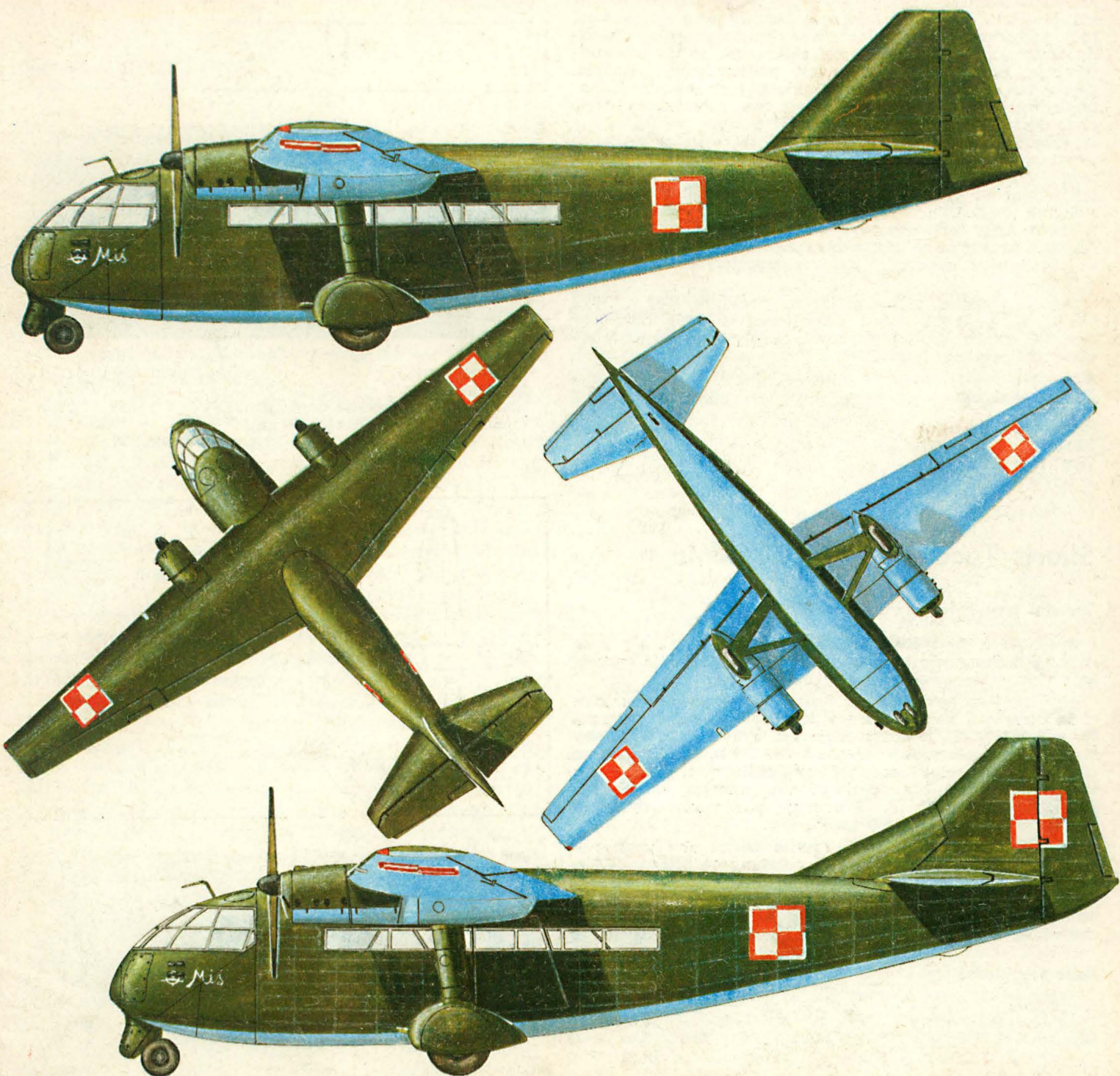


TECHNIKA

3'87

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





## ICA IAR-35 • Rumunia •

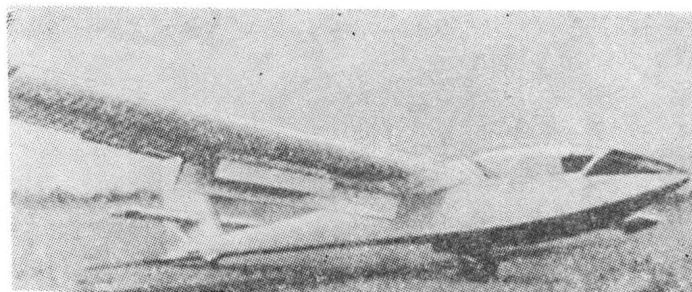
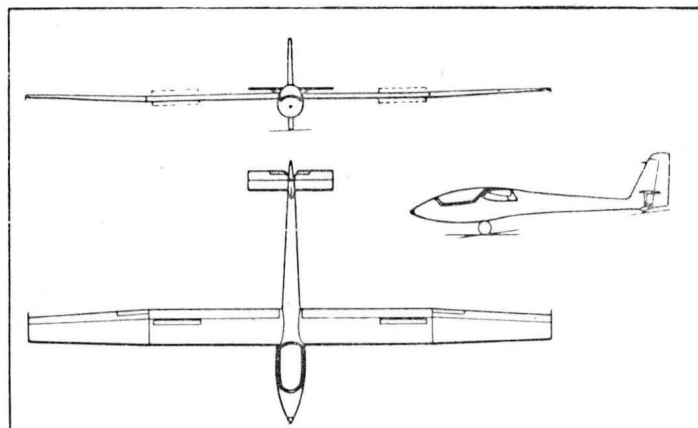
### Zawodniczy szybowiec akrobacyjny

W związku z planami wznowienia międzynarodowych zawodów w akrobacji szybowcowej konstruktorzy z rumuńskiej wytwórni płatowców Interprinderea de Constructii Aeronautice (ICA) w Braszowie zaprojektowali szybowiec akrobacyjny IAR-35. Zewnętrznie różni się on od wcześniejszych rumuńskich szybowców o raczej delikatnym wyglądzie mocnymi prostymi kształtami i usterzeniem wysokości umieszczonym blisko nasady statecznika kierunku zamiast na jego szczycie. Nowy układ usterzenia, podobnie jak inne zmiany w ukształtowaniu szybowca, były podyktowane względami wytrzymałościowymi i aerodynamicznymi. Szybowiec ma całkowicie metalową konstrukcję, przy czym kadłub jest półskorupowy. Kabina, zapewniająca pólleżącą pozycję pilota, jest zakryta jednoczęściową, odchylaną osłoną. Środkowa prostokątna część płata jest zaopatrzona w kłapy, które mogą wychylać się w sposób różnicowy wspomagając lotki oraz w hamulce aerodynamiczne na górnej i dolnej powierzchni. Części zewnętrzne, z lotkami, mają obrys trapezowy i są zakończone małym, odchylonym do dołu „skrzydełkiem”. Prostokątne usterzenie wysokości z klapkami wyważającymi podparte jest pojedynczymi zastrzałami. Zaopatrzone w hamulce koło główne jest chowane, kółko ogonowe — stałe. Szybowiec obliczony jest na współczynniki obciążenia +8 i -7.

IAR-35 wykonał pierwszy lot na początku 1985 r. Wykazuje on podobno dobre właściwości w locie odwróconym. Pierwsze seryjne szybowce miały być wyprodukowane w połowie 1986 r.

### Dane techniczne

Rozpiętość	12,00 m
Długość	6,02 m
Wysokość	1,34 m
Powierzchnia nośna	10,80 m <sup>2</sup>



Masa własna	210 kg
Masa startowa	330 kg
Maksymalna prędkość dopuszczalna	400 km/h
Opadanie przy prędkości 61 km/h	0,85 m/s
Doskonałość	28

W. K.

## Shorts Tucano • Wlk. Brytania •

### Samolot treningowy dwumiejscowy

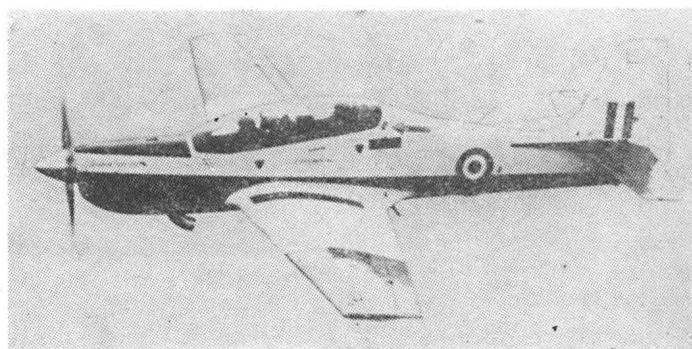
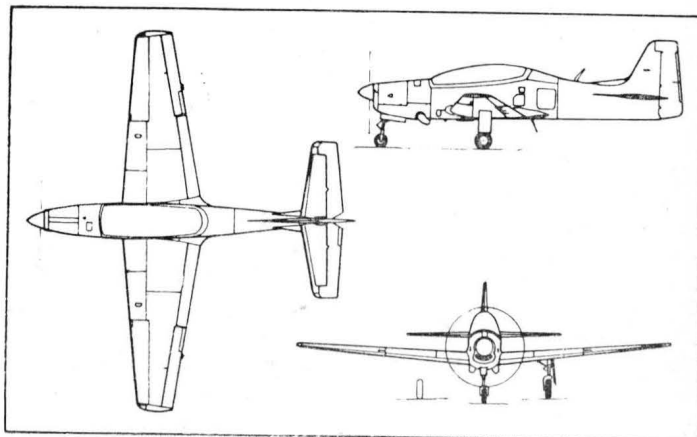
21.03.1985 r. brytyjskie siły lotnicze RAF wybrały jako samolot treningowy brazylijski Embraer EMB-312 Tucano, który ma zastępować samoloty Jet Provost.

Aby sprostać postawionym zadaniom uznano, że samolot musi otrzymać silnik o mocy 820 kW (1100 KM) zamiast 560 kW (750 KM), a konstrukcja ma być wzmocniona, aby żywotność zmęczenia wynosiła 12 000 h. Równocześnie wysunięto postulat dodania podkadłubowego hamulca aerodynamicznego oraz dostosowania wnętrza kabiny załogi do wymagań RAF. Produkcję powierzono wytwórni Shorts. RAF zamówił 130 samolotów.

Prototyp samolotu Shorts Tucano został zbudowany w wytwórni Embraer w Brazylii i oblatany 14 lutego 1986 r. Samolot otrzymał silnik turbośmigłowy Garrett TPE 331-12B o mocy 820 kW, który pozwolił na zwiększenie wznoszenia i prędkości na małych wysokościach. Samolot ma właściwości pilotażowe naśladujące samolot odrzutowy.

### Dane techniczne

Rozpiętość	11,28 m
Długość	9,86 m
Wysokość	3,40 m
Powierzchnia nośna	19,40 m <sup>2</sup>
Masa własna	ok. 1900 kg
Masa całkowita (do akrobacji)	2650 kg
Masa całkowita norm.	ok. 2800 kg
Osiągi	nie podane
Współczynnik obc. dop.	+7/-3,5



A. G.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII MARZEC 1987

TECHNIKA

3'87

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Burza wokół krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nie ma takiego złego, co by na dobre nie wyszło. Przez wiele lat wszelkie alarmy w sprawie krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki były jak przysłowiowy groch o ścianę. Nie było siły, która poruszyłaby zarówno kierownictwo Muzeum, jak i jego władze zwierzchnie i spowodowała ratowanie butwiejących już eksponatów w nieogrzewanych i nadmiernie ciasnych pomieszczeniach nadzorowanych przez niewspółmiernie małą w stosunku do zadań liczbę pracowników Muzeum. Nieliczna kadra Muzeum, bardzo skąpe środki finansowe i brak możliwości uzyskania dodatkowych pomieszczeń — tworzą sytuację niemal beznadziejną.

Prawie wszyscy przyzwyczaili się do tego, że w sprawach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki nic się nie da zrobić, a eksponaty niszczeją z roku na rok coraz bardziej. Kierownictwo Muzeum walczyło i walczy o to, aby degradacja eksponatów odbywała się jak najwolniej. Możliwości ich renowacji były bardzo ograniczone. Gdy zabrakło energii do zmobilizowania ludzi, pomocy społecznej i środków rzeczowych oraz finansowych dla ratowania eksponatów, skorzystano z propozycji obcej pomocy. Jest to niewątpliwie dowód własnej nieudolności i braku działania. Muzeum Komunikacji i Techniki z Berlina Zachodniego, stwierdziwszy, że w Krakowie marnieją eksponaty niemieckiego pochodzenia, zaproponowało swą pomoc. Początkowo miało to obejmować wyremontowanie samolotu Albatros L.101 na wystawę poświęconą międzynarodowym Challenge'om lotniczym. Samolot ten miał być przekazany w depozyt do Berlina Zachodniego w zamian za remont wybranego przez krakowskie Muzeum samolotu Albatros L.30 (BIIa) używanego przez polskie lotnictwo. W przypadku stwierdzenia pożytku z tej próby, mogły być prowadzone dalsze remonty na tej samej zasadzie. Oznaczało to jednak przekazanie w depozyt do Berlina Zachodniego pewnej liczby eksponatów niszczących w magazynie krakowskiego Muzeum. Rozpoczęto też rozmowy w sprawie wymiany znajdującego się u nas kadłuba samolotu rekordowego Messerschmitt Me 209 na znajdujący się w Turcji polski PZL P.24, który zachodniobierlińskie muzeum stara się nabyć od Turcji. W szczególności transakcja ta byłaby dla nas korzystna. Na początku 1986 r. zostało zawarte pierwsze porozumienie z muzeum zachodniobierlińskim i wiosną pierwsze dwa samoloty wysłano do Berlina Zachodniego. Jednak do depozytu nie został przeznaczony Albatros L.101 z lat międzywojennych (z 1933 r.), lecz znacznie cenniejszy Jeannin Stahlaube sprzed I wojny światowej (z 1913 r.). Tu trzeba zauważyć,

że wśród eksponatów wymagających rekonstrukcji są zarówno samoloty o ogólnoświatowej wartości historycznej, pochodzące sprzed I wojny światowej (np. francuski Antoinette), jak i samoloty budowane w latach międzywojennych, przedstawiające dużą wartość dla Niemców, a znacznie mniejszą dla nas. Niestety nie uczyniono takiego podziału i nie ustalono, jakich eksponatów krakowskie Muzeum nie może się pozbywać. Gdy latem 1986 r. prasa podała wiadomość o wywożeniu eksponatów do Berlina Zachodniego oraz dodatkową wiadomość o ofiarowaniu Holandii przez Ministerstwo Kultury i Sztuki samolotu Fokker Spin z 1913 r. ze zbiorów krakowskich, wówczas w prasie ukazało się wiele artykułów alarmujących, że trwoni się cenne zabytki muzealne.

Burza, która powstała wokół niszczących eksponatów Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, ma dwa aspekty. Po pierwsze zauważono krytyczną sytuację Muzeum i zaczęto szukać z niej wyjścia. Władze zwierzchnie zauważyły potrzeby finansowe Muzeum, zaś instytucje lotnicze wysunęły propozycje udzielenia pomocy. WSK PZL-Warszawa Okęcie podjęło się remontu samolotów PZL P.11c i Bücker Jungmann. Zapewne WDSL w Dęblinie i LOT też nie odmówią pomocy. Jednakże remont eksponatów muzealnych tylko wówczas będzie realny i pożyteczny, gdy zostaną spełnione następujące warunki:

1. Zostanie opracowana dokumentacja rekonstrukcji, remontu i renowacji samolotów. Eksponatom brakuje wielu elementów. Brakujące i uszkodzone części muszą być zrekonstruowane zgodnie z ich pierwotnym wyglądem. Trzeba zrekonstruować wnętrza kabin i tablice przyrządów. Samoloty muszą być odmalowane zgodnie z ich pierwotnym wyglądem. Prawie wszystkie powojenne naprawy i odmalowywania eksponatów były wykonywane bez zwracania uwagi na zachowanie autentyczności samolotów. Do takich „renowacji” już więcej nie można dopuścić. Niezbędne jest utworzenie fachowych zespołów (przy muzeum, jakiejś spółdzielni czy ZORPOT), które przygotowują dokumentację remontową. Bez dokumentacji zweryfikowanej przez historyków lotnictwa (a tacy wchodzili dotychczas w skład Rady Muzeum) nie można przystąpić do remontów.

2. Remonty muszą być wykonywane właściwymi materiałami i farbami. Nie należy stosować materiałów innych niż stosowane w czasach powstawania danego samolotu. Nie można zmieniać barw malowania samolotów ani szczegółów malowania. Wiele samolotów w krakowskim Mu-

cd. na s. 2



## CHINY

● Obok zakupów najnowszego sprzętu w USA, Europie Zachodniej i ZSRR, zreorganizowany transport lotniczy nie stroni od samolotów używanych. Towarzystwo lotnicze z siedzibą w Szanghaju kupiło 5 Boeingów 707 z zamiarem obsługi przy ich użyciu linii wewnętrznych. (A. et C. 1105)



## FRANCJA

● 31 grudnia 1985 r. zarejestrowanych było 1758 szybowców oraz 199 samolotów holujących. (A. et C. 1104)

● Około 700 samolotów amatorskich z 12 krajów wzięło udział w zlocie i rajdzie zorganizowanym przez francuską Organizację Sportów Lotniczych (Le Réseau du Sport de l'Air), pod której opieką znajdują się również konstruktorzy amatorzy lotniczy. (Flight Int. 4025)

● Zapowiedziano wprowadzenie, od 1 stycznia 1987 r., nowej opłaty portowej, z której finansowane będą przedsięwzięcia i środki zapobiegające terroryzmowi lotniczemu w portach lotniczych Francji. (Flight Int. 4024)

● Pożary lasów w 3 departamentach, w jednym tylko tygodniu lata 1986 r., pochłonęły 4 ofiary w ludziach, 200 domostw i 8000 ha lasów. Jak zwykle w ich gaszeniu brały udział samoloty — przystosowane do tego celu Canadair CL-215 (6), DC-6 (2) i Grumman Tracker (2). Wskazano na niewystarczalność tych środków, zresztą nieco przestarzałych: 19 lipca jeden DC-6 uległ katastrofie powodując śmierć 4 członków załogi. Personel Sécurité Civile, która m. in. wykonuje zadania gaszenia pożarów lasów z powietrza, groził z tego powodu strajkiem. Jak się przypuszcza, podpalenia lasów są nową formą terroryzmu. (A. et C. 1105)

● Uzyskały homologację nowe spodnie przeciwprzeciążeniowe do kombinezonu pilotów samolotów naddźwiękowych — Aera-zur Typ 820. Charakteryzują się komorami pneumatycznymi nowego typu. Są znacznie efektywniejsze i wygodniejsze od używanych dotychczas. Używają ich m.in. piloci doświadczalni latający na samolocie Dassault-Breguet Rafale. (A. et C. 1106)



## HISZPANIA

● Linie lotnicze Iberia i Deutsche Luft-hansa (RFN) uzgodniły możliwość utworzenia wspólnego, regionalnego towarzystwa do przewozów czarterowych (A. et C. 1105)



## HOLANDIA

● Fokker zamierza uruchomić produkcję samolotów F-50 i F-100 w USA. Konieczność przeciwstawienia się (na tym terenie) silnej konkurencji Boeinga i jego nowej filii de Havilland Canada wymagać będzie jednak dużej liczby zamówień ze strony kontrahentów zza Atlantyku. W 1987 r. oczekuje się decyzji co do rozwoju przedłużonej wersji Fokkera 100. (A. et C. 1105)



## INDIE

● Trwa konkurs na odrzutowy wojskowy samolot treningowy. Rozważa się wybór Alpha Jet (Francja-RFN) lub Hawka (W. Brytania). Zapowiedziano, że samoloty wybranego typu będą produkowane na licencji w Indiach. (A. et C. 1105)



## INDONEZJA

● Kolejnym samolotem komunikacji lokalnej nowej generacji, który będzie przeobrażony w samolot większy (po ATP-42 i Dash-8) będzie hiszpańsko-indonezyjski CN.235. Na Salonie Lotniczym w Dżakarcie zaprezentowano makietę sześćdziesięciomiejscowej modyfikacji tego samolotu, oznaczonej CN-260. (A. et C. 1104)

● Zapowiedziano rozwój samolotu transportowego ATRA-90 i możliwość udziału w nim Boeinga (USA), MBB (RFN) i Fokkera (Holandia). (A. et C. 1106)



## IRAN

● Prawdopodobnie Chiny dostarczyły partię samolotów myśliwskich J-7. (A. et C. 1107)



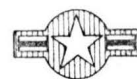
## PERU

● Armia powietrzna otrzymała rozkaz zniszczenia dróg startowych na pokątnych lotniskach w lasach Amazonii, które służyły przemytnikom narkotyków (A. et C. 1105)



## IZRAEL

● Kolejne zaskoczenie przemysłu lotniczego RPA: po niedawnym rozpowszechnieniu informacji o własnym śmigłowcu bojowym (podejrzany o duże podobieństwo do francuskiego SA.319 Alouette III), w sierpniu 1986 r. zaprezentowano publicznie prototyp odrzutowego samolotu bojowego Cheetah. Skonstruowano go w tej samej wytwórni Atlas Aircraft Corp., przy współpracy inżynierów izraelskich. Ocenia się, że użyto ok. 50% elementów francuskiego Mirage III, pozostałe oraz sylwetka samolotu mają wiele wspólnych cech z izraelskim IAI Kfir, jednak awionika i systemy uzbrojenia są konstrukcji własnej. Eksperti południowoafrykańscy uznają Cheetah za porównywalny do MiGa-23, któremu jest on przeciwstawiony. Nie ujawniono dokładnych danych. (A. et C. 1105)



## USA

● Dużą sensację wywołała katastrofa, 13 lipca 1986 r., niezidentyfikowanego (oficjalnie) samolotu w lasach Kalifornii. W środkach masowej informacji podejrzewa się, że jest to samolot Lockheed F-19 — myśliwiec zbudowany wg technologii Stealth (niewykrywalny przez radary). W kata-

cd. na s. 6

zeum jest pomalowanych niezgodnie z pierwotnym wyglądem. Remont ma przywracać pierwotny wygląd eksponatu, a nie przerabiać go na coś innego. W zasadzie najlepszym rozwiązaniem byłoby utworzenie przy którymś z warsztatów remontowych działu specjalizującego się w remontach eksponatów muzealnych. W Czechosłowacji uczyniły tak wojskowe warsztaty remontowe w Trenčynie.

3. Remonty eksponatów muzealnych są dość drogie. Sumy przyznawane dotychczas na działalność krakowskiego Muzeum są za małe. Należy stworzyć możliwość udzielania pomocy finansowej przez przedsiębiorstwa lotnicze. Pomocne byłoby, aby w tym celu powstało Towarzystwo Przyjaciół Muzeum Lotnictwa i Astronautyki.

Drugi problem wymagający spokojnego i rozsądnego rozpatrzenia, to sprawa współpracy z zachodniobermberskim Muzeum Komunikacji i Techniki. Trzeba rozważyć zakres

tej współpracy, wysunąć na pierwsze miejsce postulat wymiany Me 209 za PZL P.24 oraz ustalić listę najcenniejszych eksponatów, których w żadnym przypadku nie należy się pozbywać oraz listę tych eksponatów, których remontem nie jesteśmy zainteresowani. Wówczas dopiero można rozważyć sprawę remontu eksponatów w Berlinie Zachodnim za wypożyczenie (danie w depozyt) niektórych. Musi to jednak być rozważane bez emocji, a przy rzetelnym zestawieniu strat i korzyści.

