sterującego. Obecnie obrabiane w sześciu gniazdach linii (12 operacji szlifowania), a do silników RB.211-524 — w pięciu gniazdach. Przewiduje się, że ta sama linia będzie używana również do obróbki opracowywanych obecnie przez firmę Rolls-Royce łopatek odlewanych metodą kierowanego krzepnięcia oraz łopatek monokryształicznych.

JMR

cd. ze s. 32

KSIAŻEK S.: *Titanic materials and semi-finished products*. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 22

This article is a comprehensive guide within the scope of titanium alloys available in Poland. It is especially valuable for designers as well as material and process engineers.

GODZIMIRSKI J.: *Assesment of strength characteristics of assembly glues*. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 24

The glueing technique is widely applied in aircraft production. The Author makes an attempt to determine a method of assesment of strength characteristics of metal assembly glues.

STROIŃSKI T.: *Mechanization of piston hardness checking at WSK PZL-Świdnik with the use of a special feeding mechanism and T40-MIA hardness tester*. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 28

The article gives an interesting example of substantial reduction of significant work arduousness at a specific work stand by taking relatively simple organizational and technical measures.

GLASS A.: *Foundation of PZL-Airframe Manufacturing Plant No. 2 in Mielec*. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 29

The history of foundation of PZL-Airframe Manufacturing Plant No. 2 in Mielec in the years 1937-1939 as well as the evacuation of the factory in September 1939, have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GORSKI P.: *Flugzeuge für den Nahverkehr (II)*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 4

In dem Beitrag werden Flugzeuge für den Nahverkehr aus den Jahren 1960-1981 für 15, 15+29 und 30+40 Passagiere behandelt. Die angeführten Diagramme stellen die Abhängigkeit der technischen Daten dar, die kennzeichnend für die einzelnen Gruppen sind.

SZCZECIŃSKI S.: *Untersetzungstriebwerke der Luftschrauben- und Hubschrauber-Turbinenmotore*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 10

In dem Beitrag werden die Grundlagen für die Wahl der Drehzahl der Luftschrauben und der Übersetzungen der Reduk-

tionsgetriebe bei Turbinenmotoren sowie die am häufigsten angewandten Konstruktionsanordnungen und kinematische Anordnungen der Untersetzungsgetriebe der Luftschrauben- und Hubschraubermotore dargestellt. Die Konstruktionsgrundlagen werden an den Beispielen von sechs Getrieben der z.Zt. im Betrieb befindlichen Turbinenmotore erklärt.

POTOCKI G.: *Grundlagen der Gewährleistung von der geforderten Wirksamkeit der Bedienungsverfahren für Flugzeuelemente*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 19

Es werden Grundlagen der Ermittlung des richtigen Augenblicks zur Ausführung der Bedienungsgriffe für das Erreichen höchster Betriebsicherheit des Flugzeuges sowie eine Methode zur Bestimmung der Wirksamkeit für die Vorbeugungsbedienungs erörtert.

KSIAŻEK S.: *Titan-Werkstoffe und Halberzeugnisse*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 22

Der Beitrag enthält vielseitige Informationen über die bei uns erhältlichen Titanlegierungen und ist besonders wertvoll als Nachschlagewerk für Konstrukteure und Werkstoff-Technologen.

GODZIMIRSKI J.: *Beurteilung der Festigkeitseigenschaften von Konstruktions-Klebstoffen*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 24

Das Klebverfahren findet eine grosse Anwendung bei der Produktion von Luftschiffen. Der Verfasser versucht eine Methode zur Beurteilung der Festigkeitseigenschaften von Konstruktions-Klebstoffen für Metalle zu bestimmen.

STROIŃSKI T.: *Arbeitsmechanisierung der Härteprüfung von Kolben in WSK PZL-Świdnik bei Anwendung eines Zubringers und des Härteprüfers T40-MIA*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 26

Der Beitrag ist ein interessantes Beispiel für die Beseitigung bedeutender Erschwernisse am Arbeitsplatz mittels einfacher organisatorisch-technischer Eingriffe.

GLASS A.: *Die Entstehung des PZL-Flugzeugzellen-Werkes Nr 2 in Mielec*. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 3, S. 29

Die Darstellung umfasst die Geschichte der Entstehung des Flugzeugzellen-Werkes Nr 2 PZL in Mielec in den Jahren 1937-1939 und den Verlauf der Evakuierung des Betriebes im September 1939.

СОДЕРЖАНИЯ

ГУРСКИ П.: *Самолеты местного сообщения (II)*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 4

Описаны самолеты местного сообщения 1960-1981 г. с пассажироместимостью до 15, 15+29 и 30+40 чел. На графиках указаны зависимости технических характеристик от отдельных категорий самолетов.

ЩЕЦИНЬСКИ С.: *Редукторы газотурбинных двигателей для самолетов и вертолетов*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 10

В статье описаны принципы подбора скоростей вращения воздушных винтов и передаточного числа редуктора, а также наиболее часто используемые конструктивные и кинематические схемы редукторов самолетных и вертолетных двигателей. Основы конструкции проиллюстрированы примерами редукторов шести современных авиадвигателей, находящихся в эксплуатации.

ПОТОЦКИ Г.: *Принципы обеспечения требуемой эффективности процедур обслуживания частей самолетов*. TLiA, т. XXXIX, 1984 г., № 3, стр. 19

Даются принципы определения правильного момента времени выполнения работ по обслуживанию с целью получить максимальную надежность самолета, а также дается метод определения эффективности профилактического техобслуживания.

КСИОНЖЕК С.: *Материалы и полуфабрикаты из титана*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 22

Статья является всесторонним справочником в области доступных в стране сплавов титана, особенно пригодных для конструкторов и технологов — материаловец.

ГОДЗИМИРСКИ Е.: *Оценка прочностных свойств конструктивных клеев*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 24

Технология склеивания находит широкое применение в производстве авиационной техники. Автор предпринимает попытку определить методику оценки прочностных характеристик конструктивных клеев для металлов.

