

TECHNIKA

1'88

lotnicza

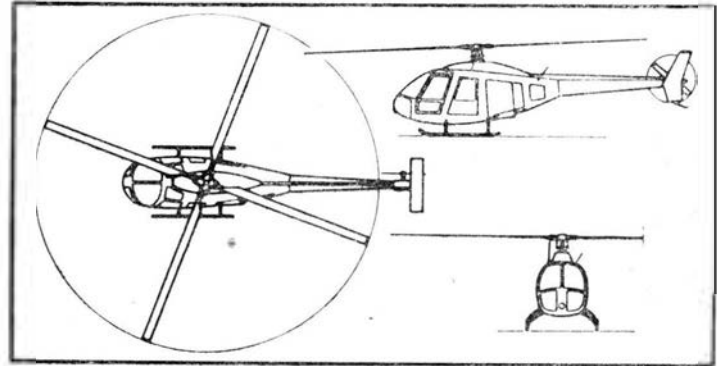
i ASTRONAUTYCZNA



Mil Mi-34 • ZSRR •

Lekki łokowy śmigłowiec szkolno-sportowy

Śmigłowiec Mi-34 z napędem łokowym, zaprojektowany w biurze konstrukcyjnym Mila, jest przeznaczony do szkolenia, przede wszystkim sportowego i do udziału w zawodach sportowych, lecz także może być używany jako śmigłowiec łącznikowy i patrolowy. Osiągi i konstrukcja śmigłowca pozwalają na wykonywanie manewrów właściwych śmigłowcom o zwiększonych wartościach współczynnika obciążeń oraz na lot do tyłu. Śmigłowiec jest przystosowany do ćwiczeń sportowych wg programu mistrzostw świata, który obejmuje precyzję pilotażu i nawigacji, precyzję lądowania oraz slalom. Po zamontowaniu w kabynie drugiego układu sterowania może być używany do celów szkoleniowych. Pomieszczenie w tyle kabiny pozwala na transport pasażerów lub towaru. Do napędu śmigłowca zastosowano silnik gwiazdowy M-14W26 (odmiana silnika AI-14R) o skróconym czasie przyspieszania i zmniejszonej wrażliwości na zasysane gazy wylotowe, co jest szczególnie ważne w przypadku śmigłowców sportowych. Współczynniki obciążeń dla masy śmigłowca 1020 kg (wersja sportowa) i zakresu prędkości lotu 50÷150 km/h — ograniczony w czasie 2,5/-0,5



W.K.

Dane techniczne

Średnica wirnika	10,00 m
Długość	8,71 m
Wysokość	2,73 m
Średnica śmigła ogonowego	1,48 m
Masa startowa	
w wersji sportowej	1020 kg
normalna	1200 kg
maks.	1250 kg
Prędkość maks.	210 km/h
Prędkość przelotowa	180 km/h
Prędkość maks. w locie do tyłu	130 km/h
Pułap w zawisie	1500 m
Pułap praktyczny	4500 m
Godzinowe zużycie paliwa	45 kg
Zasięg	
z ładunkiem 90 kg	450 km
z ładunkiem 165 kg	180 km

Mikroklan

Mikroklan jest czasopismem przydatnym w każdej instytucji i zakładzie pracy, który zamierza realizować lub realizuje część swych działań wykorzystując najnowsze narzędzia informatyczne. W każdym numerze:

- artykuły pokazujące w szerokim fachowym ujęciu sprzęt i programy obecne na rynku polskim i wprowadzane na rynek światowy,
- opisy architektury bloków funkcjonalnych, metod wprowadzania rozszerzeń sprzętowych, nietypowego wykorzystania układów, dołączania dodatkowych modułów, kompletacji systemów i rozwiązań sieciowych,
- omówienia cech użytkowych popularnych programów komercyjnych, opisy procedur pomocniczych, modyfikacji i „łat” na programach, serwis ofertowy nowych programów.

UWAGA: W każdej chwili można zamówić dowolny numer (numery) *Mikroklanu*. Zamówienia są realizowane na bieżąco, aż do wyczerpania nakładu. Odbiorcy indywidualni płacą przy odbiorze. Instytucje posiadają sposób obciążenia.

Informacje: Dział Handlowy SIGMY, tel. (Warszawa) 40-00-21 wew. 207, 238, lub 40-37-31. Wszystkie numery *Mikroklanu* są również do nabycia w Klubie Wydawnictwa NOT SIGMA, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII STYCZEŃ 1988

TECHNIKA

1'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Archiwum Lotnicze im. mgr inż. Wiktora Lei

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Inż. W. Leja od młodości był kolekcjonerem wydawnictw i dokumentów lotniczych. Zbierał je podczas studiów i w czasie swej pierwszej pracy w KCSP w latach 1937-1939. W latach wojny nie rozstawał się ze swymi zbiorami, choć musiał parokrotnie zmieniać miejsce zamieszkania i to w niezbyt sprzyjających warunkach. Już w 1939 r., po usunięciu jego rodziców z mieszkania, nieoficjalnie dostał się do niego, aby odzyskać swe zbiory. Gdy w 1945 r. zaczął odtwarzać Kontrolę Cywilnych Statków Powietrznych, jego zbiór wydawnictw, druków i dokumentów z tego zakresu okazał się bezcenny i ułatwił wznowienie pracy tej instytucji. Pracując w KCSP, PLL LOT oraz Ministerstwie Komunikacji gromadził książki, czasopisma, wydawnictwa nieperiodyczne, kopie dokumentów i wszystko co miało związek z lotnictwem. W wyniku tego powstało imponujące archiwum lotnicze zawierające najpełniejszy w Polsce zbiór polskich czasopism, książek i wydawnictw lotniczych (chyba bardziej kompletny od zbioru Biblioteki Narodowej), bogaty zbiór niemieckich wydawnictw technicznych z okresu wojny oraz zbiory dokumentów i wycinków prasowych dotyczących poszczególnych wydarzeń z dziejów naszego lotnictwa i jego poszczególnych dziedzin. Ponadto wiele czasopism, wydawnictw i materiałów dotyczy lotnictwa innych krajów.

Gdy zbiory te nie mogły pomieścić się w szafach i regałach w jego mieszkaniu — uzyskał pomieszczenie przy hangarze Aeroklubu Warszawskiego na Gocławiu, gdzie w 16 szafach zagromadzono wydawnictwa i materiały archiwalne. Próby utworzenia z tych zbiorów filii Muzeum Lotnictwa i Astronautyki nie powiodły się mimo formalnego zatwierdzenia. Brak decyzji o utworzeniu etatu archiwisty i pozostawienie zbioru bez opieki po wyprowadzeniu się Aeroklubu z Gocławia, groziły zniszczeniem zbiorów. W 1982 r. mgr inż. Wiktor Leja powierzył opiekę nad zbiorami Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie Warszawskim. Wkrótce zmarł. Starania czynione w celu znalezienia pomieszczenia na zbiory nie były łatwe. Dużą przychylność okazał dyrektor Muzeum Techniki NOT w Warszawie, obiecując, że po remoncie pomieszczeń przekazanej muzeum b. fabryki Norblin-

na znajdzie tam miejsce na archiwum inż. W. Lei. Gdy w połowie lat osiemdziesiątych remont zakończono — za zgodą żony inż. W. Lei, pani Adeli Lejowej, zbiory z Gocławia, a następnie z mieszkania państwa Lejów zostały przeniesione do Muzeum Techniki w Warszawie. Po uporządkowaniu zbiorów Archiwum im. mgr inż. Wiktora Lei w Muzeum Techniki NOT przy ul. Żelaznej róg Prostej zostało 5 marca 1987 r. uroczystie przekazane przez p. A. Lejową i otwarte. Przy salach magazynowych Archiwum znajduje się czytelnia, co umożliwia korzystanie z niego.

Dlaczego powstanie Archiwum Lotniczego jest sukcesem? Od lat wzrastała liczba dokumentów, fotografii i wydawnictw w zbiorach starszych pracowników lotnictwa i seniorów lotnictwa. Jednakże nie było miejsca, w którym zbiory te można byłoby gromadzić, czy przekazywać w przypadku starości czy śmierci. Można zapytać się, czy zbiorami nie mogło zająć się Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie? Muzeum ma bibliotekę, lecz jest ona przepelniona, zaś zbiory archiwalne są przechowywane w skrzyniach i pudłach. Zbiory te nie są uporządkowane i ich udostępnianie jest dość trudne. Bez odpowiednich pomieszczeń i bez pracownika zajmującego się zbiorami samo magazynowanie archiwaliów to mało. Przecież celem archiwum jest udostępnianie zbiorów tym, którzy szukają materiałów historycznych, zwłaszcza w celu poznania historii polskiego lotnictwa i opracowywania publikacji na ten temat. Ołóż Archiwum Lotnicze im. mgr inż. Wiktora Lei jest wreszcie miejscem, w którym można składać materiały archiwalne o wartości historycznej, mając pewność, że będą one udostępniane.

Można teraz ogłosić wszystkim, którzy mają jakieś pamiątki lotnicze, negatywy, fotografie, albumy, dokumenty i wydawnictwa, a chcą je uchronić przed zniszczeniem i przekazać w dobre ręce, czyli wiedzieć, że nie ulegną zniszczeniu i będą udostępniane potrzebującym — że istnieje Archiwum Lotnicze spełniające te warunki. Mogą oni zwracać się do Archiwum Lotniczego przy Muzeum Techniki NOT w Warszawie lub prosić Klub Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie Warszawskim o pomoc w tej sprawie.



CHINY

● Chiny planują wyeksportowanie 50 samolotów do 1990 r. Ma to być rezultat przestawienia produkcji na potrzeby cywilne — zamiast jak dotąd dla wojska. Eksportowane mają być m.in. samoloty Y-12, Y-8, Y-7-100. Już wyeksportowano sześć 17-osobowych Y-12. Prasa ChRL informuje, że toczą się rozmowy z Messerschmitt-Bölkow-Blotm GmbH w sprawie kooperacji w produkcji 100-osobowego MDC-75. (Int. Herald Tribune, Feb. 11, 1987) J.Z.



USA

● Próby Boeinga 767-3ER rozpoczęły się w La Paz w Boliwii, gdzie lotnisko leżące na wysokości 4100 m (13358 stóp) jest najwyższym położonym lotniskiem komunikacyjnym na świecie. Celem badań jest zademonstrowanie możliwości silników General Electric CF6-80 C2 w warunkach górskich. Badany samolot należy do Varigu. (Aviation Daily, March 2, 1987) J.Z.

● Ostrzeżenie dla posiadaczy DC-10. Wytwórnia Douglas Aircraft Corp. ostrzegła wszystkich posiadaczy tych samolotów, aby sprawdzili je pod względem pęknięć konstrukcji. Dotyczy to egzemplarzy DC-10, które wykonały więcej niż 40 000 h lotu lub więcej niż 10 000 lądowań. Oznacza to konieczność sprawdzenia 199 samolotów eksploatowanych przez 47 linii, tj. ponad połowy latających DC-10.

W tym samym czasie doniesiono, że kontrolerzy Swissairu znaleźli pęknięcia w tylnej części kadłubów trzech DC-10 (jeden z nich należy do KLM). Władze szwajcarskie zezwoliły na dalszą eksploatację dwu DC-10 Swissairu, ale zarządziły sprawdzenie ich po każdym lądowaniu. Jeżeli pęknięcia będą się powtarzały, samoloty mogą być wycofane. Naprawy ma dokonać ekipa McDonnell Douglas. (The Journal of Commerce, Apr. 2, 1987, International Herald Tribune, Apr. 1, 1987) J.Z.

● Likwidacja starych samolotów. Wg danych FAA, do stycznia przyszłego roku mają być skasowane 182 samoloty DC-9 należące do amerykańskich linii lotniczych. Są to stare modele, które nie odpowiadają ograniczeniom hałasu obowiązującym w USA, co jest powodem ich wycofania. Z tych samych powodów Air Canada nie będzie mogła używać w lotach do USA 35 swych samolotów, a Aero Mexico — 10. (Aviation Daily, Feb. 23, 1987) J.Z.

● Amerykańskie linie lotnicze kładą nacisk na współpracę załogi kokpitowej, a nie tylko (jak dotąd) na indywidualne umiejętności lotników. Na kursach doskonalących dla załóg nacisk na dobrą współpracę w zespole, zwłaszcza w niebezpiecznych sytuacjach, jest znaczny. Wg Krajowego Urzędu Bezpieczeństwa w Transporcie USA 60÷70% wszystkich katastrof samolotów komunikacyjnych jest spowodowane błędami pilotażu, zagęszczeniem ruchu lotniczego, warunkami atmosferycznymi i obsługą techniczną. Zdaniem specjalistów, stosunkowo często mała mechaniczna usterka powoduje łańcuch ludzkich błędów prowadzących do katastrofy. Tak np. należący do United Airlines DC-8 w grudniu 1978 r. wyczerpał paliwo i rozbił się ok. 10 km od lotniska w Portland zabijając 10 osób. Jak wykazały badania, pilot był zajęty mało ważnym problemem związanym z podwoziem, a pozostali dwaj członkowie załogi nie zauwa-

żyli, że samolot krążył przez 45 min i paliwo się wyczerpało. Obecnie za pomocą nowoczesnego wyposażenia symuluje się niebezpieczne sytuacje, zbyt niebezpieczne, aby tworzyć je w rzeczywistym locie i kapitanowie są szkoleni w bardziej efektywnym wykorzystaniu członków załogi, aby byli bardziej stanowczy w informowaniu kapitana i służby kontroli ruchu o stwierdzonych kłopotach. (International Herald Tribune, 13.11.86) J.Z.



W. BRYTANIA

● Nowy system łączności telefonicznej powietrze-ziemia przygotowuje British Telecom International (BTI). System pozwoli na rozmowy telefoniczne pasażerów z dowolnym punktem na ziemi. System będzie wykorzystywał satelity do pośredniczenia w łączności pomiędzy samolotami a centralami naziemnymi. Celem BTI jest uzyskanie pełnego pokrycia systemem całej kuli ziemskiej przy współpracy m.in. władz telekomunikacyjnych Norwegii i Singapuru. (Niektóre linie w USA zainstalowały już telefony na pokładzie swych samolotów, ale zapewniają one łączność tylko nad lądem, ponieważ korzystają z naziemnych stacji pośredniczących). Po okresie prób planowanych na koniec br. i wiosnę 1988 r. system ma wejść do eksploatacji w grudniu 1988 r. Ceny za korzystanie z telefonu nie zostały jeszcze ustalone. Oczekuje się, że opłata wyniesie ok. 5 funtów za minutę rozmowy. (The Financial Times, March 27, 1987) J.Z.

● Pęknięcia w L-1011. British Airways sprawdziła 19 samolotów TriStar po znalezieniu przez mechaników pęknięć metalowych pierścieni łączących wsporniki podłogi z kadłubem. Wg BA nie powodowało to zagrożenie bezpieczeństwa samolotu. Uszkodzone części wymieniono na nowe bez wstrzymywania eksploatacji samolotu. (Lloyd's List, March 24, 1987) J.Z.

● Pęknięcie w B-747-100. British Airways znalazły na skrzydle samolotu B-747 pęknięcie o długości ok. 10 cm. Odkryto je przy poszukiwaniu miejsca przecieku paliwa. Samolot jest w eksploatacji ponad 13 lat. Wytwórnia powiadomiła wszystkich użytkowników tego modelu o odkryciu. B-747-100 był budowany do połowy lat 70. Obecnie lata 280 egz. tego typu. Zarówno FAA, jak i wytwórca, nie mają zamiaru żądać kontroli wszystkich samolotów tego typu. Jednakże BA sprawdziła całą swoją flotę i nie znalazła podobnych usterek. Przypomnijmy, że w ub. roku znaleziono pęknięcie konstrukcji w pobliżu nosa kadłuba B-747 należącego do PanAm. W wyniku tego FAA zarządziła kontrolę wszystkich Jumbo Jetów tego typu. W wielu samolotach znaleziono podobne pęknięcia. (The Wall Street Journal, 2.02.1987) J.Z.



WŁOCHY

● Pozostałym krajom europejskim i ich przewoźnikom lotniczym zaproponowano ściślejszą współpracę w celu przeciwważenia się ekspansji przewoźników spoza kontynentu. Z drugiej strony jednak mówi się o otwarciu europejskiego rynku przewozowego dla konkurencji. (A. et C. 1134)



JAPONIA

● Rok po katastrofie Boeinga 747 japońskich linii lotniczych została wniesiona przeciwko JAL skarga przez rodziny 80 ofiar katastrofy, która miała miejsce 12 kwietnia 1985 r. (zginęło w niej łącznie 520 osób). Zarówno JAL, jak i Boeing za wszelką cenę chcieli, aby sprawa odbyła się w sądach japońskich, a nie w USA. Rodziny ofiar nie aprobowały tego i osiągnęły swój cel. Po katastrofie Boeing i JAL utworzyły wspólny fundusz. Udział każdej z tych firm jest nieznany. Z funduszu tego wypłacono rodzinom 131 ofiar łączną sumę 75 mln dolarów. Negocjacje są prowadzone ze 167 rodzinami. Ogólnie sądzi się, że przyczyną katastrofy był defekt tylnej przegrody ciśnieniowej, co doprowadziło do eksplozji i rozpadnięcia się samolotu. Przyczyną usterki miała być nieprawidłowa naprawa płatowca po twardym lądowaniu. Komisja badająca przyczyny wypadku nie zakończyła jednak prac i odmawia ustosunkowania się do tego poglądu formułowanego przez stronę japońską. (The Wall Street Journal, 13.04.1987) J.Z.



KANADA

● Szkoła dla menażerów linii lotniczych została otwarta w br. w Montrealu. Nosi nazwę International Aviation Management Training Institute. Ma ona zaspokoić potrzeby krajów rozwijających się i ich lotnictwa, zgodnie z badaniami przeprowadzonymi przez takie organizacje jak ICAO i IATA. Począwszy od jesieni br. instytut będzie oferował wiele kursów dla kierownictwa. Będą one trwały od miesiąca do dwóch. Pierwsze kursy będą przeznaczone dla wyższych funkcjonariuszy kierujących eksploatacją portów lotniczych, wyższych pracowników linii lotniczych. Niektóre będą poświęcone projektowaniu programów szkolenia personelu kierowniczego w lotnictwie. (Aviation Daily, March 6, 1987)

● Nowy sprzęt przeciwpożarowy na pokładach samolotów Air Canada i nowe materiały niepalne w samolotach mają zmniejszyć niebezpieczeństwo pożaru. Realizacja tego programu ma kosztować ok. 8 mln dol., a jej zakończenie jest przewidziane na koniec br. (The Journal of Commerce, 3.02.1987) J.Z.



RFN

● Świetlne oznakowanie tras ewakuacji na podłogach kabin pasażerskich instaluje

Rozwój szkolnych samolotów odrzutowych

Mgr inż. TADEUSZ KRÓLIKIEWICZ

Dużą część wprowadzonych do użytku w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych samolotów szkolno-treningowych o napędzie odrzutowym jest nadal eksploatowana. Należy tu wymienić zwłaszcza samoloty BAe Jet Provost T.Mk2-5 (W. Brytania), Aerospatiale CM.170 Magister i Super Magister (Francja), Aermacchi MB-326 (Włochy), TS-11 Iskra (Polska), Cessna T-37 (St. Zjednoczone) i in.

Samoloty te są stosowane w różnych systemach szkolenia, którego etapy składają się zazwyczaj ze wstępnego szkolenia (selekcyjnego*) na samolocie śmigłowym, szkolenia podstawowego na szkolno-treningowym samolocie odrzutowym, doskonalenia (szkolenia przejściowego) na odrzutowym samolocie treningowym (treningowej wersji samolotu bojowego starszego typu) i szkolenia na samolotach bojowych.

W ostatnich latach zaznaczają się jednak dążenia do wprowadzenia do eksploatacji nowego sprzętu i modernizacji systemów szkolenia, co jest związane z wprowadzeniem do eksploatacji samolotów bojowych nowej generacji i ze zużywaniem się dość już starego sprzętu szkolnego. Proces modernizacji szkolenia przebiega jednak dość wolno ze względu na „długowieczność” samolotów szkolnych (w wielu państwach są używane samoloty szkolne wyprodukowane ok. 30 lat temu) oraz na ustalone wypróbowane metody szkolenia, w których niechętnie są wprowadzane innowacje.

Przemiany odrzutowego sprzętu szkolnego od wczesnego okresu jego produkcji charakteryzowały się stopniowym zwiększaniem ciągu zespołów napędowych samolotów (początkowo o 10–20%). W latach sześćdziesiątych opracowano wersje, których modyfikacje konstrukcyjne oraz zastosowanie zespołów napędowych o ciągu 15–20 kN pozwoliły na stosowanie ich nie tylko do szkolenia w użyciu środków bojowych, ale również do wykonywania zadań bojowych, jednak ze względu na niezbyt wysokie osiągi tylko w warunkach małej aktywności przeciwnika. Samoloty te (ze względu na umiarkowaną cenę) stały się popularne w państwach Trzeciego Świata, gdzie znalazły zastosowanie jako samoloty bojowe, np. BAe Strikemaster, Aermacchi MB-326GB, K i L, Cessna A-37B.

W końcu lat sześćdziesiątych zaczęto jednak formułować nowe wymagania oraz budować prototypy nowych odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i treningowych. Wymagania te przewidywały:

- napęd za pomocą silników odrzutowych o małym jednostkowym zużyciu paliwa oraz niskim poziomie hałasu (silniki dwuprzepływowe),
- dobre właściwości pilotażowe,
- wysoki standard wyposażenia radionawigacyjnego,
- duży komfort kabiny i dobrą widoczność z kabiny (w układzie posobnym miejsc ucznia i instruktora drugi fotel położony wyżej o ok. 0,25 m),
- fotele wyrzucane umożliwiające ratowanie się z wysokości 0 m,
- wielowariantowość uzbrojenia, umożliwiającą działania bojowe w określonych warunkach,
- systemowe opracowanie samolotu (z symulatorem, diagnostycznym wyposażeniem naziemnym i pokładowym itp.)

Pierwszy samolot opracowany zgodnie z nowymi wymaganiami zaczęto wprowadzać do szkolenia w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych (L-39 Albatros), inne w drugiej połowie lat siedemdziesiątych i na początku lat osiemdziesiątych. Charakteryzuje je większa masa startowa w porównaniu z klasycznymi odrzutowymi samolotami szkolno-treningowymi, których masa startowa w konfiguracji gładkiej wynosi ok. 3500 kg.

Grupa tych nowych samolotów szkolnych składa się obecnie z siedmiu typów (IA-63 Pampa, L-39 Albatros, CASA C-101 Aviojet, MB-339, Soko G-4 Super Galeb, HAL HTJ-16 Kiran II, IAR-99 Soim). Ich masa startowa wynosi od ok. 4000 do 4800 kg, a ciąg stosowanych w nich silników (są to samoloty jednosilnikowe) — od 16 do 18 kN. W nomenklaturze używanej na Zachodzie (np.