Miejmy nadzieję, że hałas wokół krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki obudził tych, którzy mogą temu muzeum pomóc oraz że zostaną podjęte wielorakie działania, mające na celu uratowanie eksponatów. A do tego nie wystarczą same remonty eksponatów. Potrzebne są także pomieszczenia na ekspozycje i magazyny, a także zwiększenie załogi Muzeum, gdyż jest ona za mała w stosunku do posiadanych zbiorów i prowadzenia niezbędnych prac przy nich.



strofie zginął pilot. Według dziennika *Washington Post*, US Air Force dysponują już 15 samolotami tego typu, w które wyposażono jednostki stacjonujące w Nellis Air Force Base. Wspomniano także o zmniejszeniu kredytów na rozwój tego samolotu. (A. et C. 1105 i 1106)

● 17 sierpnia 1986 r. Boeing dostarczył 5000. odrzutowy samolot transportowy. Był nim B-737-300, którego odbiorcą i użytkownikiem są holenderskie linie KLM. W 31-letniej historii produkcji i dostaw odrzutowych cywilnych samolotów transportowych (28 października 1955 r. dostarczono B.707-120) dostarczono: 980 Boeingów 707/720, 1832 B.727, 1275 B.737, 654 B.747, 109 B.757 i 150 B.767. Tempo produkcji w zakładach Boeinga wynosi obecnie 14 samolotów miesięcznie. (A. et C. 1105)

● Kolejne, przełomowe wydarzenie w rozwoju technologii: 20 sierpnia 1986 r. rozpoczęto próby w locie śmigłowentylatorowej jednostki napędowej General Electric UDF (Un-Ducted-Fan). Zamontowano ją w miejsce prawego silnika samolotu Boeing 727-100, który służy jako latające stanowisko badawcze. Trwający 67 min pierwszy lot, na wysokości 6000 m i z prędkością 550 km/h, rozpoczął się i zakończył w centrum badawczym General Electric w Mojave (Kalifornia). (A. et C. 1106)

● W październiku 1986 r. miał rozpocząć próby w locie eksperymentalny statek po-

wietrzny Sikorsky RSRA (X-Wing). Jest to śmigłowiec, którego wórnik główny zatrzymywany jest po wzniesieniu się na żądaną wysokość, a jego łopaty pełnić będą rolę stałych powierzchni nośnych w locie poziomym. Wówczas RSRA napędzany będzie silnikami turboodrzutowymi. Program badań w locie ma trwać 15 miesięcy. (A. et C. 1105)



## W. BRYTANIA

● W dniach od 31 sierpnia do 7 września 1986 r. odbywała się w Farnborough kolejna, organizowana co 2 lata, Międzynarodowa Wystawa Lotnicza Farnborough International '86. Organizatorem było Stowarzyszenie Brytyjskich Przedsiębiorstw Lotniczych (Society of British Aerospace Companies). W tegorocznej wystawie wzięła udział rekordowa liczba ok. 600 wystawców z 24 krajów (dla porównania: w 1984 r. było ich 530, a w 1982 r. — 480), do których dyspozycji oddano powierzchnię 275 000 m<sup>2</sup>. Najwięcej wystawców zaprezentowało się w W. Brytanii (250), USA (78) i Francji (50). 150 statków powietrznych zaprezentowało 15 państw: Belgia, Brazylia, Finlandia, Francja, Hiszpania, Holandia, Indonezja, Kanada, RFN, Szwajcja-

ria, USA, Wielka Brytania, Włochy i ZSRR. 30 spośród nich zaprezentowano po raz pierwszy, przy czym największą atrakcją wśród nowości były eksperymentalne samoloty bojowe: francuski Dassault-Breguet Rafale i brytyjski British Aerospace EAP (Experimental Aircraft Programme). W każdym z 5 pierwszych dni, przez 2,5 h, odbywały się pokazy w locie; wielki, galowy pokaz, trwający 3,5 h, zorganizowano w dniu otwartym. (Flight Int. 4025, A. et C. 1105 i 1106)



## WŁOCHY

● Trzymiesięczne opóźnienie w realizacji programu brytyjsko-włoskiego śmigłowca Westland-Agusta EH-101. (A. et C. 1105)



## ZSRR

● Po raz pierwszy dokonano oficjalnego pokazu (na forum międzynarodowym) samolotu MiG-29. Eskadra czterech tych samolotów złożyła kurtuazyjną wizytę w Finlandii. (A. et C. 1104, Air Int. z 12.07. 1986)

## STATYSTYKA LOTNICZA



## Zmiany średnich cen jednosilnikowych samolotów sportowych i turystycznych we Francji w latach 1966 ÷ 1985

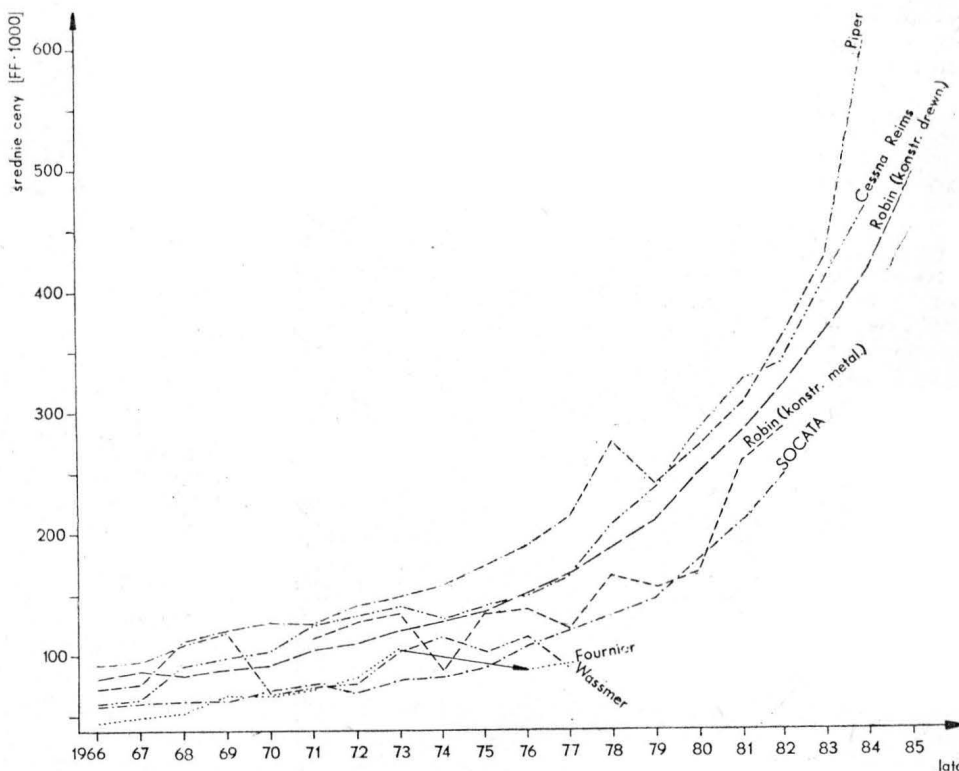
W niniejszym zestawieniu wzięto pod uwagę ceny następujących samolotów (w nawiasach — ceny z ostatnich notowań we frankach francuskich i ich daty):

**Robin DR.250** (108 000 — 1967), DR.220 2+2 (72 000 — 1970), DR.221 (76 000 — 1970), DR.253 (128 000 — 1972), DR.315 (82 000 — 1970), DR.340 (128 000 — 1973), DR.380 (134 000 — 1973), DR.300/108 (102 000 — 1973), DR.300/120 (106 000 — 1973), HR.100/200B (119 000 — 1972), HR.100/210 (148 000 — 1976), DR.400 2+2 (176 000 — 1979), DR.400/120 (428 000 — 1985), DR.400/140 (127 000 — 1975), DR.400/140B (181 000 — 1978), DR.400/160 (500 000 — 1985), DR.400/180 (520 000 — 1985), HR.100/250 (278 000 — 1978), HR.200/100 (74 000 — 1977), HR.200/120 (77 000 — 1977), R.2100 (90 000 — 1978), R.2112 (106 000 — 1980), R.2160 (104 000 — 1979), R.1180TD (282 000 — 1982)

**Socata MS.880B** (83 000 — 1973), MS.883 (57 000 — 1971), MS.887 (53 000 — 1972), MS.892 (78 000 — 1973), MS.893 (88 000 — 1973), MS.894 (68 000 — 1975), GY.80 (85 000 — 1972), ST.10 (128 000 — 1971), Rallye 100 (128 000 — 1979), Rallye 110 (134 000 — 1980), Rallye 150 (120 000 — 1979), Rallye 180 (195 000 — 1981), MS.235 (211 000 — 1981), TB.9 (216 000 — 1982), TB.10 (270 000 — 1982)

**Cessna-Reims F.150** (111 000 — 1977), F.172/145 (69 000 — 1967), F.172/150 (134 000 — 1973), FR.172 (176 000 — 1976), F.177RG (260 000 — 1978), FA.150 (84 000 — 1977), F.152 (368 000 — 1985), F.172M (165 000 — 1976), F.172N (525 000 — 1985), FR.172XP (292 000 — 1981), F.172RG (640 000 — 1984), FR.182RG (443 000 — 1981)

**Piper PA.28-140** (147 000 — 1978), PA.28/161 (516 000 — 1985), PA.28/180 (195 000 — 1977), PA.28-180R (141 000 — 1968), PA.28/200 (288 000



— 1977), PA.28-200R (198 000 — 1973), PA.28/201 (875 000 — 1984), PA.38/112 (218 000 — 1983)  
**Wassmer WA.40A** (100 000 — 1968), WA.41 (102 000 — 1969), WA.4/21 (132 000 — 1969), WA.51 (76 000 — 1973), WA.52 (85 000 — 1974), WA.54 (124 000 — 1977), WA.80 (65 000 — 1977),

WA.81 (68 000 — 1977), CE.43 (162 000 — 1974)  
**Fournier RF.3** (44 000 — 1966), RF.4 (63 000 — 1972), RF.5 (96 000 — 1973), RF.6B (90 000 — 1977)

Źródło: »Aviasport« nr 385/1986

P. G.

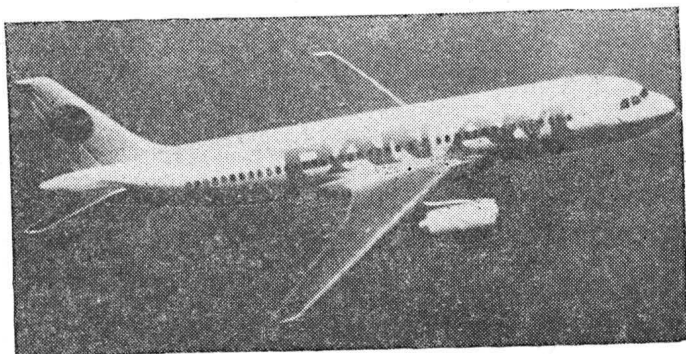
# Samoloty i śmigłowce na Farnborough'86

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W poprzednim numerze *TLiA* podano informacje o najnowszych typach samolotów zaprezentowanych na międzynarodowej wystawie lotniczej w Farnborough w Wlk. Brytanii. Niżej zaprezentowano nowe kierunki w rozwoju samolotów, wzrost kooperacji przemysłu lotniczego, śmigłowce i trochę danych o produkcji.

## Kierunki rozwoju

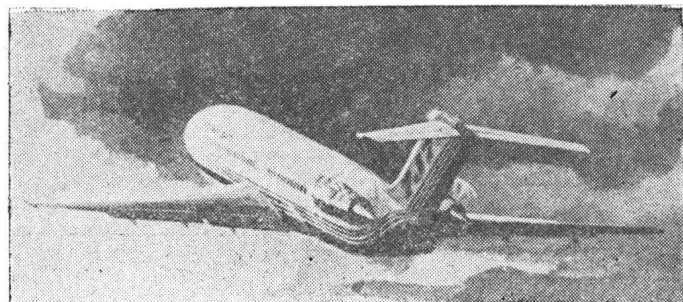
Aerobus A.320 ma być 150-miejscową odmianą rozwojową produkowanych seryjnie samolotów A.300 i A.310. Pierwszy lot prototypu tego samolotu jest spodziewany 1 marca 1987 r. Aby wypróbować cyfrowo-aktywny (komputerowy) system sterowania tym samolotem, wykonano doświadczalny egzemplarz A.320 fly-by-wire. System komputerowy tego samolotu jest tak zaprogramowany, że samolot nie może ulec przeciągnięciu i przeciążeniu i nie może być sterowany nieprawidłowo. Podczas pokazów zademonstrowano wprowadzanie samolotu w różne niebezpieczne sytuacje, z których on sam zawsze wychodzi. A.320 rozpocznie nowy etap w rozwoju samolotów pasażerskich. Wytwórnia otrzymała zamówienia na 134 egz. A.320 oraz opcje na 133 egz.



Rys. 1. Aerobus A.320, który ma wykonać pierwszy lot wiosną 1987 r.



Rys. 2. MD-91X ze śmigłowentylatorami



Rys. 3. Boeing 7J7 ze śmigłowentylatorami

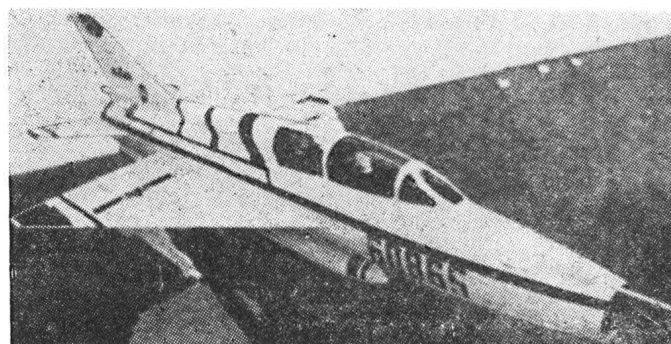
Drugim kierunkiem rozwoju samolotów pasażerskich jest zastosowanie do napędu śmigłowentylatorów, czyli wielopłatowych śmigieł napędzanych silnikami turbinowymi,



Rys. 4. Służbowy EMB 123 z pchającymi śmigłami



Rys. 5. Prototyp Piaggio P180 Avanti o układzie kaczki



Rys. 6. Chiński treningowy FT-7 (MiG-21U)

próbowanych już na latającej hamowni (samolocie Boeing 727). W opracowaniu znajdują się Boeing 7J7 i McDonnell Douglas MD-91X z takim napędem, które mają być dostarczane od 1992 r. Nowy rodzaj napędu ma dać ok. 40% oszczędności paliwa.

Trzecim kierunkiem jest układ kaczki, który zaczyna być stosowany w klasie samolotów służbowych, czego przykładem są oblatywane w 1986 r. prototypy samolotów Beech 200 Starship I i Piaggio P.180 Avanti. Z układem tym konkuruje układ tradycyjny, którego reprezentantami były: prototyp brytyjskiego samolotu służbowego Chicester-Miless, czy model brazylijskiego turbośmigłowego samolotu EMB-123 ze śmigłami pchającymi.

## Kooperacja wytwórni i krajów

Licencje były znane od zarania lotnictwa. Samoloty Wright i Bleriot były budowane już w latach 1910÷1911 w kilku krajach. Natomiast wspólne konstruowanie oraz koprodukcja, czyli wykonywanie elementów w różnych krajach, są stosowane na szerszą skalę dopiero od 25 lat. Pierwszy był samolot Transall zbudowany we współpracy Francji i RFN, następnie Concorde, Alphina Jet, Tornado i in. Coraz większe koszty konstruowania i prób oraz obniżanie się kosztów produkcji w miarę wydłużania się serii zmuszają wytwórnie lotnicze do współpracy międzynarodowej.

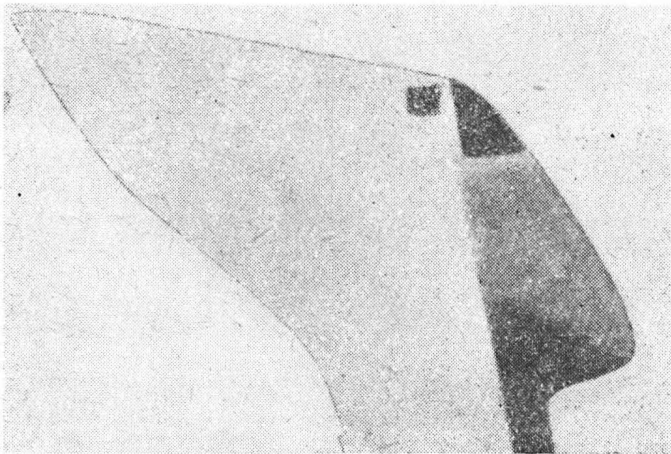
Europejski aerobus A.300, będący głównie dziełem przemysłu francuskiego, zachodniemieckiego i brytyjskiego, był próbą obrony przed tworzącym się monopolem prze-



mysłu amerykańskiego na samoloty pasażerskie. Prym wiodł Boeing, a towarzyszyli mu Lockheed i Douglas. W ostatnich latach Lockheed wycofał się z produkcji samolotów pasażerskich, a zamówienia na Douglasy spadły, co ograniczyło możliwości tworzenia przez tę wytwórnię nowych typów. Na Farnborough rewelacją była wiadomość, że McDonnell Douglas rozpoczęła współpracę z europejskim Airbusem. Dziś bowiem na zachodnim rynku samolotów pasażerskich liczą się już tylko Boeing i Airbus.

Brytyjska wytwórnia Shorts i kanadyjska de Havilland Canada nawiązały współpracę i wspólnie sprzedają swe samoloty. Shorts buduje małe samoloty transportowe, de Havilland — większe. Wspólnie dysponują już pewną liczbą samolotów 19- do 80-miejscowych. Samolotem pasażerskim BAe ATP z silnikami turbośmigłowymi PW124 zainteresował się radziecki przemysł lotniczy, gdyż istnieje zapotrzebowanie na 1000 takich samolotów. Przemysł radziecki przygotowuje jednak samolot tej klasy Il-114.

Chiny rozwijają współpracę z innymi krajami. Oprócz produkcji licencyjnej francuskiego śmigłowca Dauphin 2 pod oznaczeniem Z-9 (Zhi-9), chiński przemysł lotniczy podejmuje produkcję drzwi do kabiny oraz środkowej części płata do brytyjskiego samolotu pasażerskiego Shorts 360 (samolot ten kupują Chiny). Od 1979 r. wytwórnia w Szanghaju wykonuje drzwi podwozia do McDonnell Douglas MD-82, a od 1987 r. ma rozpocząć montaż zamówionych 25÷40 samolotów MD-82. W Xian budowane są drzwi do samolotu Boeing 737, a mają być też wykonywane stateczniki pionowe. Przemysł amerykański i chiński ma wspólnie modyfikować samoloty Boeing 727-200 przez wymianę silników na nowocześniejsze. Wraz z przemysłem japońskim przemysł chiński przystępuje do projektowania 70-miejscowego samolotu pasażerskiego. Przemysł brytyjski uczestniczy w modernizacji chińskich samolotów wojskowych. Wytwórnia Flight Refuelling wyposaża bombowce H-6 (Il-28) i szturmowce A-5C w urządzenia do tankowania w locie. Wytwórnia GEC Avionics wyposaża samoloty myśliwskie F-7M (MiG-21) i treningowe FT-7 w awionikę i ekran wskaźników (HUD). Przemysł chiński planuje współpracę z firmą Rolls-Royce, aby z istniejącego silnika RB550 uzyskać silnik o mocy 1470 kW (2000 KM) do projektowanych samolotów pasażerskich 40- i 75-miejscowych. Samodzielnie przemysł chiński opracowuje projekty samolotów wojskowych: dwusilnikowego odrzutowego treningowego, turbośmigłowego treningowego, dwumiejscowego myśliwskiego i dwusilnikowego naddźwiękowego bombowca.



Rys. 7. Wiosłowa końcówka łopaty Lynxa



Rys. 8. Makieta śmigłowca Westland-Agusta EH101



Rys. 9. AS 365 Panther



Rys. 10. Model śmigłowca NH90

### Zakupy i zamówienia

Interesujące są też informacje o zakupach poszczególnych typów samolotów. Włosko-brazylijski samolot szturmowy AMX, którego prototyp znajduje się w próbach, został zamówiony przez lotnictwo włoskie (187 szt.) i brazylijskie (79 szt.) w wersji z silnikiem RR Spey 807, zaś Argentyna zamierza zamówić wersję z silnikiem GEF404.

Lotnictwo brytyjskie zamówiło 62, a amerykańskie 328 samolotów szturmowych pionowego startu Harrier GR5, budowanych w wytwórni McDonnell Douglas jako AV-8B Harrier II. Hiszpański przemysł lotniczy ma zamówienia na 130 odrzutowych samolotów treningowych C-101 Aviojet i ponad 120 na transportowy CN-235 (realizowany wspólnie z przemysłem indonezyjskim). Dostarczono już i zamówiono 400 lekkich samolotów transportowych C-212 Aviocar.

Brazylijski przemysł lotniczy zbudował 500 samolotów rolniczych Ipanema, 130 treningowych EMB-312 Tucano (ma zamówienia na 80 i opcje, czyli wstępne kontrakty na 70, a ponadto w Wlk. Brytanii z licencji będzie zbudowanych 130 szt.). Na samolot pasażerski EMB-120 Brasília uzyskano 59 zamówień i 90 opcji.

Szwajcarska wytwórnia Pilatus sprzedała 380 samolotów treningowych PC7 Turbo Trainer i uzyskała zamówienia na 100 treningowych PC-9 (z tego 67 dla Australii, budowanych tam z licencji).

Brytyjska wytwórnia Shorts sprzedała dotychczas 150 lekkich samolotów transportowych Skyvan, 180 Shorts 330 i otrzymała zamówienia na 130 Shorts 360 (80 już dostarczono).

Francuska wytwórnia Aerospatiale sprzedała 1600 śmigłowców Ecureil, w tym dostarczyła już 900 w wersji jednosilnikowej AS 350 i 350 w wersji dwusilnikowej AS 355. Wyprodukowano 300 egz. śmigłowca Dauphin 2 i 1200 egz. śmigłowca Gazelle.

Amerykańska wytwórnia Robinson zbudowała 500 lekkich śmigłowców R-22. Obecna produkcja wynosi 8 szt. na miesiąc.

Zachodniemiecka wytwórnia Grob zbudowała 200 dwumiejscowych motoszybowców G-109.

Sprzedano dotychczas 1070 brytyjskich samolotów Britten Norman NB2 Islander. Brytyjska wytwórnia Westland sprzedała dotychczas 330 śmigłowców Lynx oraz 300 Sea King wraz z odmianą Commando.

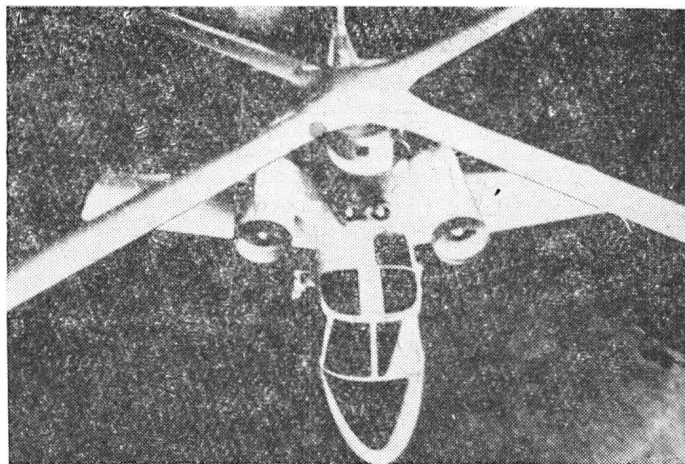
Brytyjska wytwórnia British Aerospace dostarczyła 550 z budowanych 930 myśliwsko-szturmowych samolotów Tornado, 300 treningowych Hawk, 49 pasażerskich BAe 146 (z 71 zamówionych), ok. 600 z 632 zamówionych służbowych odrzutowych BAe 125 i ponad 100 z zamówionych 117 samolotów służbowych Jetstream.

Brytyjskie siły lotnicze RAF rozważają zakup amerykańskich samolotów wczesnego wykrywania Boeing E-3 AWACS zamiast brytyjskich Nimrod AEW 3. Wytwórnia

Grumman proponuje zastosowanie wyposażenia od swego samolotu E-2C Hawkeye na samolocie Nimrod. Stworzy to wersję Hawkrod, co pozwoli na wykorzystanie dotychczasowych prac nad samolotem Nimrod.

## Śmigłowce

Na wystawie nie pokazano żadnego nowego prototypu śmigłowca. Nowościami były nowe wersje oraz modele i makiety projektów. Rewelacją był rekord prędkości 400 km/h osiągnięty 11 sierpnia 1986 r. na śmigłowcu Lynx z łopatkami o poszerzonych (wiosłowych) końcówkach. Wirnik z tym rodzajem łopat, nazwany BERP, będzie stosowany na nowych śmigłowcach budowanych przez wytwórnię Westland. Drugą nowością było to, że wytwórnia Westland podejmie w 1987 r. produkcję licencyjną śmigłowców wojskowych Sikorsky S-70A Black Hawk pod



Rys. 12. Sikorsky z wirnikoskrzydłem typu X  
Wszystkie fot. Show Daily, Flight Show Daily



Rys. 11. Sikorsky S-70 z silnikami RTM322

oznaczeniem WS-70. Pierwsze zmontowane WS-70 mają być gotowe w kwietniu 1987 r. Na zamówienie wytwórni Sikorsky jeden WS-70 wyposażono we francusko-brytyjskie silniki RTM 322; zaprezentowano go w Farnborough. Sikorsky chce zaproponować wersję morską Black Hawk z tymi silnikami marynarce USA. Na wystawie pokazano makietę 30-miejscowego śmigłowca Westland-Agusta EH-101, którego prototyp ma wykonać pierwszy lot w dru-

gim kwartale 1987 r. Westland, Agusta, Fokker i CASA przystępują do opracowania śmigłowca myśliwsko-szturmowego Tonal, dla którego za punkt wyjścia przyjęto śmigłowiec Agusta A-129 Mangusta. Natomiast Westland, Aerospaziale, Agusta, Fokker i MBB opracowują koncepcję śmigłowca transportowego i morskiego NH-90.

Wytwórnia Aerospaziale zaprezentowała bojową odmianę śmigłowca Dauphin 2 oznaczoną SA 365M Panther, napędzaną silnikami TM333. Łopatki wirnika i głowica tego śmigłowca po pojedynczym przestrzale pociskiem 7,62 lub 12,7 mm mogą jeszcze pracować przez 10 h. Kadłub wytrzymuje uderzenie o ziemię z prędkością 7 m/s, zaś fotele z prędkością 15 m/s, co zapewnia bezpieczeństwo załodze.

Włoska Agusta pokazała szerokokadłubową odmianę śmigłowca A109, który może wykonywać zadania szturmowo-desantowe.

Amerykańska wytwórnia Bell zaprezentowała odmianę bojową śmigłowca Ranger oznaczoną Bell 406 CS (Combat Scout) oraz wojskową odmianę śmigłowca Bell 412 (oznaczoną Bell 412 AH) uzbrojoną w wieżyczkę podkadłubową z k.m. 12,7 mm oraz w 19 pocisków rakietowych.

19 sierpnia 1986 r. wytwórnia Sikorsky zakończyła budowę prototypu samolotośmigłowca ze skrzydłem X, które służy jako wirnik do startu i lądowania oraz po zatrzymaniu jako skrzydło w locie samolotowym.

cd. ze s. 24

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Flugzeuge und Hubschrauber auf der Farnborough'86-Ausstellung. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 3, S. 4

Die Ausstellung in Farnborough gibt eine Übersicht über die Entwicklungsrichtungen von Flugzeugen für die zivile Luftfahrt, über die Bestellungen und neue Initiativen in der Kooperation, über die Herstellung von Flugzeugen sowie über neue Versionen und Entwürfe von Hubschraubern.