СТРОИŃСКИ Т.: *Механизация работы контроля твердости поршней на заводе ВСК ПЗЛ-Свидник при использовании специального подающего устройства и прибора для измерения твердости T40-MIA*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 26

Статья является интересным примером устранения утомительности работы при помощи относительно простых организационно-технических меро-приятий.

ГЛЯСС А.: *Начало ПЗЛ — Самолетного Завода № 2 в г. Мелец*. TLiA, т. 39, 1984 г., № 3, с. 29

Описана история организации Самолетного Завода № 2 в г. Мелец в 1937-1939 г. и эвакуация завода в сентябре 1939 г.

Utworzenie PZL-Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Organizacja i uruchomienie Wytwórni

W okresie międzywojennym podstawowym sposobem zakładania nowych wytwórni przemysłowych było tworzenie filii zakładów o dobrej organizacji oraz dobrych wynikach technicznych i ekonomicznych. Stosowanie tego systemu, zwanego „pączkowaniem” nowych zakładów, przy doświadczonych wytwórniach miało wiele zalet. Przejmowano z wytwórni macierzystej całe doświadczenie technologiczne i techniczne (tzw. dziś po angielsku „know how”, czyli „wiedzieć jak”, kupowane obecnie zazwyczaj wraz z licencją) oraz organizację produkcji, a także organizację administracji i zaopatrzenia oraz kształcenie kadry. Trzon tej kadry wywodził się z wytwórni macierzystej lub był w niej przeszkolony. Przejmowano też system szkolenia pracowników produkcyjnych oraz zawodowego szkolnictwa przyzakładowego. W tej sytuacji cały personel administracyjny i techniczny dość szybko znajdował wspólny język i dobrze się rozumiał, co przyspieszało uruchomienie produkcji. Natomiast przejęcie doświadczenia z wytwórni macierzystej pozwalało na szybkie i trafne realizowanie programu prac bez improwizacji i sytuacji krytycznych. Dla wytwórni macierzystej tworzenie filii też było korzystne z wielu względów, przede wszystkim ekonomicznych, lecz miało i jedną dodatkową zaletę. Przesunięcie części doświadczonych pracowników do nowo tworzonego zakładu z reguły wiązało się z awansem dla tych ludzi, co było już znacznie trudniejsze w zakładzie macierzystym, a równocześnie opuszczenie macierzystego zakładu przez wielu doświadczonych fachowców stwarzało szansę młodszym pracownikom zakładu macierzystego. Stąd i w zakładzie macierzystym powstawał bardzo życzliwy klimat dla tworzonej filii. Ta metoda tworzenia nowych zakładów miała jedną główną zaletę. Od wdrożenia na plac budowy do rozpoczęcia produkcji miały najwyżej dwa lata, a bywały przypadki, jak z filią Zakładów Cegielskiego w Rzeszowie, że tylko rok. Porównajmy to z obecnym cyklem inwestycyjnym. Są to sprawy porównywalne, gdyż produkcja samolotów Łoś w 1938 r. wcale nie była prostsza niż produkcja większości samolotów produkowanych u nas dzisiaj. Zakładem macierzystym dla Wytwórni PZL w Mielcu były Państwowe Zakłady Lotnicze Wytwórnia Płatowców Nr 1 w Warszawie na Paluchu-Okęciu.

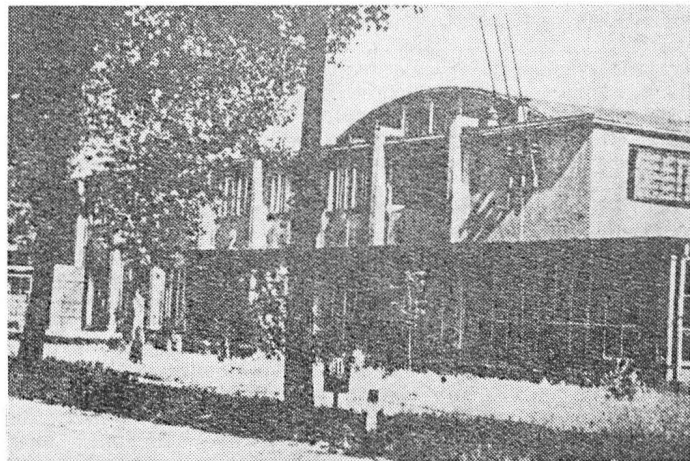
Wzrost napięcia politycznego w świecie po wybuchu wojny w Hiszpanii oraz zajęciu przez Niemcy okręgu Saary spowodował, iż przystąpiono w Polsce w 1936 r. do opracowania sześcioletniego planu modernizacji wojska. Ponieważ krajowa produkcja mogła zaspokoić w owym czasie zaledwie kilkanaście procent wojennego zużycia broni, wśród głównych założeń planu znalazł się program rozbudowy przemysłu zbrojeniowego (produkcji amunicji, broni i sprzętu lotniczego). Jako teren rozbudowy tego przemysłu wybrano rejon sandomiersko-rzeszowski.

W październiku 1936 r. zapadła decyzja Komitetu ds. Uzbrojenia i Sprzętu przy Ministrze Spraw Wojskowych o rozbudowie lotnictwa wojskowego. Wzrost liczby eskadr warunkował rozwój produkcji samolotów i silników. Planowane 2,5-krotne zwiększenie produkcji lotniczej wymagało zbudowania nowego zakładu produkcji samolotów, 1,5-krotnie większego niż Wytwórnia Płatowców na Paluchu. Po rozważeniu kilku lokalizacji (Lublin, Kraśnik, Łańcut) wybrano Mielec na terenie Centralnego Okręgu Przemysłowego (tzw. COP), uwzględniając m.in. dobry teren na lotnisko, zaopatrzenie zakładu w wodę (na miejscu rzeczka) i zaopatrzenie w energię, czyli bliskość do elektrowni wodnej w Rożnowie, bliskość wytwórni silników lotniczych, zaopatrzenia surowcowego i możliwości uzyskania siły roboczej. Po wyborze terenu nastąpił wykup 40 ha ziemi pod zakład. Zaprojektowanie zakładu powierzono

zespółowi, który opracował projekt Wytwórni Płatowców Nr 1 na Paluchu. Konstrukcję hali opracował znany konstruktor prof. Stefan Bryła. Podczas projektowania zakładu wykorzystano wnioski ze sprawdzenia użyteczności rozwiązań funkcjonalnych i technicznych zastosowanych w wytwórni na Paluchu. Nowy zakład w Mielcu otrzymał nazwę Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Płatowców Nr 2 w Mielcu.