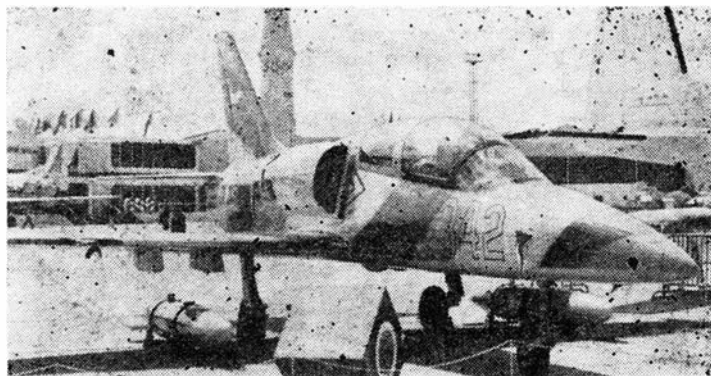
* Niektóre systemy nie przewidują wstępnego szkolenia na samolocie śmigłowym, lecz bezpośrednie szkolenie — od początku — na samolotach odrzutowych.

Jane's All the World Aircraft) samoloty te są nazywane samolotami do podstawowego szkolenia i zarazem treningowymi dla zaawansowanych, co oznacza, że jest to typ używany od wczesnej fazy szkolenia do przejścia na samolot bojowy. Taki samolot ma więc także zastępować odrzutowy samolot treningowy (dla zaawansowanych, przejściowy). Oczywiście granice zastosowań zależą od przyjętych i wypraktykowanych systemów szkolenia.

Natomiast grupa samolotów treningowych przejściowych nowej generacji (szkolno-bojowych) składa się obecnie z 5 samolotów**). Należą do niej: Aerospatiale-Dornier, Alpha Jet (Francja, RFN), BAe Hawk T.Mk1, 1A (W. Brytania), Mitsubishi T-3 (Japonia), AIDC AT-3 (Tajwan) oraz PZL I-22 (Polska). Dwa pierwsze są produkowane seryjnie. Samoloty te są nieco cięższe niż samoloty poprzednio opisanej grupy (masa w konfiguracji gładkiej ok. 5500 kg), mają większy ciąg (22–32 kN) i wyższe osiągi.

Szkolenie na tych samolotach następuje po podstawowym szkoleniu na szkolno-treningowych samolotach odrzutowych (we Francji po szkoleniu na samolocie CM.170 Magister) albo na samolocie tłokowym i odrzutowym (w W. Brytanii), lub też na samolocie śmigłowym (w lotnictwie marynarki St. Zjednoczonych i w Belgii). Ten ostatni rodzaj szkolenia, ekonomiczniejszy od pozostałych, coraz bardziej rozpowszechnia się. Zamierza go wprowadzić RAF; po szkoleniu podstawowym na samolocie turbośmigłowym Tucano będzie odbywać się szkolenie na samolocie Hawk. Na tym samolocie (wersji Goshawk) ma w przyszłości szkolić pilotów lotnictwa marynarki St. Zjednoczonych — po szkoleniu podstawowym na samolocie turbośmigłowym T-28C.

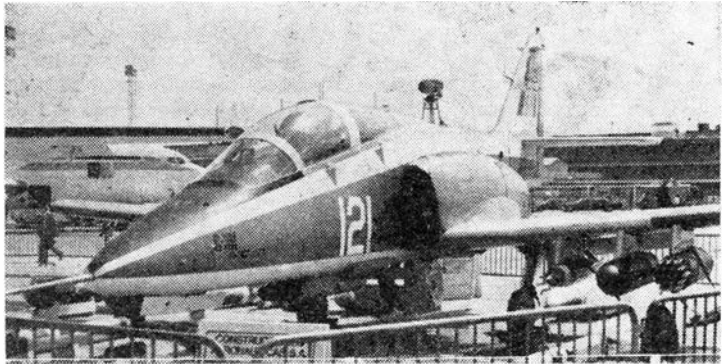
Również szkolenie na samolotach poprzedniej grupy może następować po szkoleniu na samolocie śmigłowym lub klasycznym odrzutowym samolocie szkolno-treningowym. Należy zaznaczyć, że zostały opracowane dwa nowe klasyczne samoloty szkolno-treningowe, ale z dwuprzepływowymi zespołami napędowymi: w Stanach Zjednoczonych samolot Fairchild T-46A i we Włoszech samolot SIAI-Marchetti S.211. Przeprowadzono badania prototypu samolotu Fairchild T-46A oraz zbudowano serię składającą się z 10 egz. Samolot jest napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Garrett F 109-GA-100 o ciągu 5,92 kN każdy. Zamierzano zbudować 650 samolotów, jednak w marcu 1986 r. lotnictwo odłożyło realizację programu na rzecz modernizacji wypróbowanych, od dawna używanych samolotów Cessna T-37B (zamiana silników i wyposażenia). Wytwórnia oferuje wersję eksportową uzbrojoną AT-46A. Włoski samolot SIAI-Marchetti S.211 charakteryzuje się bardzo lekką konstrukcją z zastosowaniem kompozytów, jest napędzany silnikiem Pratt and Whitney of Canada JT15D-4C o ciągu 11,12 kN. Zamówiono 40 egz. tego samolotu (m.in. Singapur 30 egz. i Haiti 4 egz.).



Rys. 1. Samolot Aero L-39 Albatros. Fot. A. Glass

** Nie wymieniono starszych samolotów; wprowadzonego do eksploatacji w latach sześćdziesiątych w lotnictwie Stanów Zjednoczonych nadźwiękowego samolotu treningowego T-38 (którego zastąpienie bardziej nowoczesnym samolotem jest planowane) i samolotu treningowego marynarki amerykańskiej Rockwell T-2 Buckeye (który ma być zastąpiony samolotem Hawk)

Trzy inne typy odrzutowych samolotów szkolno-treningowych: Microturbo Microjet 200 (ciąg $2 \times 0,9$ kN), Caproni Vizzola (ciąg $2 \times 1,08$ kN) i Promavia Jet Squalus (ciąg 5,92 kN), będące przykładami bardzo lekkich samolotów szkolnych, nie wzbudziły większego zainteresowania i nie weszły do produkcji.



Rys. 2. Samolot C 101 Aviojet. Fot. A. Glass

Spośród 9 typów odrzutowych samolotów szkolno-treningowych nowszej generacji zamieszczonych w tabl. 1***), prawie wszystkie weszły do produkcji seryjnej, 5 z wymienionych 9 samolotów wyposażono w silniki dwuprzepływowe (AI-25, Garrett TFE-731 różnych wersji), 4 w silniki jednoprzepływowe (Rolls-Royce Viper 632 i Orpheus 701). Zastosowanie silników jednoprzepływowych, mimo większego zużycia paliwa, jest tłumaczone prostotą i trwałością konstrukcji, co częściowo kompensuje większe zużycie paliwa. 4 samoloty są dolnopłatami, reszta grzbietopłatami, 7 ma posobny układ miejsc z przewyższeniem drugiego fotela. Wszystkie samoloty są uzbrojone. Udźwig środków bojowych wynosi od 500 do 2000 kg.

Pierwszym samolotem szkolno-treningowym nowej generacji jest czeskosłowacki samolot Aero L-39 Albatros. Samolot ten wszedł do eksploatacji w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych. Do końca 1984 r. wyprodukowano aż 1500 samolotów. Produkuje się w dalszym ciągu po 200 samolotów rocznie. L-39 znajduje zastosowanie w ZSRR, Czechosłowacji, NRD, Rumunii, Wietnamie, Afganistanie, Etiopii, Iraku, Libii, Syrii oraz na Kubie. Zostały opracowane następujące wersje:

- L-39C — podstawowa,
- L-39V — jednomiejscowa,
- L-39ZO — uzbrojona z 4 węzłami podwieszenia uzbrojenia o sumarycznej maks. masie 1100 kg (stosowana w Libii, Iraku i Syrii),
- L-39ZA — wersja szturmowa z płatem i podwoziem o wzmocnionej konstrukcji, wyposażona w zasobnik z działkiem,
- L-39MS — nowa udoskonalona wersja mająca nowe wyposażenie elektroniczne i silnik o ciągu 23,5 kN.

Drugim od dość dawna produkowanym seryjnie samolotem nowej generacji jest hiszpański samolot CASA 101. Pierwszy prototyp samolotu wykonał pierwszy lot w 1977 r. Produkcję rozpoczęto w 1978 r. Zostały opracowane następujące wersje:

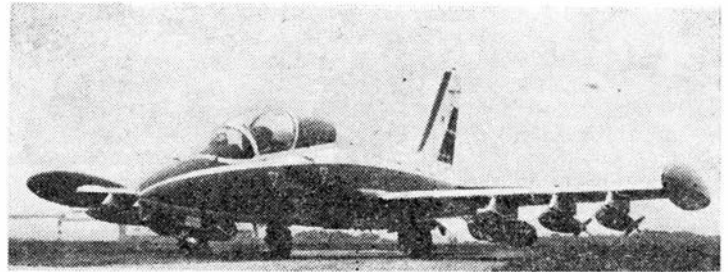
- C-101EB — pierwsza wersja seryjna z silnikiem TFE 731-2-21 o ciągu 15,57 kN, budowana dla lotnictwa wojskowego Hiszpanii, które otrzymało 88 samolotów,
- C-101BB — wersja uzbrojona wyposażona w silnik

TFE 731-3-1J o ciągu 16,46 kN, budowana dla Chile (17 oraz opcja na 23 samoloty) i Hondurasu (4 oraz opcja na 8 samolotów). W Chile samoloty są montowane z dostarczonych zespołów w wytwórni ENAER,

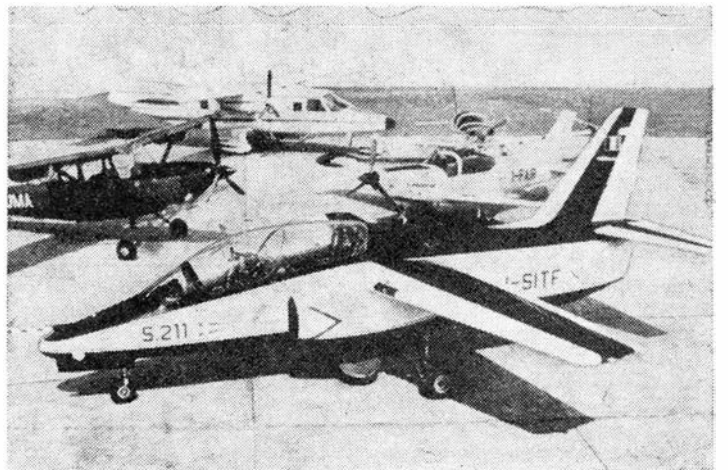
— C-101CC — wersja szturmowa z silnikiem TFE 731-5-1J o ciągu 19,13 kN, zamówiona przez Chile (20 do montażu przez wytwórnię ENAER) i przez Jordanię (16),

— C-101DD — prototyp wersji treningowej oblatany 20 maja 1985 r. z nowym wyposażeniem elektronicznym.

Trzecim samolotem nowej generacji, znajdującym się od kilku lat w produkcji seryjnej, jest włoski samolot AerMACchi MB-339 wzorowany na konstrukcji poprzedniego samolotu szkolno-treningowego tej wytwórni MB-326, którego wyprodukowano ponad 800 egz. MB-339 jest jednak od niego cięższy, ma zmienioną konstrukcję kadłuba, zmodyfikowane wyposażenie i uzbrojenie oraz jednoprzepływowy silnik Rolls-Royce Viper 632-43 o ciągu 17,8 kN. Pierwszy samolot seryjny z zamówionych 100 egz. dla lotnictwa włoskiego wykonał pierwszy lot 20 lipca 1978 r. Na początku 1986 r. dostarczono 85 samolotów. Całe zamówienie miało być zrealizowane w 1987 r. 10 samolotów (MB-339A) dostarczono w 1980 r. dla lotnictwa marynarki wojennej Argentyny, 16 dla lotnictwa Peru (1981÷1982 r.), 12 dla lotnictwa Malezji (1983÷1984 r.), 2 do Dubaju (1984 r.) i 12 do Nigerii (1985 r.).



Rys. 4. Samolot AerMACchi MB-339

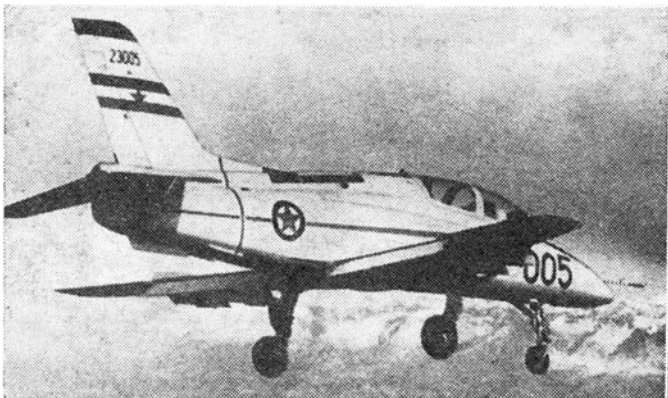


Rys. 5. Samolot SIAI S.211

Poza MB-339 i MB-339A zostały opracowane wersje MB-339B o zwiększonym zapasie paliwa i zmodyfikowanym uzbrojeniu (6 węzłów podwieszenia), MB-339C o zmodyfikowanym wyposażeniu (z zastosowaniem cyfrowego systemu nawigacyjno-celowniczego) i uzbrojeniu oraz MB-339K — jednomiejscowa wersja bojowa. Trzy ostatnie wersje nie zostały dotychczas wprowadzone do produkcji seryjnej.

Jugosłowiański samolot Soko G-4 Super Galeb jest następcą samolotu Galeb całkowicie różniącym się od poprzednika. Pierwszy samolot serii informacyjnej wykonał pierwszy lot 17 grudnia 1980 r. W samolotach seryjnych, których dostawy rozpoczęły się w pierwszej połowie lat osiemdziesiątych, wprowadzono zmiany konstrukcyjne, m.in. poziome usterzenie płytowe zamiast konwencjonalnego.

W 1979 r. lotnictwo wojskowe Argentyny zleciło wytwórni FMA opracowanie nowego szkolno-treningowego samolotu odrzutowego, który zastąpiłby przestarzały typ Morane Saulnier MS.760 Paris III. Prototyp 1A 63 Pampa wykonał pierwszy lot 6 października 1984 r. Zbudowano 5 prototypów, w tym trzy do badań w locie. Przy ich opracowaniu współdziałała wytwórnia Dornier. Trzy samoloty serii informacyjnej składającej się z 12 samolotów ukończono na przełomie 1986 i 1987 r. Lotnictwo wojskowe Argentyny zamówiło ogółem 64 samoloty z opcją na dodatko-



Rys. 3. Samolot Soko G4 Super Galeb

***) W tym 2 ww. samoloty T-46A i S-211 o ciągu 11÷12 kN.

TABLICA 1. Odrzutowe samoloty szkolno-treningowe nowej generacji

Typ i wersja samolotu	FMA IA Pampa 63	Aero L-39C Albatros	CASA C-101BB Aviojet	HAL HTJ-16 Kiran II	Soko C-4 Super Galeb	IAR-99 Soim	Fairchild T-46A	Aermacchi MB-339A	SIAT-Marchetti S-211
Państwo	Argentyna	Czechosłowacja	Hiszpania	Indie	Jugosławia	Rumunia	St. Zjednoczone	Włochy	Włochy
Zespół napędowy	Garrett TFE 731-2-2N	Walter Titan AI 25 TL	Garrett TFE 731-3-1J	Bristol-Siddeley Orpheus 701-01	Rolls-Royce Viper 632	Rolls-Royce Viper 632-41	Garrett F 109-GA-100	Rolls-Royce Viper 632-43	Pratt and Whitney of Canada JT15D-4C
Ciąg zespołu napędowego, kN	15,57	16,87	16,46	18,68	17,8	17,8	2 × 5,93	17,8	11,12
Rozpiętość, m	9,686	9,4	10,60	10,70	9,88	9,85	11,77	10,86	8,43
Długość, m	10,90	12,13	12,50	10,60	11,86	10,88	8,99	10,972	9,31
Wysokość, m	4,29	4,77	4,25	3,64	4,28	3,89	3,04	3,994	3,80
Powierzchnia nośna, m ²	15,63	18,80	20,00	19,00	19,5	18,71	15,40	19,30	12,60
Masa własna, kg	2 627	3 459	3 340	2 995	3 250	3 120	2 540	3 125	1 645
Masa startowa w konfiguracji gładkiej, kg	3 700	—	4 850	4 250	4 760	—	3 314	4 400	2 700
Masa startowa maks., kg	5 000	4 700	5 600	5 000	6 330	5 476	3 314	5 895	3 100
Masa środków bojowych maks., kg	1 160	500	2 250	—	—	—	—	1 815	660
Osiągi dla masy, kg	3 300	4 700	4 400	5 000	4 760	5 476	3 215	4 400	2 500
Prędkość maks., km/h na wysokości, m	747 0	700 0	691 0	672 0	910 6 000	865 0	725 9 145	898 0	—
Prędkość przelotowa, km/h na wysokości, m	755 4 000	—	ekonom. 656 9 145	maks. 621 4 575	—	—	maks. 689 9 145	—	maks. 667 0
Prędkość min. w konfiguracji dolądowania, km/h	185	165	164	158	165	—	152	182	138
Wznoszenie, m/s	30	22	19	26	30	36,5	19,7	33,5	21
Pułap praktyczny, m	12 900	11 500	12 200	14 000	15 000	13 900	13 900	14 630	12 200
Długość startu do wys. 15 m, m	640	480	850	1 130	950	790 ¹⁾	687	465 ¹⁾	512
Długość lądowania z wys. 15 m, m	830	600 ²⁾	800	1 400	750	750 ²⁾	640	415 ²⁾	795
Maks. zasięg z wewnętrznym zapasem paliwa, km	1 500	1 000	3 700 ³⁾	900 ⁴⁾	1 297	—	2 011	1 760	1 668
Data oblotu prototypu	6.10.1984	4.11.1968	—	30.07.1976	17.07.1978	1985 (?)	11.02.1985	12.08.1976	10.04.1981
Data oblotu pierwszego samolotu seryjnego	1987	1971	—	.04.1984	17.12.1980	—	—	29.07.1978	—
Liczba zamówionych samolotów, szt.	64+3 pr.	—	21	57	seria +2 pr.	—	10+2 pr.	152+2 pr.	40+2 pr.
Liczba wyprodukowanych samolotów, szt.	3+3 pr.	>1 500	21	—	—	—	2 pr.	152+2 pr.	—

1) długość rozbiegu, 2) długość dobiegu, 3) z zapasem paliwa 2414 dm³, 4) z zapasem paliwa 703 kg, pr. = prototyp

TABLICA 2. Odrzutowe samoloty treningowe (szkolno-bojowe)

Typ i wersja samolotu	Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet	Kawasaki T-4	PZL I-22	AIDC AT-3	BAe Hawk Mk60	McDonnell Douglas-BAe T-45A Goshawk
Państwo	Francja-REN	Japonia	Polska	Tajwan	W. Brytania	St. Zjednoczone, W. Brytania
Zespół napędowy	SNECMA Larzac 04	Ishikawajima Harima XF3-30	SO-3W22	Garrett TFE-T31-2-2L	Rolls-Royce-Turbomeca Adour Mk861	Rolls-Royce-Turbomeca Adour Mk861-49
Ciąg zespołu napędowego, kN	2 × 13,24	2 × 16,28	2 × 10,8 ^{*)}	2 × 15,57	25,35	24,24
Rozpiętość, m	9,11	9,90	9,60	10,46	9,39	9,39
Długość, m	12,29	13,00	13,22	12,90	11,70	11,89
Wysokość, m	4,19	4,60	4,30	4,36	3,99	4,12
Powierzchnia nośna, m ²	17,50	21,60	19,92	21,93	16,69	16,69
Masa własna, kg	3 345	3 700	3 962	3 855	3 635	4 261
Masa startowa w konfiguracji gładkiej, kg	5 000	5 500	—	5 216	5 150	5 787
Masa startowa maks., kg	8 000	7 500	7 493	7 938	8 570	—
Masa środków bojowych maks., kg	2 500	—	—	2 721	—	—
Osiągi dla masy, kg	5 000	5 500	—	5 216	5 150	5 787
Prędkość maks., km/h	1 000	1 038 ^{*)}	980	898	1 037	997
na wysokości, m	0	0	0	0	—	2 240
Prędkość przelotowa, km/h	—	Ma = 0,75	—	maks. 882 na wys. 11 000 m	—	—
Prędkość min. w konf. do lądowania, km/h	170	167 ^{*)}	—	167	—	—
Wznoszenie, m/s	57	50	—	51	60	36
Pałap praktyczny, m	14 630	15 240	12 800	14 625	15 250	12 875
Długość startu do wys. 15 m, m	370 ^{*)}	549 ^{*)}	—	671	550 ^{*)}	1 141
Długość lądowania z wys. 15 m, m	500 ^{*)}	670 ^{*)}	—	945	488 ^{*)}	1 189
Zasięg maks. z paliwem w zbiornikach wewnętrznych, km	4 000 ^{*)}	1 297	—	2 279	2 430	1 760

*) długość rozbiegu, **) długość dobiegu, *) oraz z czterema dodatkowymi zbiornikami po 450 dm³, *) dla masy 4700 kg, *) w prototypie

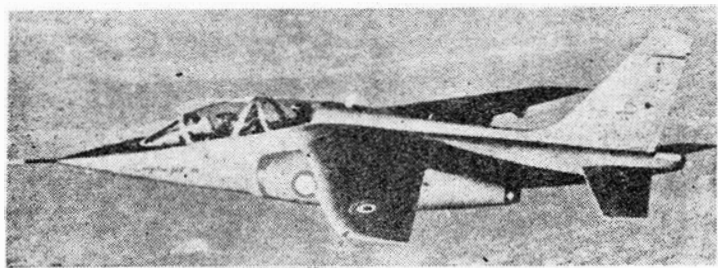
wych 40. Na przełomie lat osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych wytwórnia ma produkować trzy samoloty miesięcznie. Samolot jest wyposażony w dwuprzepływowy silnik Garrett TFE 731-2-2N o ciągu 15,57 kN.

W rumuńskiej wytwórni IAv w Craiovej została opracowana konstrukcja dolnopłatu szkolnego o prostych skrzydłach, napędzanego silnikiem Rolls-Royce Viper Mk632-41 o ciągu 17,8 kN. Wiadomości o opracowaniu prototypu tego samolotu pojawiły się w 1983 r. Miał on być wystawiony w 1983 r. na lotniczym salonie paryskim, ale do tego nie doszło. Bliższych danych brak.

Należy też wymienić opracowany w Indiach samolot HTJ-16 Kiran II, będący rozwojową wersją samolotu Kiran I, wyposażony w mocniejszy silnik Orpheus 701-01 o ciągu 18,68 kN, zmodyfikowane wyposażenie elektroniczne, uzbrojenie i nową instalację hydrauliczną. Samolot Kiran II (podobnie jak jego poprzednik) ma układ miejsc obok siebie. Badania samolotu zakończono w 1983 r. Lotnictwo wojskowe Indii zamówiło 57 samolotów (z opcją na dodatkowe 43), z których pierwszy został zbudowany w kwietniu 1984 r. W połowie 1985 r. w wyposażeniu lotnictwa Indii znalazło się 16 samolotów. Produkuje się 18 samolotów rocznie.