GLIWA M.: Ein Beispiel der Anwendung von statistischen Methoden zur Bearbeitung und Analyse der Versuchsergebnisse. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 3, S. 7

In dem Aufsatz wird ein Beispiel der Anwendung neuzeitlicher statistischer Methoden zur Analyse der Messergebnisse der Korngröße von Austenit in heiss verformten Stahl 18H2N4WA angeführt.

STAFIEJ W.: Belastungsfaktor der Segelflugzeug-Tragfläche bei verschiedenen Zuständen im stationären Flug. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 3, S. 16

Die Ermittlung der Belastung der Tragfläche eines Segelflugzeuges bedarf einer Analyse von vielen Flugzuständen, die für diese Fluggeräte eigenartig sind. In dem Aufsatz werden die Methoden der Ermittlung dieser Belastungen beim Entwerfen der Segelflugzeuge behandelt.

CZARNECKI K., GRACZYK M.: Klassifikation der Tragfähigkeit der Flugplatz-Fahrbahnbedecke mit der ACN-PCN-Methode (III). TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 3, S. 18

Im 3. Teil des Aufsatzes wird die Ermittlungsmethode der zu der Gruppe „technische Beurteilung“ angerechneten PCN-Zahlen erörtert.

OŚTAPKOWICZ M.: Militärische Flugmotoren der USA und Westeuropas. TLiA, XLII, H. 3, S. 21

Es werden eine Charakteristik der amerikanischen und westeuropäischen Firmen für Flugmotorenbau gegeben, sowie einige Motore für Militärflugzeuge dargestellt. Der Aufsatz wird durch eine Aufstellung von Daten westeuropäischer Motorenwerke und gegenwärtiger militärischer Motore ergänzt.

GLASS A.: Polnische Sperrballons aus den Jahren 1942 und 1943. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 3, S. 22

Es werden die Geschichte der Entstehung, die Konstruktion, die technischen Daten, sowie der Verlauf der Versuche mit den Sperrballons P.1 und VLA.48, die von polnischen Konstrukteuren in Großbritannien in den Jahren 1942 und 1943 erbaut wurden, erörtert.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Самолеты и вертолеты на выставке в Фарнборо'86. TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 4

Описаны направления технического развития гражданских самолетов, новые инициативы в области кооперации, заказы и производство самолетов а также новые варианты и проекты вертолетов, показанные на выставке в Фарнборо.

ГЛИВА М.: Пример применения статистических методов для обработки и анализа результатов исследований. TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 7

Дается пример применения самых современных статистических методов для анализа результатов измерений величины зерна аустенита и деформированной в горячем состоянии стали 18H2И4А.

СТАФЕЙ В.: Коэффициенты нагрузки крыла планера на разных режимах установившегося полета. TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 16

Определение нагрузок крыла планера требует анализа многих режимов полета, характерных для планера. В статье описаны способы определения нагрузок, применяемые при проектировании планера.

ЧАРНЭЦКИ К., ГРАЧЫК М.: Классификация допустимых удельных нагрузок аэродромных покрытий методом АСИ-РСИ (III с.). TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 18

В третьей части статьи описан метод определения чисел РСИ, входящих в группу «технической оценки».

ОСТАПКОВИЧ М.: Военные авиадвигатели США и стран Западной Европы. TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 21

Статья дает характеристику фирм из США и Западной Европы, выпускающих авиадвигатели и описывает некоторые из двигателей. Статья содержит также таблицы данных двигателестроительных заводов Западной Европы а также современных военных авиадвигателей.

ГЛЯСС А.: Польские аэростаты заграждения из 1942 и 1943 г. TLiA, т. 42, 1987 г., № 3, с. 22

Указана история постройки, конструкция, технические данные и ход испытаний аэростатов заграждения P.1 и VLA.48, построенных польскими конструкторами в Великобритании в 1942 и 1943 г.



# Przykład zastosowania metod statystycznych do opracowania i analizy wyników badań

Dr inż. MARIAN GLIWA  
Instytut Mechaniki Precyzyjnej  
Oddział w Warszawie

Każdy pomiar jest zdarzeniem losowym i pomiary tej samej wielkości dają różne wyniki. Rozbieżności w poszczególnych wynikach są spowodowane drobnymi i licznymi przyczynami, których praktycznie nie jesteśmy w stanie wyeliminować z doświadczenia. Nie potrafimy więc dokładnie przewidzieć wyników badań, ponieważ nie potrafimy idealnie sprecyzować wszystkich warunków, w jakich wykonano doświadczenie, a zatem nie możemy ustalić czynników zakłócających, które są źródłem zmienności wyników.

Ponieważ wyniki uzyskane nawet w tych samych warunkach doświadczalnych różnią się między sobą, zwykle posługujemy się średnią wartością uzyskaną z pewnej liczby pomiarów. Te średnie wartości wyników dwu grup eksperymentalnych są też na ogół różne. Interesujące jest, czy różnice między obliczonymi średnicami są spowodowane drobnymi przyczynami niekontrolowanymi w badaniach, czy też odmiennym działaniem kontrolowanego czynnika. Odpowiedź na to można otrzymać korzystając z teorii statystyki matematycznej. Na podstawie wyników liczbowych statystyka umożliwia wysuwanie poprawnych wniosków i podaje metody prowadzące do ich uzyskania [1].

Statystyka wskazuje, jak oceniać efekty działania poszczególnych czynników składające się na główne przyczyny danego zjawiska i jak oceniać efekty działania przyczyn ubocznych. Porównanie udziału tych ostatnich z poszczególnymi czynnikami kontrolowanymi pozwala ocenić wielkość rzeczywistego ich działania i wielkość błędu przy wysuwaniu wniosków [2].

Wnioskowanie statystyczne najczęściej polega na sprawdzeniu (weryfikowaniu) hipotez statystycznych (testy istotności). Testy te są tak skonstruowane, że weryfikują nie dowolne hipotezy, lecz tzw. hipotezy statystyczne, które na ogół są nieco inaczej skonstruowane niż hipotezy merytoryczne. Istnieje wiele testów istotności, za pomocą których można badać różnice w wartościach danej cechy [3, 4]. W każdym przypadku hipoteza statystyczna głosi, że nie ma różnicy między średnimi wartościami badanej wielkości.

Wnioskowanie na podstawie testu istotności jest podobne do dowodu sprowadzenia do niedorzeczności występującego w matematyce. W dowodzie takim stawia się pewne założenie (odpowiednik hipotez statystycznych), z którego uzyskuje się wniosek sprzeczny z założeniem. Z wykazanej sprzeczności wynika fałszywość postawionego założenia, a to dowodzi prawdziwości twierdzenia. Odpowiednikiem w stosowaniu testu istotności jest stwierdzenie, że prawdopodobieństwo otrzymania danej lub większej wartości testowej jest bardzo małe. W przypadku weryfikowania hipotez statystycznych małe prawdopodobieństwo otrzymania danej wartości wskazuje na fałszywość hipotezy z określonym ryzykiem błędu. Ryzyko błędu nazywa się poziomem istotności i jest to prawdopodobieństwo odrzucenia hipotezy w przypadku jej prawdziwości. Wynosi ono zazwyczaj 5 lub 1%.

W celu równoczesnego porównania wielu wyników badań, stosuje się analizę wariancyjną opracowaną przez Fischera [2, 5]. Pozwala ona na równoczesne badanie wpływu na daną cechę dwu lub trzech różnych czynników. Jeżeli wyniki liczbowe podlegają klasyfikacji ze względu na dwa czynniki, analizę można najprościej przeprowadzić metodą bloków kompletnie zrandomizowanych [2]. W tym celu wyniki liczbowe grupuje się w bloki (wpływ jednego czynnika) i obiekty (wpływ drugiego czynnika). Tak zgrupowany materiał eksperymentalny podlega podwójnej klasyfikacji: ze względu na bloki i ze względu na obiekty. Każdy wynik stanowi element tej klasyfikacji, ponieważ należy do jednego z bloków i do jednego z obiektów eksperymentalnych. Przy klasyfikacji jeden wynik obiektu występuje jeden raz w każdym bloku. Gwarantuje to niezależność bloków i obiektów zwaną ortogonalnością. Oznacza ona brak korelacji między blokami i obiektami. Z właściwości

ortogonalności korzysta się w analizie wariancji: można wówczas wyodrębnić niezależne sumy kwadratów odchyłeń od poszczególnych źródeł zmienności i ocenić udział każdego z nich w sumie kwadratów odchyłeń dla wszystkich wyników badań. To z kolei jest podstawą do konstruowania funkcji testowej i weryfikowania hipotez zerowych o braku różnic między obiektami i blokami.

Celem analizy statystycznej danych liczbowych w metodzie bloków kompletnie zrandomizowanych jest weryfikowanie hipotezy, że średnie wartości cechy w poszczególnych obiektach i blokach są sobie równe. Korzysta się przy tym z testu istotności F oddzielnie dla obiektów i oddzielnie dla bloków. W rozpatrywanym układzie na wielkość badanej cechy wpływają, poza ogólną średnią, trzy następujące źródła zmienności: efekt blokowy, efekt obiektowy i błąd eksperymentalny. Jeżeli każde z tych źródeł zmienności jest wynikiem działania odpowiednich niezależnych przyczyn, co zwykle się przyjmuje, to na wariancję wszystkich wyników składają się: wariancja między obiektami, między blokami i wariancja błędu eksperymentalnego.

W celu wykazania jak duże są różnice pomiędzy średnimi obiektowymi i blokowymi, stosowana jest dalsza analiza na podstawie nowego wielokrotnego testu rozstępu [2]. Pozwala ona na równoczesne porównanie wszystkich wyników obiektowych i blokowych.

Analiza statystyczna pozwala na badanie zależności między kilkoma cechami [3, 4]. W przypadku dwóch cech pojęcie zależności wiąże się z tzw. problematyką korelacyjną i regresyjną. Pierwsza z nich dotyczy oceny współzależności, a druga prognozy, czyli oceny wartości jednej cechy na podstawie wartości drugiej cechy. Współzależność między cechami ocenia się przez wyliczenie współczynnika korelacji. Zagadnienie prognozy sprowadza się do wyznaczenia analitycznej postaci zależności przez wyrażenie jednej zmiennej jako funkcji drugiej.

Przedstawiona metodyka oceny wyników może być stosowana w różnych rodzajach badań. Nie zyskała jednak dużego zastosowania praktycznego w problemach metaloznawczych, zwłaszcza w przypadku bardziej złożonych analiz, jak np. opartych na metodzie bloków kompletnie zrandomizowanych. Na możliwość jej zastosowania do analizy wyników pomiaru ziarna zwrócono uwagę w [6].

W artykule na przykładzie wielkości ziarna przedstawiono sposoby statystycznego opracowania wyników prowadzące do opisanie badanych zależności wzorem matematycznym.

Merytorycznym celem artykułu było ustalenie wpływu parametrów odkształcenia plastycznego na gorąco na wielkość ziarna austenitu i kinetykę jego rozrostu oraz opisanie stwierdzonych zależności funkcją matematyczną. Wykorzystano tu wyniki pomiaru wielkości ziarna odkształconej na gorąco stali 18H2N4WA zebrane w [7].

## Statystyczne opracowanie wyników

Wyniki liczbowe charakteryzujące wielkość ziarna (ciężca ziarna) zgrupowano w szeregi rozdzielcze, po czym wyliczono ich parametry opisowe: średnią arytmetyczną i wariancję. Na podstawie wyglądu sporządzonych histogramów przyjęto, że rozkład ziarna w każdym przypadku jest rozkładem normalnym. To stwierdzenie było konieczne ze względu na możliwość zastosowania odpowiednich testów istotności.

Analizę wpływu parametrów odkształcenia plastycznego na wielkość ziarna austenitu przeprowadzono metodą bloków kompletnie zrandomizowanych dla każdej temperatury hartowania oddzielnie. W takich przypadkach wariancję jako miary rozrzutu wielkości ziarna można było, z uwzględnieniem błędów pomiaru, przyjąć za jednakowe — tego wymaga stosowana tu metoda analizy.

W blokach umieszczono średnie wielkości ziarna po uprzednim odkształceniu (różny stopień odkształcenia),

**TABLICA 1.** Średnie ciężki ziarna stali 18H2N4WA (w  $\mu\text{m}$ ) po odkształceniu z różnymi parametrami oraz po następnym hartowaniu z temperatury 890°C

Obiekty, temp. odkształcenia, °C	Blok, stopnie odkształcenia %						Sumy	Średnie
	A,10	B,20	C,30	D,40	E,60	F,80		
a, 700	7,6	7,2	6,7	6,6	6,2	5,3	39,6	6,6
b, 800	7,9	7,8	7,0	6,7	6,5	6,3	42,2	7,0
c, 900	8,0	8,0	7,2	6,9	6,7	6,5	43,3	7,2
d, 1000	8,8	8,3	7,8	7,7	7,2	7,1	46,9	7,8
e, 1100	13,2	11,7	10,5	10,1	9,4	8,7	63,6	10,6
f, 1200	13,6	13,2	13,1	12,6	11,9	10,6	75,0	12,5
Sumy	59,1	56,2	52,3	50,6	47,9	44,5	310,6	—
Średnie	9,85	9,37	8,72	8,43	7,98	7,42	—	8,6

$V_{ob} = 33,82$        $F_{ob} = 161,68 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_{bl} = 4,76$        $F_{bl} = 22,75 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_e = 0,21$

Oznaczenia:  $V_{ob}$  — średni kwadrat dla obiektów równy sumie kwadratów odchyłań średnich obiektowych od średniej ogólnej podzielonej przez  $v_{ob} = c - 1$  stopni swobody,  $c = 6$  — liczba bloków;  $V_{bl}$  — średni kwadrat dla bloków równy sumie kwadratów odchyłań średnich blokowych od średniej ogólnej podzielonej przez  $v_{bl} = k - 1$  stopni swobody,  $k = 6$  — liczba obiektów;  $V_e$  — średni kwadrat dla błędów równy sumie kwadratów dla błędów podzielony przez  $v_e = (c - 1)(k - 1) = 25$  stopni swobody;  $F_{ob}$  — wartość funkcji testowej dla obiektów równa ilorazowi średniego kwadratu dla obiektów i średniego kwadratu dla błędów;  $F_{bl}$  — wartość funkcji testowej dla bloków równa ilorazowi średniego kwadratu dla bloków i średniego kwadratu dla błędów;  $F_{0,05}$  — wartość graniczna funkcji testowej odczytana z tablic  $F$  przy poziomie istotności  $\alpha = 0,05$ ,  $v_1 = c - 1 = k - 1 = 5$  i  $v_2 = 25$  stopni swobody

objektami natomiast są temperatury odkształcenia. Tak więc każdy wynik (średnia ciężki ziarna) występował tylko raz w danym obiekcie i bloku, a zatem została zachowana ortogonalność stanowiąca podstawę do przeprowadzenia analizy wariancyjnej. Analizę tę przeprowadzono zgodnie z [2], gdzie podano odpowiednie wzory robocze.

Weryfikowanie istotności różnic między średnimi blokowymi i obiektowymi przeprowadzono za pomocą nowego wielokrotnego testu rozstępu. Było to możliwe, gdyż za pomocą analizy wariancyjnej stwierdzono istotne różnice tak dla obiektów, jak i dla bloków.

Temperatury początku rozrostu ziarn austenitu wyznaczono za pomocą testów istotności t-Studenta (porównanie średnich ciężki ziarna) i testu F-Fischera (porównanie wariancji). W tym celu parametry ziarna uszeregowano w zależności od temperatury austenitowania dla każdego parametru odkształcenia oddzielnie. Wykazanie istotnej

**TABLICA 2.** Średnie ciężki ziarna stali 18H2N4WA (w  $\mu\text{m}$ ) po odkształceniu z różnymi parametrami oraz po następnym hartowaniu z temperatury 900°C

Obiekty, temp. odkształcenia, °C	Blok, stopnie odkształcenia, %						Sumy	Średnie
	A,10	B,20	C,30	D,40	E,60	F,80		
a, 700	9,9	9,4	8,8	7,4	6,5	6,4	48,4	8,1
b, 800	11,1	9,8	8,7	8,6	7,8	7,6	53,6	8,9
c, 900	10,1	8,6	8,2	8,1	7,4	7,3	49,7	8,3
d, 1000	7,8	8,3	8,7	8,8	9,0	10,1	52,7	8,8
e, 1100	14,5	15,3	15,6	15,7	15,9	16,5	93,5	15,6
f, 1200	13,7	13,2	12,5	12,3	12,2	11,4	75,3	12,6
Sumy	67,1	64,9	62,5	60,9	58,8	59,3	373,2	—
Średnie	11,2	10,8	10,4	10,2	9,8	9,9	—	10,4

$V_{ob} = 55,41$        $F_{ob} = 74,44 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_{bl} = 3,01$        $F_{bl} = 4,04 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_e = 0,74$

Oznaczenia jak w tabl. 1

**TABLICA 3.** Średnie ciężki ziarna stali 18H2N4WA (w  $\mu\text{m}$ ) po odkształceniu z różnymi parametrami oraz po następnym hartowaniu z temperaturą 950°C

Obiekty, temp. odkształcenia, °C	Blok, stopnie odkształcenia, %						Sumy	Średnie
	A,10	B,20	C,30	D,40	E,60	F,80		
a, 700	11,2	10,1	9,8	9,6	11,1	11,2	63,0	10,5
b, 800	12,4	12,3	10,1	9,6	9,8	10,1	64,3	10,8
c, 900	8,5	8,6	8,8	9,2	10,9	11,7	57,7	9,6
d, 1000	9,3	9,5	9,6	11,4	14,1	17,9	71,8	12,0
e, 1100	15,1	18,3	21,1	24,2	27,5	32,7	138,9	23,2
f, 1200	15,8	15,2	14,7	14,1	13,6	13,8	87,2	14,5
Sumy	72,3	74,0	74,1	78,1	87,0	97,4	482,9	—
Średnie	12,1	12,3	12,4	13,0	14,5	16,2	—	13,4

$V_{ob} = 154,85$        $F_{ob} = 25,0 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_{bl} = 16,14$        $F_{bl} = 2,61 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_e = 6,19$

Oznaczenia jak w tabl. 1

różnicy między wielkością i rozkładem ziarna przy dwóch sąsiednich temperaturach (od najniższej) świadczyło, że w tym zakresie temperatur znajduje się temperatura początku rozrostu ziarna austenitu.

Zależność między temperaturą początku rozrostu ziarna a stopniem odkształcenia plastycznego badano za pomocą analizy korelacyjnej i regresyjnej. W tym celu odpowiednie dane naniesiono na wykres i między punktami eksperymentalnymi przeprowadzono krzywą aproksymacyjną, dobierając jej ogólne równanie. Ponieważ nie była to zależność liniowa, dlatego przez odpowiednie przekształcenie matematyczne (zlogarytmowanie) eksperymentalną krzywą przeprowadzono w linię prostą. Następnie metodą najmniejszych kwadratów wyznaczono współczynnik korelacji i równania regresji. Z równań regresji wyznaczono stałe współczynniki w hipotetycznym równaniu zależności.

**Analiza wyników**

Niektóre z otrzymanych wyników pomiaru wielkości ziarna oraz ich opracowanie metodą bloków kompletnie zrandomizowanych przedstawiono w tabl. 1-4. Doboru przykłałów dokonano tak, aby przedstawić wszystkie możliwe zmiany wielkości ziarna ze zmianą parametrów odkształcenia. W tabl. 1 jest zachowana systematyczność zmian wielkości ziarna ze zmianą stopnia i temperatury odkształcenia. Taką zależność stwierdza się po austenitowaniu

**TABLICA 4.** Średnie ciężki ziarna stali 18H2N4WA (w  $\mu\text{m}$ ) po odkształceniu z różnymi parametrami oraz po następnym hartowaniu z temperatury 1200°C

Obiekty, temp. odkształcenia, °C	Blok, stopnie odkształcenia, %						Sumy	Średnie
	A,10	B,20	C,30	D,40	E,60	F,80		
a, 700	60,5	62,5	64,5	66,3	67,5	69,9	391,9	65,2
b, 800	60,6	63,5	64,0	65,8	66,2	68,7	388,8	64,8
c, 900	56,2	57,1	59,8	61,9	63,5	64,9	363,4	60,6
d, 1000	58,2	59,2	61,3	61,4	62,1	64,5	366,7	61,1
e, 1100	59,2	62,9	64,1	64,7	65,2	66,5	382,6	63,8
f, 1200	76,9	77,1	78,1	79,4	80,9	82,6	475,0	79,2
Sumy	371,6	382,3	391,8	399,5	405,4	417,1	2367,7	—
Średnie	61,9	63,7	65,3	66,6	67,6	69,5	—	65,8

$V_{ob} = 280,18$        $F_{ob} = 408,66 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_{bl} = 44,50$        $F_{bl} = 64,91 > F_{0,05} = 2,60$   
 $V_e = 0,69$

Oznaczenia jak w tabl. 1

**TABLICA 5.** Pięcioprocentowe wartości graniczne  $D_{0,05}$  i półprzedziały ufności dla prób wielkości  $p = 2, 3, 4, 5, 6$  (bloki B, C, D, E, F; kolumny b, c, d, e, f) przy  $v_e = 25$  stopni swobody

Temp. hartowania, °C	Wielkość próby p	2	3	4	5	6
		$D_{0,05}$				
800 900 950 1200	$D_p$	2,919	3,066	3,160	3,226	3,276
		0,545	0,572	0,590	0,602	0,612
		1,027	1,079	1,112	1,136	1,153
		2,965	3,115	3,211	3,278	3,328
		0,987	1,036	1,068	1,090	1,107

Oznaczenia:  $D_p$  — pięcioprocentowe półprzedziały ufności obliczone ze wzoru:  $D_p = D_{0,05} \sqrt{V_e/6}$  (liczba bloków równa się liczbie obiektów);  $D_{0,05}$  — wartość graniczna funkcji testowej wzięta z tablic  $D$  dla  $p = 2, 4, 3, 5, 6$  i  $v_e = 25$  stopni swobody

**TABLICA 6.** Wyniki analizy różnic między blokami przeprowadzonej za pomocą nowego wielokrotnego testu rozstępu

Temp. hartowania, °C	Blok, stopnie odkształcenia					
	A1	B1	C1	D1	E1	F1
800	A1	B1	C1	D1	E1	F1
850	A2	B2	C2	D2	E2	F2
900	A3	B3	C3	D3	E3	F3
925	A4	B4	C4	D4	E4	F4
950	A5	B5	C5	D5	E5	F5
975	A6	B6	C6	D6	E6	F6
1000	A7	B7	C7	D7	E7	F7
1050	A8	B8	C8	D8	E8	F8
1100	A9	B9	C9	D9	E9	F9
1150	A10	B10	C10	D10	E10	F10
1200	A11	B11	C11	D11	E11	F11



TABLICA 7. Wyniki analizy różnic między obiektami przeprowadzonej za pomocą nowego wielokrotnego testu rozstępu

Temp. hartowania, °C	Obiekty, temp. odkształcenia					
300	a1	b1	c1	d1	e1	f1
350	a2	b2	c2	d2	e2	f2
900	a3	b3	c3	d3	e3	f3
925	a4	b4	c4	d4	e4	f4
950	a5	b5	c5	d5	e5	f5
975	a6	b6	c6	d6	e6	f6
1000	a7	b7	c7	d7	e7	f7
1050	a8	b8	c8	d8	e8	f8
1100	a9	b9	c9	d9	e9	f9
1150	a10	b10	c10	d10	e10	f10
1200	a11	b11	c11	d11	e11	f11

w temp. do 850°C. W pozostałych przypadkach nie obserwuje się takiej systematyczności.

Na podstawie przedstawionych wyników można ocenić wpływ parametrów odkształcenia plastycznego na wielkość ziarna austenitu. Interesujące jest jednak, czy zaobserwowane różnice w wielkościach ziarn są przypadkowe, czy też istotne, oraz jak duży jest wpływ poszczególnych parametrów odkształcenia. Na to pytanie ściśle odpowiedziała analiza statystyczna. Ponieważ w każdym przypadku wartość funkcji testowej jest większa od wartości granicznej z ryzykiem błędu mniejszym od 5% można twierdzić, że parametry odkształcenia plastycznego na gorąco wpływają istotnie na wielkość ziarna po austenitowaniu w dowolnej temperaturze w zakresie 800÷1200°C.

Analiza za pomocą nowego wielokrotnego testu rozstępu pozwoliła na dokładniejszą ocenę stwierdzonego wpływu. Niezbędne dane do tej analizy dla rozpatrywanych przypadków podano w tabl. 5, zaś w tabl. 6 i 7 — ostateczne wyniki analizy. Zgodnie z przyjętymi zasadami, podkreślono parametry, między którymi nie stwierdzono istotnych różnic.