Przy ustalaniu programu produkcji dla zakładu mieleckiego przyjęto założenie, że przejmie on produkcję samolotów bombowych Łoś z wytwórni warszawskiej. Była to decyzja bardzo słuszna z kilku względów. Po pierwsze Łoś był najnowocześniejszym wyrobem polskiego przemysłu lotniczego, dopiero wprowadzanym do produkcji. Do produkcji takiego wyrobu wyposażenie zakładu musiało być nowoczesne. Po drugie przekazanie już opanowanej produkcji do uruchamianego zakładu dawało poważną szansę szybkiego rozwinięcia produkcji w Mielcu. Po trzecie umożliwiało zakładowi warszawskiemu wprowadzenie do produkcji następnego typu samolotu, którym był rozpoznawczo-bombowy Sum. Było to bardzo ważne dla naszego lotnictwa wojskowego, bowiem ograniczone możliwości produkcyjne warszawskiej wytwórni PZL powodowały, że samoloty produkowano kolejno, zajmując zakład produkcją jednego typu samolotu przez 2÷3 lata. W wyniku w 1939 r. mieliśmy nowoczesne bombowce Łoś, niezbyt nowoczesne samoloty rozpoznawczo-bombowe Karaś i przestarzałe samoloty myśliwskie P.11. Uruchomienie Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu pozwalało na przyspieszenie tego cyklu bądź równoległe prowadzenie produkcji przynajmniej dwóch typów samolotów. Produkcja Łośi na potrzeby krajowe miała się zakończyć w 1939 r., lecz wpływały zamówienia eksportowe oraz był przygotowywana następca Łośia — bombowiec Miś, będący jego ulepszoną odmianą. W 1940 r. miała być do Mielca przeniesiona produkcja samolotów rozpoznawczo-bombowych Sum, zaś na Paluchu miała się rozpocząć produkcja samolotów myśliwskich Jastrząb. W świetle tych informacji widać zasadniczą rolę mieleckiej wytwórni w planach rozwoju polskiego lotnictwa wojskowego.

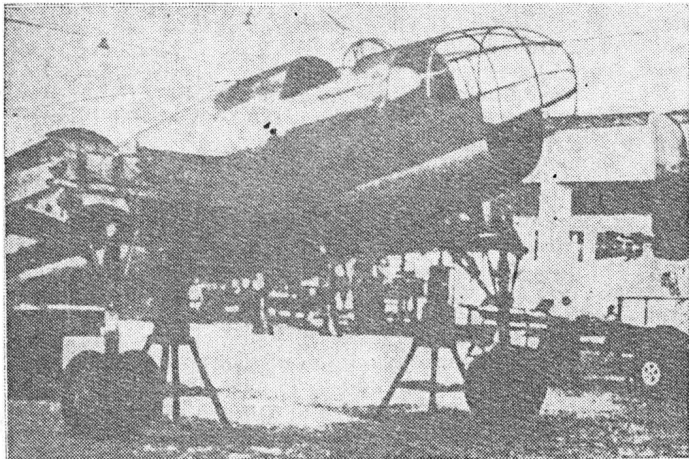
Zaprojektowanie i wybudowanie Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu oraz zamówienie i sprowadzenie obrabiarek było zadaniem, do którego przystąpiono już w 1937 r. Jednak równocześnie trzeba było zrealizować drugie poważne zadanie, od którego w zasadniczym stopniu zależała szybkość uruchomienia produkcji. Po pierwsze wykorzystu-



Rys. 1. Pierwsza hala warsztatowa zbudowana w 1938 r.

jąc część kadry PZL na Paluchu uzupełnioną przez pracowników innych zakładów przemysłu lotniczego, tj. z Lublina i Białej Podlaskiej oraz Polskich Linii Lotniczych LOT, skompletowano kadrę kierowniczą wraz z kierowniczym personelem technicznym. Dla kierowników zorganizowano na Paluchu szkolenie polegające na okresowym pełnieniu funkcji kierowników odpowiednich działów lub zastępców kierowników. Głównym okresem szkolenia był 1938 r. Równocześnie ten zespół ludzi brał udział w przygotowawczych pracach organizacyjnych związanych z uruchomieniem produkcji w Mielcu.

Dyrektorem PZL WP2 został dyrektor techniczny PLL LOT inż. Stanisław Krzyczkowski, po wojnie znany długoletni dyrektor techniczny międzynarodowej organizacji komunikacji lotniczej IATA. Dyrektorem technicznym został inż. Michał Skarbiński, po wojnie profesor Politechniki Warszawskiej; dyrektorem administracyjno-handlowym —



Rys. 2. Łoś w hali montażowej w Mielcu

ppłk Józef Zajączkowski; szefem produkcji i montażu — inż. Tadeusz Gumowski, po wojnie dyrektor OKL WSK-Okęcie; kierownikiem Biura Fabrykacji, czyli technologicznego — inż. Marian Bartolewski; jego zastępcą — inż. Wacław Zaremba, po wojnie wieloletni rzecznik patentowy WSK-Warszawa II; kierownikiem sekcji prób w locie — inż. Kazimierz Dzwonkowski; szefem kontroli technicznej i laboratoriów — inż. Eugeniusz Małecki; kierownikiem wydziału mechanicznego — inż. Kazimierz Puchała; kierownikiem wydziału obróbki cieplnej — inż. Jaworski; kierownikiem wydziału obróbki plastycznej i blacharni — inż. Rudolf Płoszek, późniejszy ppłk Polskich Sił Powietrznych w Wlk. Brytanii; kierownikiem zaopatrzenia — inż. Januszewski; zastępcą szefa produkcji — inż. Bolesław Baranowski, znany pilot szybowcowy, ojciec słynnego żeglarza; kontrolą wojskową kierował inż. Krukowski. Inż. Jerzy Kott — szef planowania, a przednio łącznik między Paluchem a Mielcem — przyjął podczas wojny obywatelstwo niemieckie.