W grupie samolotów treningowych nowej generacji (tabl. 2), w połowie lat siedemdziesiątych wszedł do produkcji Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet. Pierwsze samoloty (w wersji E) przekazano do eksploatacji latem 1978 r. Zostały opracowane następujące wersje samolotu:

— podstawowa wersja treningowa Alpha Jet E (Ecole)



Rys. 6. Samolot Alpha Jet

zamówiona przez lotnictwo francuskie (200 egz.). Do końca 1985 r. przekazano do eksploatacji 176 egz. Ponadto samolot zamówiły: Belgia — 33 egz. (produkowane w SABCA), Egipt — 30, Wybrzeże Kości Słoniowej — 7, Maroko — 24, Nigeria — 24, Katar — 6, Togo — 5,

— wersja do bezpośredniego wsparcia na polu walki zamówiona przez lotnictwo RFN (175 egz.),

— wersja treningowo-bojowa zamówiona przez Egipt (15 egz.) i Kamerun (6 egz.),



Rys. 7. Samolot PZL I-22. Fot. L. Zielaskowski

— zmodernizowana wersja Lancier (zmodernizowane wyposażenie, uzbrojenie, m.in. może przenosić pociski Magic) z silnikami o większym ciągu. Do wiosny 1987 r. nie było zamówień na tę wersję.

Do 1986 r. (początek) zbudowano 480 samolotów z 500 zamówionych.

W marcu 1972 r. Ministerstwo Obrony W. Brytanii zaaprobowało budowę 176 samolotów BAe Hawk Mk1 (1 samolot przedseryjny i 175 seryjnych). Nie zamówiono prototypów, a 5 samolotów seryjnych włączono do planu rozwojowego. Pierwsze dwa samoloty zostały dostarczone RAF 4 listopada 1976 r. Całe zamówienie zostało zrealizowane. Zostały zbudowane następujące wersje:

— Hawk T.Mk1 — podstawowa wersja treningowa dla RAF z silnikiem Adour 151 o ciągu 23,13 kN. Samolot ma trzy węzły podwieszenia uzbrojenia: dwa pod płatem i jeden pod kadłubem do mocowania zasobnika z działkiem 30 mm,

— Hawk T.Mk1A — przystosowany do zwalczania celów powietrznych (może być uzbrojony w pociski AIM-9L Sidewinder). Zmodyfikowano w ten sposób 88 samolotów RAF,

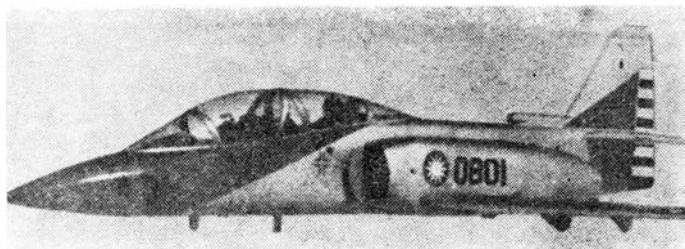
— Hawk Mk50 — wersja eksportowa z silnikiem Adour 251 o ciągu 23,75 kN, o udźwigu zwiększonym o 70% (z czterema węzłami podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłami), maks. zasięgu zwiększonym o 30% i zmienionym wyposażeniu. Odmiana tej wersji — Mk51 — została zamówiona przez Finlandię (50 egz., z czego 46 montowanych i częściowo produkowanych w Finlandii), Mk52 przez Kenię (12 egz.) i Mk53 przez Indonezję (20 egz.),

— Hawk Mk60 — wersja eksportowa z wieloma dodatkowymi modyfikacjami, jak czteropłożeniowe klapy tylne zamiast trójpłożeniowych, wzmocnione podwozie, kierownice strug na nosku skrzydła, silnik Adour 861 o ciągu 25,35 kN, zwiększony udźwig i zasięg. Samolot zakupiły: Zimbabwe — 8 egz. (Mk60), Dubaj — 8 egz. (Mk61), Abu

Dhahi — 16 egz. (Mk63), Kuwejt — 12 egz. (Mk64), Arabia Saudyjska — 30 egz. (Mk65). Przekazywanie samolotów rozpoczęło w 1982 r.,

— Hawk Mk100 — wersja eksportowa opracowana w 1982 r., charakteryzująca się zmianami wyposażenia (zastosowano bezwładnościowy system nawigacyjny, komputer celownika z wyświetlanym na przednim oszkleniu kabiny wskaźnikami i in.), uzbrojenia i in. Nie została dotychczas wprowadzona do produkcji seryjnej,

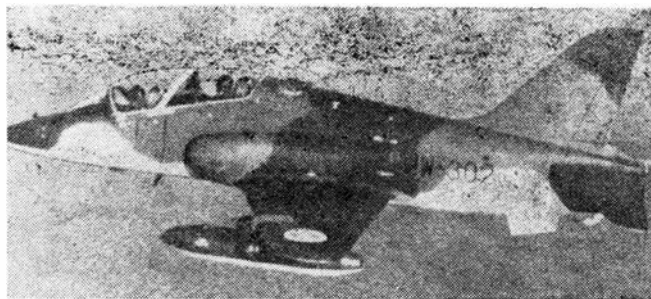
— Hawk 200 — wersja bojowa, jednomiejscowa; nie weszła dotychczas do produkcji.



Rys. 8. Samolot AIDC AT-3

W październiku 1981 r. lotnictwo marynarki St. Zjednoczonych wybrało samolot Hawk jako następcę samolotów T-2C Buckeye i TA-4J Skyhawk. Podjęto modyfikację samolotu Hawk — przystosowanie go do lądowania na lotniskowcach — przy współpracy BAe z wytwórnią McDonnell Douglas. Są budowane dwa prototypy samolotu, który otrzymał oznaczenie T-45 Goshawk. Prototypy te miały zostać oblatane w 1987 r. Marynarka ma otrzymać 300 samolotów T-45. Umowa zawarta 16 maja 1986 r. dotyczy budowy pierwszych 60 samolotów i 15 symulatorów.

Goshawk różni się od podstawowych wersji samolotu Hawk zastosowaniem haka do lądowania na lotniskowcach, hamulcami aerodynamicznymi po obydwóch stronach kadłuba w tylnej jego części, zmienionym podwoziem i wzmocnieniami konstrukcji. Zastosowano silnik Adour Mk 861-49 o ciągu 24,24 kN.



Rys. 9. Samolot BAe Hawk

Japoński samolot Kawasaki T-4, który ma zastąpić samoloty T-1A, T-1B i T-33, wykonał pierwszy lot 29 lipca 1985 r. Zbudowano 6 prototypów, w tym 4 do badań w locie. W 1986 r. przyznano kredyty na budowę 12 samolotów serii informacyjnej. Jest to średniopłat o skrzydłach skośnych mających profil nadkrytyczny. Samolot napędzają dwa silniki Ishikawajima Harima XF3-30 o ciągu 16,28 kN każdy. T-4 jest przystosowany do przenoszenia uzbrojenia na 5 węzłach podwieszenia (4 podskrzydłowych i 1 podkadłubowym).

W lipcu 1975 r. tajwańskie Lotnicze Centrum Rozwojowe Przemysłu (Aero Industry Development Center, w skrócie AIDC) otrzymało zlecenie na opracowanie samolotu treningowego napędzanego dwoma silnikami Garrett TFE 731-2-21 o ciągu 15,57 kN każdy. Budowę dwóch prototypów XAT-3 rozpoczęto w 1978 r. Pierwszy z nich wykonał pierwszy lot 16 września 1980 r., drugi — 30 października 1981 r. W marcu 1982 r. rozpoczęto produkcję samolotu AT-3, którego zamówiono 50 egz. Pierwszy z nich wykonał pierwszy lot 6 lutego 1984 r. W tym samym roku rozpoczęto dostawy dla lotnictwa Tajwanu.

Do omawianych samolotów treningowych (szkolno-bojowych) należy także polska konstrukcja I-22. Prototypy samolotu są w trakcie badań.

PROJEKTY

Eurofar • Europa Zachodnia •

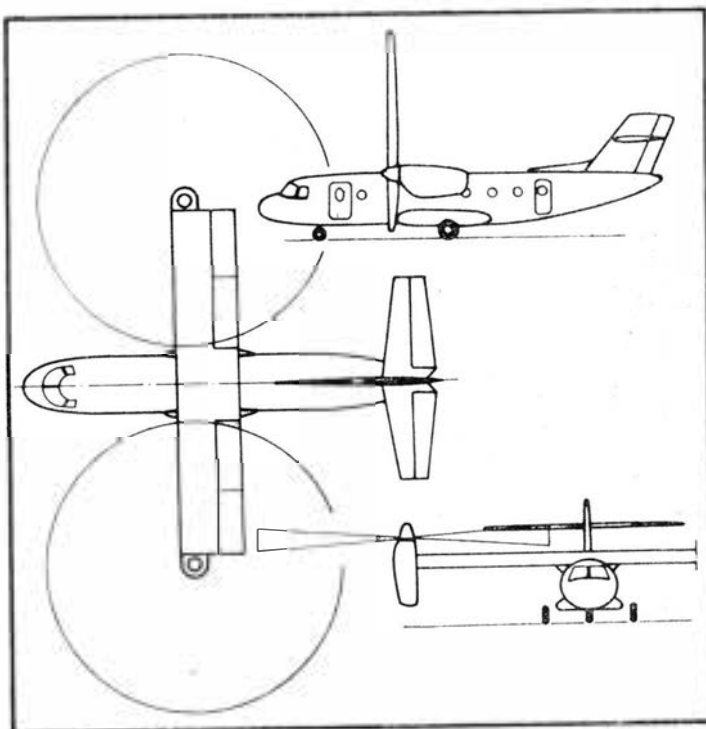
Samolot pasażerski z przestawialnymi wirnikami

Sześć firm z pięciu państw Europy Zachodniej zamierza wspólnie zbudować samolot pasażerski na linie lokalne z przestawialnymi wirnikami, podobny do amerykańskiego transportowca wojskowego Bell/Boeing Osprey. Samolot ten, nazwany Eurofar (European Future Advanced Rotorcraft), przewoziłby 25 pasażerów na trasach o długości 965 km z prędkością 500 km/h, korzystając z lądowisk śmigłowcowych położonych w środku miast. Ma startować (i lądować) tak jak śmigłowiec, z osiami wirników ustawionymi pionowo, i przechodzić do lotu poziomego przez powolne przestawianie wirników o 90°. Podstawowa wersja samolotu miałaby masę startową ok. 11 000 kg i udźwieg 4000 kg, lecz bierze się również pod uwagę wersję o masie startowej 13 000 kg i odpowiednio większym udźwigu. Do napędu samolotu byłyby potrzebne dwa silniki o mocy po ok. 1600 kW (2200 KM), np. silniki Rolls-Royce/Turbomeca RTM 322, a zużycie paliwa na 100 km nie przekraczałoby 120 kg. Ocenia się, że hałas wytwarzany przez samolot w zawisie na wysokości 150 m będzie mniejszy od 80 dBA, a podczas przelotu na wysokości 300 m będzie wynosić ok. 70 dBA. Eurofar ma lepsze osiągi obliczeniowe niż Osprey, o prawie dwukrotnie większej masie startowej, ponieważ nie musi spełniać wymagań wojskowych.

W programie mają uczestniczyć następujące firmy: Aeritalia i Agusta z Włoch, Aerospatiale z Francji, MBB z RFN, Westland z W. Brytanii i CASA z Hiszpanii. Udziały finansowe Włoch, Francji i RFN wynosiłyby po 25%, W. Brytanii 17,5% i Hiszpanii 7,5%.

Dane techniczne

Rozpiętość	13,80 m
Długość	14,60 m
Wysokość	4,30 m
Średnica wirników	10,00 m



Masa startowa maks.

10 980 kg

Udźwieg

4000 kg

Prędkość przelotowa

500 km/h

Wysokość przelotu maks.

7490 m

Zasięg przebazowania

5950 km

W.K.

Analiza wyników pomiarów osiągow samolotu śmigłowego

Część I – Osiągi w locie

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

Opracowanie wyników pomiarów osiągow samolotu polega — ogólnie biorąc — na przeliczeniu tych wyników na warunki atmosfery wzorcowej. Zakłada się przy tym, że pomiary pokrywają na tyle równomiernie cały zakres warunków (wysokości, stanów lotu i nastaw silnika), że punkty pomiarowe pozwalają na opracowanie wykresu osiągow samolotu w atmosferze wzorcowej — AW (a także w warunkach od niej odbiegających).

Typowy wykres osiągow (rys. 1) zawiera prędkości wznoszenia w , prędkości lotu odpowiadające największemu wznoszeniu $V_{w \max}$, prędkości maks. V_{\max} oraz czas wznoszenia na daną wysokość. Niekiedy bywa też podawana prędkość lotu odpowiadająca największemu gradientowi wznoszenia $V_{Gr \max}$ oraz wartość tego gradientu Gr . Najczęściej są podawane prędkości rzeczywiste (oznaczane skrótem TAS — True Air Speed), ale do użytkowania w locie niezbędne są także prędkości równoważne (oznaczane EAS — Equivalent Air Speed). Ze względu na dość powszechne użycie tych skrótów zarówno w literaturze, jak i w instrukcjach, użyto ich także w niniejszym artykule.

Wykres osiągow dotyczy oczywiście lotu na określonych nastawach silnika (słowem „nastawy” określono tu obroty i ciśnienie ładowania albo położenie przepustnicy). Tak więc wykres osiągowy może dotyczyć pełnej mocy (startowej), nominalnej lub przelotowej (tych ostatnich bywa kilka), przy czym wartości podane jako maksymalne prędkości lotu poziomego stanowią odpowiednio maksymalne prędkości na danych nastawach silnika. Względny praktyczny decydują z reguły o ograniczeniu do minimum liczby konfiguracji, dla których wykonuje się pomiary, co w praktyce oznacza maksymalną dopuszczalną masę samolotu i nominalną moc silnika oraz wyrwykowe pomiary prędkości i wznoszenia na mocy startowej i wybranej mocy przelotowej.

Opisane wyżej wykresy są tworzone z reguły metodą redukcji (sprowadzania do warunków AW) poszczególnych punktów pomiarowych (każdy z nich, w ogólnym przypadku, może być mierzony w nieco innych warunkach

atmosferycznych), po czym, już na wykresie zbiorczym, jest rysowany ostateczny wykres osiągow.

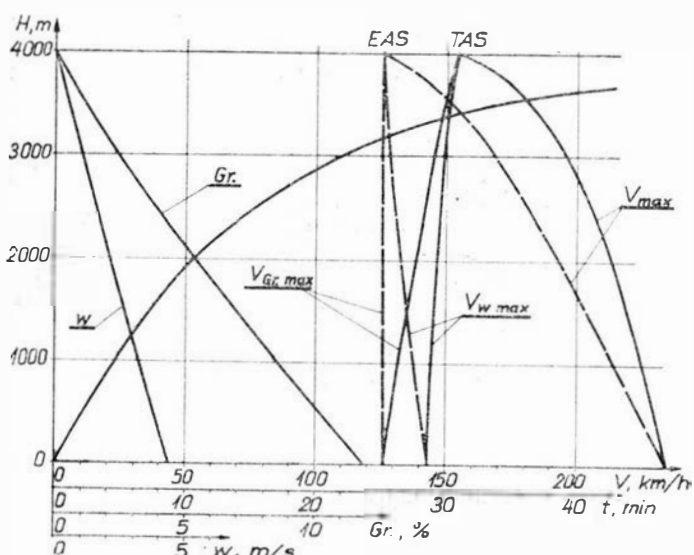
Taka metoda ma jednak pewne cechy ujemne. I nie chodzi nawet o same metody redukcji — choć przy mniejszych odchyleniach od warunków AW ich dokładność jest dyskusyjna. Sprowadzanie do warunków AW poszczególnych punktów (lub serii punktów — przy pomiarach np. wznoszenia na poszczególnych wysokościach) daje na wykresie zbiorczym konstelacje punktów, które nie leżą na spodziewanych liniach, ponieważ są obciążone rozrzutem, wszak przy ich redukcji do warunków AW usunięto tylko wpływ odchylenia warunków rzeczywistych od AW, ale nie usunięto błędów przypadkowych, które nieuchronnie występują w pomiarach. Przy redukcji dodano zaś pewne błędy związane z uproszczeniami wynikającymi z metody. Tak więc na wykresie zbiorczym trzeba poprowadzić pewną linię przez punkty narysowane na podstawie pomiarów. Gdy chodzi o zależność wznoszenia od wysokości — tradycyjnie rysuje się linię prostą i błąd nie jest zbyt wielki. Gdy punkty dotyczą zależności prędkości lotu, odpowiadającej największemu wznoszeniu, od wysokości — powstaje zagadnienie wyboru charakteru linii. Natomiast gdy chodzi o narysowanie zgodnych ze sobą pomiarowych krzywych wznoszenia w funkcji wysokości dla dwóch mas w locie — zagadnienie jest graficznie w ogóle nie do rozwiązania.

Przedstawiona powyżej w zarysie metoda redukcji wyników pomiarów osiągow nie jest nowa i ma obszerną, choć trudno dostępną literaturę. Jednak obecnie znalezienie, nawet z absolutną ścisłością, charakterystyki osiągow tego typu co pokazana na rys. 1 nie może być uważane za wystarczającą informację nt. osiągow samolotu, gdyż przepisy budowy i użytkowania samolotów uzależniają dopuszczenie do lotu od wykazania, że samolot spełnia wymagania osiągow.

Zagadnienie określenia osiągow samolotu nie polega więc, zarówno dla konstruktora, jak i użytkownika, na znalezieniu prędkości wznoszenia czy prędkości maks. samolotu o danej masie w atmosferze wzorcowej, ale na znalezieniu masy startowej, przy której samolot spełnia pewne minima osiągow dla rzeczywistych, panujących w miejscu startu, warunków atmosferycznych (przepisy BCAR), albo też na poziomie morza w atmosferze wzorcowej (wymagania FAR-25). Minima te dotyczą różnych konfiguracji samolotu (tzn. różnych położeń klap i podwozia) oraz rozmaitych nastaw mocy. Wg przepisów BCAR należy wykazać spełnienie (dla dopuszczalnej masy samolotu do startu) nie jednego, ale paru warunków równocześnie (np. 5% gradientu wznoszenia lub 2,03 m/s prędkości wznoszenia przy mocy startowej na poziomie lotniska oraz 2% gradientu wznoszenia lub 1,01 m/s na wysokości 305 m nad poziomem lotniska przy maks. mocy ciągłej). Dla zadanej (znajdzonej np. ze wspomnianych wyżej warunków osiągowych) masy startowej bywa konieczne określenie wymaganej przestrzeni do startu lub wymaganej długości rozbiegu dla rzeczywistych, odbiegających od atmosfery wzorcowej warunków atmosferycznych. Wymagane różnice temperatury (w stosunku do AW) wynoszą np. wg FAR-23 od ok. -33°C do ok. $+23^{\circ}\text{C}$, zaś wykres wysokości ciśnieniowej — od zera do ok. 2400 m i są zbyt duże, aby można było posłużyć się uproszczonymi wzorami na wpływ wysokości czy wpływ temperatury na osiągi.

Zadania znajdowania masy samolotu dla zadanych wymagań osiągowych nie można rozwiązać w sposób doświadczalny — już choćby z tego względu, że pomiary w locie, jeżeli mają być sensowne, wymagałyby ogromnego nakładu pracy i kosztów. Zadanie to natomiast można rozwiązać, jeżeli jest znana charakterystyka aerodynamiczna samolotu (tzn. biegunowa dla danej konfiguracji) oraz charakterystyki napędu (zarówno silnika, jak i śmigła).

Powstaje zatem zagadnienie znalezienia (na podstawie pomiarów w locie, charakterystyki samolotu, a ściśle bio-



Rys. 1. Przykładowy typowy wykres osiągow samolotu z silnikiem tłokowym niewysokościowym. Podane krzywe oznaczają: w — maksymalna prędkość wznoszenia, Gr — maksymalny gradient wznoszenia, $V_{w \max}$ i $V_{Gr \max}$ — prędkości lotu, odpowiadające podanemu wznoszeniu i gradientowi, V_{\max} — maksymalna prędkość lotu poziomego. Linie ciągłe prędkości odpowiadają prędkości rzeczywistej TAS, linie przerywane — równoważnej EAS. Wykres taki dotyczy określonej masy samolotu, nastaw silnika oraz warunków atmosferycznych

racę aproksymacji tej charakterystyki, która pozwalałaby na obliczenie osiągow dla każdej kombinacji nastaw silnika) masy samolotu oraz wysokości barycznej i temperatury.

Należy podkreślić, że chodzi tu o jedną, wspólną dla wszystkich mas, wysokości i nastaw silnika, charakterystykę, przy czym ważne jest także określenie (ilościowe) dokładności aproksymacji osiągow za pomocą tej charakterystyki, a także wielkości rozrzutu punktów pomiarowych wyników badań w locie, na podstawie których opracowano tę charakterystykę.

Rozwiązanie tak postawionego zadania nie jest w praktyce możliwe bez użycia komputera. Decyduje o tym nie tylko zakres rachunków, jakie muszą być wykonane, ale także konieczność szybkiej oceny (choćby wstępnej) wyników pomiarów dla danej konfiguracji. Chodzi o stwierdzenie, czy pomiary w danej konfiguracji zostały zakończone i można zmieniać konfigurację, wyważenie itp., czy też niezwłocznie po przygotowaniu do lotu należy pomiary wykonać ponownie.

Określanie charakterystyki wznoszenia i lotu poziomego ustalonego

Model matematyczny samolotu

Przyjmuje się, że samolot o powierzchni skrzydła S ma biegunową, którą można przedstawić zależnością:

$$C_x = AC_z^2 + BC_z + C$$

przy czym współczynniki A , B i C są stałe dla danej konfiguracji samolotu. Słowem „konfiguracja” określono tu wszystkie elementy, które wpływają na opływ wokół samolotu, tzn. zarówno ewentualne podwieszenia zewnętrzne (np. uzadnienia rolnicze), jak i położenie elementów samolotu, które mogą przyjmować różne położenia (podwozie, klapy, zaslonki chłodnicy itp.).