Wpływ stopnia odkształcenia na wielkość ziarna austenitu okazał się jednoznaczny (tabl. 6). Po austenitowaniu w temp. 800 i 850°C ujawnia się istotna różnica między wiel-

TABLICA 8. Dane do wyznaczenia temperatury początku rozrostu ziarn austenitu stali 18H2N4WA po odkształceniu w temperaturze 1000°C

Stopień odkształcenia	Parametry	Temperatura hartowania, °C					
		850	900	925	950	975	1000
0,10	<i>l</i>	8,3	8,5	8,8	9,2	9,6	24,4
	<i>S</i> <sup>2</sup>	1,44	1,88	1,96	2,33	2,94	16,42
	<i>F</i>	—	1,306	1,042	1,189	1,262	5,581
	<i>t</i>	—	1,692	1,523	1,922	1,734	33,476
0,20	<i>l</i>	8,4	8,7	9,0	9,4	18,0	—
	<i>S</i> <sup>2</sup>	1,43	1,92	2,10	2,76	15,82	—
	<i>F</i>	—	1,297	1,094	1,314	5,732	—
	<i>t</i>	—	1,619	1,489	1,805	19,621	—
0,30	<i>l</i>	8,3	8,6	9,0	9,7	—	—
	<i>S</i> <sup>2</sup>	1,87	2,14	2,24	6,01	—	—
	<i>F</i>	—	1,144	1,047	2,683	—	—
	<i>t</i>	—	1,491	1,902	2,425	—	—
0,40	<i>l</i>	7,4	7,8	9,9	11,4	—	—
	<i>S</i> <sup>2</sup>	2,04	2,26	2,73	5,04	—	—
	<i>F</i>	—	1,108	1,208	1,846	—	—
	<i>t</i>	—	1,919	9,354	5,354	—	—
0,60	<i>l</i>	6,9	7,3	10,2	—	—	—
	<i>S</i> <sup>2</sup>	2,32	2,89	4,26	—	—	—
	<i>F</i>	—	1,246	1,474	—	—	—
	<i>t</i>	—	1,744	4,465	—	—	—
0,80	<i>l</i>	6,5	10,1	—	—	—	—
	<i>S</i> <sup>2</sup>	1,82	4,12	—	—	—	—
	<i>F</i>	—	2,264	—	—	—	—
	<i>t</i>	—	14,697	—	—	—	—

Oznaczenia: *l* — średnia cięciwa ziarna w  $\mu\text{m}$ ; *S*<sup>2</sup> — wariancja cięciwy ziarna; *F* — wartość funkcji testowej równa stosunkowi wariancji dla dwóch sąsiednich temperatur hartowania; *t* — wartość funkcji testowej równa różnicy średnich cięciw ziarn dla dwóch sąsiednich temperatur hartowania podzielonej przez pierwiastek kwadratowy z ilorazu sumy wariancji i stopni swobody (99).

Wartości graniczne funkcji testowej:

$F_{0,05} = 1,39$  dla  $\alpha = 0,05$  i 99 stopni swobody

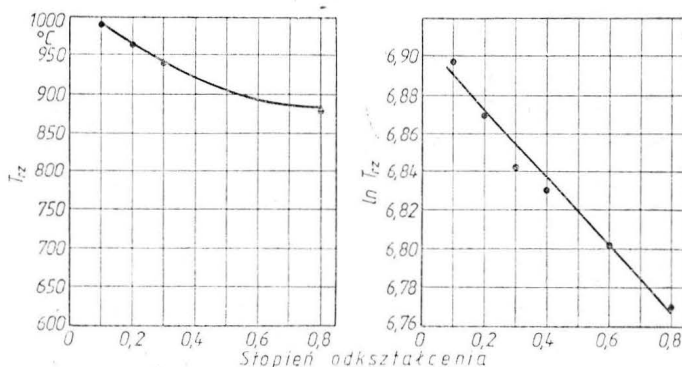
$t_{0,05} = 1,983$  dla  $\alpha = 0,05$  i 99 stopni swobody (100 pomiarów wielkości ziarna na jedną średnią)

kościami ziarn przy każdym stopniu odkształcenia. Zgodnie z tabl. 1 ze wzrostem stopnia odkształcenia następuje rozdrobnienie ziarn. W tym zakresie temperatur austenitowania nie leży temperatura początku rozrostu ziarn austenitu.

Po austenitowaniu w zakresie temperatur 900÷1000°C nie stwierdzono różnic w wielkości ziarna po odkształceniu z niektórymi stopniami. W tym zakresie temperatur leży temperatura początku rozrostu ziarn austenitu. Świadczą o tym wyniki zamieszczone w tabl. 2 i 3. Zależnie od temperatury odkształcenia, wraz ze wzrostem stopnia odkształcenia ziarno wzrasta lub maleje. Należy zaznaczyć, że w tych warunkach austenitowania niewykazanie istotnych różnic między wielkościami ziarn dla poszczególnych stopni odkształcenia za pomocą nowego wielokrotnego testu rozstępu jest wynikiem różnej zmiany wielkości ziarna ze zmianą stopnia odkształcenia. Z tego względu różnice między średnimi blokowymi nie są tak wyraźne, ale zgodnie z analizą wariancyjną — istotne.

Po austenitowaniu w zakresie temperatur 1050÷1200°C wielkość ziarna jest istotnie różna dla każdego stopnia odkształcenia. Zgodnie z tabl. 4 ze wzrostem stopnia odkształcenia ziarno wzrasta. Jest to wynik obniżenia się temperatury początku rozrostu ziarn austenitu.

Wpływ temperatury odkształcenia plastycznego (obiekty) na wielkość ziarna okazał się bardziej złożony niż wpływ stopnia odkształcenia. Ilustruje to tabl. 7. Po austenitowaniu w zakresie temperatur 800÷850°C różnica między średnimi cięciwami ziarn dla każdej temperatury odkształcenia jest istotna. Wynika to z wpływu wielkości ziarn wyjściowych na wielkość ziarna po następnym austenitowaniu. Im większe jest ziarno wyjściowe otrzymane w wyniku wzrastającej temperatury odkształcenia, tym większe przyjmuje ono wymiary podczas następnego nagrzewania.



Rys. 1. Zależność temperatury początku rozrostu ziarn austenitu od stopnia odkształcenia w dwu układach współrzędnych

Ogólnie, po austenitowaniu w temp. 900÷1200°C stwierdza się trzy poziomy wielkości ziarna: po odkształceniu w temp. 700÷1000°C, w temp. 1100°C oraz 1200°C. Pewne zakłócenia tej prawidłowości występują przy temperaturach austenitowania 950 i 1000°C (tabl. 7), ale jest to zjawisko przypadkowe. A zatem kinetyka rozrostu ziarn austenitu po odkształceniu w temp. 1100 i 1200°C jest inna niż po odkształceniu przy niższych temperaturach.

Przedstawiona analiza statystyczna na podstawie bloków kompletnie zrandomizowanych wykazała istotny wpływ temperatury i stopnia odkształcenia plastycznego na wielkość ziarna austenitu oraz wskazała na charakter tego wpływu. Pozwoliło to na dalszą analizę wpływu parametrów odkształcenia na kinetykę rozrostu ziarn austenitu. W tym celu metodami statystycznymi wyznaczono temperaturę początku rozrostu ziarna austenitu. Przykłady postępowania podano w tabl. 8 i 9. Za pomocą testu *F* analizowano różnice w wariancjach, a za pomocą testu *t* — różnice średnich wielkości ziarna przy dwóch sąsiednich temperaturach austenitowania. Jeżeli przynajmniej jedna wartość z zastosowanych funkcji testowych była większa od wartości granicznych przy poziomie istotności równym 0,05 przyjęto, że między danymi temperaturami austenitowania leży temperatura początku rozrostu ziarn austenitu. Metoda ta okazała się bardziej precyzyjna niż dotychczas stosowane oceny wizualne.

#### Wyznaczenie zależności matematycznej

Wyznaczone wartości temperatur początku rozrostu ziarn austenitu naniesiono na wykres funkcji stopnia (rys. 1)

i temperatury (rys. 2) odkształcenia. Stwierdzono, że zależność temperatury początku rozrostu ziarn austenitu od stopnia odkształcenia można opisać równaniem typu:

$$y = a \exp(-b\varepsilon) \quad (1)$$

gdzie:

- $y$  — temperatura początku rozrostu ziarn austenitu,
- $\varepsilon$  — stopień odkształcenia,
- $a, b$  — stałe równania.

Potwierdza to rys. 1b, na którym wyniki eksperymentalne naniesione na skalę półlogarymiczną układają się wzdłuż linii prostej.

Za pomocą analizy korelacyjnej i regresyjnej ustalono, że zależność między rozpatrywanymi parametrami można opisać następującym równaniem:

$$y = 991 \exp(-165\varepsilon) \quad (2)$$

Po dokładnej analizie można przyjąć, że:

$$T_{rz} = T_0 \exp(-165\varepsilon) \quad (3)$$

gdzie:

- $T_{rz}$  — temperatura początku rozrostu ziarna stali odkształconej,
- $T_0$  — temperatura początku rozrostu ziarn stali nieodkształconej.

Zgodność danych eksperymentalnych z wynikami obliczonymi ze wzoru (3), jak wykazuje tabl. 10, jest dobra. Należy jednak zaznaczyć, że w danym przypadku przykładowo przedstawiono analizę na sześciu pojedynczych danych. Im więcej danych, tym większa dokładność, co szczególnie przedstawiono w [7].

Ze względu na złożony wpływ temperatury odkształcenia na kinetykę rozrostu ziarn austenitu nie można było

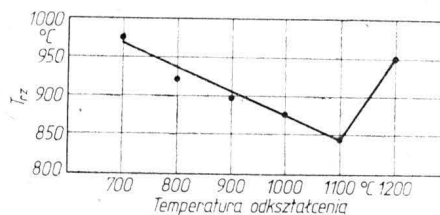
TABLICA 9. Dane do wyznaczenia temperatury początku rozrostu ziarn austenitu stali 18H2N4WA po odkształceniu ze stopniem 10%

Temp. odkształcenia, °C	Parametry	Temperatura hartowania, °C				
		850	900	925	960	975
700	$l$	7,6	8,0	8,4	8,8	16,8
	$S^2$	1,96	2,34	3,04	3,92	14,04
	$F$	—	1,194	1,300	1,290	3,582
	$t$	—	1,919	1,716	1,509	18,782
800	$l$	8,1	8,4	8,8	10,2	—
	$S^2$	2,16	2,96	3,73	6,14	—
	$F$	—	1,370	1,260	1,646	—
	$t$	—	1,319	1,539	4,434	—
900	$l$	7,6	7,9	9,5	10,9	—
	$S^2$	1,60	2,03	2,14	8,41	—
	$F$	—	1,269	1,054	3,930	—
	$t$	—	1,567	4,796	—	—
1000	$l$	7,9	9,0	10,2	14,1	—
	$S^2$	2,32	2,89	3,26	9,54	—
	$F$	—	1,246	1,128	2,926	—
	$t$	—	4,795	—	—	—
1100	$l$	11,2	15,9	—	—	—
	$S^2$	2,65	21,41	—	—	—
	$F$	—	8,079	—	—	—
	$t$	—	9,534	—	—	—
1200	$l$	11,6	12,2	12,7	13,2	20,2
	$S^2$	5,27	6,19	6,52	8,87	23,74
	$F$	—	1,174	1,053	1,360	2,676
	$t$	—	1,764	1,395	1,268	12,371

Oznaczenia i wartości graniczne funkcji testowej jak w tabl. 8

TABLICA 10. Temperatury początku rozrostu ziarn austenitu wyznaczone eksperymentalnie ( $T_{rz}$ ) oraz obliczone z wyprowadzonego wzoru ( $T_{teor}$ )

Stopień odkształcenia	$T_{rz}, ^\circ\text{C}$	$T_{teor}, ^\circ\text{C}$
0,10	987	975
0,20	962	959
0,30	937	943
8,40	912	928
0,60	900	898
0,80	875	868



Rys. 2. Zależność temperatury początku rozrostu ziarn austenitu od temperatury odkształcenia

w całym zakresie temperatur austenitowania ustalić matematycznej zależności, jak w przypadku wpływu stopnia odkształcenia.

### Wnioski

● Stwierdzono, że analiza statystyczna wyników pomiaru wielkości ziarna austenitu odkształconej na gorąco stali 18H2N4WA na podstawie metody bloków kompletnie zrandomizowanych pozwala na szybką i dokładną ocenę wpływu parametrów odkształcenia plastycznego na kinetykę rozrostu ziarn austenitu.

● Zaproponowano sposób określania temperatury początku rozrostu ziarn austenitu w stalach za pomocą statystycznych testów istotności polegających na badaniu różnic między wielkością (średnią arytmetyczną) i rozkładem (wariancją) ziarna po austenitowaniu przy wzrastających temperaturach.

● Stwierdzono istotny wpływ stopnia i temperatury odkształcenia plastycznego na gorąco na wielkość ziarna i kinetykę jego rozrostu. Wraz ze wzrostem stopnia odkształcenia następuje zwiększenie skłonności stali do rozrostu ziarn. Wpływ temperatury odkształcenia okazał się bardziej złożony. Przy jej wzroście do 1100°C następuje obniżenie się temperatury początku rozrostu ziarna austenitu, a powyżej jej — wzrost.

● Za pomocą analizy korelacyjnej i regresyjnej wykazano, że zależność temperatury początku rozrostu ziarna austenitu od stopnia uprzedniego odkształcenia można opisać równaniem eksponencjalnym.

### LITERATURA

- Z. ROGOZIŃSKI: Statystyka opisowa i indukcyjna. PWN, Warszawa, 1971 r.
- W. OKTABA: Elementy statystyki matematycznej i metodyka doświadczalnictwa. PWN, Warszawa, 1976 r.
- J. RYS: Zasady statystycznej kontroli jakości wyrobów metalowych. AGH, Kraków, 1973 r.
- W. VOIK: Statystyka stosowana dla inżynierów (tłum. z ang.). WNT, Warszawa, 1965 r.
- Z. NAWROCKI: Zarys metodyki doświadczeń rolniczych. PWN Łódź—Warszawa, 1964 r.
- M. GLIWA, J. BIEDROŃ, J. RYS: Wpływ zjawisk powierzchniowych na wielkość ziarna austenitu. *Hutnik*, nr 12, 1968 r., s. 584÷589.
- M. GLIWA: Kinetyka rozrostu ziarn austenitu odkształconej na gorąco stali martenzytycznej. Praca doktorska. AGH, Kraków, 1977 r.

PRENUMERATA ROCZNA  
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA  
NASZEGO CZASOPISMA



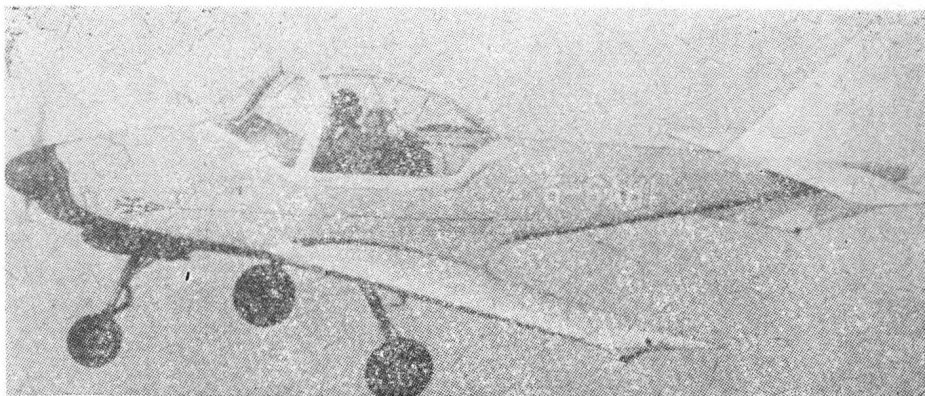
Samolot szkolno-treningowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil NACA 2413,6, wznios 6°, kąt zaklinowania 3°, skręcenie geometryczne 2°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, skorupowa. Pokrycia usztywnione przyklejona sztywną pianką PCV. W kesonach noskowych każdego skrzydła mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy szczelinowe. Lotki szczelinowe wyważone masowo. Konstrukcja klap i lotek metalowa, klejona, przekładkowa; wypełniacz ze sztywnej pianki PCV.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Do struktury kadłuba należy środkowa część dźwigara skrzydłowego. Kabina pilotów usytuowana nad skrzydłem. Miejsca załogi obok siebie, za fotelami — bagażnik. Oszklenie kabiny dwuczściowe: stały wiatrochron i odsuwana do tyłu osłona o kształcie kropłowym. Fotele wyposażone w pięciopunktowe pasy bezpieczeństwa. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. Tylna część kadłuba spłaszczona z boków; jej kształt płynnie wpisuje się w statecznik pionowy, stanowiący z nią strukturalną całość.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie krzyżowym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — pięciokątny (wliczając płetwę podkadłubową). Statecznik pionowy dwudźwigarowy; tworzy jedną całość z kadłubem, u dołu przechodzi w niewielką podkadłubową płetwę ustateczniającą. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo). Ster wysokości również wyważony masowo i odciążony rogowo; na prawym segmencie steru wysokości umieszczona jest klapka wyważająca. Pokrycia stateczników usztywnione klejona sztywną pianką PCV. Stery przekładkowe o konstrukcji analogicznej do konstrukcji klap i lotek.



**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Goleń podwozia przedniego teleskopowa, koło zawieszona na widelcu, amortyzacja olejowo-powietrzna. Golenie podwozia głównego sprężyste, stalowe; koła główne zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Wymiary ogumienia: przednie — 5,00 × 5; główne — 6,00 × 6. Hamulec postojowy.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik tłokowy Avco Lycoming 0-235-L2A o mocy 88 kW. Śmigło dwułopatowe metalowe o stałym skoku. Łoże silnika spawane z rur stalowych; zawieszenie typu Dynafocal. Osłony zespołu napędowego metalowo-kompozytowe.

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 114 l, pompa silnikowa, elektropompa pomocnicza (awaryjna). Olejowa — pojemność zbiornika 5,7 l. Elektryczna — napięcie 12 V, alternator 60 A, akumulator 12 V/25 Ah, regulator napięcia 60 A. Ogrzewcza — wymiennik ciepła na kolektorze spalin silnika.

**Wyposażenie.** Prędkościomierz, wysokościomierz, amperomierz, busola magnetyczna, manometr paliwa, paliwomierz, mano-

metr oleju, termometr oleju, obrotomierz, wskaźnik przeciągnięcia, przyspieszeniomierz, manowakuometr, termometr głowic cylindrów, zegar. Możliwość zainstalowania radiostacji.

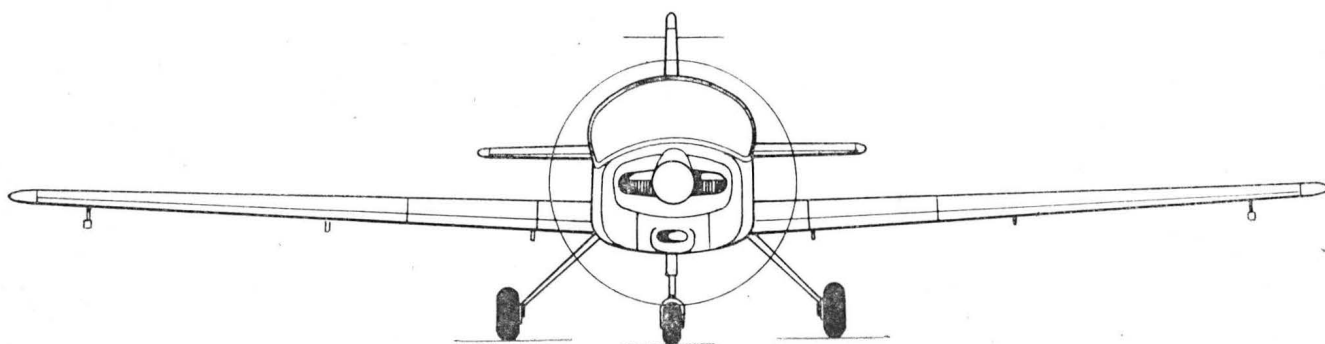
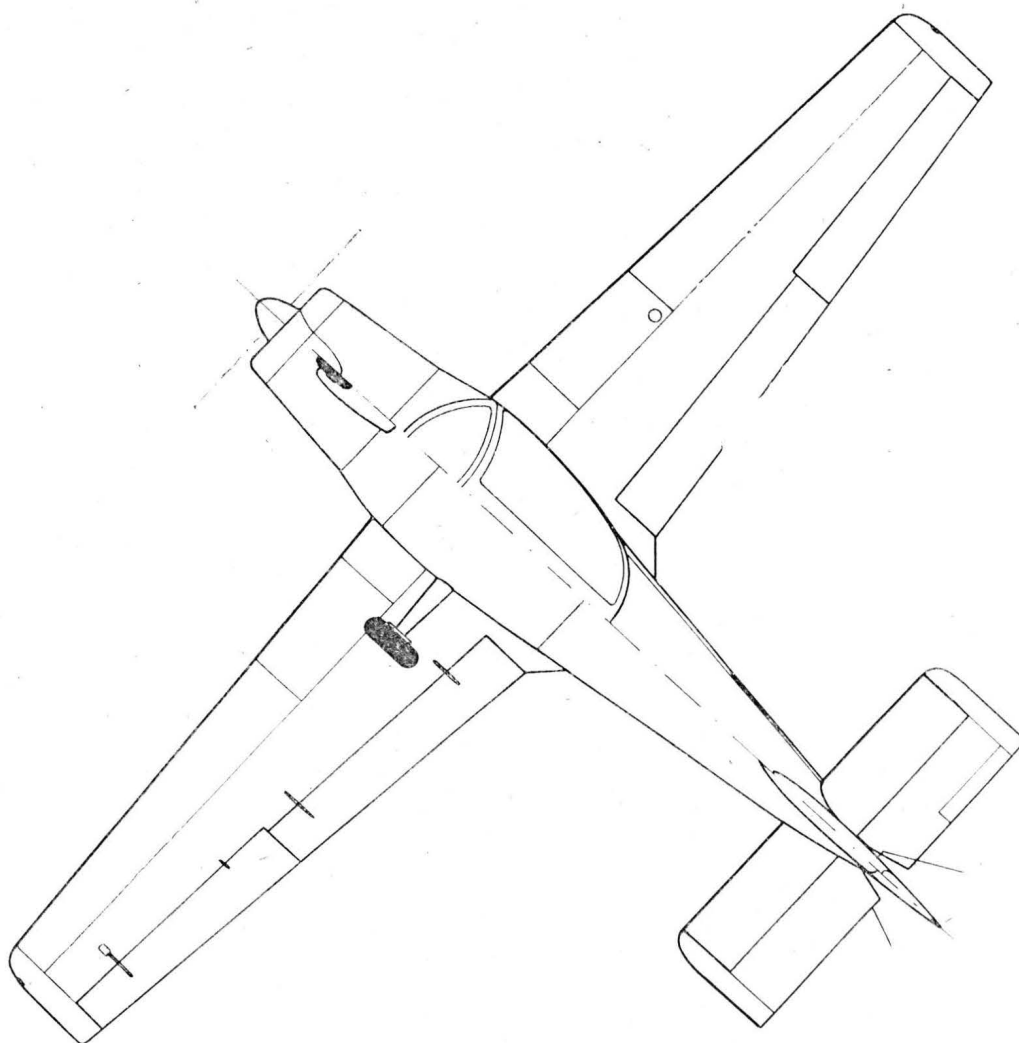
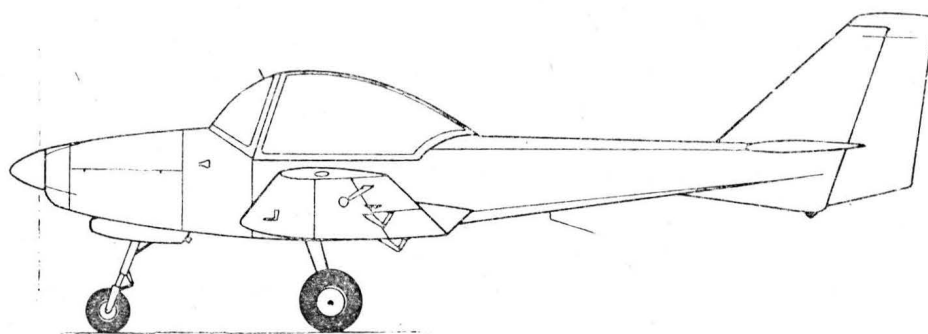
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Prace nad projektem tego samolotu rozpoczęto w październiku 1977 r. Budowę prototypu rozpoczęto w styczniu 1978 r.; trwała ona dość długo — oblot samolotu miał miejsce 1983.08.23. Konstrukcja samolotu jest zabezpieczona przed korozją przez pokrycie emalią polisulfidową (części są malowane przed montażem). Oprzyrządowanie produkcyjne zostało zaprojektowane jako bardzo proste i tanie. W opracowaniu znajduje się nowa wersja samolotu z silnikiem o większej mocy (Lycoming, 118 kW) i podwyższonych osiągnięciach. Wersja ta jest przewidywana jako propozycja taniego samolotu szkolno-treningowego. Samolot S.A.H.I został zaprojektowany wg przepisów FAR-23. Konstrukctorem samolotu S.A.H.I jest Sydney Holloway, konsultantem — F.H. Robertson (poprzednio pracownik firm Vought, Miles, Saunders-Roe i Shorts Brs). Trago Mills S.A.H.I był jedną z konstrukcji zgłoszonych pod rozługę RAF jako przyszły samolot szkolno-treningowy obok takich samolotów, jak Embraer EMB-312 Tucano, A-10/A-20 Wamira, NDN-1T Firecracker czy Pilatus PC-9 Turbo Trainer.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,36 m
Długość	6,58 m
Wysokość	2,38 m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,52 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	0,81 m
Rozpiętość usterzenia	2,74 m
Rozstaw podwozia	2,4 m
Baza podwozia	1,46 m
Srednica śmigła	1,68 m
Prześwit śmigła	0,30 m
Długość wnętrza kabiny	1,52 m
Szerokóó wnętrza kabiny	11,15 m <sup>2</sup>
Powierzchnia skrzydła	1,19 m
Powierzchnia lotek	0,98 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	1,30 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	0,96 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,63 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,11 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	0,93 m <sup>2</sup>
Pojemność bagażnika	0,4 m <sup>3</sup>

Wydłużenie skrzydła	7,86
Wydłużenie usterzenia	6,76
Masa własna	450 kg
Masa paliwa maks.	85 kg
Masa bagażu maks.	45,4 kg
Masa startowa maks.	748 kg
Obciążenie powierzchni	66,85 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	8,51 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	375 km/h
Prędkość maks. (H = 0)	224 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy, H = 0)	204 km/h
Prędkość min. bez klap	100 km/h
Prędkość min. z klapami	74 km/h
Wznoszenie	4,65 m/s
Pułap	5000 m
Zasięg maks.	1145 km
Rozbieg	247 m
Start na 15 m	374 m
Ładowanie z 15 m	290 m
Współczynnik obciążeń konstrukcji	n = +6 do -3

T.M.