Uruchamianie produkcji Łośi w PZL WP2 w Mielcu rozpoczęło w trakcie budowy zakładu, gdy tylko wybudowano pierwszą halę montażową i budynek dyrekcyjny. Już w grudniu 1938 r. na warsztacie mechanicznym przystąpiono do wykonywania pierwszych elementów związanych z uruchomieniem produkcji Łośi. Na początku 1939 r. zdecydowano, że 20 Łośi z zamówienia dla polskiego lotnictwa wojskowego wykona Mielec. W marcu 1939 r. PZL-Mielec otrzymały zespoły do montażu 8 Łośi oraz jako egzemplarz wzorcowy jednego Łośia A. Montaż tych samolotów rozpoczęło w maju. Równocześnie na wydziale mechanicznym, obróbki plastycznej, ślusarni i spawalni rozpoczęto wykonywanie detali przeznaczonych do dalszych Łośi.

W dniu 25 lipca 1939 r. pilot doświadczalny z Okęcia Jerzy Widawski oblatywał pierwszego Łośia zmontowanego w Mielcu. Do 31 sierpnia oblatane były dalsze 4 Łośie, które przejęło lotnictwo wojskowe. W dniu wybuchu wojny na montażu znajdowało się 5 Łośi, z czego jeden gotowy do oblotu, dwa wykończone w 95%, dwa zaawansowane w 80%, a ponadto na warsztacie znajdowały się w budowie cztery kadłuby w przyrządach i kilka płatów i usterek. Do końca 1939 r. liczba Łośi budowanych w Mielcu miała osiągnąć 20 szt. Dalszą produkcją miały być Łośie na eksport, a po nich przewidywano produkcję bombowców Miś, będących wersją rozwojową Łośia. Miś miał mieć skrzydła Łośia, przedłużony kadłub, silniki większej mocy, większy ładunek bomb i zasięg oraz większą prędkość.

Jak już wspomniano, Mielec miał następnie przejąć z Warszawy produkcję samolotu rozpoznawczo-bombowego PZL-46 Sum, będącego następcą Karasia. Prototyp Suma w grudniu 1938 r. był pokazany na międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu i w ostatnich dniach grudnia lub na początku stycznia wykonał pierwszy lot. Wiosną 1939 r. w PZL na Paluchu przystąpiono do uruchomienia jego produkcji. Latem gotowe były liczne detale i przystąpiono do montażu podzespołów i zespołów. Pierwsze egzemplarze seryjne miały być gotowe jesienią i przekazane wojsku. Ponieważ zakład miał następnie uruchomić produkcję samolotów myśliwskich PZL-50 Jastrząb i PZL-45 Sokół, produkcja Sumów miała być przekazana do Mielca. Termin jej przekazania był zależny od tempa rozbudowy mieleckiego zakładu, od jego obciążenia produkcją eksportowych Łośi oraz od terminu przekazania samolotów myśliwskich do produkcji na Paluchu. Mielec otrzymał już jako zadanie przygotowanie produkcji Suma. Latem 1939 r. przystąpiono w Mielcu do wykonywania oprzyrządowania do produkcji tego samolotu.

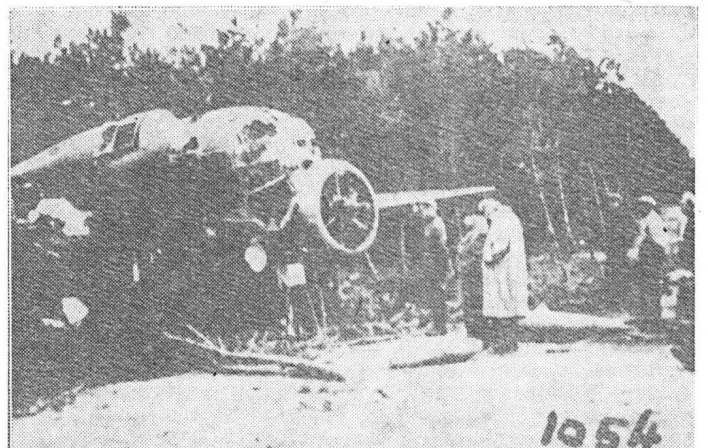
PZL WP2 w Mielcu we wrześniu 1939 r.

W chwili wybuchu wojny PZL-Mielec miały ukończony budynek dyrekcyjny i pierwszą halę montażową oraz zabudowania pomocnicze. Druga hala montażowa znajdowała się w budowie. Lotnisko miało płytę i kawałek pasa z trylinki, czyli sześciokątnych płyt. Zakład miał już swoje osiedle mieszkaniowe. Zakład był projektowany na 4500 pracowników, zatrudniał w tym czasie 700 osób i miał 10 obrabiarek. Zakład miał do obrony baterię składającą się z czterech szybkostrzelnych działek przeciwlotniczych Bofors 40 mm ustawionych w osi podłużnej zakładów, pierwsze przed głównym wejściem. Na kilka dni przed wybuchem wojny celowniki do nich zostały odesłane do Warszawy w celu przeskalowania na większe prędkości samolotów. Ponieważ celowniki nie powróciły, możliwe było tylko strzelanie „po lufie”. Obsługę baterii stanowili pracownicy zakładu z oddziału obrony przeciwlotniczej przeszkoleni przez por. Fiałkowskiego z Mielca. W ramach przygotowań do obrony przeciwlotniczej zakładu latem przystąpiono do kopania rowów dla załogi. Miały one liczne dwuosobowe schrony z desek przysypane ziemią.