Należy dodać, że biegunowa tzw. dwuparametrowa:

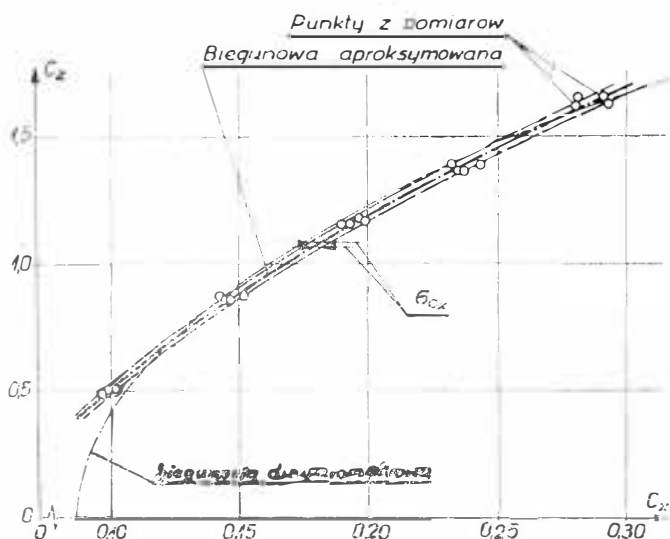
$$C_x = \frac{C_z^2}{\pi\lambda} + C_{x0}$$

którą można też opisać zależnością:

$$C_x = A' C_z^2 + B'$$

ma dużo zalet ze względu na poglądowość i możliwość szybkiej oceny oporów szkodliwych samolotu C_{x0} , a także wydłużenia efektywnego (jeżeli jest znane A' , to i λ), jednak nie daje, w przypadku konkretnych samolotów, wystarczająco dobrego przybliżenia osiągow samolotu, toteż jest jako model obliczeniowy mniej przydatna.

Na rys. 2 pokazano obie biegunowe — trójparametrową (linia gruba przerywana kropkami) i dwuparametrową. Można zauważyć odejście biegunowej od pewnych grup punktów, będące źródłem niedokładności zarówno przy określaniu wznoszenia, jak i prędkości maksymalnej lotu poziomego. W praktyce dobrze jest, znając punkty pomia-



Rys. 2. Współczynniki C_z i C_x dla punktów pomiarowych oraz biegunowa aproksymowana (trójparametrowa). Zaznaczone granice odchylenia standardowego względnie C_x : $\sigma_{n-1} = 1,91\%$. Linia przerywana oznaczono biegunową dwuparametrową

rowe, liczyć obie biegunowe, zarówno pierwszą — do celów praktycznych, jak i drugą — do porównań i analiz.

Gromadzenie danych

Do określenia charakterystyki jest celowe użycie punktów pomiarowych uzyskanych dla różnych mas, prędkości i wysokości lotu oraz nastaw silnika. Tylko wtedy, gdy zakres każdego z wymienionych parametrów jest dostatecznie szeroki, uzyskaną charakterystykę można uważać za reprezentatywną dla całego zakresu użytkowego samolotu.

Wypada tu jednak uczynić pewne zastrzeżenia związane z trudnościami praktycznymi, jakie mogą wystąpić:

● Jest niezbędna dokładna charakterystyka zespołu napędowego. Publikowane wykresy silnikowe są zazwyczaj wykonane w bardzo małej skali i nie zapewniają — już choćby z tego względu — dostatecznej dokładności. Charakterystyki śmigła w postaci wykresów są również mało przydatne do wprowadzenia do komputera — dla uzyskania właściwej dokładności (a wymagana jest bardzo duża) trzeba byłoby poświęcić sporo pamięci na dane i na program, korzystający z nich. Praktyczne sposoby rozwiązania tych trudności zostaną omówione w jednym z następnych artykułów. Na razie zakłada się, że moc i sprawność śmigła są dla każdego punktu pomiarowego wystarczająco dokładnie znane.

● Nie jest dobrą praktyką traktowanie jako jednego zbioru wszystkich punktów, niezależnie od ich pochodzenia. Traci się bowiem w ten sposób możliwość sprawdzenia, czy nie występują błędy systematyczne, wspólne dla całych grup. Należy — jeżeli pozwala na to liczba punktów na poszczególnych wysokościach — dla sprawdzenia obliczyć charakterystyki (biegunowe) samolotu dla każdej z tych wysokości oddzielnie, a dopiero po stwierdzeniu, że nie występuje ich „przesuwanie się” wraz ze zmianą wysokości, można traktować je jako jeden zbiór. To samo dotyczy oczywiście także ciężaru i temperatury albo nastaw silnika. W przypadku stwierdzenia, że biegunowe uzyskane dla tej samej konfiguracji samolotu wykazują tendencję do „przesuwania się” wraz ze zmianą wysokości, zaś rozrzuty punktów dla każdej wysokości są nieznaczące — można mieć pewność, że występuje błąd systematyczny, związany najprawdopodobniej z charakterem zmiany mocy silnika w funkcji wysokości. Bezpośrednio po zakończeniu lotu można — wprowadzając wyniki do komputera — otrzymać ocenę rozrzutu punktów danego pomiaru i na tej podstawie podejmować decyzję o „zaliczeniu” pomiaru bądź powtórzeniu go.

Wstępne przygotowanie danych

Polega ono na opracowaniu i wprowadzeniu do komputera wykresów skalowania dla wszystkich będących w użyciu przyrządów pomiarowych, a następnie wprowadzeniu — już przez komputer — poprawek do odczytów. Praktyczne jest, dla sprawdzenia, wydrukowanie choćby części odczytów przyrządów przed wprowadzeniem i po wprowadzeniu poprawek — ta banalna z pozoru procedura pozwala niekiedy wykryć ... wprowadzenie poprawki z przeciwnym znakiem (przykład działania prawa Murphy’ego).

Jeśli chodzi o podawanie poprawek (także do komputera) danych w układzie „wartość wskazywana — wartość rzeczywista”, a nie w układzie „wartość wskazywana — błąd” ani „wartość wskazywana — poprawka”. Nieporozumienia związane z dwoma ostatnimi systemami oraz z różnym u różnych osób rozumieniem pojęcia „błąd” i „poprawka” niejednokrotnie doprowadza w praktyce do niemiłych i całkiem niepotrzebnych błędów.

Należy dodać, że „ręczne” wprowadzanie poprawek do danych podawanych do komputera okazało się bardzo niepraktyczne jako czynność bardzo pracochłonna i mogąca być źródłem przypadkowych błędów. Jedynie w wyjątkowych przypadkach (np. przy użyciu jakiegoś przyrządu do jednej tylko serii pomiarów) można zadowolić się wprowadzeniem poprawek w trakcie opracowania protokołu pomiarowego i podania do dalszych obliczeń wyników wskazań „przyrządu idealnego”.

Pomiary dla określenia charakterystyki

Do dokładnego określenia wznoszenia samolotu jest potrzebna dokładna znajomość charakterystyki (biegunowej) w okolicy punktu najlepszego wznoszenia. Ponadto do analizy przelotu trzeba znać charakterystykę na większych prędkościach.

Te dwa względy sprawiają, że najbardziej praktyczne jest wykonywanie pomiarów wznoszenia przy prędkościach lotu od ok. 1,2 V_{S1} do takiej prędkości, przy której samolot osiąga jeszcze co najmniej 0,7 m/s oraz przynajmniej jednego punktu powyżej prędkości maksymalnej dla danych nastaw mocy i konfiguracji, przy czym prędkość opadania powinna wynosić ok. 0,7÷1,5 m/s. V_{S1} oznacza tu — zgodnie z nomenklaturą używaną w przepisach FAR i BCAR — prędkość minimalną lub prędkość przeciągnięcia w konfiguracji przelotowej.

Należy jednak przewidzieć pomiary dla prędkości odpowiadającej maksymalnemu gradientowi wznoszenia (w FAR oznaczonej V_x). Dla niektórych samolotów, np. wyposażonych w sloty, prędkość ta może być nieco niższa od V_2 (bezpiecznej prędkości przy starcie). Niezależnie od tego, czy wyniki prób właściwości samolotu pozwolą na wykorzystywanie tego zakresu prędkości w późniejszej eksploatacji — warto znać możliwie dokładnie odpowiadającą mu charakterystykę wznoszenia.

Pomiary powinny być wykonywane dla przedziału wysokości ok. 200 m, przy czym bardzo ważne jest notowanie w każdym locie temperatury powietrza i temperatury powietrza wlotowego do silnika na tej samej wysokości, np. średniej z obu wysokości pomiarowych. Nie warto natomiast starać się zmierzyć bezpośrednio prędkości maksymalnej, a to ze względu na trudną metodykę tego pomiaru i duże prawdopodobieństwo uzyskania niedokładnego wyniku w przypadku niewielkich nawet odstępstw od niej. Zamiast tego można wykonać lot z prędkością na tyle wyższą od prędkości maksymalnej lotu poziomego, aby samolot — na tych samych nastawach zespołu napędowego — wykonywał lot z opadaniem (0,5÷÷2,0 m/s). Taka technika pomiarów zapewni lepszą dokładność zarówno biegunowej, jak i charakterystyki osiągniętej samolotu. Pomiary wznoszenia najlepiej wykonywać seriami — od minimalnej prędkości z zakresu wybranego do pomiarów do maksymalnej, z podziałką 10÷20 km/h, po jednym pomiarze dla każdej prędkości, a następnie powtarzać całą serię. Warto — dla upewnienia się co do uzyskiwanej dokładności — wykonać 3÷4 serie pomiarów, najlepiej przy udziale więcej niż jednego pilota.

Do uwag praktycznych warto dodać też zalecenie utrzymania tych prędkości, które odpowiadają podziałkom naniesionym na prędkościomierzu. Obowiązują oczywiście wszystkie rutynowe skalowania przyrządów bezpośrednio przed pomiarami, niekiedy może być celowe zastosowanie na czas pomiarów innego prędkościomierza, jeżeli można w ten sposób zwiększyć dokładność pomiarów. Należy wykonać pomiary dla kilku wysokości, tak aby pokryć (w przybliżeniu) zakres użytkowy samolotu. Przy doborze wysokości pomiarowych jest konieczne uwzględnienie położenia punktu odpowiadającego granicy wysokościowości*) silnika dla danej temperatury powietrza i nastaw silnika i ominięcie tego punktu. Pomiary można wykonywać zarówno pod, jak i nad tym punktem, ale nie należy rozmieszczać wysokości pomiarowych tak, aby punkt znalazł się pomiędzy nimi. Bardzo ważne jest prowadzenie zapisu parametrów pracy silnika — ciśnienie ładowania zmienia się w trakcie wznoszenia, podobnie zresztą temperatura powietrza wlotowego.

Te krótkie uwagi nie wyczerpują zagadnienia metody pomiarów w locie, która jest osobnym działem wiedzy — są to jedynie praktyczne rady nt. doboru punktów pomiarowych, pozwalające uzyskać możliwie dokładną charakterystykę samolotu przy możliwie ograniczonym programie pomiarów.

*) Wysokość, do której da się utrzymać zadane ciśnienie ładowania.

UWAGA. Literaturę do cz. I i II zamieścimy przy cz. II artykułu, *TLiA*, nr 2/88.

* * *

Autor wyraża podziękowanie mgr inż. Janowi Gawęckiemu, pil. dośw. I klasy, za wnikliwe uwagi krytyczne i wartościowe rady, dotyczące omawianych tu zagadnień oraz mgr inż. Grzegorzowi Trzascie za autorstwo programów komputerowych, realizujących opisaną metodykę.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Do 1990 r. liczba samolotów komunikacyjnych wzrośnie o 20%

Przytaczamy kilka opinii nt. wzrostu liczby samolotów w zachodnim lotnictwie komunikacyjnym w najbliższych latach. Autorami tych poglądów są: analityk Edmund Greenle z Merrill Lynch Capital Markets oraz zespół analityków z Drexel Burnham Lambert, kierowany przez Alana Benasuli. Otóż do 1990 r. liczba samolotów komunikacyjnych ma wzrosnąć o 1370 i wyniesie w końcu 1990 r. ok. 8350.

Najbardziej intrygującym zjawiskiem są coraz liczniejsze sygnały wskazujące, że wewnątrz europejski transport lotniczy zmierza (wprawdzie powoli) do deregulacji. W konsekwencji tego może powstać nowe zapotrzebowanie na samoloty, największe od czasu boomu na Bliskim Wschodzie w końcu lat siedemdziesiątych. W wysoko ekonomicznie rozwiniętej Europie rynek transportu lotniczego charakteryzuje się wysokimi cenami i niedostateczną podażą. Mimo niewielkich odległości między dużymi miastami europejskimi, zastosowanie niskich cen jako zachęty do podróżowania samolotami umożliwi dynamiczną ekspansję lotnictwa. Przyniesie to gwałtowne zmiany w dziedzinie generowania ruchu i zapotrzebowania na samoloty.

1986 r. przyniósł największym liniom lotniczym USA nowe zamówienia na samoloty, gdyż wybrały one strategię szybkiego rozwoju opartego na niskich kosztach i zwiększaniu swego udziału w obsłudze rynku. Innym czynnikiem stymulującym zapotrzebowanie w 1986 r. było wprowadzenie Boeinga 747-400, ostatniej i najdroższej wersji największego samolotu tej wytwórni. Zapoczątkowało to nową falę modernizacji sprzętu przez największe linie.

W 1986 r. na rynek weszły firmy leasingowe. Dostarczyły one wiele nowych modeli samolotów do dzierżawy przez linie lotnicze. Firmy te ustanowiły dodatkowy stymulator zapotrzebowania na nowe samoloty: linie lotnicze doceniają finansową i sprzętową elastyczność wynikającą z możliwości eksploatacji dzierżawionego sprzętu. Linie, mimo że przy zakupie korzystały z 10% obniżenia podatku,

zaczną prawdopodobnie eksploatować samoloty dzierżawione zamiast zakupionych.

Przewidywania co do rozwoju światowej floty samolotów, z uwzględnieniem kasacji, są następujące: na koniec 1986 r. było 6980 samolotów; liczba ta wzrośnie:

- w końcu 1987 r. do 7324,
- w końcu 1988 r. do 7679,
- w końcu 1989 r. do 8034,
- w końcu 1990 r. do 8349.

W końcu 1995 r. łączna liczba samolotów ma wynosić 9645, tj. prawie o 2700 więcej niż w końcu ubr. Liczby te są oparte na założeniu, że średnie tempo wzrostu światowego ruchu do 1995 r. będzie wynosić 6,6%/o.

W ubr. pięć największych wytwórni zachodnich dostarczyło 392 samoloty o wartości ok. 14,5 mld dol. USA, podczas gdy w poprzednim roku dostawy były mniejsze o 45 samolotów i 2,3 mld dol. 1986 r. był trzecim kolejnym rokiem wzrostu wartości dostaw. Trend ten ma utrzymać się co najmniej do 1988 r. Ci sami wytwórcy (Boeing, McDonnell Douglas, Airbus, British Aerospace i Fokker) mają, wg jednego ze źródeł, dostarczyć w br. 438 samolotów o wartości 16,2 mld dol. USA, a w 1988 r. 475 egz. o wartości 18,3 mld dol. Inne źródła przewidują, że liczba dostaw samolotów będzie nieco inna, mianowicie: 428 w br., 478 w 1988 r., 488 w 1989 r. i 455 w 1990 r.

Zdaniem producentów nie są to przewidywania zbyt dla nich korzystne, ponieważ wzmaga się konkurencja i tendencja do udzielania różnego rodzaju rabatów. Jest to rynek kupującego i podaż jest za duża. Nadal na rynku dominuje Boeing, który w ubr. osiągnął 60% udział w sprzedaży pod względem liczby sprzedanych samolotów i ok. 68% pod względem ich wartości.

Wg *Aviation Daily*, Dec., 24, 1986
opracował J. Zwierzyński



Amatorski samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, łokowy, jednomiejscowy dolnołat o konstrukcji mieszanej, ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 23012, wznios 5°, skrócenie geometryczne 1,5°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. Dźwigar główny skrzynekowy, sosnowy; górny pas 4-warstwowy, dolny 3-warstwowy, połączone ściankami ze sklejki 1,5 mm. Dźwigarek pomocniczy o takiej samej konstrukcji — pas górny 3-warstwowy, pas dolny 2-warstwowy. W każdym skrzydle 9 żeber ze sklejki 0,8 mm, oklejonych obustronnie listewkami 5 × 7 mm. Końcówki z klocków klejonych z listew lipowych. Część noskowa pokryta sklejka 1,5 mm, pozostała część — płótnem. Na końcu prawego skrzydła rurka Pitota. Przedłużenia dźwigarów skrzydeł są wsuwane w skrynkę wewnątrz kadłuba, gdzie zachodzą na siebie i są łączone dwoma sworzniami. Lotki, o długości 1,5 m i cięciwie 0,25 m, z 5 żeber, kryte płótnem; w części zamocowania popychacza kryte sklejka. Lotka zajmuje ok. 43% rozpiętości krawędzi spływu, w części zewnętrznej. Planuje się zamontowanie klap krokodylowych, w przykadłubowych częściach skrzydeł, o cięciwie 0,25 m i długości ok. 1 m.

Kadłub. Przekrój prostokątny, z owalnie ukształtowaną częścią grzbietową. Konstrukcja półskorupowa, mieszana. W części przedniej (do dźwigara głównego skrzydła) kratownica spawana z rur stalowych (stal HGS 35) o średnicy 22 i 25 mm. Część kratownicy stanowi ramę silnika; w części dolnej — okucia mocowania podwozia głównego. W dalszej części kadłub drewniany, 3 wregi i 2 półwregi (kształtu łace grzbiet) oraz 2 podłużnice z listew sosnowych 20 × 20 mm. Po bokach styropian oklefony obustronnie sklejka 1,5 mm. Część silnikowa kryta blacha (dostęp do silnika przez dwie przykrecane pokrywy boczne), pokrycie pozostałej części — sklejkowe. Za silnikiem jest usytuowany zbiornik oleju, dalej — zbiornik paliwa, a za nim kabina kryta 3-częściową osłoną z pleksi; ruchoma część środkowa osłony jest otwierana do góry w prawo.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys niedzielnego usterzenia poziomego pięciokątny z prostą krawędzią natarcia; pionowego — pięciokątny ze skosem krawędzi natarcia 16°. Profil NACA 009. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, niedzielnony, o obrysie prostokątnym; ster wysokości — jednosegmentowy, o obrysie pięciokątnym z klapką wyważającą w osi symetrii. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, o obrysie trapezowym; ster kierunku wyważony rogowo.



Fot. T. Szulc

Sterowanie. W kabine drażek i pedały sterownicze. Lotki i ster wysokości sterowane układem linkowo-popychaczowym, ster kierunku i klapka wyważająca steru wysokości sterowane linkowo.

Podwozie. Podwozie stałe z kółkiem tylnym. Golenie podwozia głównego z rurek stalowych (stal HGS 35) 22 × 1,25 mm, oplótnione, mocowane zawiasowo do kratownicy przedniej części kadłuba. Każda goleń wsparta zastrzałem z rurki stalowej, amortyzowanym sznurkiem gumowym (od PZL-101 Gawron) w kadłubie. Podwozie tylne samonastawne. Wymiary kół: główne 300 × 125 (szybowcowe), tylne 200 × 80 (od motoszybowca Ogar). Planuje się zmianę kół podwozia głównego na większe i zastosowanie owiewek na wszystkich kołach.

Zespół napędowy. Czterocylindrowy, rzędowy, chłodzony powietrzem silnik Walter Mikron III o pojemności skokowej 2440 cm³ i mocy startowej 47,8 kW przy 2800 obr./min oraz nominalnej 44,1 kW przy 2600 obr./min. Śmigło dwułopatowe, stałe, drewniane SRO-10 o średnicy 145 cm. Silnik zawieszony na ramie stanowiącej przednią część kratownicy kadłuba. Paliwo o liczbie oktanowej 72. Zużycie paliwa: 6 dm³/h przy prędkości ekonomicznej i 8,82 dm³/h przy prędkości przelotowej.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 30 dm³. Olejowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 8 dm³.

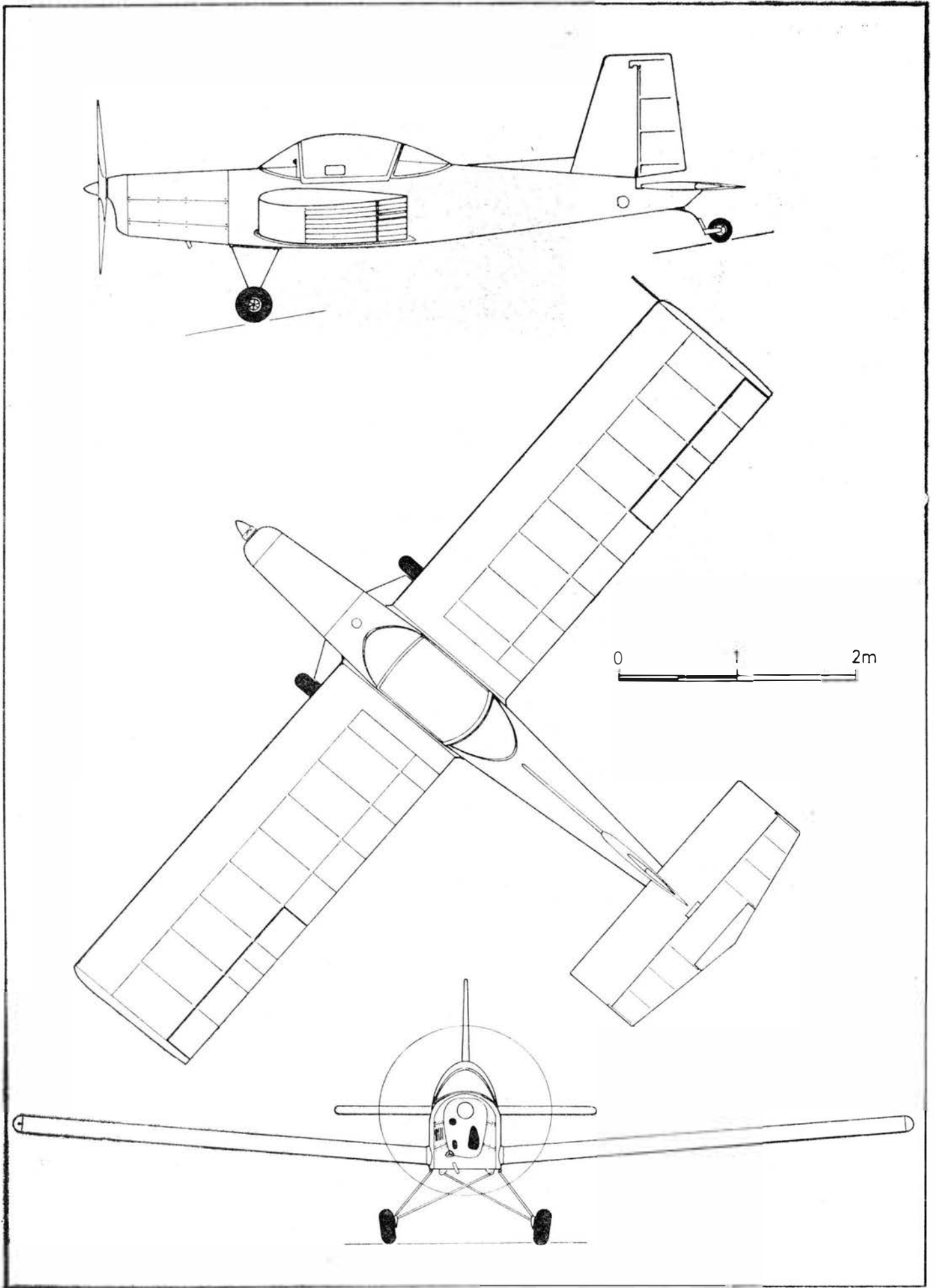
Wyposażenie. Prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, zakrętomierz z chylomierzem, busola — szybowcowe; wskaźniki: ciśnienia paliwa, ciśnienia oleju, temperatury oleju, temperatury głowic, obrotomierz.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstrukctorem samolotu jest amator, Roman Orliński z Malborka, który na III Zlocie Amatorów Konstruktorów Lotniczych w 1984 r. w Lesznie Wlkp. zaprezentował samolot J-2 Polonez napędzany silnikiem Walter Mikron III. Następnie, wraz z Janem Tronikiem, Stanisławem Bekierem i Henrykiem Jędrzejewskim, skonstruował ultralekki samolot sportowy TOBJ-4 z silnikiem samochodowym Trabant, zaprezentowany na V Zlocie Amatorów Konstruktorów Lotniczych w 1985 r. we Wrocławiu, gdzie został wyróżniony główną nagrodą. Prace nad samolotem RO-7 Orlik Experimental Roman Orliński rozpoczął wiosną 1984 r., stosując w nim silnik ze skasowanego w 1985 r. samolotu J-2 Polonez. Samolot RO-7 oblatał 22 lutego 1987 r., a po raz pierwszy zaprezentował go na VI Zlocie Amatorów Konstruktorów Lotniczych w dniach 19-21 czerwca 1987 r. Pomimo pewnych niedociągnięć (montaż ukończono przedwcześnie, w związku ze zbliżającym się terminem Zlotu), samolot zyskał bardzo przychylną opinię, m.in. zawodowego pilota oblatywacza. Konstruktor otrzymał jedną z dwóch równorzędnych, głównych nagród VI Zlotu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,60 m
Długość	5,50 m
Wysokość	1,95 m
Baza podwozia	4,00 m
Rozstaw podwozia	1,30 m
Cięciwa skrzydła	1,25 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,20 m
Cięciwa usterzenia poziomego u nasady	0,90 m
Cięciwa usterzenia poziomego przy końcówce	0,70 m
Wysokość usterzenia pionowego	1,07 m
Cięciwa usterzenia pionowego u nasady	1,00 m
Cięciwa usterzenia pionowego przy końcówce	0,57 m
Średnica śmigła	1,45 m
Powierzchnia piąta	8,75 m ²
Powierzchnia lotek	2 × 0,38 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,36 m ²
Powierzchnia steru wysokości	0,37 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,83 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,34 m ²

Powierzchnia klapki wyważającej steru wysokości	0,075 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,08
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,56
Masa startowa maks.	320 kg
Masa własna	220 kg
Obciążenie powierzchni	63,57 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,67 kg/kW
Prędkość maks.	150 km/h
Prędkość przelotowa	130 km/h
Prędkość ekonomiczna	90 km/h
Prędkość przeciągnięcia	71 km/h
Wznoszenie maks.	5 m/s
Zasięg (z rezerwą 20 min)	400 km
Długość lotu (z rezerwą 20 min)	4 h 40 min
Rozbieg	100 m
Start na 25 m	270 m
Ładowanie z 25 m	370 m
Dobieg	200 m





Motoszybowiec amatorski

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy zastrzałowy górnopłat o konstrukcji mieszanej, ze stałym podwoziem i pchającym napędem.