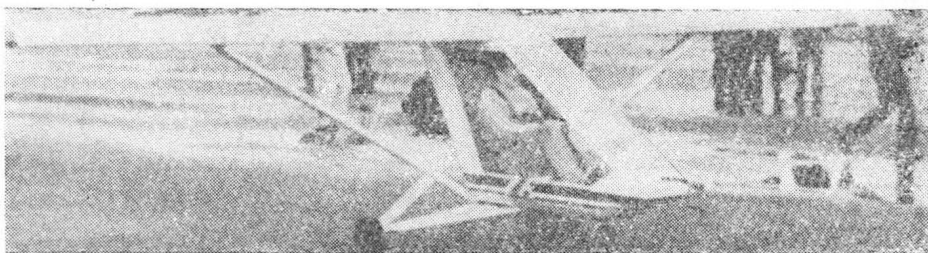
Amatorski ultralekki samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy zastrzałowy grzbietopłat o konstrukcji metalowej.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil R-III, wznios 1°. Konstrukcja dwudzielna, jedno-dźwigarowa z tylnym dźwigarkiem pomocniczym. Dźwigar główny w postaci rury z duralu D-16T o średnicy 90 mm i grubości ścianki 1,5 mm. Dźwigarek tylny w postaci ceówki giętej z blachy duralowej. Nosek do ok. 5% cięższy w postaci blaszanego profilu. Oba dźwigary i nosek każdego skrzydła połączone 14 żebrami tłoczonymi z blachy i nawlekanyymi na dźwigar główny. Usztywnienie konstrukcji na siły działające w płaszczyźnie ciężów stanowi rurowy zastrzał łączący dźwigar główny z wejściem dźwigarka tylnego w pierwsze żebro (nasadowe). Całość skrzydła pokryta tkaniną. Skrzydła mocowane do kadłuba w dwóch punktach i wsparte zastrzałami z rur duralowych osłoniętych kropłowymi owiewkami. Kłapy bezszczelinowe, wychylenia: 20° do startu, 60° do lądowania. Lotki bezszczelinowe, wychylenia: 30° w górę, 12° w dół. Konstrukcja lotek i kłap identyczna: rurowy dźwigarek, metalowe żeberka i listwa spływowa, pokrycie z tkaniny. Dźwigar główny skrzydła usytuowany w 25% ciężwy. Głębokość lotek 22,3%, głębokość kłap 22,5%.

**Kadłub.** Część przednia (kabinowa) w postaci gondoli o płaskich ścianach bocznych, owalnie sklepionej od dołu. Konstrukcję nośną gondoli stanowi półskorupowy duralowy wysięgnik, do którego jest mocowane podwozie, zespół napędowy, skrzydła i tylna część kadłuba. Na wysięgniku siedzenie pilota dostosowane do spadochronu plecowego. Wewnątrz wysięgnika, w jego górnej części, mieści się zbiornik paliwowy. Kabina pilota całkowicie oszklona trzema płaskimi szybami; prawa szyba w otwieranej ramie stanowi drzwi. Do lewej szyby przymocowany sektor sterowania zespołem napędowym. Tylna część kadłuba ma postać belki o przekroju prostokątnym, nitowanej z blach duralowych i usztywnionej żeberkami. Oś belki usytuowana praktycznie w płaszczyźnie ciężwy płata przy kadłuble.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — pięciokątny ze skosem 30° na krawędzi natarcia. Statecznik poziomy niedzielony, ster wysokości dwusegmentowy. Pod statecznikiem piono-



wym płoża-resor chroniąca tył kadłuba. Konstrukcja stateczników: dźwigar główny z rury duralowej D-16T o średnicy 50 mm i grubości ścianki 1,5 mm, dźwigarek przedni z cienkiej rurki i tłoczony z blachy duralowej żeberka; pokrycie z tkaniny. Konstrukcja sterów analogiczna; przedni dźwigar sterów z rury o tej samej średnicy co dźwigar tylny stateczników, oś obrotu sterów pokrywa się z osią rury stanowiącej ich dźwigar przedni. Wychylenia sterów wysokości: 30° w górę i 20° w dół; wychylenia steru kierunku po 20° w obie strony.

**Sterowanie.** Lotki i ster wysokości sterowane za pomocą układu popychaczowo-linkowego, ster kierunku za pomocą układu linkowego, kłapy wychylane za pomocą układu popychaczowego (dźwignia ręczna). Sterowanie sterem kierunku sprzężone bezpośrednio z osią goleni podwozia przedniego. Zespół napędowy sterowany cięgniami Bowdena.

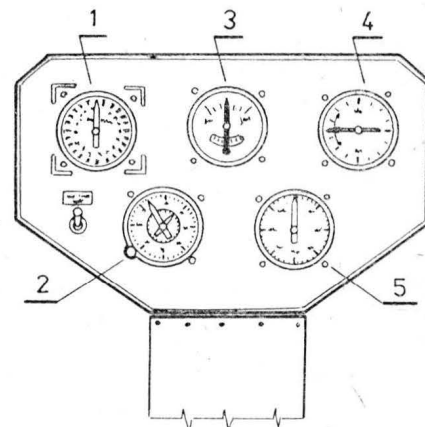
**Podwozie.** Stałe, trójkątowe z kołem przednim. Koło przednie na widelcu, sterowane. Koła główne na półosiach mocowanych na piramidce z rurek osłoniętych blaszanymi kropłowymi owiewkami (podobnie jak zastrzały skrzydeł). Zawieszenie podwozia sztywne, amortyzatorów brak. Jedyną amortyzację daje sprężystość ogumienia. Wszystkie koła jednakowe o wymiarach 255 × 110 mm. Jako uzupełnienie amortyzacji traktuje się odkształcalność konstrukcji. Koła mogą być wyposażone w laminatowe owiewki.

**Zespół napędowy.** Dwucylindrowy, rzędowy, chłodzony powietrzem silnik RMZ-640 o mocy 25,8 kW (adaptowany ze skutera śnieżnego Buran), śmigło pchające, dwułopatowe, drewniane o stałym skoku. Silnik zawieszony na wysięgnikowym łożu z rurek stalowych i usytuowany pod belką ogonową kadłuba.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik opadowy wewnątrz konstrukcji wysięgnika gondoli kabiny, pojemność 7 l.

**Wyposażenie.** Prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, chyłomierz i termometr głowic cylindrów silnika.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Konstruktorami samolotu są studenci i absolwenci KAI w Kijowie — Almurzin, Nikitin, Safronow i Carkow. Dwaj pierwsi znani są ze swych wcześniejszych konstrukcji stworzonych we współpracy z innym absolwentem KAI — Bogatowem (były to m.in. szybowiec ANB-M i jego wersja dwukadłubowa bliźniacza ANB-Ja). Samolotik Kristał został zgłoszony na zlot konstrukcji amatorskich SLA-85 i oblatany podczas tego zlotu. Próby wykazały małą skuteczność zespołu napędowego wynikającą z przesłaniania śmigła przez dość szeroki i niekorzystny aerodynamicznie kadłub. Dość szybko zaradzono temu w sposób raczej doraźny, stosując zespół napędowy z dwoma śmigłami usytuowanymi poza strefą cienia aerodynamicznego kadłuba. Można się spodziewać, iż następnym krokiem w rozwoju samolotu będzie poprawienie kształtu bryły kadłuba.



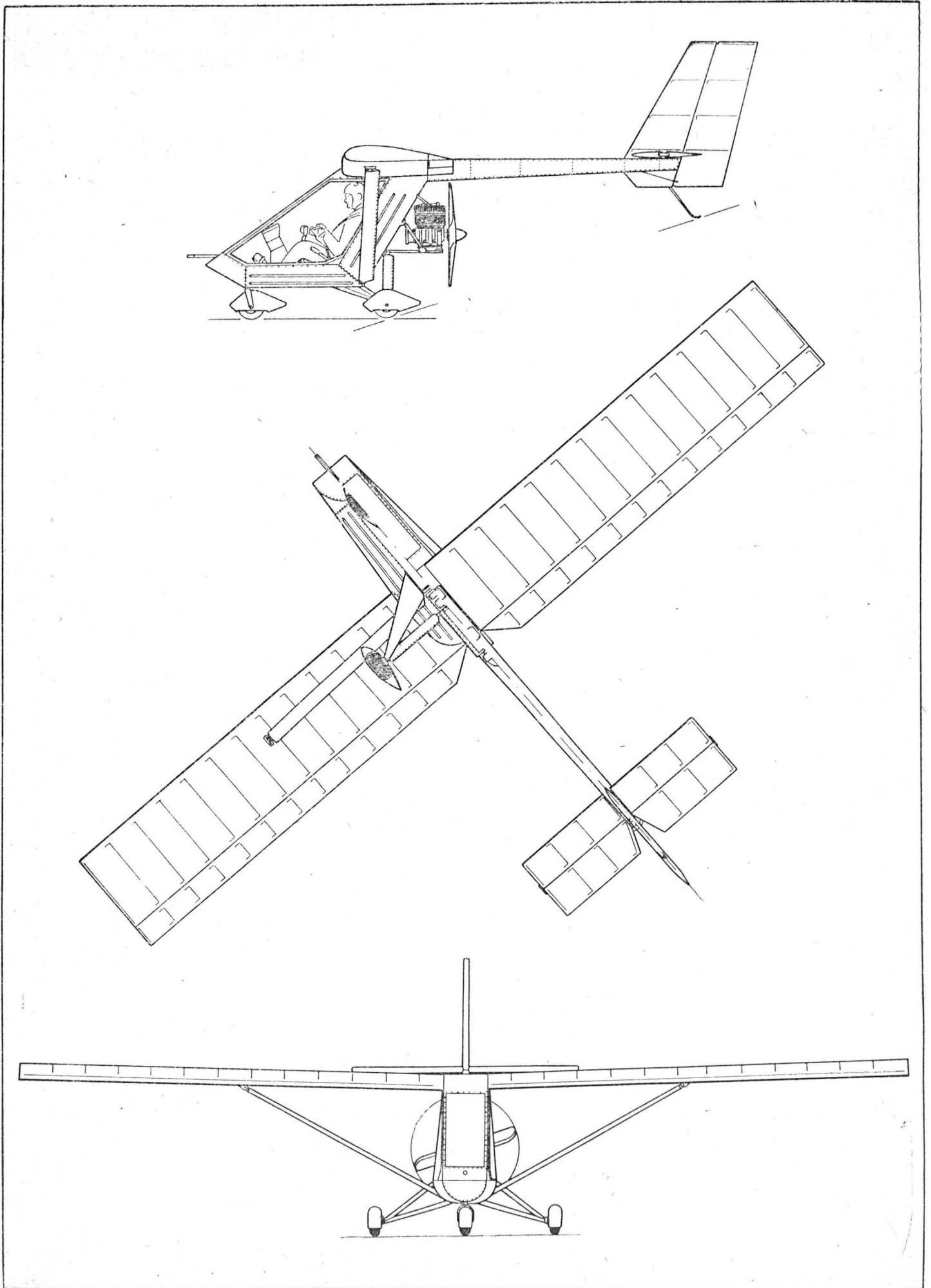
Rys. Tablica przyrządów: 1 — prędkościomierz, 2 — wysokościomierz, 3 — zakrętomierz z chyłomierzem, 4 — wariometr, 5 — termometr głowic cylindrów

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,00 m
Długość (bez rurki Pitota)	4,95 m
Wysokość	2,50 m
Baza podwozia	1,20 m
Rozstaw podwozia	1,60 m
Ciężwa skrzydła	1,00 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,00 m
Ciężwa usterzenia poziomego	0,62 m
Średnica śmigła	0,92 m
Skok śmigła	0,6 m
Powierzchnia skrzydła	8,00 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	2 × 0,40 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	2 × 0,44 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,24 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	0,60 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,07 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,51 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	8,0

Wydłużenie usterzenia poziomego	3,2
Masa startowa	225 kg
Masa paliwa	5 kg
Masa własna	149 kg
Masa skrzydła	34 kg
Masa usterzenia	7,5 kg
Masa kadłuba	34,5 kg
Masa podwozia	16 kg
Masa zespołu napędowego	35 kg
Masa układów sterowania	8 kg
Obciążenie powierzchni	28,13 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	8,72 kg/kW
Ciąg statyczny zespołu napędowego	ok. 45 daN
Prędkość maks.	150 km/h
Prędkość przeciągnięcia	57 km/h
Wznoszenie maks.	1,5 m/s
Zakres wyważień	20÷25% SCA
Współczynniki obciążeń konstrukcji	+ 6 do -4

T. M.





Niemieckie skróty lotnicze (II)

- 1 — przepisy o przewozach lotniczych; przepisy ruchu lotniczego
- 2 — prawo lotnicze
- 3 — przepisy o dopuszczaniu do lotu
- 4 — wzmacniacz mocy (el)
- 5 — przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej; eksploatacja sprzętu lotniczego; przewozy lotnicze
- 6 — prawo lotnicze; towarzystwo lotnicze; towarzystwo komunikacji lotniczej
- 7 — przepisy ruchu lotniczego
- 8 — przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej; towarzystwo k.l.
- 9 — fale długie; materiał lotniczy, tworzywo lotnicze
- 10 — średnica wewnętrzna; wymiar wewnętrzny
- 11 — usterzenie
- 12 — moment obrotowy silnika
- 13 — morze; poziom morza
- 14 — czas środkowoeuropejski
- 15 — magnetyczny namiar radiowy, n.r. względem południka magnetycznego
- 16 — przyrząd pomiarowy; średni czas wg Greenwich; wysokość metacentryczna
- 17 — magnetogazodynamika, magnetodynamika gazów
- 18 — magnetohydrodynamika, magnetofluidodynamika, hydromagnetyka; służba meteorologiczno-hydrologiczna (NRD)
- 19 — siła magnetomotoryczna
- 20 — brąz manganowy
- 21 — stal manganowa
- 22 — liczba oktanowa silnika; średni czas miejscowy
- 23 — magnetyczny namiar samolotu
- 24 — m.n. punktu orientacyjnego
- 25 — silnik marszowy (rakiety l. pionowzlotu)
- 26 — deklinacja; fale średnie
- 27 — kurs magnetyczny
- 28 — strojenie (rad); wyjście awaryjne, wyłaz awaryjny
- 29 — warunki normalne, w. standardowe
- 30 — ciśnienie nominalne; niskie ciśnienie
- 31 — częstotliwość mała, c. akustyczna
- 32 — wskaźnik nawigacyjny; (doplerowski) wskaźnik prędkości względem ziemi
- 33 — kauczuk naturalny, k. roślinny
- 34 — lądowanie przymusowe, l. awaryjne
- 35 — ciężar użyteczny, c. rozporządzalny, udźwig; obciążenie użytkowe
- 36 — czas wschodnioeuropejski
- 37 — górne położenie zwrotne, górny martwy punkt
- 38 — poliamid
- 39 — precyzyjny radar zbliżania, p.r. lądowania
- 40 — punkt przebijania chmur (przy podchodzeniu do lądowania)
- 41 — radiolatarnia znacznikowa zewnętrzna, marker zewnętrzny
- 42 — stacja radionamiarowa, s. radiopelengacyjna, s. radiogoniometryczna
- 43 — radio(namiernik)
- 44 — promil(le)
- 45 — ogumienie (pneumatyczne), pneumatyk
- 46 — śmigło
- 47 — polistyren
- 48 — poliuretan
- 49 — polichlorek winylu
- 50 — wilgotność względna
- 51 — radiolatarnia kierunkowa
- 52 — sygnał wywoławczy, s.zewowy, zew
- 53 — sprzęt ratowniczy
- 54 — surowiec
- 55 — pozycja obliczeniowa, położenie (geograficzne) obliczeniowe
- 56 — lusterko wsteczne
- 57 — poszukiwanie i ratownictwo
- 58 — kąt obliczeniowy
- 59 — kurs rzeczywisty
- 60 — namiar rzeczywisty (NR)
- 61 — kurs rzeczywisty
- 62 — środek ciężkości
- 63 — wodnosamolot
- 64 — statecznik pionowy
- 65 — nadajnik
- 66 — statecznik pionowy
- 67 — ciężar właściwy
- 68 — silikon
- 69 — startowy punkt kierowania ruchem lotniczym
- 70 — państwowy nadzór lotniczy (NRD)
- 71 — cecha objętościowa usterzenia pionowego
- 72 — mila morska
- 73 — rozpiętość
- 74 — stal szybkołnąca; smar syntetyczny
- 75 — stal
- 76 — położenie startowe (np. klap)
- 77 — ciepło właściwe
- 78 — górne położenie zwrotne, górny martwy punkt
- 79 — instrukcja techniczno-służbowa
- 80 — wariometr energii całkowitej, WEC
- 81 — częstotliwość nośna; c. akustyczna; c. dźwięku
- 82 — dolnopląt(owiec)
- 83 — dolne położenie zwrotne, dolny martwy punkt
- 84 — warunki techniczne dostawy
- 85 — poniżej poziomu morza
- 86 — nad poziomem m.
- 87 — niezidentyfikowany obiekt latający
- 88 — ultrawielka częstotliwość; fale decymetrowe
- 89 — fale ultrakrótkie
- 90 — poniżej poziomu morza
- 91 — nad poziomem m.
- 92 — obroty na sekundę, liczba obrotów na s.
- 93 — obroty na s., l. o. na s.
- 94 — dolne położenie zwrotne, dolny martwy punkt
- 95 — radiolatarnia znacznikowa zewnętrzna, marker zewnętrzny
- 96 — szkło bezpieczne (wielo-warstwowe, szyba (wielo)warstwowa
- 97 — gaźnik
- 98 — radiolatarnia znacznikowa zewnętrzna, marker zewnętrzny
- 99 — wzmacniacz
- 100 — gaźnik
- 101 — promil(le)
- 102 — wstępne warunki techniczne dostawy
- 103 — opór
- 104 — rzeczywisty czas wg Greenwich
- 105 — narzędzie; narzędzia
- 106 — wodnica, linia wody; długość fali
- 107 — punkt zwrotny (trasy), p. zmiany kierunku (PZK)
- 108 — stal narzędziowa
- 109 — prąd zmienny, pr. przemienny
- 110 — kąt drogi
- 111 — aparat zapłonowy; urządzenie zapłonowe; iskrownik
- 112 — lotnisko międzylądowania, l. etapowe
- 113 — częstotliwość pośrednia
- 114 — liczba cylindrów
- 115 — czas strefowy

K. D.

Deutsche Fliegerische Abkürzungen (II)

- 1 — Luft VO = Verordnung über Luftverkehr, Luftverkehrs-Ordnung
- 2 — Luft VG = Luftverkehrsgesetz
- 3 — Luft VZO = Luftverkehrszulassungsordnung
- 4 — LV = Leistungsverstärker
- 5 — LVB = Luftverkehrsbetrieb
- 6 — LVG = Luftverkehrsgesetz; Luftverkehr-Gesellschaft
- 7 — LVO = Luftverkehrsordnung
- 8 — LVU = Luftverkehrsunternehmen
- 9 — LW = Langwellen; Luftfahrtwerkstoff
- 10 — L.W. = lichte Weite
- 11 — Lwk, LWK = Leitwerk
- 12 — Md = Motordrehmoment
- 13 — MER = Meer; Meeresspiegel
- 14 — MEZ, M.E.Z. = mitteleuropäische Zeit
- 15 — MFP = Magnetfunkpeilung
- 16 — MG = Messgerät; mittlere Greenwich Zeit; metacentrische Größe
- 17 — MGD = Magnetogasdynamik
- 18 — MHD = Magneto hydrodynamik; Meteorologische und Hydrologische Dienst (DDR)
- 19 — MMK = magnetomotorische Kraft
- 20 — MnBz = Manganbronze
- 21 — MnSt = Manganstahl
- 22 — MOZ = — Motor-Oktan-zahl; mittlere Ortszeit
- 23 — MPFz = Magnetpeilung des Flugzeugs
- 24 — MPO = Magnetpeilung des Orientierungspunktes
- 25 — MTW = Marschtriebwerk
- 26 — MW = Missweisung; Mittelwellen
- 27 — mWSK = missweisender Steuerkurs
- 28 — NA = Nachabstimmung; Notausgang
- 29 — NB = Normalbedingungen
- 30 — ND = Nenndruck; Niederdruck
- 31 — NF = Niederfrequenz
- 32 — NI = Navigationsindikator
- 33 — NK = Naturkautschuk
- 34 — Ntlđg = Notlandung
- 35 — NtZl. = Nutzlast
- 36 — O EZ = osteuropäische Zeit
- 37 — OT = oberer Totpunkt
- 38 — PA = Polyamid
- 39 — PAR = Präzisions-Anflug-Radar
- 40 — PD = Punkt des Durchstosses
- 41 — PEZ = Platzeinflugzeichen
- 42 — PFS = Peilfunkstelle
- 43 — PeG, PeGe, PG = Peilgerät
- 44 — p.m. = Promille
- 45 — Pneu = Pneumatik
- 46 — Prop. = Propeller
- 47 — PS = Polystyrol
- 48 — PUR = Polyurethan
- 49 — PVC = Polyvinylchlorid
- 50 — r.F. = relative Feuchte
- 51 — RFF = Richtfunkfeuer
- 52 — Rfz = Rufzeichen
- 53 — R.G. = Rettungsgerät
- 54 — Ro. = Rohstoff
- 55 — R.O. = Rechenstandort
- 56 — Rücksp. = Rückspiegel
- 57 — RuS = Rettung und Suchung
- 58 — RW = Rechenwinkel
- 59 — rwK = rechtweisender Kurs
- 60 — rwP = rechtweisende Peilung
- 61 — rwSk = rechtweisender Steuerkurs
- 62 — SchwP = Schwerpunkt
- 63 — Seeflgz = Seeflugzeug
- 64 — Seit. Fl. = Seitenflosse
- 65 — Send = Sender
- 66 — SF = Seiten(leitwerk)flosse
- 67 — S.G. = spezifisches Gewicht
- 68 — Si = Silikon
- 69 — SKP = Startkommando-punkt
- 70 — SLI = Staatliche Luftfahrtinspektion
- 71 — SLW-Vol = Seitenleitwerksvolumen
- 72 — sm = Seemeile
- 73 — Sp.W. = Spannweite
- 74 — SS = Schnellarbeitsstahl; synthetischer Schmierstoff
- 75 — St = Stahl
- 76 — StSt = Startstellung
- 77 — s.W. = spezifische Wärme
- 78 — TD = Totpunkt Deckelseite
- 79 — TDv = technische Dienstvorschrift
- 80 — TEVAR = Totalenergievariometer
- 81 — TF = Trägerfrequenz; Tonfrequenz
- 82 — Tfd = Tiefdecker
- 83 — TK = Totpunkt Kurbelseite
- 84 — TL = Technische Lieferbedingungen
- 85 — u. d. M. = unter dem Meeresspiegel
- 86 — ü. d. M. = über dem Meeresspiegel
- 87 — UFO = unbekannte Flugobjekte
- 88 — UHF = Ultrahochfrequenz
- 89 — UKW = Ultrakurzwellen
- 90 — u. M. = unter dem Meeresspiegel
- 91 — ü. M. = über dem M.
- 92 — Ups = Umdrehungen pro Sekunde
- 93 — U/s = Umdrehungen pro Sekunde
- 94 — uT = unterer Totpunkt
- 95 — VEZ = Voreinflugzeichen
- 96 — VG = Verbundglas
- 97 — Vgr = Vergaser
- 98 — Vor-E = Voreinflugzeichen
- 99 — Vr = Verstärker
- 100 — Vrg = Vergaser
- 101 — vT, v. T. = von Tausend
- 102 — VTL = Vorläufige Technische Lieferbedingungen
- 103 — Wdst = Widerstand
- 104 — WGZ = wahre Greenwicher Zeit
- 105 — Wkz = Werkzeug
- 106 — WL = Wasserlinie; Wellenlänge
- 107 — WP = Wendepunkt
- 108 — WSt = Werkzeugstahl
- 109 — Wstr. = Wechselstrom
- 110 — WW = Wegwinkel
- 111 — Za = Zündapparat
- 112 — Zw. LPl. = Zwischenlandeplatz
- 113 — ZF = Zwischenfrequenz
- 114 — Zz = Zylinderzahl
- 115 — ZZ = Zonenzeit

# Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ  
PZL-Bielsko

W celu przedstawienia wartości obciążeń działających na szybowiec w różnych stanach lotu, wprowadzono pojęcie współczynnika obciążenia [6] w postaci zależności:

$$n = \frac{P_Z}{Q} \quad (1)$$

gdzie:

$P_Z$  — siła nośna całego płatowca,  
 $Q$  — ciężar płatowca w locie.

Współczynnik ten jest superpozycją wielkości:

— współczynnika obciążenia w locie ustalonym  $n_0$ ,  
— przyrostu współczynnika obciążenia  $\Delta n$  powstającego w wyniku zaburzeń lotu ustalonego bądź zamierzonych przez pilota (sterowanie), bądź niezależnych od jego woli (burzliwość atmosfery).

$$n = n_0 + \Delta n \quad (2)$$

Wypadkowa siła nośna płatowca  $P_Z$  jest sumą składowych powstających na wszystkich jego elementach, jednakże znacząca jej wartość dotyczy płata nośnego i usterezenia wysokości:

$$P_Z = P_{Zs} + P_H \quad (3)$$

gdzie:

$P_{Zs}$  — siła nośna na płacie,  
 $P_H$  — siła na usterezeniu wysokości.