W piątek 1 września przed 7 rano przyleciał nad zakład i osiedle niemiecki samolot wywiadowczy Dornier Do-17, lecący na wysokości powyżej 1000 m. Kierownictwo zakładu i obrona przeciwlotnicza przypatrywały się mu twierdząc, że to nowy samolot angielski lub francuski, który Polska otrzymała w ramach pomocy. Rozzuchwalony brakiem reakcji obrony przeciwlotniczej samolot obniżył lot do kilkuset metrów i krążył nad zakładem.

Praca w zakładzie odbywała się normalnie. Gdy do zakładu dotarła wiadomość o wybuchu wojny, dokończono kopania rowów przeciwlotniczych, zaś samolot Łoś gotowy do oblotu i dwa Łośie wykończone w 95% ukryto na skraju lasu przy lotnisku. Wieczorem zmieniono stanowiska działek przeciwlotniczych. Kierownictwo zakładu przejął przedstawiciel wojska kpt. inż. Krukowski.

W sobotę 2 września ok. godz. 11 rozpoczęło się bombardowanie zakładu. Przyleciało 12 samolotów bombowych Dornier Do-17. Pierwsze bomby spadły na stanowisko artylerii przeciwlotniczej, następnie na lasy, gdzie ukryte były Łośie, zaś kilka na zakład (w tym niewypały), głównie między budynki. Po zrzuceniu bomb samoloty z lotu



Rys. 3. Jeden z dwóch Łośi zniszczonych przez załogę podczas ewakuacji we wrześniu 1939 r.

koszącego ostrzelały teren zakładu z broni maszynowej. Jak później napisano w *Heinkel-Werkzeitung*, piloci niemieccy dokonali majstersztyku lokując bomby poza zakładem i jego terenem czyniąc minimalne szkody. Otrzymali bowiem polecenie wywołania paniki i zdezorganizowania produkcji kosztem jak najmniejszych zniszczeń, gdyż Niemcy planowali wykorzystanie wytwórni po zajęciu Polski.

Załoga przetrwała nalot w rowach przeciwlotniczych, nieliczni w lasku. W zakładzie wyleciały szyby, hala montażowa miała w kilku miejscach uszkodzone pokrycie dachu. Po bombardowaniu praca w zakładzie zamarła. W wyniku ostrzelania bronią pokładową poniosło śmierć pięciu członków obrony przeciwlotniczej: inż. Stefan Cieśla, Aniela Kozdrowicz, N. Kopera, Antoni Krupa i Kazimierz Skulski. Zostali oni pochowani na miejscowym cmentarzu. Ponadto kilka osób było rannych.



Rys. 4. Tablica poległych w PZL-Mielec 2.9.1939 r. — na cmentarzu w Mielcu. Foto: PZL-Mielec — K. Krempa

W dniach 3, 4 i 5 września nic się nie działo, a pracownicy przebywali w swoich mieszkaniach. W środę 6 września rano z Kierownictwa Zaopatrzenia Lotnictwa, czyli organu Dowództwa Lotnictwa, któremu podlegał przemysł lotniczy podczas wojny, przyszło polecenie ewakuacji kierownictwa zakładu i fachowców do Lwowa, skąd mieli być skierowani w pobliże granicy rumuńskiej w celu stworzenia warsztatów do montażu samolotów francuskich

i angielskich, które miały drogą morską dotrzeć do Rumunii. Na polecenie wojskowego kierownika zakładu kpt. inż. Krukowskiego w pośpiechu przygotowano zakład do ewakuacji. Dokumentację techniczną samolotu Łoś częściowo zniszczono, częściowo ukryto w piwnicach (Niemcy przez całą okupację jej nie znaleźli), a częściowo pozostawiono. Część obrabiarek unieruchomiono demontując drobne elementy. Podpalono magazyn materiałów pędnych. Nie udało się podpalić magazynu głównego. Dwa prawie kompletne Łośie ukryte w lasku zostały zdewastowane przez pracowników.

Kierownikiem grupy ewakuacyjnej, ze względu na nieobecność dyrektora, został szef kontroli technicznej E. Malecki, a jego zastępcą inż. T. Gumowski.

W środę trzy autobusy, którymi dysponował zakład, wjechały na osiedle. Powstał jednak tłok i bałagan, w wyniku czego pojedali ludzie przypadkowi, a nie grupa ewakuacyjna. Fachowcy na rowerach, furmankach, samochodami i pieszo dotarli do Kolbuszowej, dokąd następnie przyjechał po nich autobus.

W czwartek 7 września między godz. 3 a 4 rano na jedynym gotowym do lotu Łośiu usiłował wystartować inż. K. Dzwonkowski z mechanikiem Kurcem na pokładzie. Inż. K. Dzwonkowski pilotował samoloty pasażerskie, lecz po raz pierwszy miał pilotować Łośia. Niestety podczas startu jeden z silników zdał obroty i samolot zszedł z kierunku, zламаł podwozie i został poważnie uszkodzony. Łoś miał być ewakuowany na lotnisko k. Białej Podlaskiej. W czwartek rano ostatnie samochody osobowe z personelem technicznym wyjechały z Mielca.

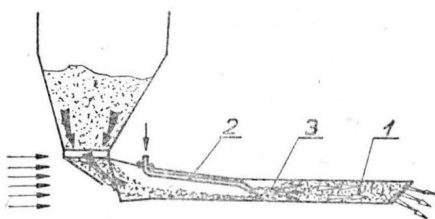
Trasa grupy ewakuacyjnej prowadziła przez Kolbuszową, Biłgoraj, Zamość, Werbkowice, Hrubieszów i Uchanie — omijając od północy i wschodu Lwów obłożony przez Niemców. Po drodze przeżyto kilka ciężkich nalotów. Autobusy utknęły za Lwowem i tylko nieliczni dotarli do Rumunii. Większość pracowników powróciła jesienią do Mielca.