Plat. Obrys części środkowej prostokątny, końcówek — trapezowy. Profil Wortmann FX-72-MS-150A (w części środkowej) i FX-60-126 (na końcówkach). Wznios 2°, skos 1,5°, kąt zaklinowania 4°. Dźwigar drewniany, skrzynkowy, o ściankach ze sklejk o grubości 1 mm. Żebra, rozstawione co 150 mm, wykonane w części noskowej ze styropianu, zaś w części pozostałej mają postać płaskich kratownic z beleczek o przekroju 8 × 8 mm, klejonych z listewek 8 × 4 mm. Pokrycie kesonu (ok. 1/3 cięciwy) jest z laminatu szklanego o włóknach ułożonych pod kątem 45° i gramaturze 400 g/m², wzmocnionego od spodu warstwą styropianu o grubości 7 mm. Pozostała część skrzydła jest pokryta tkaniną poliestrową. Elementy drewniane są klejone epoksydowym klejem Epoxy 1200, pokrycie — Chemoprenem 140; laminowanie wykonano klejem Epoxy 1500. Skrzydła są mocowane na wsporniku z 6 rur duralowych o średnicy 30 × 1,5 mm i wsparte zastrzałami z rur duralowych o średnicy 42 × 1,5 mm oprofilowanych styropianem i laminowanych. Układ usztywniono linkami od dźwigarów (w miejscach mocowania zastrzałów) do kadłuba, pod usterzeniami. Lotki wyważone statycznie; wychylenia: +13° i -26°. Konstrukcja lotek drewniana, pokrycie tkaniną poliestrową.

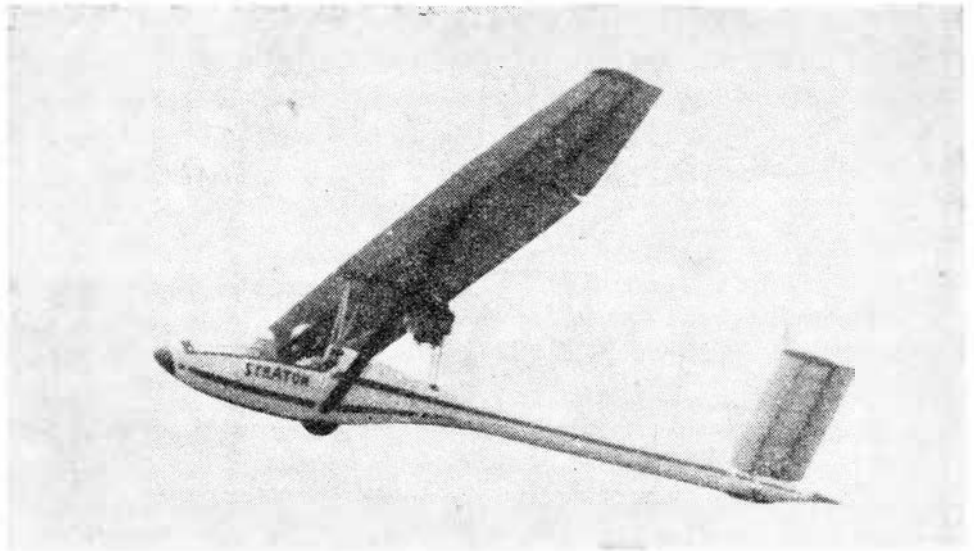
Kadłub. Część przednia (kabinowa) skorupowa, konstrukcji przekładkowej, z arkuszy sklejk o grubości 1 mm, oprofilowanych laminowanym styropianem. Gramatura laminatu 700 g/m². Pozostała część kadłuba stanowi rura o średnicy 300 mm, ze sklejk o grubości 1 mm. Co 250 mm — wręgi ze styropianu. Kabina ma stały wiatrochron klejony z podłużnych arkuszy pleksi o grubości 2 mm. Przygotowana jest także całkowita osłona jednoczęściowa, zdejmowana, o takiej samej konstrukcji. Pilot zajmuje pozycję półleżącą. Dźwiczek sterowy z prawej strony, pod kątem 45°.

Usterzenie. Usterzenie w układzie V (Rucilickiego). Obrys prostokątny. Profil Wortmann FX-71-L-150/30. Dźwigar skrzynkowy o ściankach ze sklejk o grubości 1 mm, 8 żebier wykonanych w części noskowej ze styropianu; w pozostałej mają postać płaskiej kratownicy drewnianej. Pokrycie części noskowej drewniane, pozostałej części — tkaniną poliestrową. Stery konstrukcji drewnianej kryte tkaniną poliestrową; wychylenia ±30°. Głębokość sterów 30%.

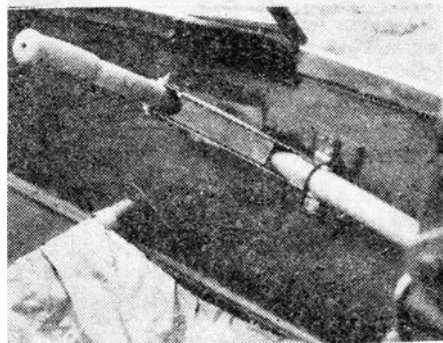
Sterowanie. Lotki sterowane za pomocą układu popychaczowego z rurek duralowych o średnicy 12 × 1 mm. Stery napędzane układem popychaczowo-linkowym, z układem mieszającym.

Podwozie. Podwozie stałe, jednokołowe, z kołem 16-4 o średnicy 400 mm. Pod usterzeniem płoza. Doraźnie montowany układ stabilizujący na ziemi, podczas startu bez pomocy drugiej osoby, w postaci dodatkowego koła na krótkiej półosi, transportowanego w kabynie.

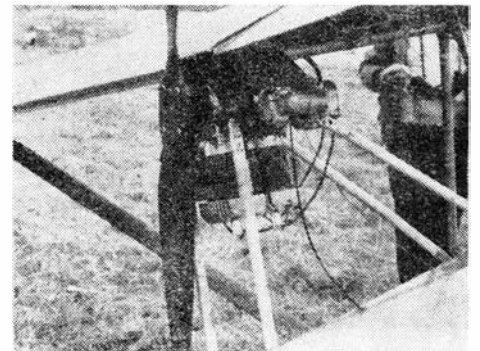
Zespół napędowy. Dwucylindrowy, rzędowy, dwusuwowy, chłodzony powietrzem silnik samochodowy Trabant 600 o mocy 19 kW. Śmigło pchające, dwułopatowe, laminatowe, o średnicy 1,3 m i stałym sko-



Fot. P. Górski



Prawa strona kabiny — dźwiczek sterowy. Fot. P. Górski



Zespół napędowy — silnik Trabant o mocy 19 kW ze śmigłem drewnianym, laminowanym. Fot. P. Górski

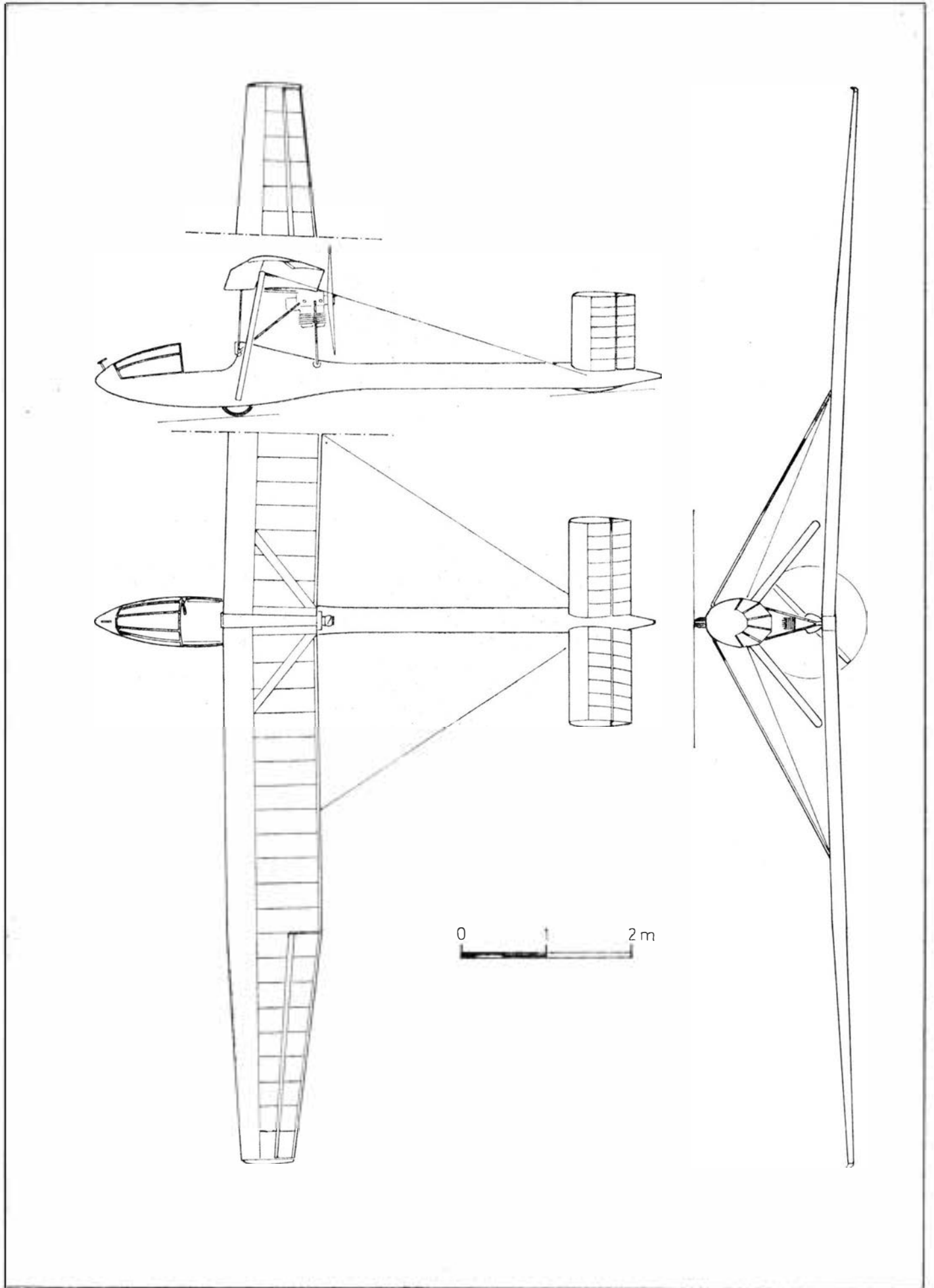
ku 0,58 m. Ciąg zespołu napędowego — ok. 80 daN. Silnik zawieszony na wsporniku, na którym mocowane są skrzydła. Instalacje. Paliwowa — cylindryczny zbiornik opadowy obok silnika, pojemność 6,5 dm³.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstruktor motoszybowca jest inż. Oldřich Olsansky z katedry mechaniki Wydziału Budowy Maszyn w Czeskiej Wyższej Szkole Technicznej w Pradze. Prace projektowe rozpoczął w marcu 1982 r., a budowa trwała od września 1982 r. do marca 1985 r. W trakcie budowy początkowa koncepcja uległa zmianom, gdyż konstruktor liczył na uzyskanie lżejszego silnika o mniejszej mocy. W wyniku zastosowania (ostatecznie) silnika Trabant, powiększeniu uległa powierzchnia skrzydeł. Budowa motoszybowca zajęła ok. 1000 h. Pierwszy lot na nim wykonano 2 maja 1985 r. W tym sa-

mym roku pil. Peter Kodytek wykonał na Stratonie przelot szybowcowy długości 50 km, po czym motoszybowiec przez rok był unieruchomiony. W czerwcu 1987 r. Oldřich Olsansky zaprezentował go na VI Zlocie Amatorów Konstruktorów Lotniczych we Wrocławiu, na którym uzyskał jedną z dwóch najwyższych, równorzędnych nagród. Na motoszybowcu można wykonywać loty termiczne; konstruktor ocenia jego właściwości w locie szybowcowym jako porównywalne z właściwościami metalowego szybowca szkolnego L-13 Blanik z dwuosobową załogą. Pewne rezerwy aerodynamiczne tkwią w obudowaniu silnika i zastosowaniu składanego śmigła do lotu z wyłączonym silnikiem. Polscy piloci, którzy lataли na Stratonie, ocenili go jako przyjemny w pilotażu i doskonale nadający się do latania rekreacyjnego.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	13,00 m	Prędkość maks. (w locie silnikowym)	90 km/h
Długość	6,70 m	Prędkość przelotowa (w locie silnikowym)	65 km/h
Wysokość	2,12 m	Prędkość przelotowa (w locie szybowcowym)	55 km/h
Średnica śmigła	1,30 m	Prędkość min.	45 km/h
Skok śmigła	0,58 m	Wznoszenie (w locie silnikowym)	3 m/s
Powierzchnia skrzydeł	12,80 m ²	Doskonałość (w locie szybowcowym)	14
Powierzchnia usterzenia	2,10 m ²	Opadanie min. (w locie szybowcowym)	1,1 m/s
Wydłużenie skrzydła	13,2	Rozbieg (przy pogodzie bezwietrznej)	30 m
Masa startowa maks.	215 kg	Współczynnik obciążenia konstrukcji	+4 do -2
Masa własna	125 kg	Długość trwania lotu	2 h
Obciążenie powierzchni	16,8 kg/m ²	Zużycie paliwa	3 dm ³ /h
Obciążenie mocy	11,32 kg/kW		P.G.
Ciąg statyczny zespołu napędowego	ok. 80 daN		



Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (IX)

1 — surowiec
 2 — tworzywo, materiał
 3 — związek (chemiczny)
 4 — metal
 5 — stop
 6 — s. lekki
 7 — s. aluminiowy
 8 — s. magnezowy
 9 — s. miedzi
 10 — s. łożyskowy
 11 — s. cynowy
 12 — blacha
 13 — b. żłobkowana, b. żeberkowana, b. ryflowana
 14 — b. falista
 15 — b. walcowana na zimno
 16 — żelazo
 17 — stal
 18 — s. do nawęglania
 19 — s. nierdzewna
 20 — s. stopowa
 21 — s. konstrukcyjna
 22 — s. sprężynowa
 23 — s. chromoniklowa, s. chromowo-niklowa
 24 — s. chromomolibdenowa, s. chromowo-molibdenowa
 25 — s. chromowa
 26 — s. narzędziowa
 27 — s. szybkołnąca
 28 — taśma stalowa
 29 — płaskownik stalowy
 30 — pręt stalowy
 31 — pręt stalowy sześciokąt-ny
 32 — dural, duraluminium
 33 — magnalium
 34 — hydronalium
 35 — elektron
 36 — tytan
 37 — nikiel
 38 — brąz
 39 — b. aluminiowy
 40 — mosiądz
 41 — niemetal
 42 — tkanina
 43 — drewno; tarcica
 44 — d. iglaste, d. z drzew iglastych; t. iglasta
 45 — sosna
 46 — świerk
 47 — brzoza
 48 — fornir
 49 — sklejką
 50 — lakier
 51 — klej
 52 — k. kazeinowy
 53 — k. syntetyczny
 54 — k. wodoodporny
 55 — tworzywo sztuczne
 56 — sztuczna żywica
 57 — polimer
 58 — polichlorek winylu
 59 — poliamid
 60 — teflon, polichloro-etylen

K.D.

1 — суровина
 2 — материал
 3 — съединение
 4 — метал
 5 — сплав
 6 — лека с.
 7 — алуминиев с.
 8 — магнезиен с.
 9 — меден с.
 10 — лагерна с.
 11 — калаен с.
 12 — ламарина, тенския, тенске, метален лист
 13 — набраздена л., рифелована л.
 14 — вълнообразна л., вълниста л., гофрирана л.
 15 — студеновалцован прокат
 16 — желязо
 17 — стомана
 18 — цементиращасе с., цементируема с.
 19 — неръждаема с.
 20 — легарана с.
 21 — конструктивна с.
 22 — пружинна с.
 23 — хром-никелова с.
 24 — хром-молибденова с.
 25 — хромова с.
 26 — инструментална с.
 27 — бързорежеща с., ралидна с.
 28 — лентова с., с. на лентя, чембер
 29 — стоманена пина, чембер
 30 — стоманен прът
 31 — с. п. с шестоъгълно сечение, шестостенна стомана
 32 — дуралуминий
 33 — магналий
 34 — хидроналий
 35 — електрон
 36 — титан
 37 — никел
 38 — бронз
 39 — алуминиев б.
 40 — месинг
 41 — неметал
 42 — тъкан
 43 — дървен материал, дървесина
 44 — иглолистна д.
 45 — бор
 46 — сла
 47 — бреза
 48 — фурнир
 49 — ф.; шперплат
 50 — лак
 51 — лепило; клей; туткал
 52 — казеиново л.
 53 — синтетично л.
 54 — водоустойчиво л.
 55 — пластмаса
 56 — синтетична смола
 57 — полимер
 58 — поливинилхлорид
 59 — полиамид
 60 — тefлон

1 — surovina
 2 — materiál, hmota, látka
 3 — sloučenina
 4 — kov
 5 — slitina
 6 — lehká s.
 7 — hliníková s.
 8 — hořčíková s.
 9 — s. mědi
 10 — kompozice, ložiskový kov
 11 — cínová slitina
 12 — plech
 13 — žebrovaný p.
 14 — vlnitý p.
 15 — p. válcovaný za studena
 16 — železo
 17 — ocel
 18 — o. k nauhličování
 19 — nerezavějící o.
 20 — legovaná o.
 21 — konstrukční o.
 22 — pružinová o.
 23 — chromoniklová o.
 24 — chromomolybdenová o.
 25 — chromová o.
 26 — nástrojová o.
 27 — rychlořezá o.
 28 — pásková o.
 29 — plochá o., ploché železo
 30 — tyčová o., ocelová tyč
 31 — šestihránná o. t.
 32 — dural
 33 — magnalium
 34 — hydronalium
 35 — elektron
 36 — titan
 37 — nikl
 38 — bronz
 39 — hliníkový b.
 40 — mosaz
 41 — nekov
 42 — tkanina
 43 — dřevo; dříví; fezivo
 44 — jehličnaté dřevo; j. f.
 45 — sosnové d.; borovice
 46 — smrk
 47 — břiza
 48 — dýha
 49 — (dýhovaná) překližka
 50 — lak, nátěr
 51 — klič, lepidlo
 52 — kaseinové l.
 53 — syntetické l.
 54 — (l. odolné proti vodě)
 55 — syntetická hmota, uměla h., plastická h.
 56 — s. pryskyřice
 57 — polymer
 58 — polyvinylchlorid
 59 — polyamid
 60 — polytetrafluoroetylen, teflon

1 — sirovina
 2 — materija, materijal
 3 — smesa
 4 — metal
 5 — slitina, legura; smesa
 6 — laka s., laka legura
 7 — aluminijumna s., a. l.
 8 — magnezijumna l.
 9 — bakarna s., b. l.
 10 — protivtarna s., lczisna le-
 gura
 11 — kolajna l.
 12 — lim, pleh
 13 — brazdavi l.
 14 — talasast(i) l., valoviti l., va-
 lovnjak
 15 — hladno valjan(i) l.
 16 — gvožde
 17 — čelik
 18 — č. za cementovanje
 19 — neoksidljiv č.
 20 — legirani č., legirano gvožde
 21 — konstrukcijski č.
 22 — opružni č., č. za opruge
 23 — hromonikleni č.
 24 — hromomolibdenski č.
 25 — hromni č.
 26 — alatni č.
 27 — brzorezni č.
 28 — trakasti č., trakasto gvožde
 29 — šipčano g.
 30 — šipčano g.
 31 — šestougaono g.
 32 — duralumin
 33 — magnalijum
 34 — hidronalijum
 35 — elektron
 36 — titan
 37 — nikal, nikel, nikl
 38 — bronz
 39 — aluminijumna b.
 40 — mesing
 41 — nemetal
 42 — tkanina, tkivo
 43 — drvo
 44 — četinarsko d.
 45 — belobor
 46 — smrča
 47 — breza
 48 — furnir, šperploča
 49 — šperploča
 50 — lak
 51 — lepak, lepilo
 52 — kazeinov lepak
 53 — sintetički lepak
 54 — vododržljiv l.
 55 — sintetički materijal
 56 — sintetička smola
 57 — polimer
 58 — polivinilhlorid
 59 — poliamid
 60 — teflon



Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (II)

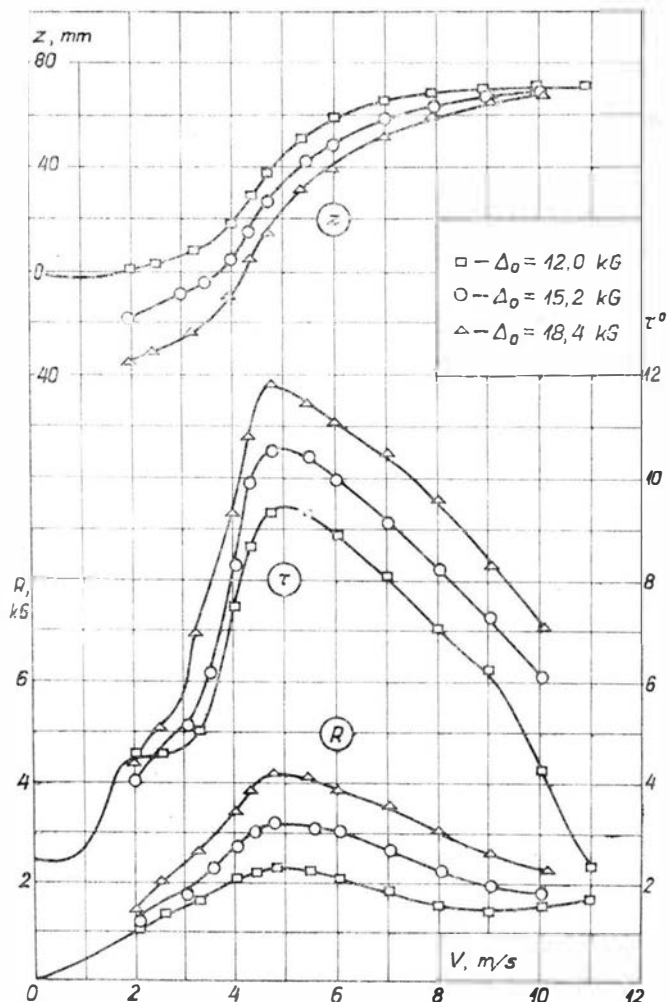
Oznaczenia i jednostki (wg [2])

- $C_A = \frac{\Delta}{wb^3}$ — współczynnik obciążenia na wodzie,
- $C_V = \frac{V}{\sqrt{g b}}$ — współczynnik prędkości (= liczba Froude'a),
- $C_R = \frac{R}{wb^3}$ — współczynnik oporu hydrodynamicznego,
- $C_M = \frac{M}{wb^4}$ — współczynnik momentu przegłębienia,

Δ — obciążenie na wodzie (w funtach),
 Δ_0 — wyporność (w funtach),
 w — ciężar właściwy wody (62,3 lb/ft³ dla wody słodkiej),
 b — maksymalna szerokość pływaka (lub kadłuba łodziowego) mierzona na obłe (w stopach),
 d — zanurzenie (w stopach),
 g — przyspieszenie ziemskie (32,2 ft/s²),
 R — opór hydrodynamiczny (w funtach),
 ρ_w — gęstość wody (lb · s²/ft⁴),
 M — moment przegłębienia (lb · ft),
 τ — kąt przegłębienia (mierzony między styczną do stępki przedniej części na redanie i powierzchnią swobodną wody); dodatnie — przegłębienie na ruń.