W celu scharakteryzowania obciążeń skrzydła, wprowadzono pojęcie współczynnika obciążenia skrzydła, analogicznie do zależności (1):

$$n_s = \frac{P_{Zs}}{Q} \quad (4)$$

Współczynnik ten, jak określa to zależność (2), składa się z części odpowiadającej lotowi ustalonymu  $n_{s0}$  oraz zaburzeniom lotu ustalonego  $\Delta n_s$ , tworząc sumę  $n_s = n_{s0} + \Delta n_s$ .

Tematem niniejszego artykułu jest charakterystyka wielkości współczynnika obciążenia skrzydła szybowca w locie ustalonym  $n_{s0}$ .

Zasadniczymi stanami lotu ustalonego szybowca są:

- lot ślizgowy,
- hol za samolotem,
- wzlot przy użyciu wyciągarki,
- ustalone krążenie.

Ponadto jako stan pseudoustalony należy rozpatrywać rozbieg podczas startu oraz dobieg podczas lądowania.

## Lot ślizgowy

Ustalony lot ślizgowy (rys. 1) wymaga spełnienia warunku równowagi podłużnej [2]. Siła na usterezeniu wysokości  $P_H$  zapewnia tę równowagę zgodnie z warunkiem:

$$M_{bu} + P_H \cdot L_H = 0 \quad (5)$$

gdzie:

$M_{bu}$  — moment pochylający szybowiec bez siły na usterezeniu wysokości, wyrażony zależnością:

$$M_{bu} = C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot l_0$$

$C_{mbu}$  — współczynnik momentu pochylającego  $M_{bu}$ ,

$S$  — powierzchnia nośna płata,

$q$  — ciśnienie dynamiczne,

$l_0$  — średnia cięciwa odniesienia płata.

Z zależności (5) wynika wielkość siły na usterezeniu wysokości w stanie równowagi podłużnej:

$$P_H = -\frac{M_{bu}}{L_H} = -C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot \frac{l_0}{L_H} \quad (6)$$

Siła nośna płatowca  $P_Z$  musi równoważyć składową ciężaru szybowca prostopadłą do toru lotu nachylonego pod kątem  $\varphi$  do poziomu, spełniając zależność:

$$P_Z = P_{Zs} + P_H = Q \cdot \cos \varphi \quad (7)$$

Wówczas siła nośna na płacie z warunków (6) i (7) wynosi:

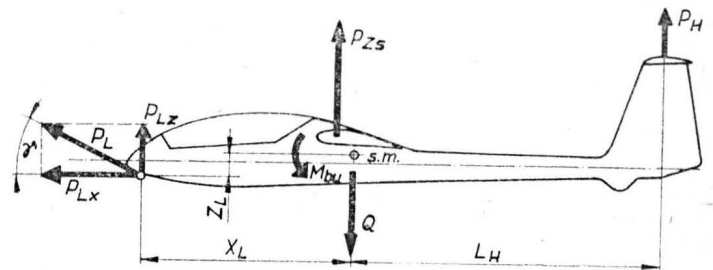
$$P_{Zs} = Q \cos \varphi + C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot \frac{l_0}{L_H} \quad (8)$$

Po uwzględnieniu związków (4) i (8), współczynnik obciążenia skrzydła w locie ślizgowym wynosi:

$$n_{s0} = \cos \varphi + C_{mbu} \cdot l_0 \frac{S q}{Q L_H} \quad (9)$$

O wielkości współczynnika  $n_{s0}$  decydują: kąt toru lotu ślizgowego  $\varphi$  oraz wartość współczynnika  $C_{mbu}$ . Ponieważ kąt toru lotu ślizgowego szybowca jest niewielki, można przyjąć, iż  $\cos \varphi = 1$  i wówczas decyduje wpływ wartości współczynnika  $C_{mbu}$ .

Typowy charakter przebiegu funkcji  $C_{mbu} = f(\alpha)$ , gdzie  $\alpha$  jest kątem natarcia płata, pokazano na rys. 2.



Rys. 1. Krzywa 1 — kierunek momentów pochylających przyjęty jako dodatni

Dla przednich położenia środka masy szybowca najczęściej w całym zakresie kątów natarcia (od ujemnego do dodatniego kąta krytycznego) wartość  $C_{mbu} > 0$  i wówczas  $n_{s0} > 1$ . Dla tylnych położenia środka masy szybowca, dla małych kątów natarcia (na wykresie od  $\alpha_1$  do  $\alpha_2$ ) wartość  $C_{mbu} > 0$  i wobec tego  $n_{s0} > 1$ , zaś dla kątów natarcia od  $\alpha_2$  do  $\alpha_3$  wartość  $C_{mbu} < 0$  i  $n_{s0} < 1$ .

## Lot holowany za samolotem

Siła w linie holowniczej (rys. 3), zależnie od pozycji, jaką utrzymuje pilot szybowca (lot nad, pod, lub w osi samolotu holującego), może być odchylona od kierunku osi podłużnej szybowca o kąt  $\gamma$ . Składowa pozioma siły w linie musi równoważyć siłę oporu płatowca:

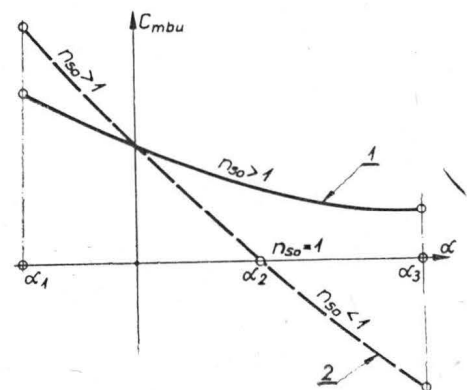
$$P_{Lx} = P_x = C_x \cdot S \cdot q \quad (10)$$

gdzie:

$C_x$  — współczynnik oporu płatowca.

Składowa pionowa siły w linie:

$$P_{Lz} = P_{Lx} \cdot \operatorname{tg} \gamma \quad (11)$$



Rys. 2. Krzywa 1 — przednie położenie środka masy szybowca w locie, 2 — tylne położenie środka masy szybowca w locie



Siła w linii względem środka masy szybowca wywołuje moment, który zgodnie z oznaczeniami na rys. 3, wynosi:

$$M_L = -P_{Lx} \cdot Z_L - P_{Lz} \cdot X_L = C_x \cdot S \cdot q (Z_L + X_L \operatorname{tg} \gamma) \quad (12)$$

Siła na usterzeniu wysokości, w przypadku lotu holowanego, musi równoważyć momenty:  $M_{bu}$  i  $M_L$ , a zatem:

$$P_H = \frac{l}{L_H} (-M_{bu} - M_L) = \frac{S \cdot q}{L_H} [-C_{mbu} l_0 + C_x (Z_L + X_L \operatorname{tg} \gamma)] \quad (13)$$

Wielkość współczynnika obciążenia skrzydła wynika z wartości siły na płacie:

$$P_{Zs} = Q - P_{Lz} - P_H \quad (14)$$

i wówczas korzystając z zależności (4), (11) i (13):

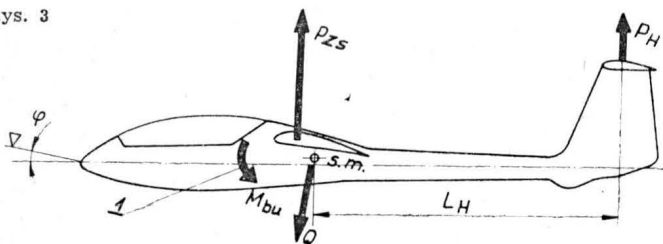
$$n_{s0} = 1 + \frac{S \cdot q}{QL_H} \{C_{mbu} l_0 - C_x [\operatorname{tg} \gamma (L_H + X_L) + Z_L]\} \quad (15)$$

Ponieważ w locie holowanym najczęściej kąt  $\gamma = 0$ , a pionowa odległość zaczepu od środka masy szybowca jest niewielka, o wielkości współczynnika  $n_{s0}$  decyduje wartość współczynnika  $C_{mbu}$ .

### Wzlot za pomocą wyciągarki

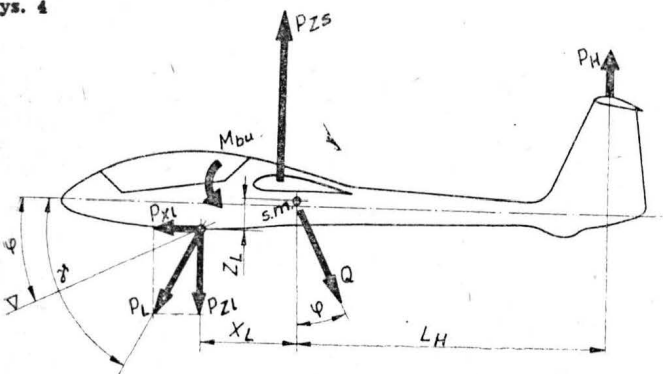
Po początkowej fazie rozbiegu i przejściu do wznoszenia się szybowca, wzlot przy użyciu wyciągarki przybiera

Rys. 3



charakter ustalony (kąt toru wzlotu  $\gamma$  i prędkość  $V$  nie ulegają zmianom). Siła w linie (rys. 4) działa do dołu skierowana pod kątem  $\gamma$  w stosunku do osi podłużnej szybowca.

Rys. 4



Siła na usterzeniu wysokości, równoważąca momenty  $M_{bu}$  i  $M_L$ , zgodnie z zależnością (13) wynosi:

$$P_H = \frac{S \cdot q}{L_H} [-C_{mbu} l_0 - C_x (Z_L + X_L \operatorname{tg} \gamma)] \quad (16)$$

Znak przy współczynniku  $C_x$  jest przeciwny niż w zależności (13), ponieważ siła w linie skierowana jest do dołu.

Z warunku równowagi sił w kierunku prostopadłym do toru wzlotu szybowca wynika:

$$P_{Zs} = P_{Lz} + Q \cos \varphi - P_H \quad (17)$$

Wartość współczynnika obciążenia skrzydła (4) przy uwzględnieniu związków: (11), (16) i (17) wynosi:

$$n_{s0} = \cos \varphi + \frac{S \cdot q}{QL_H} \{C_{mbu} l_0 + C_x [\operatorname{tg} \gamma (L_H + X_L) + Z_L]\} \quad (18)$$

Ze względu na znaczny kąt, jaki tworzy linia z kierunkiem osi podłużnej szybowca, udział członu przy współczynniku  $C_x$  jest znaczny i wartości współczynnika  $n_{s0}$  sięgają wielkości 2 do 2,5.

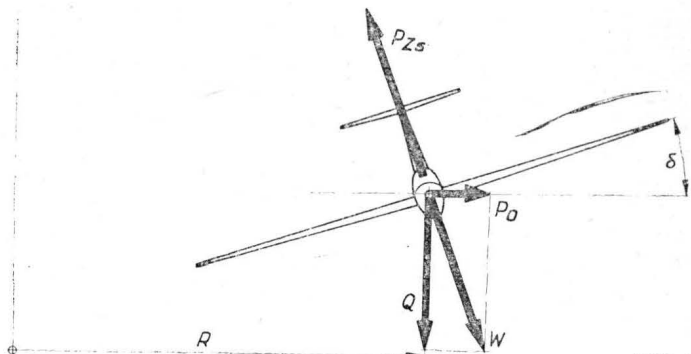
### Krażenie

Krażenie (rys. 5), w zależności od prędkości lotu  $V$  i promienia  $R$ , wymaga pochylenia szybowca o kąt  $\delta$ .

Wypadkowa  $W$  sił: ciężkości  $Q$  i odśrodkowej  $P_o$  musi być zrównoważona wypadkową nośnością płata [4]:

$$P_Z = W = \frac{Q}{\cos \delta} \quad (19)$$

Z warunków analogicznych do przypadku zależności (8) wynika:



Rys. 5

$$P_{Zs} = \frac{Q}{\cos \delta} + C_{mbu} S q \frac{l_0}{L_H} \quad (20)$$

Zależność (4) po uwzględnieniu (20) daje wynik:

$$n_{s0} = \frac{l}{\cos \delta} + C_{mbu} l_0 \frac{S \cdot q}{QL_H} \quad (21)$$

Wielkość współczynnika  $n_{s0}$  w krażeniu zależy głównie od wielkości kąta przechylenia szybowca  $\delta$ , a także od wielkości współczynnika  $C_{mbu}$ .

### Rozbieg i dobieg

Podczas rozbiegu (start) i dobiegu (lądowanie) mamy do czynienia z pseudoustalonym stanem obciążenia. Współczynnik obciążenia skrzydła  $n_{s0}$  zmienia się w czasie:  $n_{s0} = f(t)$ . Wypadkowy współczynnik obciążenia skrzydła  $n_s = n_{s0} + \Delta n_s$  zawiera człon  $\Delta n_s$ , który pojawia się w wyniku działania podmuchów w przyziemnej warstwie powietrza albo w wyniku oddziaływania podłoża na koło podwozia przy uwzględnieniu charakterystyki zespołu amortyzującego.

Zmienność współczynnika  $n_{s0}$  podczas rozbiegu zamyka się w granicach:

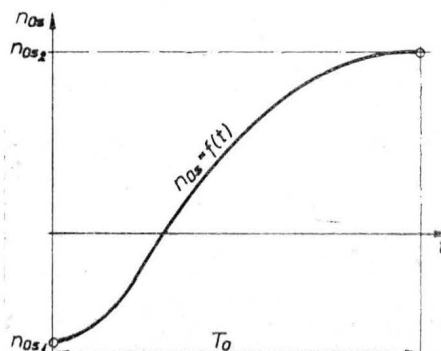
- od  $n_{s01}$  — współczynnik obciążenia postojowego,
- do  $n_{s02}$  — współczynnik obciążenia w momencie oderwania się szybowca od ziemi (początek lotu).

W trakcie lądowania zmienność ta przebiega odwrotnie: od  $n_{s02}$  do  $n_{s01}$  (zgodnie z rys. 6).  $T_0$  jest czasem kontaktu koła z podłożem. W czasie  $T_0$  siła nośna płatowca narasta od zera do wartości równej masie szybowca. Natomiast w momencie ruszania szybowca z miejsca (stan postojowy)  $P_Z = 0$ , skrzydło zaś jest obciążone ciężarem własnym  $Q_s$ , wobec czego  $P_{Zs} = -Q_s$ . Znak ujemny wskazuje, iż ciężar skrzydła działa przeciwnie niż siła nośna.

Przed rozpoczęciem rozbiegu współczynnik obciążenia (postojowego) skrzydła wynosi:

$$n_{s01} = \frac{-Q_s}{Q} \quad (22)$$

a następnie w miarę narastania prędkości rozbiegu rośnie aż do wartości, przy której szybowiec odrywa się od ziemi przechodząc do lotu. W przypadku lotu holowanego osiąga on wartość określoną zależnością (15) z tym, iż kąt działania liny  $\gamma = 0$ , a więc:



Rys. 6

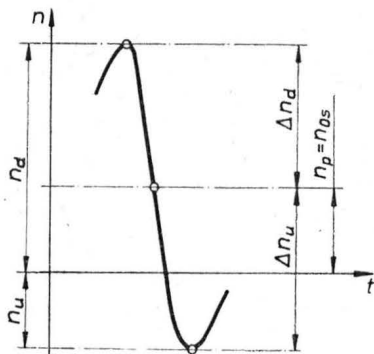
$$n_{S0_2} = 1 + \frac{S \cdot q}{QL_H} (C_{mbu} l_o - C_x^* Z_L) \quad (23)$$

### Zastosowanie wyznaczonych wielkości

Znajomość wielkości współczynników obciążenia skrzydła w różnych stanach lotu ustalonego jest konieczna w przypadku określania widma obciążeń zmęczeniowych skrzydła [1].

Przyrosty obciążeń wywołane burzliwością atmosfery (loty termiczne) bądź sterowaniem (akrobacja) oscylują wokół poziomu podstawowego (rys. 7). Poziomym tym jest właśnie wartość  $n_{S0}$ . Wypadkowe współczynniki obciążenia wynoszą:

$n_d = n_{S0} + \Delta n_d$  — górna granica obciążenia,  
 $n_u = n_{S0} - \Delta n_u$  — dolna granica obciążenia.



Rys. 7

Do określenia maksimum i minimum obciążenia jest więc konieczna znajomość wielkości  $n_{S0}$  dla każdego z rozpatrywanych stanów lotu ustalonego [5]. Wartość przyrostów obciążenia: dodatniego  $\Delta n_d$  oraz ujemnego  $\Delta n_u$  jest

odrębnym zagadnieniem wykraczającym poza zakres niniejszych rozważań [3]. Należy tu jedynie wspomnieć, że ich wielkość można określić obliczeniowo na podstawie znajomości struktury podmuchów i charakterystyki amortyzacyjnej płatowca (elastyczność struktury, charakterystyka amortyzacyjna podwozia).

### Wnioski

Przedstawione rozważania prowadzą do następujących wniosków:

- W celu wyznaczenia widma obciążeń skrzydła szybowca w locie konieczna jest znajomość poziomu obciążenia w stanach ustalonych wyrażonego za pomocą współczynnika  $n_{S0}$ .

- Ze względu na zachowanie warunków równowagi podłużnej szybowca, wartość współczynnika obciążenia skrzydła w locie ustalonym  $n_{S0} \neq 1,0$ .

- Podczas holowania szybowca za samolotem lub podczas wlotu przy użyciu wyciągarki, moment siły w linii wprowadza zaburzenie równowagi podłużnej, wymagające skompensowania przez działanie usterzenia wysokości, na co wskazuje wartość współczynnika  $n_{S0}$ .

- Fazy rozbiegu i dobiegu szybowca są stanami pseudoustalonymi, w których współczynnik obciążenia skrzydła  $n_{S0} = f(t)$  i na niego nakładają się wartości współczynnika obciążenia wywołanego zjawiskami dynamicznymi  $\Delta n$ .

### LITERATURA

1. R. L. McDoughal: Obciążenia eksploatacyjne samolotu. Zmęczenie metali. PWN, Warszawa, 1962 r.
2. W. Fiszdion: Mechanika lotu. PWN, Warszawa, 1961 r.
3. F. Franzmayer: Statische und dynamische Untersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges Cirrus. Aerokurier, nr 11, 1969 r.
4. W. Stafiej: Charakterystyka motoszybowca w krążeniu. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 11, 1974 r.
5. W. Stafiej: Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 3, 1977 r.
6. M. Szulzenko, A. Mostowoj: Konstrukcja samolotów. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1970 r.

## Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (III)

Dr inż. KRZYSZTOF CZARNECKI  
 Mgr inż. MIROSLAW GRACZYK  
 Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

### Ocena techniczna nośności nawierzchni lotniskowych

Określenie liczb PCN w sposób kwalifikujący je do grupy „ocena techniczna” stwarza możliwość dobrego dostosowania naziemnego ruchu samolotów do nośności nawierzchni lotniskowych. Zapobiega się w ten sposób przedwczesnej, niekontrolowanej degradacji nawierzchni i tym samym minimalizuje koszty ich utrzymania. Metoda ACN-PCN jest uniwersalna, dopuszcza bowiem możliwość stosowania różnych metod do oceny nośności nawierzchni i na tej podstawie — do określania wartości liczb PCN [2]. Techniczną ocenę nośności nawierzchni można przeprowadzać w następujący sposób:

— z wykorzystaniem „odwróconych” metod wymiarowania,

— z wykorzystaniem pomiarów i badań w celu określenia wybranych charakterystyk materiałowych warstw nawierzchni lub jej odkształceń pod obciążeniem testowym.

W artykule przedstawiono ważniejsze informacje dotyczące tych zagadnień. Szczegółowe dane są dostępne [1, 3, 4].

### Ocena nośności nawierzchni oparta na metodzie wymiarowania

Proces projektowania nawierzchni można najogólniej określić jako kolejną realizację następujących czynności:

- 1) wybór metody wymiarowania konstrukcji nawierzchni,
- 2) przyjęcie danych w postaci:
  - charakterystyk nośności podłoża gruntowego,
  - charakterystyk fizyko mechanicznych materiałów konstrukcyjnych przewidzianych do zabudowy w poszczególnych warstwach nawierzchni,

— założeń odnośnie do wielkości i intensywności ruchu w zadanym okresie eksploatacji przyszłej nawierzchni,

- 3) określenie wymaganych grubości warstw konstrukcyjnych nawierzchni przy wykorzystaniu algorytmu dla przyjętej w pkt. 1 metody wymiarowania oraz przy uwzględnieniu danych z pkt. 2.

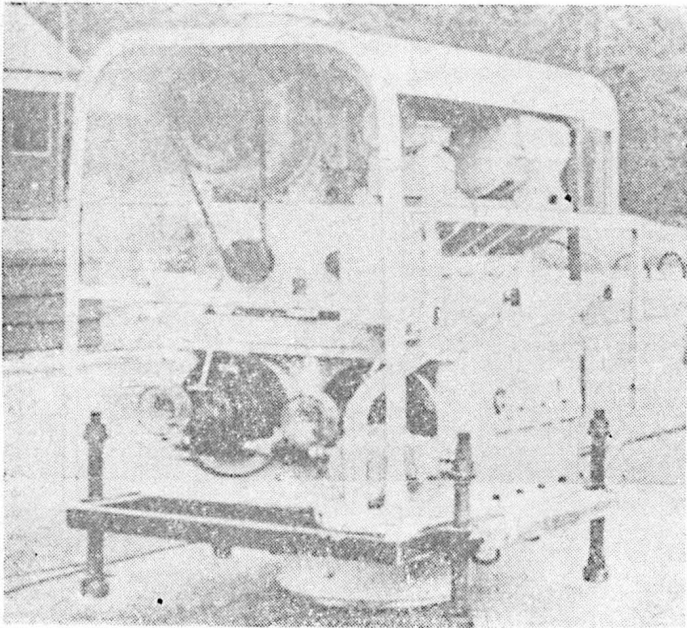
W procesie oceny nośności istniejących nawierzchni kolejność postępowania jest zmieniona. Dysponując danymi o nośności podłoża, grubościach warstw i charakterystykach materiałów konstrukcyjnych oraz wykorzystując przekształcone wzory wybranej metody wymiarowania, można wyznaczyć dopuszczalną wielkość i częstotliwość obciążenia. Nie jest przy tym konieczne, aby metoda zastosowana do oceny była metodą, którą uprzednio projektowano rozpatrywaną nawierzchnię. Należy jednak zwrócić uwagę, że algorytm tych metod powinny wykorzystywać podobne ważniejsze parametry charakteryzujące materiały warstw konstrukcyjnych. Decydujące znaczenie dla poprawności dokonanej w ten sposób oceny nośności ma wiarygodność danych przyjętych do obliczeń. Charakterystyki materiałów konstrukcyjnych i podłoża, występujące w algorytmie obliczeniowym, zasadniczo należy określać na podstawie badań. Mogą to być badania laboratoryjne prowadzone na próbkach pobranych z nawierzchni. Zazwyczaj są to rutynowe badania, jak np. określenie parametrów wytrzymałościowych próbek nawierzchni betonowej, określenie cech fizycznych gruntów podłoża itd. Kompletowanie w ten sposób danych do obliczeń powoduje jednak wydłużenie procesu oceny. Obniża to wartość metody ze względu na wysokie koszty wyłączenia nawierzchni z ruchu. Niedogodność tę można częściowo lub całkowicie wyeliminować wykorzystując dane o charakterystykach nawierzchni zawarte w dostępnych materiałach dokumentacyjnych. Istotne jest przy tym dokonanie wstęp-

nej analizy aktualności takich danych i na tej podstawie orzeczenie o ich przydatności do oceny nawierzchni.

Na świecie są obecnie preferowane szybkie, nieniszczące metody badań „in situ”. Moduł sprężystości poszczególnych warstw nawierzchni i podłoża można określać na podstawie wyników pomiaru w ośrodkach prędkości propagacji fal naprężeń. Fale są generowane przez powierzchniowe obciążenie nawierzchni obciążeniem szybkozmiennym o charakterze wibracji przy odpowiednio dobieranych częstotliwościach. Na rys. 1 przedstawiono urządzenie do prowadzenia tego typu badań wraz z jego ważniejszymi charakterystykami roboczymi. Wyznaczone w ten sposób wartości modułów sprężystości można następnie wykorzystać do oceny nośności, przyjmując model nawierzchni w postaci sprężystego układu warstwowego. W takim modelu, przydatnym również do projektowania dowolnego typu konstrukcyjnego nawierzchni, wymagane jest scharakteryzowanie każdej warstwy trzema wielkościami: modułem sprężystości, współczynnikiem Poissona i grubością warstwy. Opracowane są programy na EMC, wykorzystujące w algorytmach obliczeniowych metodę elementów skończonych, umożliwiające szybką obróbkę danych uzyskanych z badań i w ten sposób — ocenę nośności nawierzchni. Obecnie prowadzone są prace ukierunkowane na wdrożenie metod nieniszczących do badań stanu nawierzchni lotniskowych w warunkach krajowych.