13 września Niemcy zajęli zakład i w październiku przystąpili do prac porządkowych. M.in. polecieli Polakom zatrudnionym w Wytwórni zachować elementy Łośi w celu sprzedania ich Rumunii. Jednakże polskim pracownikom udało się wszystkie części złomować, gdyż wykorzystując słabą orientację Niemców w oznaczeniach polskich samolotów uzyskali polecenie zniszczenia elementów samolotu PZL-37. Jeszcze w 1940 r. pojawiły się w zakładzie polskie samoloty, gdzie były remontowane: jeden PZL-43 do wysyłki do Bułgarii, 30 PWS-26 dla Rumunii oraz jeden PWS-26 i jeden RWD-8 dla Luftwaffe.

Przywiezione do Mielca zdobyczne polskie szybowce (ok. 250 szt.), pochodzące ze szkoły szybowcowej w Ustjanowej a składowane początkowo w Krośnie, miały być remontowane w zakładzie. Jednakże większość z nich sponęła w pożarze magazynu; był to sabotaż podziemnej organizacji Jędrusie. Kilkanaście szybowców szkolnych Wrona po wyremontowaniu przekazali Niemcy Słowacji, zaś kilkanaście szybowców przejściowych Salamandra — Chorwacji.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania rozrzutnik tunelowy do rozsiewu środków proszkowych lub granulowanych z powietrza (wynalazcy: A. Warzocha, M. Kopacz i F. Lenart). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takiego



rozrzutnika, który umożliwi zwiększenie wydajności prac agrolotniczych samolotów tłokowych lub śmigłowców.

Rozrzutnik umieszczony w strumieniu zaśmigłowym lub w strumieniu powietrza opływającego samolot charakteryzuje się

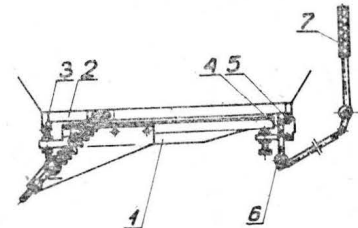
tym, że ma wydłużone zewnętrzne kanały i ustawione wachlarzowo, które mają zabudowane wewnątrz rurki 2 zakończone dyszami 3 o przekroju umożliwiającym przepływ powietrza zbliżony do krytycznego, umiejscowionymi zwłaszcza w połowie każdego z kanałów.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 17/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.227219T.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Kłapa zrzutu wody ze statku powietrznego (wynalazcy: J. Strycharz, J. Kot i S. Wójtowicz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania kłapy awaryjnego zrzutu wody z mechanizmem zamykającym, umożliwiającą pewne jej zablokowanie na płycie pod zbiornikiem podczas lotu statku powietrznego i działającej skutecznie podczas gaszenia pożaru.

Kłapa zrzutu wody, wyposażona w ściągający układ sprężynowy, charakteryzuje się

tym, że oś obrotu 3 kłapy 1 znajduje się na wysięgniku płyty 2 zbiornika, na jej dłuższym brzegu, a zaczepy dźwigniowe 4 zabudowane są obrotowo po stronie przeciwnej otworu płyty 2 we wspornikach 5, przy czym ww. zaczepy dźwigniowe 4 są



zamocowane na wspólnej ruchomej rurze skrętnej 6, sterowanej ręczną dźwignią 7 zabudowaną w kabine pilota.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 7/1983 r., w klasie B64G, pod nr P.236682T.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
Glass A.: Jakimi drogami rozwija się współczesny samolot?	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przewozy lotnicze w PLL LOT w latach 1981+ +1982; Przewozy pasażerów i ładunków; Przewozy przesyłek wg rodzajów	3
Górski P.: Samoloty komunikacji lokalnej (II)	4
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	9
Szczeciński S.: Przekładnie redukcyjne turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych	10
NOWOŚCI TECHNICZNE: Próby modelu radzieckiego wahadłowca w kos- mosie	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Niemieckie lotnicze czasowniki i zwroty (II)	14
KARTOTEKA TLiA: Schempp-Hirth Nimbus 3	15
Grob G-109	17
Potocki G.: Zasady zapewniania wymaganej skuteczności procedur obsłu- gowych elementów samolotów	19
PROJEKTY: Gulfstream Aerospace Gulfstream IV	20
FMA ATL	20
PROTOTYPY: British Aerospace BAe 125-800	21
MAGAZYN TECHNOLOGA	
Książek S.: Materiały i półfabrykaty tytanowe	22
Godzimirski J.: Ocena właściwości wytrzymałościowych klejów konstruk- cyjnych	24
Stroiński T.: Mechanizacja pracy kontroli twardości tłoków w WSK PZL- -Świdnik przy użyciu specjalnego podajnika twardościomierza T40-MIA	26
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
Dr inż. Edmund Cichosz (1930+1983)	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	
Automatyczna linia obróbki mechanicznej łopatek turbinowych	27
A. Glass: Utworzenie PZL-Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu (Z DZIE- JÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	29
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.
Na okładce: Samoloty RWD-14 Czapla: RWD-14/II, RWD-14/III, RWD-14b — rys. K. Cieślak	

GORSKI P.: Samoloty komunikacji lokalnej (II). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 4

Przedstawiono samoloty komunikacji lokalnej z lat 1960+1981 o pojemności do 15, 15+29 i 30+40 pasażerów. Na wykresach przedstawiono zależności wielkości technicznych charakteryzujące poszczególne grupy.

SZCZECIŃSKI S.: Przekładnie redukcyjne turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 10

W artykule przedstawiono zasady doboru prędkości obrotowych śmigieł i przełożeń reduktorów silników turbinowych oraz najczęściej wykorzystywane układy konstrukcyjne i schematy kinematyczne reduktorów silników śmigłowych i śmigłowcowych. Zasady konstrukcji zilustrowano przykładami reduktorów sześciu współcześnie eksploatowanych silników turbinowych.

POTOCKI G.: Zasady zapewniania wymaganej skuteczności procedur obsługowych elementów samolotów. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 19

Podano zasady określania prawidłowej chwili wykonywania czynności obsługowych w celu uzyskania największej niezawodności samolotu oraz podano metodę określania skuteczności obsługi profilaktycznej.