Momenty są liczone względem środka ciężkości samolotu, którego współrzędne względem pływaka podano w cz. I (TLiA nr 11—12'87). Momentem dodatnim jest moment wywołujący przegłębienie dodatnie (zadzieranie dzioba).

Jeżeli konsekwentnie wprowadzić jakikolwiek inny układ jednostek, współczynniki C_A , C_V , C_R i C_M pozostają bezwymiarowe. Ze względów praktycznych jest celowe posługiwanie się niezgodnym z SI układem jednostek: kG, m, s, ponieważ ciężar właściwy wody słodkiej wynosi 1000 kG/m³; dlatego wypór hydrostatyczny 1 m³ bryły zanurzonej wynosi 1000 kG (wyporność ciężarowa w tonach jest liczbowo równa wyporności objętościowej w m³).

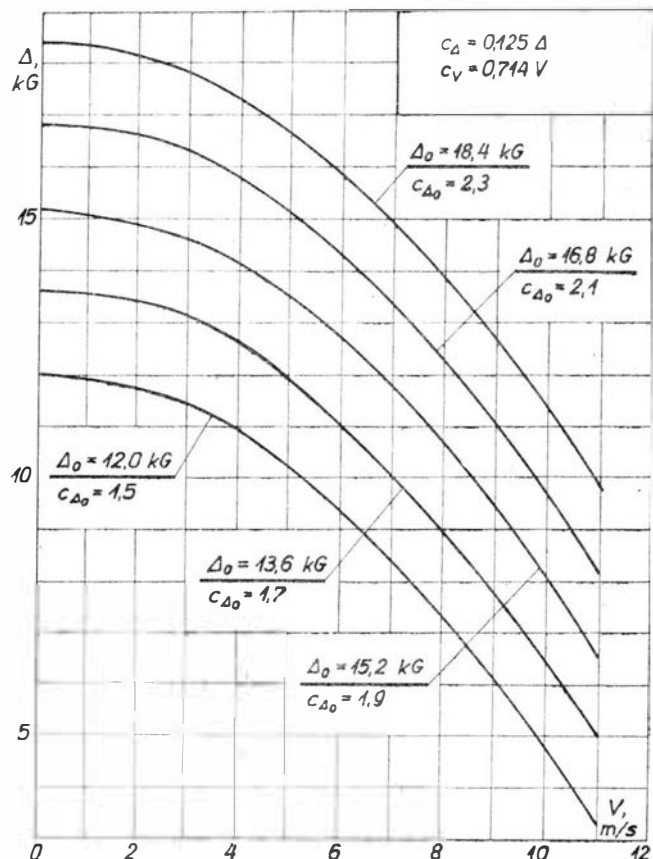


Rys. 2

Uwagi uzupełniające

Badania modelowe w basenach holowniczych przeprowadza się różnymi sposobami, czego odbiciem jest też różnorodność wykresów stanowiących wyniki pomiarów. Przede wszystkim próba może odbywać się przy ustalonych kątach przegłębienia τ , z pomiarem zarówno sił oporu, jak i momentów przegłębienia, bądź też ze swobodą zmiany kąta przegłębienia (metodą free-to-trim), tj. przy $M = 0$, z pomiarem wynikowego przegłębienia.

Innym zagadnieniem jest zmienność obciążenia na wodzie. Można narzucać stałe wartości obciążenia Δ (lub odpowiednie współczynniki C_A) i zmieniać pozostałe parametry, albo też uzależnić obciążenie od prędkości względem wody. W tym drugim przypadku odtwarza się, oczywiście z pewnym przybliżeniem, naturalną sytuację na samolocie, gdzie w miarę wzrostu prędkości rośnie siła nośna na płacie i maleje obciążenie przypadające na każdy pływak. Rys. 1 przedstawia taką zmienność dla kilku statycznych współczynników obciążenia na wodzie C_{Δ_0} . Jest tu potrzebny pewien komentarz. Dla samolotu dwupływakowego obciążenie statyczne Δ_0 , czyli wyporność jednego pływaka, jest równe połowie ciężaru całkowitego. Zamieszczone charakterystyki odnoszą się do modelu pływaka, którego dane geometryczne podano w cz. I, tj. Modelu 10 wg [1]. Jego szerokość wynosi 0,2 m, zaś całkowita wyporność $V_0 = 28,2 \text{ dm}^3$ (tzn. przy całkowitym zanurzeniu $\Delta_0 = 28,2 \text{ kG}$, czyli 276,6 N). Ponieważ minimalny wymagany zapas pływalności wynosi 80%, wyporność całkowita pływaka:



Rys. 1

$$A_{0 \max} = \frac{1,8 Q}{2} = 0,9 Q$$

Przy postoju faktyczna wyporność jednego pływaka będzie:

$$A_0 = \frac{Q}{2}$$

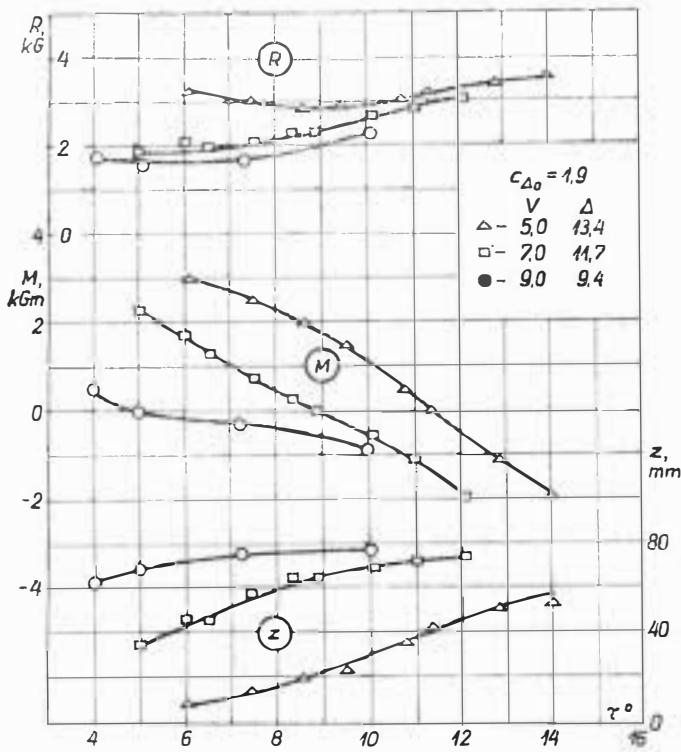
Jeżeli $A_{0 \max} = 28,2 \text{ kG}$, to $Q = 28,2 : 0,9 = 31,33 \text{ kG}$, stąd $A_0 = 31,33 : 2 = 15,67 \text{ kG}$.

Wtedy współczynnik obciążenia wyniesie:

$$C_{A_0} = \frac{A_0}{\gamma b^3} = \frac{15,67}{1000 \cdot 0,2^3} = 1,96$$

Jeżeli przyjąć zapas pływerności 100% (co jest często zalecane), wtedy $A_0 = 28,2 : 2 = 14,1 \text{ kG}$ i $C_{A_0} = 1,76$.

Zakres wartości współczynników C_{A_0} , przy których badano model pływaka, wykracza znacznie poza te dwie wartości i zmienia się od 1,5 do 2,3, gdyż ważna jest również znajomość właściwości pływaków przy starcie samolotu przeciążonego, a także przy niepełnym załadunku.



Rys. 3

Wyniki pomiarów

Rys. 2 przedstawia, w funkcji prędkości, przebieg oporu hydrodynamicznego, kąta przegłębienia i pionowego przemieszczenia środka ciężkości przy trzech wartościach C_{A_0} . Jest to typowa charakterystyka ze swobodą przegłębienia. Z wykresu można odczytać również postojowy kąt przegłębienia (τ ok. $2,2^\circ$), co jest ważne przy doborze ustawienia pływaków względem osi samolotu. Brak jest natomiast informacji o statycznym zanurzeniu. Jeśli brak lepszej informacji (nie wdając się w żmudne obliczenia hydrostatyczne), dla wstępnej oceny można przyjąć wg [3] zależność:

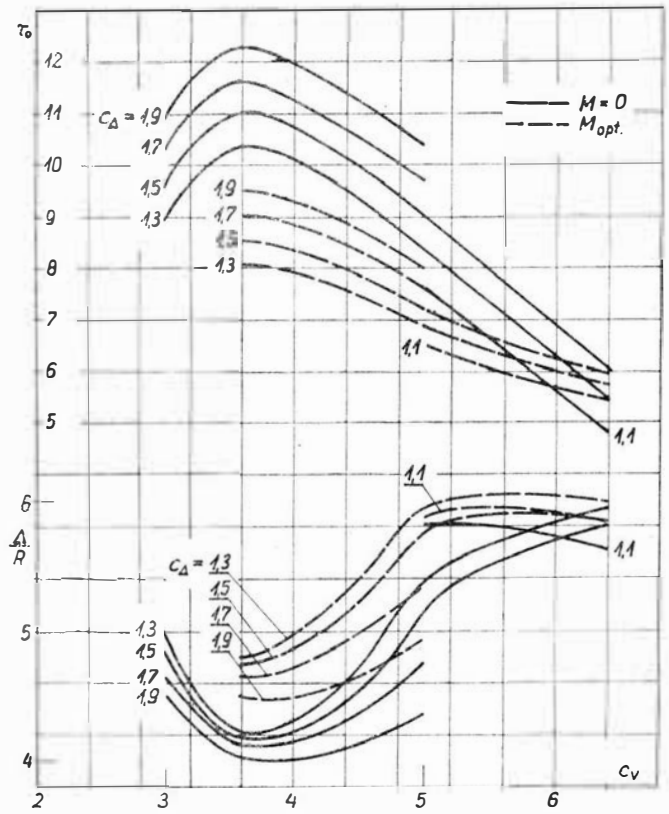
$$d = \frac{m_0}{\rho_{w0} \cdot \delta \cdot L_w \cdot b} = \frac{V_0}{\delta \cdot L_w \cdot b} = \frac{A_0}{\delta \cdot L_w \cdot b} = \frac{A_0}{1000 \cdot \delta \cdot L_w \cdot b}$$

gdzie:

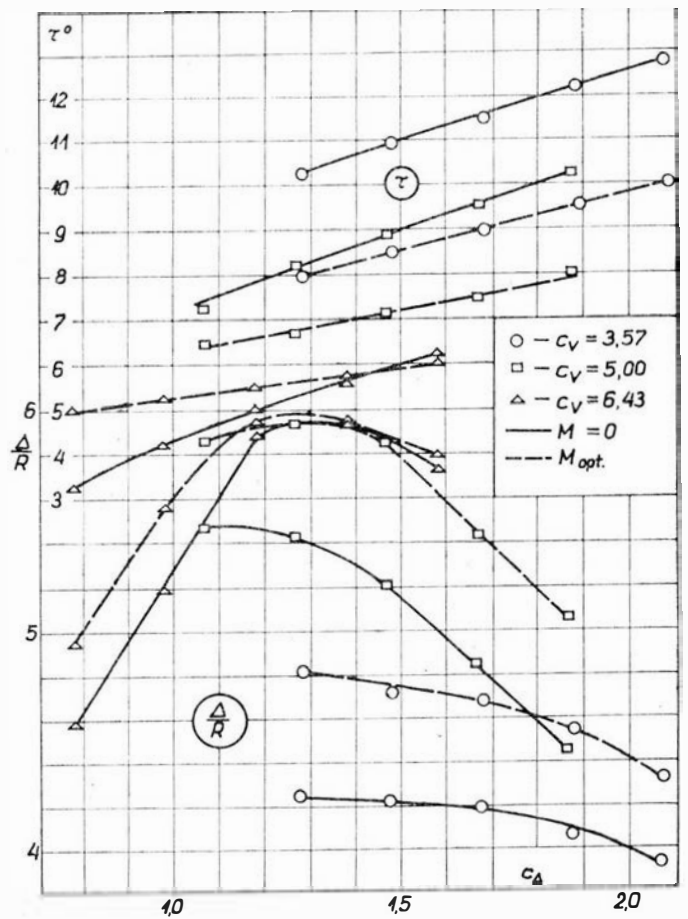
m_0 — połowa masy całkowitej samolotu,
 δ — współczynnik pełnotliwości podwozia, zmieniający się od 0,43 do 0,5 (większe wartości dla mniejszych kątów podobienia),
 L_w — długość wodnicy pływania (82÷96% długości pływaka).

Jeżeli przyjąć wartość średnią dla L_w i wartość maksymalną dla δ (ze względu na nieduże podobienie), dla $A_0 = 14,1$ otrzymamy $d = 0,096 \text{ m}$. Stanowi to ok. 0,55 wysokości pływaka w płaszczyźnie redanu.

Na rys. 3 dla wybranego statycznego współczynnika obciążenia $C_{A_0} = 1,9$ i kilku prędkości pokazano przebieg oporu hydrodynamicznego, momentu przegłębienia i przemieszczenia środka ciężkości w zależności od kąta przegłębienia.



Rys. 4



Rys. 5

głębienia. Obciążenie zmieniano w funkcji prędkości wg rys. 1. Zakres prędkości dotyczy wchodzenia w ślizg i stanu ślizgu. Jak widać, w tym zakresie przebieg oporu ze zmianą kąta przegłębienia jest dość płaski, natomiast moment zmienia się znacznie i przechodzi przez wartość zerową. Widać również, że pływak jest stateczny wzdłużnie: przy wzroście kąta przegłębienia maleje moment zadzierający.

Wykres na rys. 4 przedstawia przebiegi kąta przegłębienia i momentu przegłębienia.

Międzynarodowa współpraca naukowo-produkcyjna w przemyśle lotniczym państw EWG

Mgr inż. EUGENIUSZ SOBECKI

Przemysł lotniczo-kosmiczny państw Europy Zachodniej należących do EWG (Europejska Wspólnota Gospodarcza) jest liczącym się potencjałem w przemyśle zbrojeniowym NATO. Przemysł ten, zatrudniający ok. 400 tys. pracowników (W. Brytania ok. 160 tys., Francja ok. 115 tys., RFN ok. 75 tys., Włochy ok. 45 tys., Benelux ok. 20 tys.), może opracować, skonstruować i wyprodukować statki latające na najwyższym poziomie światowym, o wysokich osiągnięciach i dobrych właściwościach lotnych i eksploatacyjnych.

Przemysł ten ciągle rozwija się i zamówień na razie nie brakuje, mimo okresowo występujących zakłóceń i trudności, jak to miało miejsce z firmą Rolls-Royce, a pod koniec 1985 r. z firmą Westland — ujawniły się poważne rozbieżności i braki w rozwoju przemysłu lotniczego W. Brytanii. Oczywiście jest, że rozwój tego przemysłu jest ściśle związany ze stałym corocznym wzrostem nakładów finansowych na cele zbrojeniowe w całym NATO, w tym krajów Europy Zachodniej.

W ostatnich latach przemysł ten stał się potężnym konkurentem dla przemysłu lotniczego Stanów Zjednoczonych (zatrudnienie ok. 1 mln). W związku z tym notuje się coraz większe powiązania firm USA z firmami Europy Zachodniej, w tym również różnego rodzaju naciski, jak to ma miejsce z firmą Westland. Pod koniec 1985 r. minister obrony Stanów Zjednoczonych Caspar Weinberger zaofiarował chęć współpracy firm przemysłu lotniczego USA przy produkcji nowego samolotu myśliwskiego na lata 90. Rafale firmy Marcell Dassault, zwłaszcza przy opracowaniu i produkcji silnika M-88 firmy SNECMA do tego samolotu (podobnego do silnika F-404 General Electric). Wyraził również chęć współpracy z programem europejskiego samolotu myśliwskiego EFA (European Fighter Aircraft) budowanego przez W. Brytanię, RFN, Włochy i Hiszpanię.

Międzynarodowa współpraca naukowo-produkcyjna w przemyśle lotniczo-kosmicznym stała się jednym z głównych warunków rozwoju tej gałęzi przemysłu w Europie Zachodniej. Szybki rozwój naukowo-techniczny zmusił państwa i firmy do kompleksowego podejścia w intensyfikacji środków przy rozwiązywaniu coraz bardziej złożonych zadań naukowych i produkcyjnych oraz ich racjonalnym wykorzystaniu.

Również coraz większy wpływ na rozwój międzynarodowej współpracy wywiera unikanie konkurencji, co jest dla wielu firm środkiem przetrwania i przetrwania oraz zapewnienia sobie rynków zbytu w świecie. Ma to duże znaczenie w Europie Zachodniej, gdzie z reguły rynek wewnętrzny jest bardzo szczupły, zwłaszcza na tak złożone wyroby jakimi są statki latające. Przykładem może tu być bardzo dobry samolot myśliwski Viggen szwedzkiej firmy SAAB. Poza niewielkim zbytem na rynku wewnętrznym dla Sił Powietrznych Szwecji do tej pory nie znalazł importera za granicą, nie ze względu na jakość samolotu, ale nie niedopuszczenie do zbytu przez konkurencję.

Konieczność koncentracji potencjału naukowo-badawczego (wynikająca z dużej złożoności technicznej sprzętu lotniczego), jak również uniknięcia dublowania zwłaszcza prac badawczo-rozwojowych (co wiąże się ściśle z wykorzysta-

niem kadr naukowo-badawczych, laboratoriów, aparatury itp.) spowodowała, że najsilniejsza międzynarodowa współpraca i kooperacja nastąpiła w najbardziej „naukochłonnym” przemyśle lotniczo-kosmicznym. Wynika to również stąd, że pomyślna realizacja dużych i skomplikowanych programów produkcyjnych, jakimi są statki latające i pojazdy kosmiczne, własnymi siłami i środkami państwa bądź poszczególnych firm, ma coraz mniejsze szanse. Obserwuje się również wpływ i poparcie poszczególnych rządów dla programów realizowanych w skali międzynarodowej, a zwłaszcza związanych z zamówieniami wojskowymi. O współpracy między firmami bądź utworzeniu nowych firm do realizacji dużych programów decydują rządy (tak było z utworzeniem firm Sepecat do realizacji samolotu Jaguar, firmy Panavia do realizacji Tornado, Airbus Industrie do realizacji Airbusów, Turbounion — silniki, Euromissile — pociski raketowe, Eurocopter — śmigłowce itp.).

Zachodnioeuropejski przemysł lotniczo-kosmiczny charakteryzuje się stosunkowo szerokimi powiązaniem międzynarodowymi, obserwuje się rozciągnięcie tej współpracy na różne dziedziny i branże. Wynika to m.in. z tego, że koszty poszczególnych udziałowców są mniejsze w kooperacji aniżeli koszty programów całkowicie narodowych (rys. 1), mimo że koszty całkowite są większe (rys. 2) i okresy realizacji dłuższe (rys. 3).

Wszystkie główne przedsięwzięcia w przemyśle lotniczo-kosmicznym w ostatnich 20 latach (dotyczące samolotów i śmigłowców zarówno wojskowych, jak i cywilnych, a także pojazdów kosmicznych i satelitów) były realizowane we współpracy międzynarodowej. W lotnictwie wojskowym była to produkcja samolotów: myśliwsko-szturmowego Jaguar (Francja, W. Brytania), myśliwsko-wielozadaniowego Tornado (RFN, W. Brytania, Włochy), szkolno-treningowego i szturmowego Alpha Jet (Francja, RFN, Belgia), myśliwskiego F-16 (USA, Belgia, Holandia, Dania, Norwegia), pasażerskiego naddźwiękowego Concorde (W. Brytania, Francja), pasażerskiego Airbus 300/310 (W. Brytania, Francja, RFN, Hiszpania), transportowego wojskowego Transall C-160 (RFN, W. Brytania, Francja, Belgia), patrolowego Atlantic (RFN, Francja, Belgia, Włochy, Holandia) oraz śmigłowców Lynx, Puma, Gazelle (Francja, W. Brytania).