#### Ocena nośności oparta na pomiarach wykonanych na nawierzchni

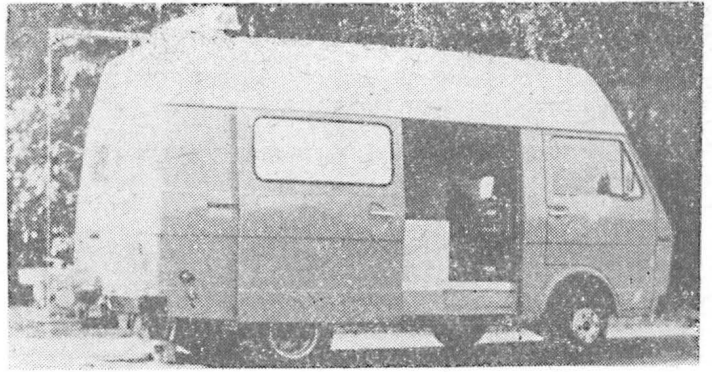
Ocenę nośności można realizować wykorzystując istniejące zależności pomiędzy wielkościami ugięć nawierzchni a ich obciążeniem. Proporcjonalność zależności obciążenie-ugięcie można jednak uwzględniać tylko w wąskim zakresie naprężeń, bowiem większość materiałów używanych do budowy nawierzchni nie wykazuje cech sprężystych. Dlatego do badań nawierzchni lotniskowych opracowano specjalne metody. W metodach charakteryzujących się najwyższą niezawodnością wykorzystuje się obciążenia o wielkościach zbliżonych do rzeczywistych obciążeń od samolotów. Można wymienić następujące metody:



Rys. 1. Wibrator drogowy RVM (Road Vibration Machine). Generowane obciążenia z możliwością płynnej regulacji w zakresach: siła 0÷50 000 N, częstotliwość 5÷80 Hz

- badanie ugięć nawierzchni pod obciążeniem statycznym wywołanym użyciem płyty naciskowej,
- badanie ugięć nawierzchni pod gołenią samolotu,
- badanie ugięć nawierzchni wywołanych działaniem obciążenia udarowego,
- badanie ugięć nawierzchni lub prędkości propagacji fal naprężeń w warstwach konstrukcyjnych wywołanych działaniem obciążenia wibracyjnego.

Dwie pierwsze metody zalicza się do grupy badań statycznych. W metodzie statycznego obciążenia nawierzchni przy użyciu płyty naciskowej można wyróżnić kilka badań znanych w praktyce pod nazwą metody LCN, metody francuskiej i kanadyjskiej. Metody francuska i kanadyj-



Rys. 2. Ciężki ugięciomierz udarowy FWD (Falling Weight Deflectometer). Zrzucana masa 250 lub 407 kg, maks. impuls obciążenia 125 000 N, czas trwania impulsu 28 ms

ska są pewną modyfikacją metody LCN. Są zróżnicowane pod względem sposobu realizacji obciążenia lub wymiarów stosowanych w standardowych płytach naciskowych. Zastosowanie metody statycznego obciążania nawierzchni przy użyciu płyty naciskowej jest obecnie ograniczane ze względu na wysoki koszt badań związanych z czasami i energochłonnością pomiarów. Inną, bezpośrednią metodą statyczną jest pomiar ugięć nawierzchni pod gołenią samolotu kołującego z małą prędkością. Jest to szybki i prosty sposób oceny nośności nawierzchni. Badanie odbywa się w ten sposób, że na wybranej powierzchni jezdni ustala się punkty pomiarowe i określa się ich rzędne wysokościowe. Wzdłuż linii wyznaczonej przez te punkty przelatujący jest samolot i równocześnie ponownie rejestrowane są rzędne wysokościowe punktów pomiarowych.

Odrębną jakościowo grupą są nowoczesne metody oceny nośności nawierzchni wykorzystujące obciążenia dynamiczne. Istotą metody udarowej jest pomiar ugięć dynamicznych nawierzchni spowodowanych działaniem krótkotrwałych obciążeń mających charakter impulsów siłowych. Na spoczywający na nawierzchni układ złożony z generatora impulsów siłowych i płyty naciskowej z zadanej wysokości zrzucany jest ciężar o stosunkowo niewielkiej masie. Ugięcia nawierzchni mierzone jest za pomocą przetworników piezoelektrycznych w centrum obciążanego obszaru oraz w pewnych określonych odległościach. Wariantowanie wielkości masy, wysokości jej zrzutu oraz średnicy płyty naciskowej pozwala osiągnąć duże wielkości obciążeń, reprezentatywne nawet dla kół ciężkiego samolotu, przy jednocześnie niewielkich wymiarach urządzenia pomiarowego. Skutki takiego obciążenia są więc podobne jak w przypadku przetoczenia się koła po nawierzchni, oczywiście znacznie cięższego od ciężaru zastosowanego w badaniu. Na rys. 2 przedstawiono ugięciomierz udarowy FWD (Falling Weight Deflectometer) wraz z jego ważniejszymi charakterystykami roboczymi. Do wyznaczania ugięć dynamicznych można posługiwać się również metodą wibracyjną wykorzystując urządzenie pokazane na rys. 1. W tym przypadku pomiar wykonuje się przy wzrastającym poziomie obciążenia i stałej częstotliwości. Ważnymi zaletami metod dynamicznych są: duża sprawność i prostota badań oraz ich nieniszczący charakter. Uwzględniając jednocześnie wysoką mobilność urządzeń pomiarowych należy stwierdzić, że metody te są obecnie najbardziej efektywne.

#### Określanie wartości liczb PCN

Z definicji — liczba PCN jest równoważna 1/500 dopuszczalnego obciążenia (wyrażonego w kg masy) przyłożonego do nawierzchni przez pojedyncze koło ze standardowym ciśnieniem w oponie równym 1,25 MPa. Ocena nośności nawierzchni oparta na metodzie wymiarowania umożliwia bezpośrednio wyznaczanie wielkości tego obciążenia przez przyjęcie w algorytmie obliczeniowym odpowiednich danych dotyczących warunków obciążenia. W metodach badawczych wykorzystujących relację obciążenie — ugięcie, wielkość dopuszczalnego obciążenia określa się stosując właściwą dla danej metody teorię mechaniki konstrukcji nawierzchni. Może tutaj dodatkowo wystąpić konieczność zastosowania wzorów na obliczanie obciążenia równoważnego, aby spełnić warunek standardowego ciśnienia w oponie koła obciążającego nawierzchnię.

Liczby PCN nawierzchni obliczone na podstawie obciążeń dopuszczalnych, wyznaczonych z zastosowania wybranej spośród omówionych metod, są zaliczane do grupy „ocena techniczna”.

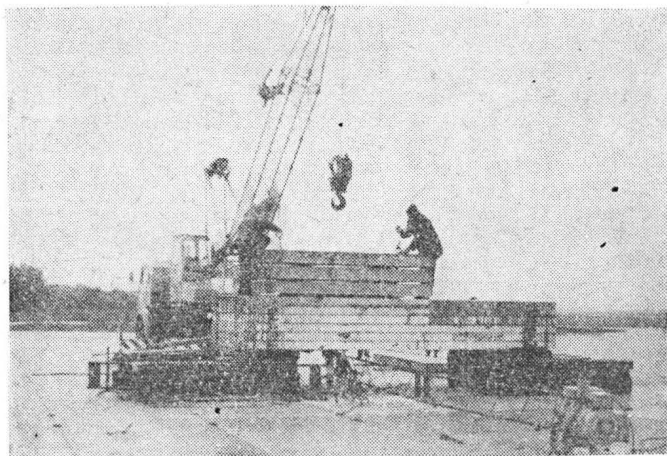


Niezależnie od zastosowanej metody oceny, wskazana jest znajomość charakterystyk zmęczeniowych zasadniczych elementów konstrukcyjnych nawierzchni. Przy znajomości dotychczasowej eksploatacji nawierzchni oraz prognoz przyszłego ruchu stwarza to możliwość określenia „pozostałości” czasu eksploatacyjnego i tym samym — precyzyjnego prognozowania terminu remontu nawierzchni.

### Przykład technicznej oceny nośności nawierzchni lotniskowej [5]

**A.** Nawierzchnia podlegająca ocenie wykonana jest z prefabrykowanych płyt wstępnie sprężonych o następujących charakterystykach konstrukcyjnych:

- beton cementowy:
  - wytrzymałość na rozciąganie przy zginaniu  $R_{rzg} = 5$  MPa,
  - obliczeniowa wytrzymałość na rozciąganie przy zginaniu uwzględniana w sprawdzaniu wstępnie sprężonych przekrojów na tworzenie się rys  $R_{TJ} = 4,2$  MPa,
  - moduł sprężystości podłużnej  $E_b = 3,6 \cdot 10^4$  MPa,
  - współczynnik Poissona  $\mu = 0,16$ ,
  - wymiary płyty:  $6,00 \times 2,00 \times 0,14$  m;
- zbrojenie podłużne sprężające, wykonane z 18 lin  $\phi$  7,8 mm (sploty: 1  $\phi$  2,8 + 6  $\phi$  2,5 mm) rozmieszczonych symetrycznie w górnej i dolnej strefie płyty:
  - minimalna siła zrywająca linę — 62 kN,
- zbrojenie poprzeczne — niesprężone, pręty  $\phi$  8 mm:
  - wytrzymałość obliczeniowa  $R_a = 316$  MPa,
  - moduł sprężystości podłużnej  $E_a = 1,8 \cdot 10^5$  MPa.



Rys. 3. Stanowisko do badań nośności nawierzchni wykonanej z płyt wstępnie sprężonych. Pomiar ugięcia płyty pod obciążeniem statycznym

Płyty spoczywają na podłożu gruntowym o nośności  $k_1 = 41$  MN/m<sup>3</sup> i  $k_2 = 133$  MN/m<sup>3</sup>.

W celu porównania wyznaczonych liczb PCN, ocenę nośności przeprowadzono dwiema metodami:

- teoretycznie, z zastosowaniem „odwróconej” metody wymiarowania,
- doświadczalnie, z zastosowaniem statycznych obciążeń testowych.

**B.** Ocena nośności oparta na „odwróconej” metodzie wymiarowania.

1. Ocenę przeprowadzono na podstawie radzieckiej metody wymiarowania nawierzchni lotniskowych z płyt wstępnie sprężonych, wykorzystującej teorię stanów granicznych konstrukcji.

2. W obliczeniach przyjęto:
- współczynnik dynamiczności obciążenia  $K_{dyn} = 1,25$ ,
  - współczynnik przeciążenia  $n_r = 1,0$ ,
  - współczynnik warunków pracy  $m = 1,1$ ,
  - standardowe ciśnienie w oponie koła obciążającego nawierzchnię  $p = 1,25$  MPa.

3. W wyniku obliczeń [6] określono wartość granicznego momentu zginającego w przekroju poprzecznym płyty ortotropowej:

$$M_{gr}^{ort} = 15,096 \text{ kNm/m}$$

4. Stosując metodę kolejnych przybliżeń, ustalono wartość obciążenia granicznego  $P_{gr}$  wg wzoru:

### TABLICA

Nośność podłoża $k$ , MN/m <sup>3</sup>	PCN	
	teoretyczny („odwrócenie” projektu)	doświadczalny (obciążenie testowe)
41	15	21
133	18	31

$$P_{gr} \cdot f(r) = M_{gr}^{ort}$$

gdzie:

$f(r)$  — wielkość zależna od zredukowanego promienia  $r$  obciążenia (przyjmowana z tablic),

$$r = \frac{R}{l}$$

$R$  — promień śladu styku koła samolotu z nawierzchnią; na nawierzchnię przekazywane jest obciążenie  $P_{gr}$ ; ciśnienie w oponie koła równe jest 1,25 MPa,  
 $l$  — promień względnej sztywności płyty.

Obciążenie graniczne jest równe:

- 75,85 kN — dla nawierzchni na podłożu o współczynniku  $k = 41$  MN/m<sup>3</sup>,
- 75,85 kN — dla nawierzchni na podłożu o współczynniku  $k = 133$  MN/m<sup>3</sup>.

Odpowiadające tym obciążeniom wartości liczb PCN zamieszczono w tablicy.

**C.** Ocena nośności z zastosowaniem obciążeń testowych.

1. Ugięcie nawierzchni wywołano przez stopniowe, statyczne przykładanie obciążeń za pośrednictwem stalowej tarczy o średnicy 300 mm (706,5 cm<sup>2</sup>). W trakcie badania mierzono wielkość działającej siły oraz w określonych punktach — ugięcie płyty. Obciążenie stosowano w najsłabszym miejscu, tj. w narożu płyty, aż do osiągnięcia stanu zniszczenia. Widok stoiska pomiarowego przedstawiono na rys. 3.

2. W wyniku badań ustalono wartość obciążenia niszczącego, a następnie obciążenia dopuszczalne stosując współczynnik bezpieczeństwa równy 1,5. Obciążenie dopuszczalne wynosi:

- 106,7 kN — dla nawierzchni na podłożu o współczynniku  $k = 41$  MN/m<sup>3</sup>,
- 153,3 kN — dla nawierzchni na podłożu o współczynniku  $k = 133$  MN/m<sup>3</sup>.

Odpowiadające tym obciążeniom wartości liczb PCN zamieszczono w tablicy.

**D.** Dla obydwu wartości współczynnika  $k$  charakteryzującego nośność podłoża zaobserwowane różnice liczb PCN należy tłumaczyć zastosowaniem w metodzie teoretycznej kilku współczynników bezpieczeństwa. Konsekwencją tego jest zaniżenie wartości granicznych momentów zginających. Jest to zgodne z wcześniejszym stwierdzeniem dotyczącym przewagi doświadczalnego sposobu określania nośności, bowiem wartość tej charakterystyki ustalana teoretycznie może być niekiedy znacznie zaniżana.

Reasumując, pełna informacja o nośności nawierzchni rozpatrywanej w przedstawionym przykładzie, zgodnie z wymaganiami metody ACN-PCN, ma zatem następującą postać:

- PCN 21 /R/ C/W/T (jeżeli  $k = 41$  MN/m<sup>3</sup>),
- PCN 31 /R/ B/W/T (jeżeli  $k = 133$  MN/m<sup>3</sup>).

### LITERATURA

1. K. Czarnecki, S. Szpinek: Obciążenia próbne nawierzchni lotniskowych. TLiA, nr 6, 1984 r.
2. K. Czarnecki: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN. Cz I — TLiA, nr 1, 1987 r., cz. II — TLiA, nr 2, 1987 r.
3. ICAO: Aerodrome design manual — pavements, 1983 r.
4. R. C. Koole: Design and evaluation of airport pavements. Materiały z konferencji Denver, USA, 1979 r.
5. Praca zbiorowa: Prefabrykowane wstępnie sprężone płyty lotniskowe. ITWL, 1985 r.
6. Wytyczne projektowania nawierzchni lotniskowych. SN 120-70. Moskwa, 1970 r.

# Wojskowe silniki lotnicze USA i Europy Zachodniej

Dr inż. MIROSLAW OSTAPKOWICZ

## Producenci silników

Największymi producentami silników lotniczych w USA są dwie firmy: General Electric i Pratt and Whitney. Pierwsza z nich produkuje m.in. jeden z najbardziej liczonych się obecnie silników na Zachodzie — F404-GE-400, druga jest producentem tak znanych silników, jak TF30-P-414 i F100-PW-100.

Produkcją silników lotniczych w Europie Zachodniej zajmują się przede wszystkim takie firmy, jak: Rolls-Royce w W. Brytanii, Snecma i Turbomeca we Francji, Volvo Flygmotor w Szwecji, Fabrique Nationale (FN) w Belgii, Motoren und Turbinen-Union (MTU) i Klockner-Humboldt-Deutz (KHD) w FRN oraz Fiat Aviazione i Alfa Romeo Aviazione<sup>1)</sup> we Włoszech. Charakterystyczne dane tych firm przedstawiono w tabl. 1.

Z firm zachodnioeuropejskich, tylko Rolls-Royce dorównuje produkcją firmom amerykańskim. Ogółem zatrudnia on 58 800 osób, w tym 52 200 przy produkcji silników lotniczych. Z pozostałych firm zachodnioeuropejskich najbardziej liczy się francuska firma Snecma. Zatrudnia ona 18 400 osób, w tym 10 300 przy produkcji silników lotniczych. MTU jest spółką dwóch firm: Maschinenfabrik Augsburg-Nurnberg (AG) oraz Daimler-Benz AG. Pierwszą z nich zajmuje się produkcją pojazdów i konstrukcją stalowych, a druga — produkcją silników lotniczych, głównie wojskowych. Firmy włoskie, szwedzka i zachodnioeuropejskie

<sup>1)</sup> Również firma Piaggio, która uczestniczy w produkcji m.in. silników Viper (przyp. red.).

miecka KHD są duże, ale przy produkcji silników pracuje w nich po kilka procent załogi. Niewiele więcej, bo kilkanaście procent ogółu zatrudnionych, pracuje przy produkcji silników lotniczych także w belgijskiej firmie FN. We francuskiej firmie Turbomeca przy produkcji silników pracuje połowa zatrudnionych. Większość firm prowadzi także naprawy silników i produkuje do nich części zamienne.

Z wyjątkiem Volvo, wszystkie firmy zachodnioeuropejskie kooperują ze sobą lub z dwiema największymi firmami amerykańskimi. Przykładem takiej kooperacji jest silnik RB199-34, budowany w kooperacji przez trzy firmy europejskie: Rolls-Royce, MTU i Fiat. Rolls-Royce produkuje sprężarkę niskiego ciśnienia, komorę spalania, turbinę wysokiego ciśnienia, dopalacz, przewody i układ paliwowy silnika. MTU produkuje sprężarkę średniego i wysokiego ciśnienia, turbinę średniego ciśnienia, obudowy, skrzynkę napędów, odwracacz ciągu i automatykę. Fiat, wspólnie ze swoim podwykonawcą Alfa Romeo, produkuje turbinę niskiego ciśnienia, wały, podpory łożyskowe, wlot i dyszę regulowaną. Montaż silników odbywa się we wszystkich trzech firmach.

## Współczesne silniki do samolotów wojskowych

Zestaw tych silników wraz z ich podstawowymi danymi przedstawiono w tabl. 2. W tej grupie tylko J79-GE-119 firmy General Electric oraz Atar 9K-50 i Atar 8K-50 firmy Snecma są konstrukcjami jednoprzepływowymi. Mają one długą historię. Pierwszy z nich wszedł na uzbro-

TABLICA 1 Charakterystyczne dane firm silnikowych Europy Zachodniej

Państwo	Firma	Liczba zatrudnionych		Produkcja silników		Produkcja nielotnicza
		ogółem	przy produkcji silników	wyłączna	w kooperacji	
W. Brytania	Rolls-Royce	58 800	52 200	Dart RDa 6Mk596-72 i 10Mk510, Gnome H. 1400 i H. 1400-1, Gem-2 i 4BS360-23, Spey: RB163Mk512-14, 183 Mk555-15H, 163Mk511-8, 168Mk250 i 168-25R, Viper 632, M45H-01Mk501 i M45SD/RB410, F402-RR-401 Pegasus 11Mk103, Pegasus 15 RB211-22B -524B i 535, RB401-07, RB432-03 i Tyne RTy20Mk22	— RB199-34 z MTU i Fiatem — Olympus 593Mk610-14-28 ze Snecmą — Adour: Mk102, Mk811 i Mk851 z Turbomecą — Mk21-22 ze Snecmą, MTU i FN — RB318 z Alfa Romeo — TF41-A1 Spey — RB168-62 z Allison	
Francja	Snecma	18 400	10 300	Atar 9C, Atar 9K-50, Atar 8K-50, M53 M88	— Olympus 593Mk610-14-28 z Rolls-Royce — Mk21-22 z Rolls-Royce, MTU i FN — Larzac, 04 z Turbomecą MTU i KHD — CFM56-3 z General Electric — CFM56-2 z General Electric i FN — CF6-80A1 i CF6-80A3 z General Electric i MTU	sprzęt komunikacyjny, urządzenia atomowe, przemysłowe turbiny gazowe
	Turbomeca	4 600	2 300	Arbizon II i IV, Marbore VI, Astafan IV H i G, Astazou XVIG i XX, Bostan VI C4 i VII, Astazan III, XIV XVIII XXA, Turmo IVc, Arriel I CI, Makila I i TM333	— Adour: Mk102, Mk811 i Mk851 z Rolls-Royce — Larzac 04 ze Snecmą, MTU i KHD	
Szwecja	Volvo Flygmotor	59 300	2 600	RM8		samochody, silniki okrętowe i przemysłowe, maszyny rolnicze i dla leśnictwa
Belgia	Fabrique Nationale (FN)	9 700	1 500	Derwent, Avon	— Mk21-22 z Rolls-Royce, Snecmą i MTU — CFM56-2 ze Snecmą i General Electric — J79-11A z General Electric — Atar 9C ze Snecmą (do samolotów Mirage w Belgii) — F100-PW-100 z Pratt and Whitney (do samolotów F16 w Belgii, Holandii Danii i Norwegii)	małe turbiny gazowe do pojazdów specjalnych
RFN	Motoren und Turbinen-Union (MTU)	—	6 300	250-MTU-C20B	— RB199-34 z Rolls-Royce i Fiatem — Mk21-22 z Rolls-Royce, Snecmą i FN — Larzac 04 ze Snecmą, Turbomecą i KHD — CF6-80A1 i CF6-80A3 ze Snecmą i General Electric	
	Klockner-Humboldt-Deutz (KHD)	27 560	1 400	T312 APU, T117, T114A	— Larzac 04 ze Snecmą, Turbomecą i MTU	
Włochy	Fiat Aviazione i jego główny kooperant Alfa Romeo Aviazione	—	2 700	J79-GE19, J85-GE13A, T64/P4D, Spey Mk807 i Viper serii 600	— RB199-34 z Rolls-Royce i MTU — RB168 z Rolls-Royce — JT10D z Pratt and Whitney	morskie i przemysłowe turbiny gazowe

cd. na III s. okł.

## Polskie balony zaporowe z 1942 i 1943 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

O prototypach polskich balonów zaporowych zbudowanych podczas wojny w Wlk. Brytanii pisano dotychczas niewiele i to tylko na podstawie relacji ustnych i kilku zdjęć (patrz A. Morgała: Polskie samoloty wojskowe 1939÷1945). Informacje były więc dość ogólnikowe i zawierały nieścisłości pod względem oznaczeń i pojemności balonów, jak i ich prób. Obecnie na podstawie zachowanych opisów i sprawozdań z prób można było odtworzyć dzieje tych balonów.

W 1939 r. do Rumunii została ewakuowana kadra i część urządzeń Wytwórni Balonów i Spadochronów z Legionowa. Po nieudanych próbach uruchomienia Wytwórni w Rumunii, pracownicy zostali ewakuowani do Francji, a następnie do Anglii. Kierownik WBS mjr Stanisław Mazurek oraz konstruktor inż. Józef Paczosa dążyli do wykorzystania polskich doświadczeń w budowie balonów, aby przechylić szalę zwycięstwa na stronę aliantów. W 1941 r. wysunęli oni propozycję budowy prototypu balonu zaporowego o korzystniejszych cechach niż stosowane w armii brytyjskiej. W wyniku tego dowództwo Polskich Sił Powietrznych uzyskało zgodę w brytyjskim Ministerstwie Lotnictwa na skierowanie kilkusobowej polskiej grupy (w skład której wchodził: mjr S. Mazurek, por. inż. J. Paczosa, sierż. majster Czesław Nowacki i kilku wysoko wykwalifikowanych rzemieślników) do ośrodka Ballon Development Establishment (BDE) w Cardington k. Bedford. Prace w tym ośrodku rozpoczęto jesienią 1941 r.

### Lądowy balon zaporowy P.1

Inż. J. Paczosa zaprojektował balon, w którym miały być wypróbowane rozwiązania z powodzeniem stosowane przed wojną w Polsce oraz nowe ulepszenia. Były to:

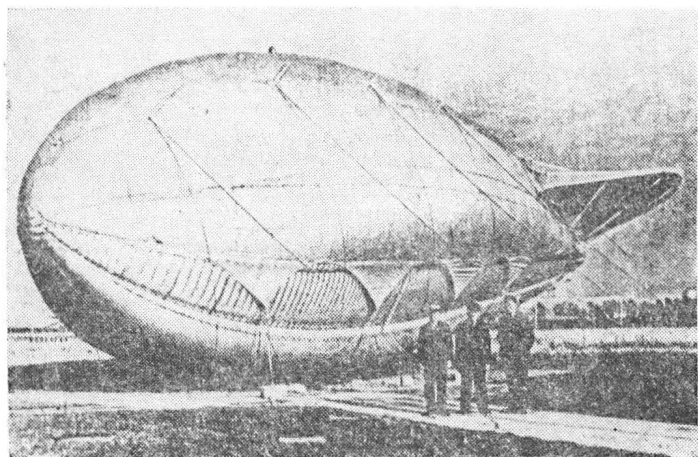
- pojedyncza tkanina powłoki (zamiast podwójnej),
- smuklejszy, bardziej opływowy kształt balonu niż balonów brytyjskich Mk.VI,
- ściągane gumą fałdy umożliwiające rozszerzalność balonu,
- sztywne stateczniki.

Przy projektowaniu założono następujące osiągi balonu:

- pułap 2400 m,
- wytrzymałość liny wciągarki 2 t,
- maks. prędkość wiatru 72 km/h,
- rozciągliwość powłoki umożliwiające osiągnięcie pełnego pułapu z uwzględnieniem możliwości rozgrzania gazu przez promieniowanie słoneczne.