KSIĄŻEK S.: Materiały i półfabrykaty tytanowe. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 22

Artykuł jest wszechstronnym poradnikiem w zakresie dostępnych w kraju stopów tytanu, szczególnie cennym dla konstruktorów i technologów-materiałowców.

GODZIMIRSKI J.: Ocena właściwości wytrzymałościowych klejów konstrukcyjnych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 24

Technologia klejenia znajduje szerokie zastosowanie w produkcji statków powietrznych. Autor podejmuje próbę określenia metody oceny właściwości wytrzymałościowych klejów konstrukcyjnych do metali.

STROIŃSKI T.: Mechanizacja pracy kontroli twardości tłoków w WSK PZL-Świdnik przy użyciu specjalnego podajnika i twardościomierza T40-MIA. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 26

Artykuł jest ciekawym przykładem likwidacji znacznej uciążliwości pracy na stanowisku roboczym za pomocą stosunkowo prostych przedsięwzięć organizacyjno-technicznych.

GLASS A.: Utworzenie PZL-Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 3, s. 29

Przedstawiono dzieje utworzenia Wytwórni Płatowców Nr 2 PZL w Mielcu w latach 1937-1939 oraz przebieg ewakuacji zakładu we wrześniu 1939 r.

CONTENTS

GORSKI P.: Commuter airliners (II). TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 4

Commuter airliners of the years 1960+1981, of 15, 15 to 29 and 30 to 40 passengers capacity are presented. Interrelations between technical quantities, characterizing each of these classes, are shown in graphs.

SZCZECIŃSKI S.: Reduction gears for turbo-prop and helicopter engines. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 10

The principles of selection of airscrew speeds and turbine engine reduction gear ratios as well as the most frequently employed design lay-outs and kinematic diagrams of reduction gears for turbo-prop and helicopter engines have been presented in this article. The designing principles have been illustrated with examples of reduction gears of six turbine engines used at present.

POTOCKI G.: The principles to ensure the required effectiveness of aircraft component service procedures. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 3, p. 19

The principles of determining the best time when service operations should be performance in order to obtain the highest airplane reliability as well as the method of determination of the maintenance effectiveness, are given.

cd. na s. 28

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Lazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. 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. Mikluszka, mgr inż. A. Miśtorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujaszko, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1, W-wa, Zam. 1323-1300/83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. T-46.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

wyposażenie z rynków krajów RWPG, z tym że (gdy pozwoli na to sytuacja) na życzenie użytkownika zainstaluje się wyposażenie właściwe — wg projektu.

Przedstawiciel Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego przyjmując powyższą koncepcję oświadczył, że zgadza się, aby pilot automatyczny był na razie zainstalowany tylko na kilku Mewach, natomiast urządzenia odladzające muszą być na wszystkich samolotach pogotowia. W ten sposób globalne obciążenie dolarowe unowocześnionego parku CZLS wielokrotnie zmaleje i wydatek taki Ministerstwo Zdrowia będzie w stanie pokryć.

Dyskusja przeprowadzona na zebraniu przyniosła więc uzgodnienie projektu rozważań i założeń, które przeniesione na spotkanie „okrągłego stołu” powinny spowodować oczekiwane pozytywne decyzje co do dalszych losów samolotów PZL-M20 Mewa.

Problem awioniki w Polsce

Pod takim tytułem w dniu 8 listopada 1983 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się VIII koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”, zorganizowane przez zarządy sekcji lotniczych SIMP i SITK.

Od początku istnienia przemysłu lotniczego, zawsze jego słabą stroną były napędy i osprzęt pokładowy. Z upływem lat, gdy w lotniczych krajach świata elektronika dokonała przewrotu w wyposażeniu statków powietrznych, Polska coraz bardziej „odstawała” od nowoczesnego światowego poziomu przyrządów i urządzeń pokładowych. Dlatego nie należy się dziwić, że na sekcyjne spotkanie z awioniką przybyło prawie pół setki osób związanych służbowo lub społecznie z tą dziedziną wiedzy i przemysłu, a ponadto 13 osób gościło u nas bez zaproszeń...

Przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kol. A. Misiorek witając przybyłych i zagajając dyskusję przypominał, że na sekcyjnych spotkaniach „okrągłego stołu” wypowiada się poglądy własne, a nie delegującej instytucji i że dyskusja jest swobodna, bo nie protokolowana.

Przewodniczący Zespołu Awioniki Sekcji Lotniczej SIMP kol. K. Kunachowicz, wprowadzając zebranych w temat dyskusji, przytoczył przykłady faktycznych niedoborów nowoczesnych urządzeń elektronicznych dla polskich samolotów, trudności i opory w lokowaniu awioniki w krajowym przemyśle, brak inicjatywy i pozytywnych działań ze strony władz. Wieleletnie opóźnienie polskiego przemysłu osprzętowego w porównaniu z poziomem światowym powoduje wysokie koszty gospodarki narodowej (na konieczny zakup nowoczesnych urządzeń pokładowych) i straty (przez zahamowanie polskiego eksportu).

Sytuację pogarsza fakt, że polski przemysł lotniczy może zgłosić zapotrzebowanie jedynie na niewielką liczbę wyrobów osprzętowych, co jest nieopłacalne dla producenta. Więc może trzeba poszukać zakładów i krajów, które byłyby zainteresowane taką właśnie produkcją?

Pilnie potrzebny jest nowy specjalistyczny zakład osprzętu lotniczego, chociaż — wobec specyficzności i różnorodności wyrobów nowoczesnego osprzętu — i kilka wytwórni miałyby zapewnić pracę. Sprawa zakładu — to daleka perspektywa, na pewno jednak opłacalna.

W dalszej dyskusji stwierdzono konieczność wykorzystania w możliwym zakresie lotniczych wyrobów elektronicznych ZSRR i innych państw socjalistycznych. I w tym kierunku postanowiono energicznie działać.