Mówiąc o programach produkcyjnych statków latających należy wspomnieć o istniejącym w Europie Zachodniej dobrze rozwiniętym przemyśle silników lotniczych, które stanowią cztery czołowe firmy: brytyjska Rolls-Royce, francuska SNECMA, zachodniemiecka MTU (Motoren und Turbinen Union) oraz włoski Fiat. Silniki lotnicze tych firm, w większości realizowane we współpracy, zastosowano na prawie wszystkich samolotach i śmigłowcach wyprodukowanych w tych krajach.

Również na uwagę zasługuje przemysł śmigłowiec, który jest reprezentowany przez cztery duże firmy: francuską Aerospatiale zatrudniającą ok. 8000 pracowników, brytyjską Westland zatrudniającą ok. 6000 pracowników, włoską Agusta — 4000 pracowników oraz zachodniemie-

cd. ze s. 17

nia oraz doskonałości hydrodynamicznej Δ/R w zależności od współczynnika prędkości C_v przy założeniu różnych, stałych, tj. niezależnych od prędkości wartościach współczynnika obciążenia C_d . Jedną rodziną krzywych dotyczy sytuacji ze swobodą przegłębienia ($M = 0$). Dla drugiej rodziny, aby uzyskać minimum oporu, dobierano optymalny kąt przegłębienia dla każdej prędkości.

Wykres na rys. 5 stanowi wyciąg z rys. 4, czyli trzy jego przekroje dla trzech stałych wartości C_v , odpowiadających prędkościom, dla których wykonano rys. 3, jeżeli wziąć pod uwagę, że dla $b = 0,2$ m, $C_v = 0,714$ V. Widać tu znaczną różnicę między kątem przegłębienia optymalnym i swobodnym dla $C_v = 3,57$, tj. w okolicy garbu oporów i wchodzenia w ślizg, natomiast niewielką różnicę dla $C_v = 6,43$, czyli stanu ustalonego ślizgu z dużą prędkością.

Należy podkreślić, że przy małych prędkościach ruchu, zwłaszcza przed wejściem w ślizg, praktycznie trudno jest oddziaływać na kąt przegłębienia w celu zyskania na oporach hydrodynamicznych. Skuteczność sterów aerodynamicznych jest początkowo słaba, warto ją wykorzystać do przyspieszenia wynurzenia i wejścia w ślizg (pokonując też momenty pochylające od startowego ciągu silnika). Znajduje to odbicie na wykresie rys. 4, na którym linie odpowiadające optymalnym momentom zaczynają się od współczynników prędkości $C_v = 3,6$, tj. od garbu oporów. Opracował K.D.

LITERATURA

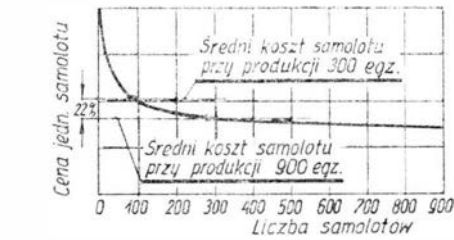
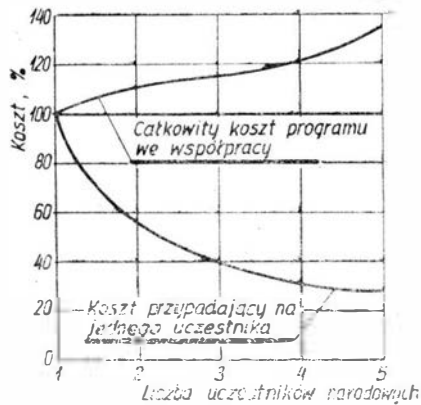
1. Sprawozdanie biuro konstruktorów. Cz. II, Gidromechanika gidrosamollota. Moskwa, 1938 r.
2. NACA Technical Note 2503. Waszyngton, 1951 r.
3. A. A. BADIAGIN, F. A. MUCHAMIEDOW: Projektowanie liogkich samollotow. Moskwa, 1978 r.

miecką MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm) zatrudniająca ok. 3000 pracowników. Przemysł ten jest konkurencyjny dla przemysłu śmigłowego Stanów Zjednoczonych zatrudniającego ok. 31 tys. pracowników.

Zwłaszcza w ostatnich latach w Europie Zachodniej obserwuje się rozwój przemysłu kosmicznego. Do koordy-

pozytywnie oceniają dotychczasową współpracę międzynarodową.

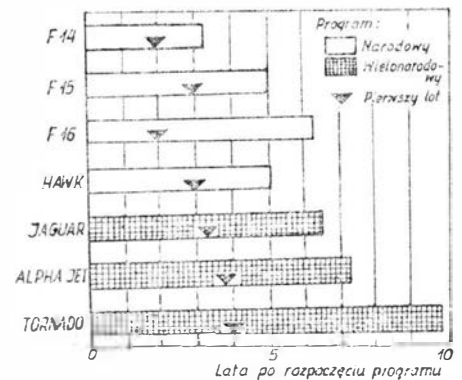
Dotychczas realizowane programy we współpracy międzynarodowej przebiegały zgodnie z harmonogramami i planami, a czasem — jak w przypadku samolotu Alpha Jet — oblotu prototypów dokonano kilka miesięcy wcześniej.



Rys. 2. Koszty jednostkowe w zależności od liczby produkowanych samolotów

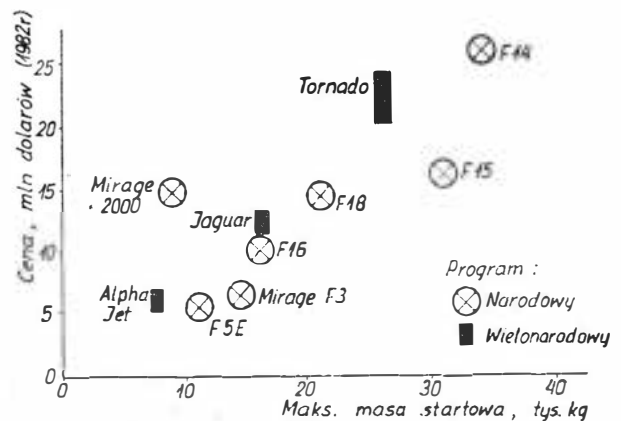
Rys. 1. Koszty programów rozwojowych we współpracy międzynarodowej

Rys. 3. Czas realizacji niektórych programów samolotów bojowych

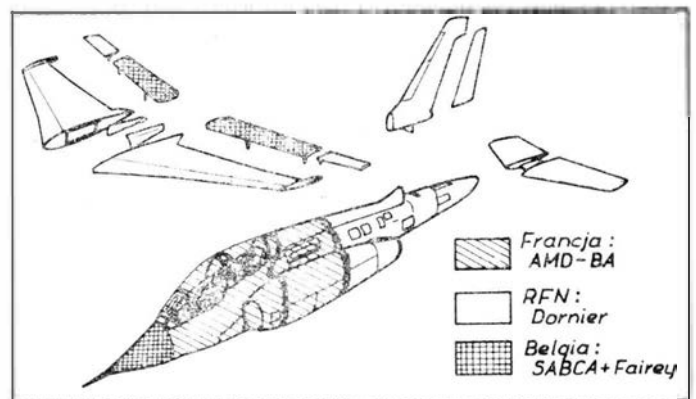


TABLICA. Kooperacja w przemyśle lotniczym krajów Europy Zachodniej (ważniejsze programy)

Nazwa programu	W. Brytania	Belgia	Francja	RFN	Włochy	Holandia	Hiszpania	USA
SAMOLOTY								
Airbus 300/310, 320, 330	x		x	x		x		
Atlantic ATL-2	x	x	x	x	x	x		
Transall C-160	x	x	x	x				
F-28 Fellowship				x		x		
Jaguar	x		x					
Tornado	x			x	x			
Harrier AV-8B								x
Alpha Jet		x	x	x				
F-16		x				x		x
EFA (European Fighter Aircraft)	x			x	x		x	
ŚMIGŁOWCE								
Gazelle	x		x					
Lynx	x							
Puma	x		x					
UH-129	x				x			
EH-101	x							
AS-332	x		x	x	x	x		
SILNIKI								
Adour			x					
RB-199				x				
Tyne	x		x	x				
Viper					x			
CF-6-50				x	x			
V-2500	x			x	x			



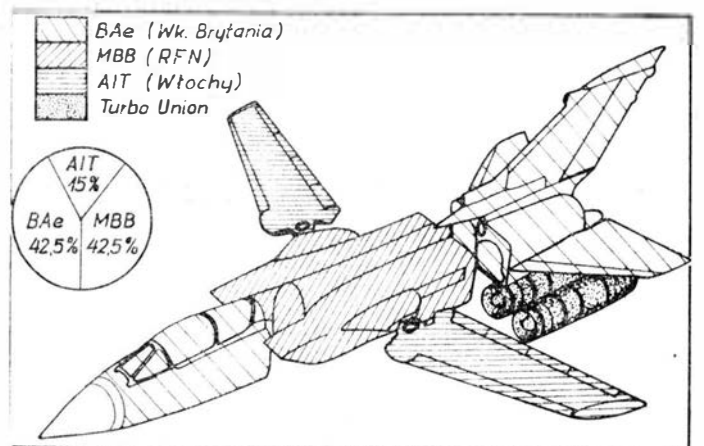
Rys. 4. Koszty jednostkowe samolotów (w dol. z 1983 r.)



Rys. 5. Podział produkcji samolotu Alpha Jet

nacji działań nie tylko produkcyjnych, ale również badawczych utworzono w 1975 r. Europejską Agencję Kosmiczną ESA (European Space Agency) skupiającą prawie wszystkie kraje EWG; z których największy udział mają: Francja — 20,4%, RFN — 17,9%, W. Brytania — 12,2%, Włochy — 9,3%. Główne programy naukowo-produkcyjne to przede wszystkim rakieta nośna wynosząca satelity Ariane (w realizacji której główny udział ma Francja), zespoły i elementy programu Spacelab (w którym główny udział ma RFN), satelity telekomunikacyjne Intelsat I—V, L-SAT, Tele-x Arabsat, meteorologiczne Meteosat, sonda kosmiczna Giotto i inne, a także badania nad przyszłymi raketami nośnymi i orbitalnymi platformami zarówno autonomicznymi, jak i załogowymi, w tym przyszłego wahadłowca kosmicznego Hermes zbliżonego do Space Shuttle czy samolotu transatmosferycznego Hotol.

W celu podumowania działalności kooperacyjnej i współpracy naukowo-produkcyjnej w przemyśle lotniczo-kosmicznym w Europie Zachodniej, okresowo odbywają się specjalne kolokwia. Na tych spotkaniach uczestnicy na ogół

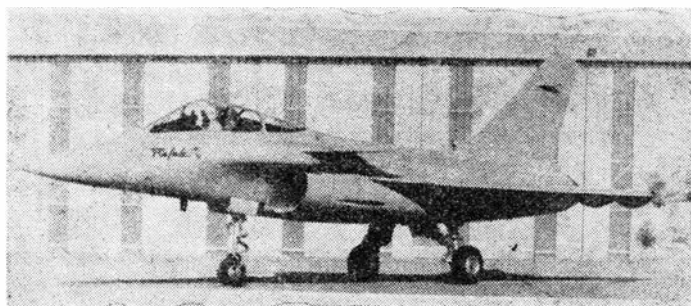


Rys. 6. Podział produkcji samolotu Tornado



Rys. 7. Model śmigłowca na lata 90. EH-101

Pierwsze dostawy z produkcji seryjnej zrealizowano osiem miesięcy wcześniej niż planowano. Również wymagane parametry, osiągi i właściwości lotne, jak i jakość zrealizowanych programów były zadowalające. Dotyczy to również samolotu Tornado, którego parametry w wielu przypadkach okazały się lepsze niż zakładano. Charakterystyczne jest on zdolnością do działań w każdych warunkach atmosferycznych dzięki zastosowaniu nowoczesnych systemów nawigacyjnych i kierowania ogniem. Jeden z dyrektorów firmy Panavia Aircraft GmbH w 1982 r. podał dane dotyczące podziału kosztów samolotu Tornado. Nakłady finansowe na cały cykl powstania i użytkowania samolotu Tornado (nakłady na rozwój, produkcję i eksploatację) dzielą się w stosunku 1:3:7, przyjmując cały ten okres na 30÷40 lat. Firma twierdzi, że cena 1 kg masy własnej samolotu Tornado wynosi 2900 DM i jest konkurencyjna w stosunku do takich samolotów, jak Mirage 2000 (5100 DM za 1 kg) czy samolotu F-16 (4400 DM za 1 kg).



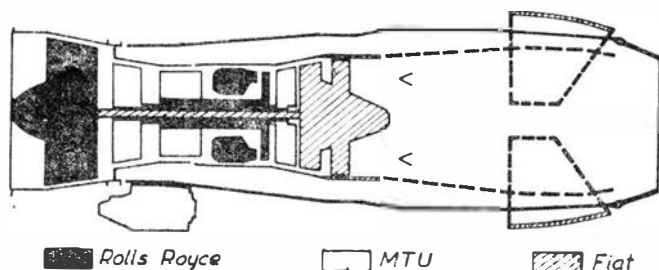
Rys. 8. Prototyp samolotu myśliwskiego na lata 90. Rafale firmy Marcel Dassault

Również za bardzo udane konstrukcje uważa się samoloty Airbus, Atlantic i Transall oraz śmigłowce Lynx, Puma i Gazelle, których ponad 2000 egz. sprzedano na rynkach światowych.

Jak wynika z dokonanych analiz, warunkiem sukcesu w międzynarodowej współpracy jest terminowość wykonania nałożonych czy przyjętych zobowiązań. Nietrzymanie terminów (ze względu na konsekwencje) jest nie do przyjęcia, gdyż prowadzi do rozregulowania całych procesów badawczych i produkcyjnych.

Następny wymóg to odpowiedni poziom techniczny i technologiczny firmy, co jest warunkiem spełnienia dokładnie wszystkich nałożonych wymagań technicznych. Zmusza to firmy do realizowania na wysokim światowym poziomie prac naukowo-badawczych i konstrukcyjnych o dużej innowacyjności oraz stałego śledzenia postępu nauki i techniki w świecie.

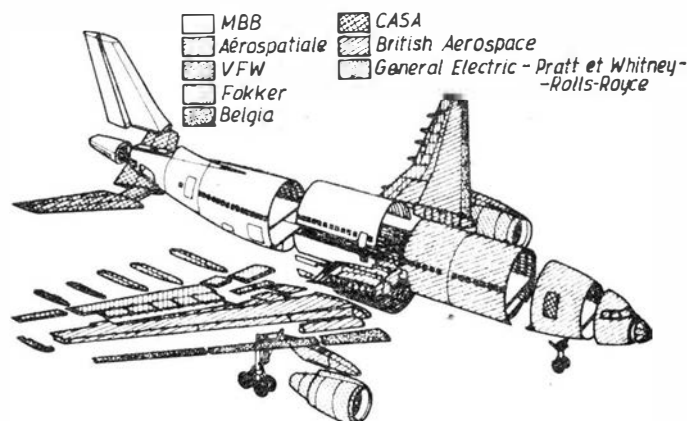
Pozytywne doświadczenia i rezultaty w dziedzinie międzynarodowej współpracy naukowo-produkcyjnej w przemyśle lotniczo-kosmicznym państw EWG zachęcają te państwa do dalszego rozszerzania współpracy i tak na



Rys. 9. Podział produkcyjny silnika RB-199

lata 1986÷1990 przewiduje się uruchomienie dużego programu samolotu myśliwskiego EFA (European Fighter Aircraft) na lata 90. realizowanego we współpracy W. Brytanii, RFN, Włoch i Hiszpanii (Francja samodzielnie będzie produkować samolot na lata 90. Rafale, który oblatano 4 lipca 1986 r.).

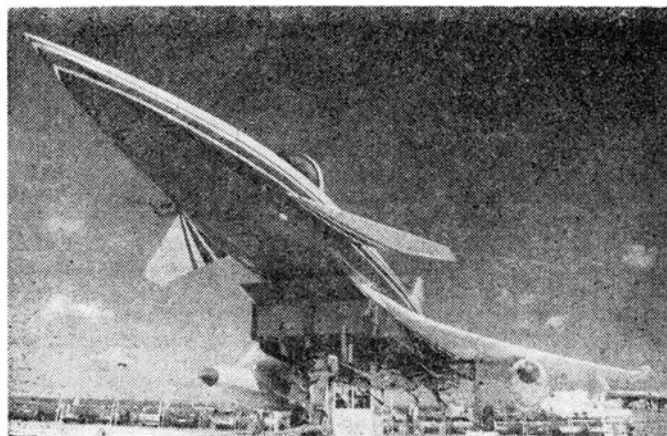
Dalsze modyfikacje samolotu Airbus, oznaczone A.330 i A.340, o większym zasięgu i większej liczbie pasażerów, są planowane do eksploatacji w latach 1991÷1992. Śmigłowiec PAH-2 (Pancer Abwher Hubschrauber), realizowany we współpracy RFN-Francji, jest przewidywany do produkcji w latach 1992÷1995, śmigłowiec transportowy ciężki EH-101 i przeciwpancerny śmigłowiec A-129 Mangusta są budowane przez W. Brytanię i Włochy (Westland-Agusta). Śmigłowiec taktyczny wielozadaniowy NH-90 (NATO-Helicopter), realizowany przez W. Brytanię, Francję, RFN, Włochy i Holandię, jest przewidziany do użytkowania do 1994 r.



Rys. 10. Podział produkcyjny samolotu A.310

Dotychczasowe doświadczenia i korzyści płynące z realizacji dużych międzynarodowych programów wykazują, że pomyślny rozwój przemysłu lotniczego jest możliwy przy szerokiej współpracy międzynarodowej kilku krajów. Wynika to ze zmniejszenia ogólnych kosztów ponoszonych przez jedno państwo. Realizacja programu międzynarodowego z udziałem np. trzech partnerów pozwala każdemu państwu zaoszczędzić powyżej 50% kosztów rozwoju (opracowania) i ok. 20% kosztów produkcji w porównaniu z programem realizowanym przez jedno państwo. W niektórych przypadkach współpraca jest koniecznym warunkiem przy realizacji nowego projektu, ponieważ ze względu na koszty jedno państwo nie mogłoby w ogóle podjąć prac, jak również liczba egzemplarzy jakiej potrzebuje każde z tych państw z osobna nie uzasadniałaby kosztów badań, rozwoju i uruchomienia produkcji. Tak więc dzięki współpracy można zapewnić programowi stabilność, zwłaszcza że jest zapewniony podstawowy rynek zbytu. Niebagatelne jest bowiem w warunkach kapitalistycznych zmniejszenie bezrobocia i uzyskanie największych zysków.

Koszty i środki wymagane na rozwój techniki lotniczej są obecnie tak duże, że należy liczyć się z dalszym rozwojem współpracy i kooperacji zwłaszcza w przemyśle lotniczo-kosmicznym Europy Zachodniej z uwzględnieniem i wykorzystaniem dotychczasowych doświadczeń.



Rys. 11. Makieła samolotu myśliwskiego EFA na wystawie Farnborough w 1986 r.

cd. na s. 21

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (I)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI
Instytut Lotnictwa

Rok 1937 był dla lotnictwa śmigłowcowego rokiem szczególnym, jubileuszowym. 13 listopada ub.r. minęło bowiem 80 lat od pierwszego swobodnego lotu śmigłowca z pilotem na pokładzie, dokonanego we Francji.

Jest wiele przyczyn, dla których to pionierskie osiągnięcie nie doczekało się należytego rozgłosu, podobnego do tego, jaki towarzyszył historycznemu wydarzeniu w dziedzinie samolotów, tj. pierwszemu, 20-sekundowemu lotowi samolotu Flyer braci Wright w USA w grudniu 1903 r.:

— lot samolotu Wrightów stał się początkiem burzliwego i szybkiego rozwoju techniki samolotowej, której osiągnięcia przesłoniły wszelkie, nawet najciekawsze, prace w innych gałęziach lotnictwa,

— lot pierwszego śmigłowca był tylko małym krokiem w niezmiernie trudnej dziedzinie wiroplatów. Praktyczne opanowywanie problematyki lotów śmigłowcowych trwało jeszcze ponad 30 lat,

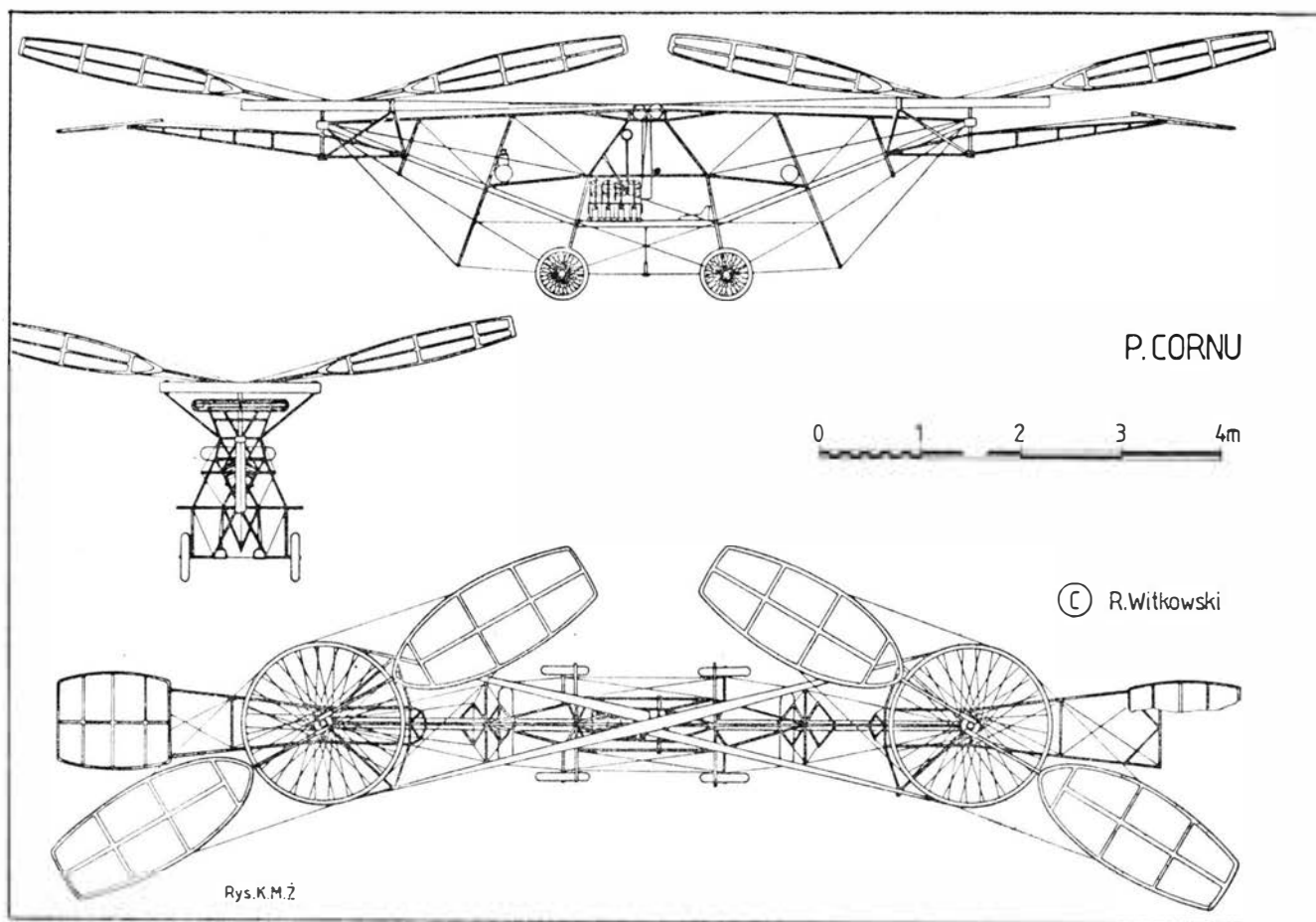
— pierwszy lot śmigłowca odbył się bez rozgłosu jako rezultat wysiłków podjętych na francuskiej prowincji przez skromnego entuzjastę — mechanika rowerowego Paula Cornu. Jego możliwości finansowe z trudem umożliwiały mu kontynuowanie prac, a nie wystarczały (konstruktor

zresztą o tym nawet nie myślał) na nadawanie im propagandowej oprawy, na którą bardzo zwracali uwagę Orville i Wilbur Wrightowie,

— przez całe dziesięciolecie nikt na świecie nie wierzył, aby śmigłowce mogły kiedykolwiek odegrać w lotnictwie znaczącą rolę. Prace pionierów śmigłowcowych były traktowane jako nieszkodliwe hobby i dopiero gdy (już po II wojnie światowej) śmigłowce stały się niezmiernie ważnym elementem różnych rodzajów lotnictwa, znaczenie prac pionierów nabrało nowego wymiaru.