Wymiary i masy balonu:

- długość 19,80 m,
- średnica maks. 7,65 m,
- pojemność maks. 515 m<sup>3</sup>,
- pojemność na ziemi 350 m<sup>3</sup>,
- masa powłoki bez stateczników 179 kg,



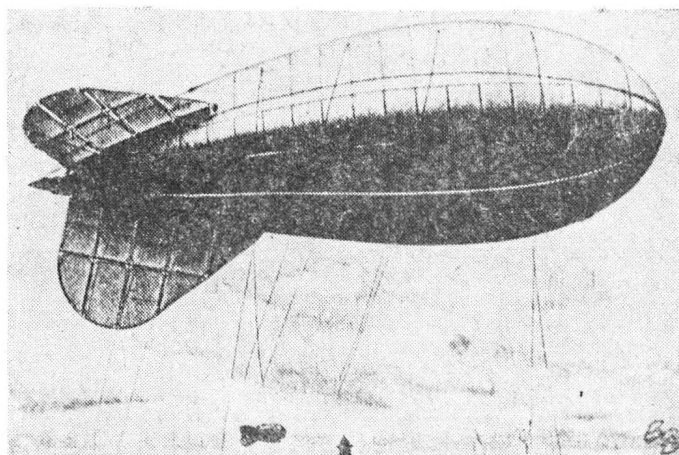
Rys. 1. Balon zaporowy P.1 o pojemności 515 m<sup>3</sup>

- masa stateczników 59,5 kg,
- masa własna 238,5 kg.

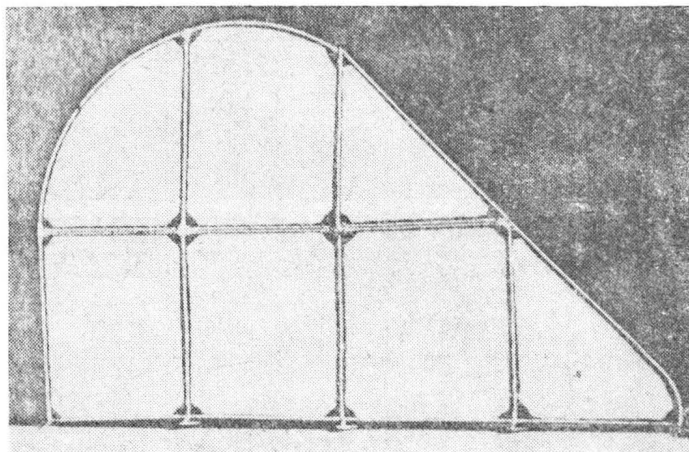
Balon miał wydłużenie 1:2,6, zaś maksymalna jego średnica znajdowała się w 32% jego długości. Powłoka była wykonana z 12 brytów, każdy z 25 odcinków. W grudniu 1941 r. rozpoczęto badania szczelności tkaniny. Tkanina bawełniana o gramaturze 76 g/m<sup>2</sup>, nagumowana od spodu warstwą 120 g/m<sup>2</sup> oraz z wierzchu warstwą zawierającą aluminium 25 g/m<sup>2</sup>, miała masę 221 g/m<sup>2</sup>. Nasylenie tkaniny wykonała firma Dunlop. Studiowe próby szczelności zostały przeprowadzone na 5 próbkach tkaniny w warunkach zimowych. Przy wykonywaniu powłoki stosowano poczwórne szwy pokryte z zewnątrz i wewnątrz przyklejoną taśmą 30 mm.

System umożliwiający rozszerzalność powłoki polegał na wykonaniu po obu bokach balonu fałd o wzmocnionych krawędziach górnej i dolnej, między którymi były napięte ściągacze gumowe. Nad fałdą umieszczone były cztery fartuchy o szerokości 2,9 m i długości 1 m, do których były mocowane liny połączone z liną holującą. Na górnej części powłoki z każdej strony znajdowało się 6 punktów mocowania lin cumowniczych. Trzy sztywne stateczniki o maksymalnej cięciwie 6,56 m miały szkielet z rur duralowych o średnicy 25,6 mm (1 cal), kryty pojedynczo płótnem. Biegące od powłoki linki usztywniające stateczniki miały krótkie amortyzatory gumowe.

Pierwszą próbę napelnienia balonu powietrzem, dla sprawdzenia prawidłowości jego budowy, wykonano w drugiej połowie sierpnia 1942 r. i 29 sierpnia balon napelniono gazem. 31 sierpnia 1942 r. po raz pierwszy balon



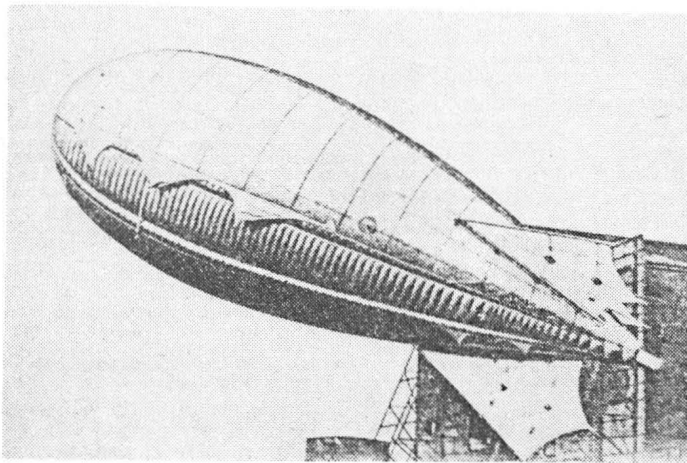
Rys. 2. Balon P.1 w powietrzu w Cardington w 1943 r.



Rys. 3. Statecznik balonu P.1

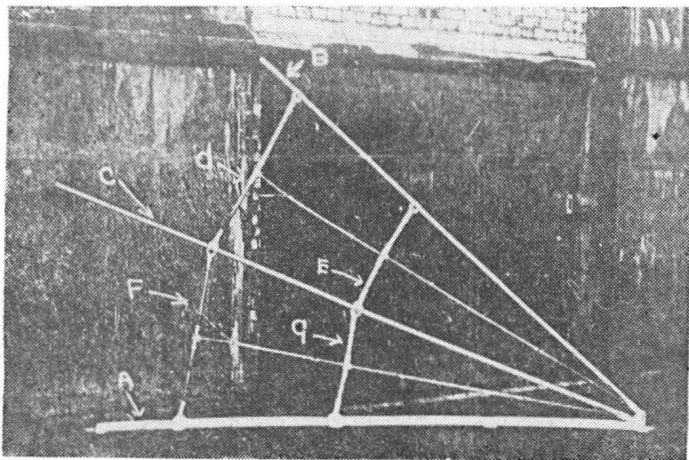


wzniósł się w powietrze. Przy lekkim wietrze 13÷21 km/h balon wzniósł się na wysokość 2400 m. Kąt liny wyciągar-ki wynosił 45°. Większa masa stateczników sztywnych niż gumowych spowodowała konieczność przesunięcia do przodu punktu zaczepienia liny holującej. Podczas prób przy wietrze 24÷32 km/h wystąpiły drgania stateczników, co zmusiło do zredukowania do minimum odcinków gumo- wych w linkach usztywniających stateczniki. Wykorzysta- nie 36 osób do cumowania balonu, zamiast niezbędnych 6, doprowadziło do szarpania balonu linami cumowniczymi i do oderwania jednej z taśm mocujących liny do powłoki, w wyniku czego 18 września wypuszczono gaz, aby balon naprawić. Po drobnych modyfikacjach balon napeł- niono gazem 16 października i od 18 do 30 października wykonywano z nim próby na małych wysokościach przy prędkości wiatru do 48 km/h. W próbach stwierdzono spa- dek nieprzepuszczalności powłoki z 95 do 83%, co wska- zywało na jej złą jakość. 2 listopada balon wzniósł się na wysokość 1370 m przy wietrze 16÷32 km/h, zaś 10 li- stopada na 760 m przy wietrze 48÷56 km/h. Przy ściąganiu balonu podczas ulewy na wysokości 90 m podczas porywu wiatru złożył się jeden ze stateczników powodując niestateczność balonu. Balon znurkował uderzając o zie- mię, co spowodowało uszkodzenia. Balon nie nadawał się już do użytku.



Rys. 4. Morski balon zaporowy VLA.48 o pojemności 120 m<sup>3</sup> pod- czas prób w 1943 r.

W wyniku prób stwierdzono, że pojedyncza tkanina jest zbyt przepuszczalna (choć w Polsce uzyskiwano zadowa- lające wyniki), brak gumy nie pozwala używać jej aż 39 kg na ściągacze, zaś brak aluminium uniemożliwia stosowanie go do konstrukcji stateczników. Sztywne sta- teczniki były prawie 2-krotnie cięższe niż miękkie, a za- razem były niedostatecznie pewne. Kształt balonu był kor- zystny.

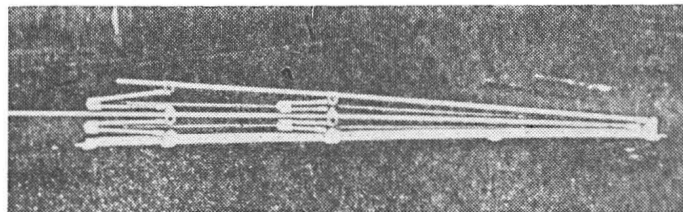


Rys. 5. Szkielet statecznika balonu P.1

## Morski balon zaporowy VLA.48

Po zakończeniu projektowania balonu P.1 Sekcja Polska BDE przystąpiła do projektowania balonu klasy Mk.VI o następującej charakterystyce:

— pułap 600 m z rezerwą pojemności pozwalającą na przegrzanie słoneczne oraz nieściąganie balonu przez trzy dni,



Rys. 6. Szkielet statecznika w stanie złożonym

- pojemność nie przekraczająca 127 m<sup>3</sup>,
  - siła zrywająca linkę holowniczą (KB.1) 1 t,
  - pozostałe osiągi jak dla balonu Mk.VI.
- Wymiary i masy:
- długość 12,5 m,
  - średnica maks. 4,8 m,
  - pojemność maks. 120 m<sup>3</sup>,
  - masa powłoki bez stateczników 81 kg,
  - masa stateczników 28,5 kg,
  - masa własna 109,5 kg.

Powłokę wykonano z dwóch warstw tkaniny od balonu Mk.VI o masie 265 g/m<sup>2</sup>. Rozwiązania konstrukcyjne sy- stemu rozszerzania powłoki i mocowania lin nośnych za- stosowano jak w balonie P.1. Trzy stateczniki o konstruk- cji z rur duralowych były składane. Usztywniały je po 3 linki z każdej strony. Na końcu balonu umieszczony był zawór gazu z balonu Mk.VI.

Balon napełniono gazem 16 stycznia 1943 r. i pozosta- wiono go na 10 dni w celu sprawdzenia szczelności. Stwierdzono spadek udźwigu z 39 do 25 kg, co oznaczało ubytek 8,5 m<sup>3</sup> gazu, czyli szczelność zmalała z 98,3 do 97,1%. 26 stycznia balon wykonał pierwszy lot na małej wysokości i ściągnięto go na ziemię przy podmuchach wia- tru 24÷29 km/h. Wykazywał tendencję do skręcania i nur- kowania. Na wysokości 6 m balon znurkował i wyrwał w górę zrywając linkę o wytrzymałości 1 t. Balon odnale- ziono; był tylko lekko uszkodzony. Po ponownym napeł- nieniu osiągnął wysokość 900 m. Przy słabym wietrze ba- lon latał dobrze. Przy silniejszym wietrze stosowano moc- niejszą linkę. 3 kwietnia 1943 r. balon osiągnął wysokość 1000 m przy wietrze 58 km/h; wówczas kąt liny wynosił 20° do poziomu. W końcu mają wymieniono zbyt ściąg- nięte gumowe sznury ściągaczy. Rankiem 7 maja balon wypuszczono na wysokość 120 m w celu przeprowadzenia próby lotu długotrwałego. W nocy wiatr o porywach do 80 km/h uszkodził balon VLA.48. Rano znaleziono go; był rozdarty, z połamanymi statecznikami. Z towarzyszących mu w próbach na tej samej wysokości czterech balonów Mk.XIII i jednego Mk.VI — w tym samym czasie uległ zniszczeniu jeden balon. Uznano, że VLA.48 stracił sta- teczność przy nadmiernie silnych podmuchach i znurko- wał aż do ziemi.

Udźwig balonu VLA.48 nie był wiele wyższy niż balonu Mk.VI o pojemności 76,5 m<sup>3</sup>, lecz wymagał większego wkładu pracy oraz rur aluminiowych i gumy na ściągacze, które to materiały w Wlk. Brytanii były bardzo o- szczędzane. Na budowę poprawionych prototypów nie uzy- skano już zgody.

## ZRÓDŁA

1. Report on Polish balloons P.1 and VLA.48. Balloon Develop- ment Establishment, Cardington, November 1943. Archiwum Instytutu Polskiego i Muzeum im. gen. Sikorskiego, Londyn, nr arch. Lot. AV 1-24
2. Uwagi mjr S. Mazurka do ww. sprawozdania (w jęz. ang.). Ar- chiwum i nr jw.

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: Burza wokół krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki ZE ŚWIATA . . . . .	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Zmiany średnich cen jednosilnikowych samolotów sportowych i turystycznych we Francji w latach 1966÷1985 . . . . .	2
A. Glass: Samoloty i śmigłowce na Farnborough'86 . . . . .	3
M. Gliwa: Przykład zastosowania metod statystycznych do opracowania i analizy wyników badań . . . . .	4
KARTOTEKA TLiA: Trago Mills S.A.H.1 . . . . .	7
ANSC Kristař . . . . .	11
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Niemieckie skróty lotnicze (II) . . . . .	13
W. Stafiej: Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego . . . . .	15
K. Czarnecki, M. Graczyk: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (III) . . . . .	16
M. Ostapkowicz: Wojskowe silniki lotnicze USA i Europy Zachodniej . . . . .	18
A. Glass: Polskie balony zaporowe z 1942 i 1943 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	21
PROTOTYPY: ICA IAR-35 . . . . .	22
Shorts Tucano . . . . .	II okł.
NOWOŚCI TECHNICZNE: Samolot Sikorsky z płatem o układzie X . . . . .	III okł.
Na okładce: Prototyp samolotu transportowego LWD Miś zbudowany w 1949 r. na początku nosił znaki wojskowe. W trakcie prób miał okresowo poszerzony statecznik pionowy — rys. K. Cieřlak	

Glass A.: Samoloty i śmigłowce na Farnborough'86. TLiA, t. XLII, 1987, nr 3, s. 4  
Przedstawiono kierunki rozwoju technicznego samolotów cywilnych, nowe inicjatywy w kooperacji, zamówienia i produkcję samolotów oraz nowe wersje i projekty śmigłowców — zaprezentowane na wystawie w Farnborough.

GLIWA M.: Przykład zastosowania metod statystycznych do opracowania i analizy wyników badań. TLiA, t. XLII, 1987, nr 3, s. 7

W artykule podano przykład zastosowania najnowocześniejszych metod statystycznych do analizy wyników pomiaru wielkości ziarna austenitu odkształconej na gorąco stali 18H2N4WA.

STAFIEJ W.: Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego. TLiA, t. XLII, 1987, nr 3, s. 16

Wyznaczenie obciążenia skrzydła szybowca wymaga analizy wielu stanów lotu, specyficznych dla tego typu sprzętu latającego. W artykule omówiono sposoby określenia tych obciążeń stosowane przy projektowaniu szybowców.

Czarnecki G., Graczyk M.: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (III). TLiA, t. XLII, 1987, nr 3, s. 18

W cz. III artykułu przedstawiono metodę wyznaczania liczb PCN zaliczanych do grupy „ocena techniczna”.

Ostapkowicz M.: Wojskowe silniki lotnicze USA i Europy Zachodniej. TLiA t. XLII, 1987, nr 3, s. 21

Scharakteryzowano firmy USA i zachodnioeuropejskie zajmujące się produkcją silników lotniczych oraz omówiono niektóre silniki do samolotów wojskowych. Artykuł uzupełniono tablicami z danymi dotyczącymi zachodnioeuropejskich wytwórni silnikowych i współczesnych silników wojskowych.

Glass A.: Polskie balony zaporowe z 1942 i 1943 r. TLiA, t. XLII, 1987, nr 3, s. 22

Przedstawiono dzieje powstania, konstrukcję, dane techniczne i przebieg prób balonów zaporowych P.1 i VLA.48 zbudowanych przez polskich konstruktorów w W. Brytanii w latach 1942 i 1943.

CONTENTS

GLASS A.: Aeroplanes and helicopters at Farnborough'86. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 4

Civil aircraft development trends, new co-operation initiatives, orders for and production of aeroplanes, new versions and designs of helicopters — all having been demonstrated at the Farnborough exhibition, are presented in this article.

GLIWA M.: An example of application of statistical methods to compile and analyse results of investigations. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 7

An example of application of the most up-to-date statistical methods to analyse results of measurements of austenite grain size in hot worked 18H2N4WA steel has been given.

STAFIEJ W.: Glider wing load factor in various conditions of steady flight. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 16

To find loads applied to a glider wing, analysis of various flight conditions specific for this type of aircraft is required. Methods to determine these loads, used at glider designing stage, have been discussed.

CZARNECKI K., GRACZYK M.: Classification of airfield surface load capacity with the ACN-PCN method (III). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 18

A method to determine the PCN numbers, reckoned among the „technical appraisal” group, has been presented in Part III of this article.

OSTAPKOWICZ M.: Military aircraft engines manufactured in the USA and Western Europe. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 21

US and West-European manufacturers of aircraft engines have been described and some engines used in military aircraft have been presented. Tables with data on West-European engine manufacturers and on present-day aircraft engines for military applications have also been included.

GLASS A.: Polish barrage balloons of 1942 and 1943. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 3, p. 22

History of development, design, technical data and testing of barrage balloons P.1 and VLA.48, built by Polish engineers in U.K. in 1942 and 1943, have been described.

cd. na s. 6



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. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gózdź, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1047-1300/86. Nakład 6600 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-82. Cena pojedynczego egzemplarza zł 130.—  
Prenumerata roczna zł 1560.—

TABLICA 2. Współczesne silniki do samolotów bojowych

Typ silnika	Rok wejścia do eksploatacji	Zastosowanie	Ciąg startowy, daN		Jednostkowe zużycie paliwa, kg/daNh		Temp. przed turbiną K	Spręż	Miarowe natężenie przepływu, kg/s	Przepływy		Wymiary silnika		
			bez dopalania	z dopalaniem	bez dopalania	z dopalaniem				liczba	stosunek	długość m	średnica m	masa kg
Pegasus 11Mk103	1966	Harrier	9 560	—	—	—	—	14	196	2	1,4	3,48	1,22	1 699
Spey RB168 Mk-250	1967	Nimrod	4 380	9 130	0,53	—	—	19	—	2	0,6	2,70	0,97	1 225
RM8	1967	Viggen	7 202	12 600	0,62	2,30	—	16,5	146	2	1	6,00	1,34	2 100
Adour Mk102	1967	Jaguar	2 260	3 740	0,74	—	—	11	—	2	0,8	2,97	0,76	715
Atar 9K-50	1968	Mirage F1, Mirage 50	4 929	7 050	0,97	1,96	1 200	6,15	72	1	—	5,95	1,02	1 582
Larzac 04	1969	Dornier, Alfa Jet	1 320	—	0,71	—	—	10,65	27,6	2	1,13	1,18	0,60	290
TF30-P-414	1970	F14 Tomcat	5 740	9 450	0,69	2,78	—	19,8	110	2	0,9	6,00	1,30	1 900
F100-PW-100	1972	F15 i F16	6 670	11 000	—	—	—	2,5	103	2	0,7	4,85	0,88	1 370
TF34-GE-2,	1972	Viking S-3A,	4 200	—	0,36	—	—	21	153	2	6,2	2,54	1,33	660
TF34-GE-100		A10	4 100	—	0,36	—	—	21	153	2	6,2	2,54	1,26	630
Atar 8K-50	1974	Super Etan-dart	4 950	—	0,99	—	—	—	—	1	—	3,49	1,02	1 155
F404-GE-400	1978	Northrop F18												
		Hornet	4 450	7 120	—	—	—	25	63,8	2	0,34	4,05	0,88	908
RB199-34	1979	Tornado	3 550	7 100	0,45	—	1 600	23,1	70	2	1	3,20	0,87	900
J79-GE-119	1980	F4 i F104	5 290	8 340	0,85	1,98	1 260	13,4	77,3	1	—	5,31	0,99	1 745
M53	1980	Mirage 2000	6 500	9 520	0,90	2,05	—	9,8	94	2	0,35	4,85	1,05	1 420
DFE101	lata 80.	F14 i F16	7 550	12 600	0,66	2,01	—	30	118	2	0,85	4,60	1,28	1 740
M88	lata 90.	Super Mirage 4000	7 550	10 400	—	1,89	—	—	—	2	—	3,64	0,90	900
PW1120	lata 90.	F-XX	6 350	9 350	0,78	—	1 670	23	78	2	0,155	3,29	0,84	1 255

jenie już 25 lat temu, dwa pozostałe są ewolucją również dawnych konstrukcji oryginalnych. Silniki te były przed laty bardzo udane. Dziś są już przestarzałe, a produkujące się je dotychczas przede wszystkim ze względu na opłacalność. Pozostałe silniki są dwuprzepływowe, o małym i dużym stopniu dwuprzepływowości<sup>2)</sup>. Do tych ostatnich należą tylko dwa silniki firmy General Electric: TF34-GE-2 i TF34-GE-100. Ich stopień dwuprzepływowości wynosi 6,2. Zastosowanie tak dużego stopnia dwuprzepływowości pozwoliło uzyskać bardzo małą wartość jednostkowego zużycia paliwa — 0,36 kg/daNh. Jednak duży stopień dwuprzepływowości pociąga za sobą wzrost wymiarów poprzecznych silnika, a tym samym jego masy i oporów czołowych. Dlatego też w innych silnikach dobrano stopień dwuprzepływowości na optymalnym poziomie. Najmniejszą wartość ma on w silniku amerykańskim F404-GE-400 (0,34) i w silniku francuskim M53 (0,35). W silniku PW11200 firmy Pratt and Whitney dla myśliwca przyszłości będzie on wynosił prawdopodobnie tylko 0,155. Średnica tego silnika będzie równa dzięki temu tylko 0,84 m przy masie 1255 kg i długości 3,29 m.

Największą zaletą silników dwuprzepływowych jest mała wartość jednostkowego zużycia paliwa, wynikająca z większej w porównaniu z silnikami jednoprzepływowymi wartości ich sprawności cieplnej i napędowej.

<sup>2)</sup> Stopień przepływowości silnika określa stosunek natężenia przepływu w kanale zewnętrznym do natężenia przepływu w kanale wewnętrznym.

O dużej sprawności cieplnej decyduje przede wszystkim wartość sprężu. W silnikach jednoprzepływowych udało się uzyskać, jak dotąd, spręż 15, co pozwoliło osiągnąć wartość jednostkowego zużycia paliwa 0,75 kg/daNh. Układ dwuprzepływowy silnika umożliwia dalsze zwiększenie sprężu nawet do wartości równej 30. Taką właśnie wartość zamierza osiągnąć firma Pratt and Whitney w silniku najbliższej przyszłości DFE101, który ma zastąpić silniki TF30-P-414 i F100-PW-100. W produkowanych już silnikach wartość sprężu jest równa 25 w silniku F404-GE-400 i 23,1 w silniku RB199-34.

O wartości sprawności napędowej decyduje prędkość wpływu czynnika z dysz wylotowych. W turbinach silnika dwuprzepływowego następuje większy spadek ciśnienia i temperatury niż w turbinie jednoprzepływowej, w wyniku czego jest mniejsza prędkość wpływu spalin z dyszy kanału wewnętrznego. Również jest mniejsza prędkość wpływu powietrza z kanału zewnętrznego, dzięki stosunkowo niskiej temperaturze i małemu ciśnieniu powietrza wypływającego z wentylatora. Zmniejszenie prędkości wpływu czynnika z obu dysz<sup>3)</sup> tego silnika jest źródłem zwiększenia jego sprawności napędowej.

<sup>3)</sup> Lub ze wspólnej dyszy dla obu przepływów w przypadku silnika z mieszanym strumieniem (przyp. red.).

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Samolot Sikorsky z płatem o układzie X

Firma Sikorsky Aircraft opracowała koncepcję samolotu pionowego startu i lądowania zaopatrzonego w płat-wirnik o układzie X. Płat-wirnik ma cztery trapezowe łopaty o stosunkowo dużej ciężkości, które po zablokowaniu wirnika tworzą układ dwóch płatów — jednego ze skosem do przodu i drugiego ze skosem do tyłu. Dzięki temu samolot może latać jak śmigłowiec oraz jak samolot konwencjonalny, w tym drugim przypadku z prędkością do 750 km/h. W zależności od sposobu wytwarzania mocy do napędu wirnika nośnego i ciągu potrzebnego w locie poziomym z dużą prędkością rozróżnia się dwie wersje samolotu:

— wersję z silnikami o zmiennym obiegu cieplnym, które napędzają płat-wirnik po skierowaniu gazów wytworzonej na wieniec oddzielnej turbiny napędowej oraz wytwarzają ciąg po skierowaniu gazów do dyszy wylotowej zabudowanej w końcu kadłuba. W czasie lotu śmigłowco-

wego moment reakcyjny wirnika nośnego równoważony jest za pomocą bocznych dysz wylotowych;

— wersję z turbinowymi silnikami wałowymi, tj. turbinowymi silnikami śmigłowcowymi, które za pośrednictwem przekładni napędzają albo wirnik X, albo umieszczone wysięgnikowo po bokach kadłuba śmigła wentylatorowe (prop-fany). Moment reakcyjny wirnika równoważony jest za pomocą różnicowego ciągu śmigieł.

Obie wersje zostały tak zaprojektowane, aby możliwe było wykorzystanie samolotu służącego w programie NASA do badań doświadczalnych wirnika typu X firmy Sikorsky, które miały rozpocząć się w październiku 1986 r. Próby samolotu doświadczalnego z płatem-wirnikiem X w jednej z dwóch wersji zaczną się dopiero ok. 1990 r.



# Szybowiec IS-1 Sep