Źródłem nowoczesnej techniki osprzętowej powinny być naukowe kadry Instytutu Lotnictwa. Zaprojektowano tam i wykonano w prototypach wiele przyrządów i urządzeń o światowym standardzie. Oczywiście przemysłowi nie zależy na wzorcowych egzemplarzach, więc należy przydatnym rozwiązaniem nadać bieg produkcyjny. Zaisniala koncepcja, aby w Instytucie Lotnictwa stworzyć niezbędną bazę produkcyjną. Realizacja potrwałaby ok. 3 lat.

Słusznie zwrócono uwagę na potencjalne możliwości projektowo-konstrukcyjne istniejące w ośrodkach badawczo-rozwojowych WSK PZL w Mielcu, Rzeszowie i Świdniku. Być może mogłyby się one podjąć rozwiązania zadań z dziedziny awioniki, ukierunkowanych centralnymi planami polskiej polityki lotniczej.

Znamienna dla wiary we własną przedsiębiorczość i siłę była wypowiedź przedstawiciela PZL-Warszawa-Okęcie, który stwierdził, że samolot Wilga (w ostatnich wersjach oceniany jako nowoczesny), dzięki inicjatywie i sile przebiecia pracowników oraz współpracy ze spółdzielczością ma osprzęt całkowicie krajowy. Trzeba pomóc i stworzyć odpowiednie warunki zdolnym konstruktorom, a powstanie nowoczesny polski osprzęt. Należy tu pamiętać o opłacalności eksportu. Dziś przecież za 1 kg wyrobów osprzętu lotniczego można uzyskać 2000 dol.

Są dwa zagadnienia, które przede wszystkim muszą być docenione: odpowiedni dobór pracowników i specjalistyczne materiały.

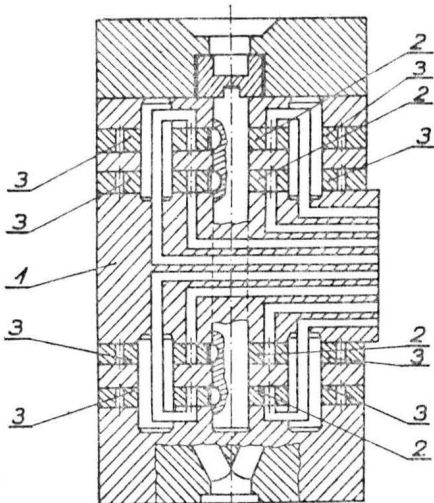
Prof. Głębicki zwrócił uwagę na braki w kształceniu politechnicznym inżynierów w dziedzinie awioniki i sugerował podjęcie odpowiednich studiów podyplomowych. Co do materiałów, to łatwiej będzie je uzyskać, gdy nawiąże się odpowiednią współpracę z zainteresowanymi instytucjami.

Dużą pomocą w specjalnych i doraźnych akcjach stowarzyszeń federacji NOT może być pomoc rządowa realizowana w dwóch wariantach. Zgodnie z przyrzeczeniem wicepremiera istnieje możliwość uzyskania na określone i ważne cele środków państwowych za pośrednictwem władz federacji. Drugi wariant stanowi możliwość opracowania i wyegzekwowania realizacji zamówienia rządu na wyroby niezbędne dla gospodarki narodowej. I trzeba z możliwości tych korzystać, aby polepszyć sytuację osprzętowego przemysłu lotniczego.

Oceniając sekcyjne spotkanie poświęcone awionice w Polsce i nawiązując do wypowiedzi oraz zamierzeń osób decydujących o przyszłości osprzętu w kraju można by zarzucić, że było w nim zbyt mało skonkretyzowanych uwag i postulatów ze strony lotniczych konstruktorów i ambitnych zakładów osprzętowych. Spotkanie wyjaśniło jednak wiele spraw i poglądów, jak również dzisiejszą sytuację i najbliższą przyszłość lotniczego przemysłu osprzętowego. Dla uczestników spotkania chyba wymowna była odmowa przybycia na zebranie przedstawicieli Unimoru i Radmoru.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral zgłosił do opatentowania pompę zębatą dozującą wielostrumieniową (wynałazcy: W. Suchy, A. Hager, S. Gołąb).



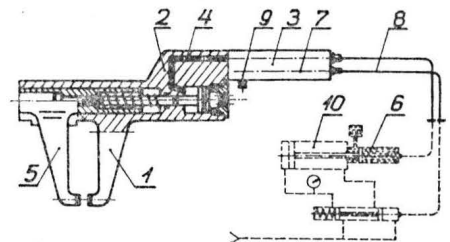
Pompa składa się z płyty centralnej, z której są wyprowadzone wszystkie kanały wylotowe oraz z zespołów pompujących dwustrumieniowych, umieszczonych z obu stron płyty centralnej 1, przy czym każdy zespół pompujący zawiera środkowe koło zębate pędzące 2 i dwa koła zębate pędzone 3.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 6/1981 r., w klasie F04C, pod nr P.217784.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania ręczną prasę hydrauliczną do nitowania (wynałazcy: S. Karaś, P. Grabski i T. Ortyl). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania prasy hydraulicznej do nitowania elementów konstrukcyjnych w miejscach trudno dostępnych, zwłaszcza w przestrzeniach wewnętrznych konstrukcji metalowych. Prasa, zasilana z instalacji hydropneumatycznej, może znaleźć zastosowanie w produkcji sprzętu lotniczego, do wykonywania połączeń nitowanych, wymagających siły ściskania do 3,5 t.

Prasa charakteryzuje się tym, że boczny

wysięg ramion szczęk 1 i 5 ma mały przekrój poprzeczny korpusu 2 wynoszący ok. 70 mm, który zarazem stanowi rękojeść 3 tej praski. Wewnątrz korpusu 2 znajduje się kanał hydrauliczny 4 do doprowadzania płynnego medium z siłownika hydraulicznego 6. W rękojeści 3 znajduje się kanał sterowania 7 do doprowadzania sprężonego powietrza przewodem pneumatycznym 8 z siłownika pneumatycznego 10. Dopływ sprężonego powietrza regulowany jest przez zawór sterujący 9, którego naciski wywołuje ruch roboczy.



Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 18/1981 r., w klasie B30K, pod nr P.227826.

Samoloty RWD-8