W cyklu artykułów opisano 12 śmigłowców, które w historycznym okresie rozwoju techniki śmigłowcowej (za koniec tego okresu uważa się 1945 r.) odegrały najbardziej znaczącą rolę i z którymi są związane najciekawsze pionierskie zdarzenia tego okresu, od pierwszego lotu z pilotem na pokładzie w 1907 r. do pierwszej operacji śmigłowca na ziemiach polskich w 1945 r. Przedstawione śmigłowce ilustrują długą drogę, jaką musieli pokonać konstruktorzy tych statków powietrznych od prac, których celem było zapewnienie zdolności do lotu mało sterownych, skomplikowanych i niebezpiecznych maszyn do rozwiązań, na których jest oparty dzisiejszy stan techniki śmigłowcowej.

Rys. 1. Śmigłowiec Paula Cornu z 1907 r.



cd. ze s. 20

LITERATURA

1. Defence, February, 1983
2. International Aeronautical Consortium. Colloquy. London, February, 1982
3. Deutsch-Französische Zusammenarbeit Wchrttechnik, 2, 1984
4. Flight International, 1 June 1985

ŚMIGŁOWIEC PAULA CORNU (1907 r.)

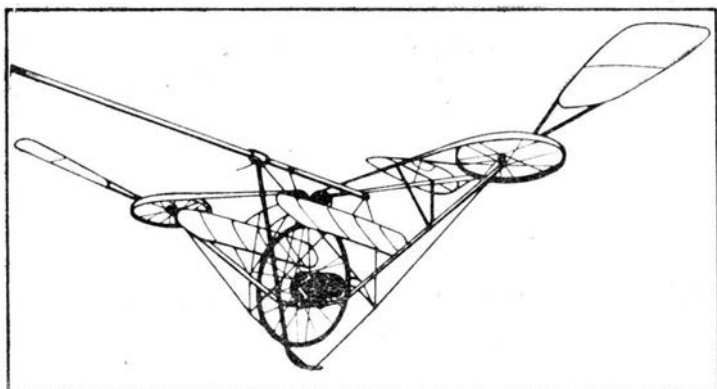
Pierwszy w historii śmigłowiec, który dokonał lotów swobodnych z pilotem na pokładzie, został zbudowany przez Francuza Paula Cornu, mechanika, syna sprzedawcy rowerów i samochodów w Lisieux. Na pomysł zbudowania

śmigłowca wpadł on w 1905 r., a realizację pomysłu rozpoczął od skonstruowania modelu przeznaczonego do prób na uwięzi.

P. Cornu w swoim modelu zastosował układ podłużny z dwoma dwułopatowymi wirnikami obracającymi się w przeciwnych kierunkach. W celu zapewnienia modelowi zdolności do lotu do przodu, konstruktor przewidział system pionowych płetw umieszczonych w strumieniu podwirnikowym, które po odchyleniu względem strumienia wytwarzałyby siłę poziomą. Do napędu modelu P. Cornu użył małego spalinowego silnika Buchet o mocy nominalnej 1,4 kW (2 KM), ważącego zaledwie 6,8 kg. Moment napędowy z silnika na wirniki był przenoszony przekładnią pasową. Całkowita masa modelu wynosiła 12,7 kg.

P. Cornu ciekawie rozwiązał problem uwięzi modelu, umieszczając go na końcu 12,5-metrowego obrotowego (kieratowego) wysięgnika ramieniowego. Wysięgnik umożliwiał swobodne unoszenie się modelu w górę i opadanie w dół, jak również loty po obwodzie koła o średnicy 25 m.

Pierwsze próby modelu P. Cornu rozpoczął w październiku 1906 r. Początkowo silnik oddawał zaledwie 1,1 kW (1,5 KM) mocy, co nie wystarczało do oderwania modelu od ziemi. Gdy jednak w silniku zmieniono świece, rozwinął on pełną moc i model unosił się swobodnie w powietrzu. Po odpowiednim ustawieniu płetw sterujących latał po kręgu. Największa uzyskana wysokość lotu modelu wynosiła 3 m. Próby powtarzano wielokrotnie eksperymentując m.in. z liczbą płetw sterujących. Liczbę płetw ostatecznie zmniejszono do dwu.



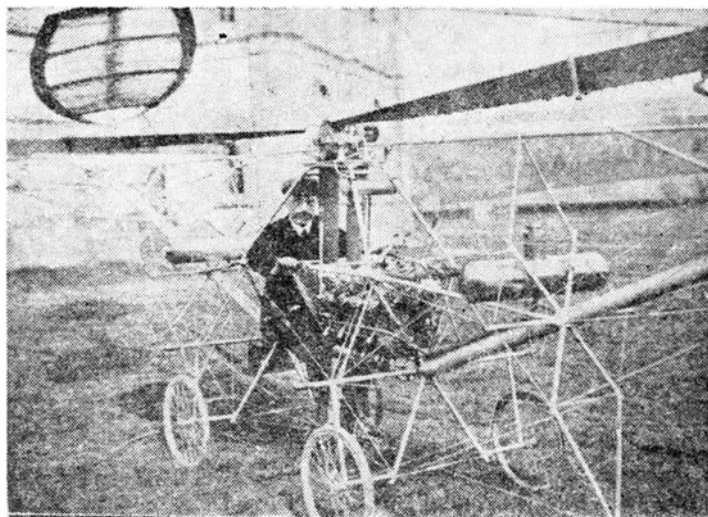
Rys. 2. Pierwszy model śmigłowca P. Cornu

Przy budowie śmigłowca naturalnej wielkości P. Cornu zachował wiernie układ sprawdzony w modelu. Śmigłowiec miał więc kadłub w kształcie rozwartej litery V, zbudowany z rur stalowych i usztywniony cięgnami linowymi, na którego końcach były zabudowane dwa dwułopatowe wirniki nośne, każdy o średnicy 6 m. Pośrodku kadłuba był umieszczony tłokowy silnik Antoinette o mocy 17,7 kW (24 KM), a za nim siodełko pilota z zespołem sterowniczym. Napęd z silnika na wirniki był przenoszony skórzanym pasem o długości 20 m i szerokości 10 cm. Sterownice pilota składały się z dźwigni obsługi płetw sterujących (dla wywoływania poziomych przemieszczeń śmigłowca) umieszczonej po lewej stronie siodełka, i ze zlokalizowanej po prawej stronie dźwigni sterowania kątem przyspieszenia zapłonu (taka była wówczas metoda zmieniania mocy napędu), za pomocą której pilot mógł sterować wznoszeniem i opadaniem śmigłowca. Z przodu śmigłowca był umieszczony zbiornik wody chłodzącej silnik, z tyłu zaś 7-litrowy zbiornik paliwa. Zbiornik oleju znajdował się tuż nad silnikiem, a akumulator i cewka zapłonowa pod siodełkiem pilota. Podwozie stanowiły 4 koła rowerowe.

Centralna część wirników stanowiły koła pasowe o średnicy 1,6 m przejmujące napęd. Ich konstrukcja przypominała koła rowerowe (stalowa obręcz, aluminiowa piasta, żoruchy). Do kół były przymocowane po dwie łopaty nośne mające szkielet z rurek stalowych i pokrycie z gumowanego jedwabiu. Długość każdej łopaty wynosiła 1,9 m, a największa szerokość 0,9 m. Skok łopat mógł być przedstawiany na ziemi. Łopaty były usztywnione cięgnami linkowymi.

Flementami sterującymi śmigłowca były wypróbowane w modelu dwie płetwy, konstrukcyjnie podobne do łopat nośnych, umieszczone pod zewnętrzną częścią tarczy wirników. Pilot mógł zmieniać kąt ustawienia płetw względem opływającego je strumienia powietrza.

P. Cornu ukończył budowę śmigłowca w sierpniu 1907 r. Pierwsze uruchomienie wykazało niewyważenie łopat wir-



Rys. 3. Paul Cornu w swoim śmigłowcu

ników, które usunięto dodając do łopat obu wirników 55 i 75 g. Następnie zauważono poślizg pasa napędowego. Po trzykrotnej wymianie pasa i zmianie średnicy koła napędowego na silniku, 27 września 1907 r. śmigłowiec bez pilota (na jego miejscu umieszczono balast) oderwał się na krótko od ziemi. Śmigłowiec w tym momencie miał masę 235 kg, silnik pracował z prędkością 850 obr/min, a wirniki obracały się z prędkością 85 obr/min.

Dopiero po stwierdzeniu, że śmigłowiec jest zdolny do lotu założono na niego płetwy sterujące i przetransportowano go na teren opuszczonej fabryki w Coqainvillers, 10 km od Lisieux. Tam 13 listopada 1907 r. P. Cornu dokonał pierwszych prób pilotowanego lotu, początkowo na uwięzi, a następnie swobodnego. W czasie prób śmigłowiec miał masę 260 kg (w tym 57 kg masy pilota). Próbom towarzyszyły przez cały czas poślizgi pasa napędowego, które najskuteczniej usuwano nakładając na koła pasowe cienką warstwę gumy. W locie na uwięzi na wysokości 40 cm śmigłowiec wisiał kilka minut. Silnik pracował wówczas z prędkością 900 obr/min, a wirniki — 90 obr/min.

W pierwszym 20-sekundowym locie swobodnym śmigłowiec unosił się na wysokość 30 cm. Próba była powtarzana wielokrotnie.

W jednym z kolejnych lotów zauważono, że śmigłowiec ma skłonność do odrywania się od ziemi najpierw przodem, a dopiero potem tyłem. Asystujący próbie brat P. Cornu stanął zatem na przedniej osi podwozia i ... został uniesiony razem ze śmigłowcem na wysokość 1,5 m. Przestraszony pilot, Paul Cornu, zgasił silnik i śmigłowiec spadł na ziemię, na szczęście nie został uszkodzony. Przypadkiem udowodniono, że śmigłowiec był zdolny do lotu nawet przy masie 338 kg.

Długotrwałość swobodnych lotów śmigłowca P. Cornu (a wykonano ok. 200 lotów) nie przekraczała 1 min, głównie ze względu na systematycznie powtarzające się poślizgi pasa napędowego, ale chyba i ze względu na niestateczność śmigłowca.

Jak wykazały próby, śmigłowiec P. Cornu miał dobre osiągi startowe, natomiast nie udowodniono skuteczności płetwowego układu sterowania, bowiem wszystkie wykonane loty były zawisami. Poza tym śmigłowiec był z pewnością niestateczny. Niemniej jednak śmigłowiec P. Cornu ma historyczną zasługę wykonania pierwszego w dziejach lotnictwa swobodnego lotu wiroplata.

Dane techniczne

Średnica pojedynczego wirnika nośnego	6,00 m
Powierzchnia tarcz obu wirników nośnych	56,5 m ²
Długość całkowita z wirnikami	12,5 m
Wysokość	2,65 m
Masa własna śmigłowca	180 kg
Masa ładunku użytecznego	80 kg
Masa startowa maks.	260 kg
Długotrwałość zawisu	1 min

ŚMIGŁOWIEC PETROCZEGO-KARMANA-ZUROVCA (1918 r.)

Podczas działań wojennych na frontach I wojny światowej najpowszechniejszym środkiem obserwacji artyleryjskiej były gazowe balony na uwięzi. Ze względu na duże

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Archiwum Lotnicze im. mgr inż. Wiktora Lei	1
ZE ŚWIATA	2
T. Królikiewicz: Rozwój szkolnych samolotów odrzutowych	3
PROJEKTY: Eurofar	7
A. Kardymowicz: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część I — Osiągi w locie	8
NOWOSCI TECHNICZNE: Do 1990 r. liczba samolotów komunikacyjnych wzrosła o 20%	10
KARTOTEKA TLiA: KO-7 Orlik Experimental	11
Olśański D-4 Straton	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (IX)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (II)	16
E. Sobiecki: Międzynarodowa współpraca naukowo-produkcyjna w przemyśle lotniczym państw EWG	18
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (I) (z DZIAŁOW TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROTOTYPY: Mil Mi-34	II okł.

Na okładce: Samolot PZL An-28 — egzemplarz wytwórni PZL-Mielec i Let L-410 UVP Turbolet — używany przez Urząd Morski w Gdyni — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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*, doc. dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski* (wiceprzew.), mgr inż. *F. Gwiżdż*, mgr inż. *E. Kotodziński*, doc. dr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *K. Kunachowicz*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *T. Kurczyk*, prof. dr inż. *J. Lewitowicz*, prof. dr inż. *J. Maryniak*, dr inż. *K. Michulewicz*, mgr inż. *M. Mikluszka*, mgr inż. *A. Misiorek*, mgr inż. *W. Mójta*, mgr inż. *Z. Olszariński*, mgr inż. *K. Sater*, mgr inż. *S. Trębacz*.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0374-1300/87. Nakład 5692 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-6.

Cena egzemplarza zł 150,—

Prenumerata roczna zł 1800,—

STRESZCZENIA

KRÓLIKIEWICZ T.: Rozwój szkolnych samolotów odrzutowych. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 1, s. 3

Przedstawiono rozwój samolotów szkolno-treningowych od początku ich wprowadzenia do użycia na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych, po samoloty współcześnie produkowane oraz ostatnio zbudowane prototypy.

KARDYMOWICZ A.: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. I — Osiągi w locie. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 1, s. 8

Opisano metodykę analizy wyników pomiarów osiągnięć samolotu, pozwalającą na uzyskanie pełnej charakterystyki osiągnięć samolotu, wymaganej przez współczesne przepisy budowy sprzętu lotniczego. W cz. I omówiono charakterystykę wznoszenia samolotu w locie ustalonym.

SOBECKI E.: Międzynarodowa współpraca naukowo-produkcyjna w przemyśle lotniczym państw EWG. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 1, s. 18

Przedstawiono współpracę przemysłu lotniczego Europy Zachodniej przy produkcji samolotów (Jaguar, Tornado, Alpha Jet, F-16, Concorde, Airbus, Transall, Atlantic), śmigłowców (Lynx, Puma, Gazelle) i silników lotniczych oraz problemy ekonomiczne tej współpracy.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (I). TLiA, t. XLIII, 1988 nr 1, s. 21

Z okazji 80 rocznicy pierwszego swobodnego lotu śmigłowca z pilotem na pokładzie przedstawiono przegląd 12 śmigłowców historycznych zbudowanych w latach 1907-1942. Przegląd ilustruje trudną drogę, jaką musiała zostać pokonana od pierwszych prymitywnych rozwiązań eksperymentalnych do konstrukcji użytkowych. W cz. I omówiono śmigłowce: Paula Cornu z 1907 r. i Petroczygo-Kármána-Zúrowca (PKZ) z 1918 r.

CONTENTS

KRÓLIKIEWICZ T.: Development of jet trainers. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 1, p. 3

Development of advanced trainers has been presented, from the earliest use of them on the turn of 1950's up to the aircraft of current production and prototypes built most recently.

KARDYMOWICZ A.: Analysis of measurement results of propeller aircraft performance. Part I — Flight performance. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 1, p. 8

Method of analysis of aircraft performance measurement results has been described. This method makes it possible to obtain full aeroplane performance characteristics as required by current aircraft building regulations. Climbing characteristics of an aeroplane during steady flight have been discussed in part I of this article.

SOBECKI E.: International scientific and production collaboration within aircraft industry of EEC countries. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 1, p. 18

Collaboration within aircraft industry of Western European countries at production of aeroplanes (Jaguar, Tornado, Alpha Jet, F-16, Concorde, Airbus, Transall, Atlantic), helicopters (Lynx, Puma, Gazelle) and aircraft engines as well as economic problems of this collaboration, have been described.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (I). TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 1, p. 21

On the occasion of 80th anniversary of the first free flight of a helicopter with a pilot aboard, a review of 12 historical helicopters built in the years 1907-1942 has been given. The review is an illustration of the difficult way to be gone through from the first primitive experimental designs to those of practical importance. Helicopters built by Paul Cornu in 1907 and Petroczy-Kármán-Zúrovec (PKZ) in 1918 have been described in part I of this article.

cd. na III s. okł.

wiec bez załogi wykonał 36 wzlotów osiągając wysokość od 10 do 50 m. Czas najdłuższego lotu wynosił 30 min. Prędkość wznoszenia śmigłowca osiągała 1,2 m/s.

10 czerwca 1918 r. śmigłowiec uległ zniszczeniu podczas ściągania na ziemię wskutek nagłego zluźnienia jednej z lin uwięzi. Śmigłowiec przechylił się na bok i uderzył o ziemię. Całkowitemu zniszczeniu uległy wirniki, kadłub został poważnie uszkodzony. Próby przerwano i do końca wojny śmigłowca nie naprawiono.

Choć próby śmigłowca Petroczego-Kármána-Zúrovca zakończyły się niepowodzeniem, nie mogło to zmienić opinii o nim jako o jednym z tych rozwiązań, które uutorowały drogę dalszemu postępowi techniki wiropłatowej. Był on jednym z pierwszych śmigłowców, które doprowadzono do

lotu. Słusznie też jest powodem do dumy techników czeskich i węgierskich.

Dane techniczne

Srednica wirników nośnych	6,0 m
Powierzchnia tarczy wirników nośnych	28,27 m ²
Szerokość z wirnikami	6,6 m
Długość z wirnikami	6,6 m
Wysokość z gondolą	4,5 m
Masa własna śmigłowca	1260 kg
Masa paliwa	140 kg
Masa maks. do startu z obserwatorem	1500 kg
Długotrwałość lotu (teoretyczna)	3 h
Pułap	50 m

Warunki prenumeraty na 1988 r.

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

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

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

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu, Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27 41-63) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty TLIA wg cennika na 1988 r.: kwartalna normalna 450 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 900 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1800 zł, roczna ulgowa 480 zł.

ZUSAMMENFASSUNGEN

KROLIKIEWICZ T.: Entwicklung der Schulungs-Düsenflugzeuge. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 1, S. 3

Es wird die Entwicklung der Schul- und Trainingsflugzeuge seit ihrer Einführung Ende der fünfziger und Anfang der sechziger Jahre bis auf die gegenwärtig hergestellte und zuletzt erprobte Prototypen dargestellt.

KARDYMOVICZ A.: Analyse der Flugleistungsmesswerte eines Luftschraubenflugzeuges. Teil I. — Flugleistung. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 1, S. 8

Es wird die Analysenmethodik der Flugleistungsmesswerte für die Ermittlung der vollen Leistungscharakteristik des Flugzeuges, gemäß den gegenwärtigen Flugzeugbauvorschriften, dargestellt. Im 1. Teil wird die Steigungscharakteristik des Flugzeuges beim stationären Flug behandelt.

SOBECKI F.: Internationale Zusammenarbeit auf dem Gebiet der Wissenschaft und Herstellung der Flugzeugindustrien in den FWG-Staaten. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 1, S. 18

In dem Aufsatz werden die Zusammenarbeit der westeuropäischen Flugzeugin-

dustrie bei der Herstellung von Flugzeugen (Jaguar, Tornado, Alpha Jet, F-16, Concorde, Airbus, Transall, Atlantic), Hubschraubern (Lynx, Puma, Gazelle) und Flugmotoren sowie die wirtschaftlichen Probleme dieser Zusammenarbeit erörtert.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (II). TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 1, S. 21

Anlässlich des achtzigjährigen Jubiläums des ersten freien Hubschraufuges mit einem Piloten an Bord, werden zwölf historische Hubschrauber aus den Jahren 1907—1942 vorgestellt. Damit wird der schwere Weg gezeigt, der von den ersten und primitiven Versuchslösungen bis zu den Gebrauchskonstruktionen zu überwinden war. Im 1. Teil werden die Hubschrauber von P. Cornu (1907) und von P. Kálmán Zúrovic (PKZ) (1918) behandelt.

СОДЕРЖАНИЕ

КРУЛИКЕВИЧ Т.: Развитие учебных реактивных самолетов. TLIA, т. 43, 1988 г., № 1, с. 3

Описано развитие учебно-тренировочных самолетов от их введения в эксплуатацию в конце пятидесятых — начале шестидесятых годов до настоящего времени — самолетов находящихся в производстве а также последних прототипов.

КАРДЫМОВИЧ А.: Анализ результатов измерений летных характеристик винтового самолета. Ч.I. — Характеристики установившегося полета. TLIA, т. 43, 1988 г., № 1, с. 8

Описана методика анализа результатов измерений летных характеристик самолета, позволяющая получить полную характеристику самолета, которую требуют современные нормы летной годности. В первой части описана характеристика скоропоемности самолета в установившемся полете.

СОБЕЦКИ Е.: Международное научно-производственное сотрудничество в авиационной промышленности стран Европейского Экономического Сотрудничества. TLIA, т. 43, 1988 г., № 1, с. 18

Показано сотрудничество авиационных промышленностей Западной Европы при производстве самолетов (Ягуар, Торнадо, Альфа Джет, Ф-16, Конкорд, Эрбас, Трансаль, Атлантик), вертолетов (Линкс, Пума, Газель) и авиадвигателей, а также перспективы этого сотрудничества.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (I ч.). TLIA, т. 43, 1988 г., № 1, с. 21

По поводу 80-летия первого свободного полета вертолета с пилотом на борту приводится обзор 12 исторических вертолетов, построенных в 1907—1942 г. Показан трудный путь, который следовало пройти от первых, примитивных экспериментальных решений по конструкции, которые вошли в нормальную эксплуатацию. В первой части описаны вертолеты: Пауля Корну от 1907 г и Петровича-Кармана-Журовца (ПКЖ) от 1918 г.

LUBLIN R XIV

